

UDC 533.6.011.3/5

航空宇宙技術研究所資料

TM-91

高速タービン翼列二次元試験

近藤 博・菱田光弘・山崎紀雄

1966年10月

航空宇宙技術研究所

既刊資料

TM-20	1 m × 1 m 吹出式超音速風洞における AGARD 標準模型 B の三分力試験	1963年 7月	高木 廣治, 谷 喬忠
TM-21	国産中型輸送機 YS-11 主翼疲労試験（第 I 報）	1963年 9月	木藤 秀之, 新井 駿
TM-24	円輪と薄肉円筒の回転強度の関係	1963年11月	廣北 治夫, 竹内 和之
TM-25	DATATRON 205 用 ALGOL 58 の Procedures ライブライター	1964年 1月	木谷 虔雄, 竹内 勇之
TM-26	吹出式風洞の圧力制御（フラッタ試験設備の場合）	1964年 1月	永井 文利, 中井 治夫
TM-28	一段式観測ロケットの超音速風洞試験	1964年 1月	橋爪 宏, 中井 曜一
TM-29	遷音速フラッタ試験設備の改造および整備試験	1964年 1月	谷原 盛三, 原立 利政
TM-30	二段式ロケット飛しょう体の揚力および圧力中心推定法	1964年 2月	中井 曜一, 原外 利政
TM-31	亜音速ジェット輸送機の遷音速風洞における試験	1964年 3月	安藤 泰勝, 橋爪 隆宏
TM-32	遷音速風洞の防音	1964年 3月	小橋 安次郎, 木原 宏朗
TM-33	非定常境界層の遷移の研究に使用された定温度型熱線風速計について	1964年 3月	竹内 理文
TM-34	極超音速風洞ノズルの境界層補正について	1964年 3月	河崎 俊夫, 竹内 理
TM-37	気体の不完全性を考慮した極超音速風洞ノズルの設計計算法	1964年 4月	牛田 健二, 高橋 宏
TM-38	AGARD-A 標準模型の超音速三分力試験	1964年 4月	榎並 敬之, 山本 稔
TM-39	相似極超音速流におかれた半球面上の境界層の遷移に及ぼす粗さと冷却の結合影響	1964年 5月	長洲 秀夫
TM-40	国産中型輸送機 YS-11 脊体疲労試験（I）	1964年 5月	毛利 浩
TM-41	抵抗線歪ゲージのゲージ率測定	1964年 6月	高木 廣治, 斎藤 秀夫
TM-42	実在着氷条件の測定について	1964年 6月	石原 久藏
TM-44	高負荷燃焼器（アニュラ模型）の実験結果	1964年 7月	石井 孝雄
TM-46	翼胴結合金具の疲労特性	1964年 9月	竹内 和之, 川島 矩郎
TM-47	ローター後流中のヘリコプター胴体の抵抗について	1964年10月	田畠 浩治, 大坪 孔治
TM-48	極超音速風洞用ペブル加熱器の予備実験	1964年10月	滝澤 實, 田寺 木一
TM-49	Queen-Air 機の失速特性について	1964年12月	古泉 関昌次, 日出夫
TM-50	LS-A 型ロケットの曲げ剛性および振動試験について	1964年12月	大塚 貞吉, 鈴木 邦男
TM-51	超音速風洞空力データ表示記録装置	1965年 1月	松本 宏, 石井 浅五郎
TM-53	ベクトルのノルムと行列のノルム—数値解法の収束条件その他への応用	1965年 2月	広木 強, 山中 雅俊
TM-54	熱衝撃試験用風洞整備試験	1965年 2月	竹内 和之, 枝郭 俊一
TM-55	ロケット模型風洞試験における超音速相似則の応用	1965年 2月	平木 一, 橋本 登崇
TM-56	2024-T4アルミニウム合金平滑丸棒の常温回転曲げ疲労試験	1965年 2月	山口 富治, 岡田 一男
TM-57	極超音速における軸対称物体の前面抵抗	1965年 5月	幸尾 治朗, 鎌田 幸一
TM-58	試験用飛しょう体の超音速風洞実験	1965年 5月	照井 曜一, 堀田 武敏
TM-59	ジェットリフトエンジン空気取入口の実験（I）	1965年 5月	中井 曜一, 岩崎 俊夫
TM-60	吹出式超音速風洞における実験データの処理方式について（II）	1965年 7月	石田 誠, 河野 哲雄
TM-61	クインエア機の風洞試験	1965年 7月	曾我 国男
TM-62	高温歪ゲージの温度特性試験	1965年 8月	斎藤 秀夫, 木村 友昭
TM-63	2024-T-3アルミニウム合金の有孔補強平板の軸荷重による疲労特性	1965年 9月	近藤 博, 増田 惣平
TM-64	応力集中による材料の疲れ強さに関する一実験（I）	1965年 9月	原亘 利, 高島 一明
		1965年 9月	根川 英夫, 戸田 明
		1965年 9月	保子, 広末 健一
		1965年 9月	坂野 雄吉, 戸田 征一
		1965年 9月	四郎, 別府 信宏
		1965年10月	江川 幸一
		1965年10月	飯田 宗四郎
		1965年10月	池田 炳治, 坂元思無邪
		1965年10月	光山 敏雄

高速タービン翼列二次元試験*

近藤 博**・菱田光弘**・山崎紀雄**

1. はしがき

ジェットエンジン用タービンには軸流タービンを用いることが多いが、ジェットエンジン用軸流圧縮機は高速化される一方で、遷音速圧縮機から超音速圧縮機へと研究が進められようとしている。したがって、軸流タービンについてもその高速化が問題となる。

当所の回転翼列試験機による高速軸流タービンの研究と関連して、われわれは、2種のタービン翼列について、二次元翼模型を用いて高速試験を行なった。試験はピトー管によって後流測定を行なうとともにシュリーレン写真によって流れの観察を行なった。

この試験の結果、タービン翼列試験についての経験を深めるとともに、軸流タービンの高速化を進める上に参考となる点がいくつか得られた。また試験結果について三次元翼列（円環翼列）試験結果との比較を行ない、かなりよく一致することがわかった。

記号

α_1 ：流入角

α_2 ：流出角

P_t ：全圧

P_s ：静圧

P_{atm} ：大気圧

q : $P_t - P_s$

M : マッハ数

ξ : くい違い角

C : 弦長

S : ピッチ

O : スロート直徑

ζ : 平均全圧損失係数

* 昭和41年9月21日受付

** 原動機部

$\Delta P/q_2$: 静圧降下率

C_p : 圧力係数 ($C_p = \frac{P_t - P_{s2}}{q_2}$)

添字 1 流入状態

2 流出状態

D 設計条件

l 局所値

— 平均値

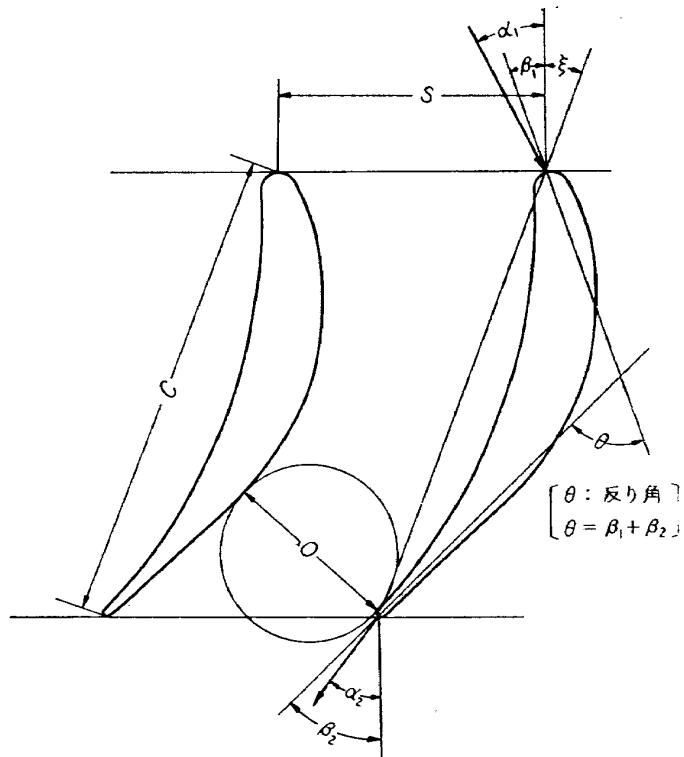


図1 記号 (文献2)と共通)

2. 翼型および翼列について

試験したタービン翼列は、当所の実物圧縮機試験設備における圧縮機駆動用ガスタービン¹⁾および高圧空気による空気タービン試験機に用いられた翼列である。この空気タービンによる研究はすでにタービン研究室で行なわれ、その結果の一部は文献2)で報告されている。

試験翼列の基本翼型は“15.5・T6/66・P42.2”である²⁾。この数値はそれぞれ次の意味をもつていて。15.5; 最大翼厚比 (C%), T6; 厚み分布, 66; そり角 (度), P; 放物線カンバー線, 42.2; 最大そり位置 (C%)。この基本翼型については Bridle らの高速翼列試験結果がある^{3), 4)}。

2種の試験翼列をそれぞれ翼列A, Bと呼ぶ、翼列Aの翼型座標を表1に示した。またその翼型断面を図3に示した。翼列B(別称GTN型)⁵⁾の翼形状を図4-aに示し、図4-bに $s/c = 0.8, 0.7, 0.6, 0.5$ のときの翼型配置を示した。

表1 翼型座標(翼列A) (単位mm)

Z	U	L
8.78	25.68	23.10
10.61	26.26	23.09
12.44	26.60	22.94
14.27	26.83	22.69
16.10	26.92	22.37
17.93	26.80	21.91
19.76	26.50	21.39
21.59	26.04	20.77
23.41	25.31	20.01
25.24	24.29	19.20
27.07	23.00	18.29
28.90	21.30	17.08
30.73	19.31	15.83
32.56	17.07	14.42
34.39	14.75	12.87
37.31	11.04	10.16

ZL; 7.73 ZT; 37.65 RL; 1.18 RT₁; 0.2 RT₂; 0.5

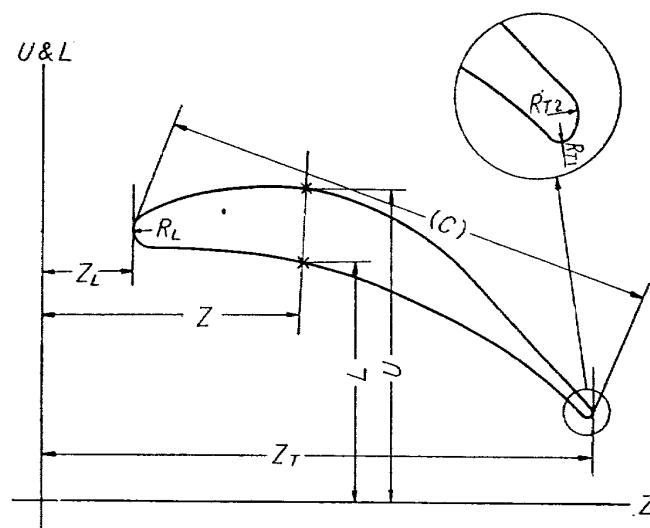


図2 翼型座標のとり方

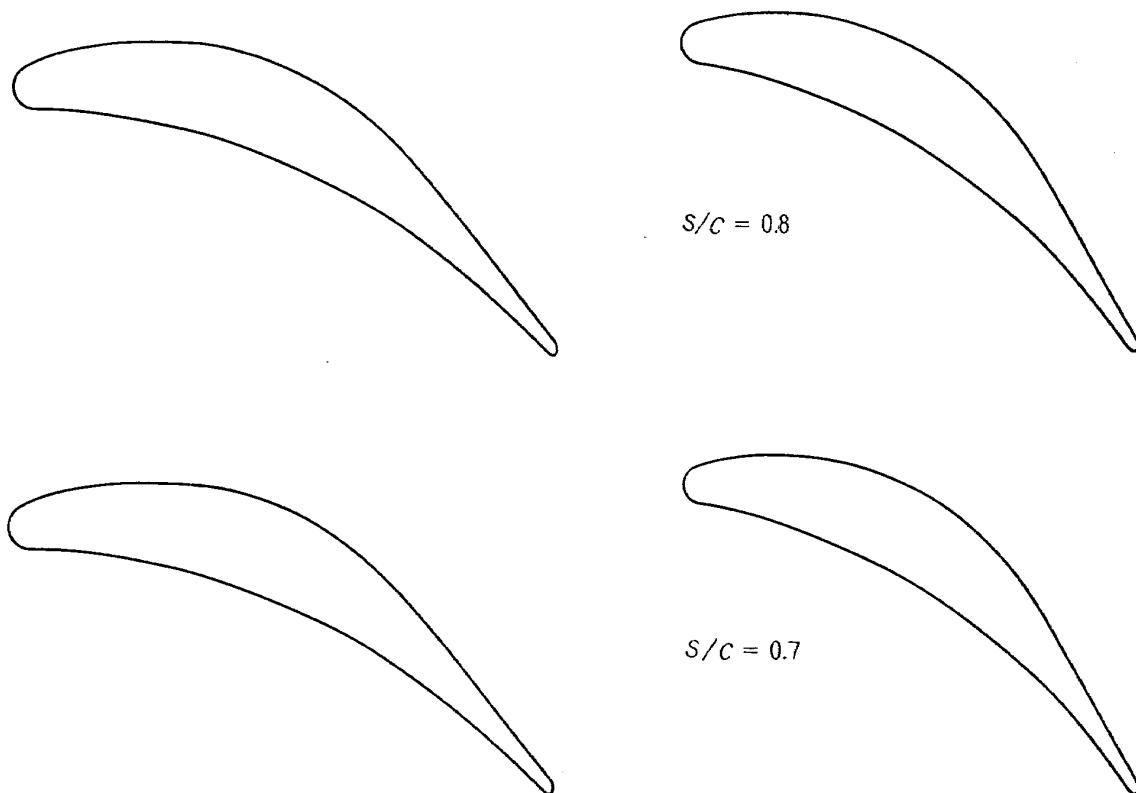


図3 翼型断面図（翼列A）

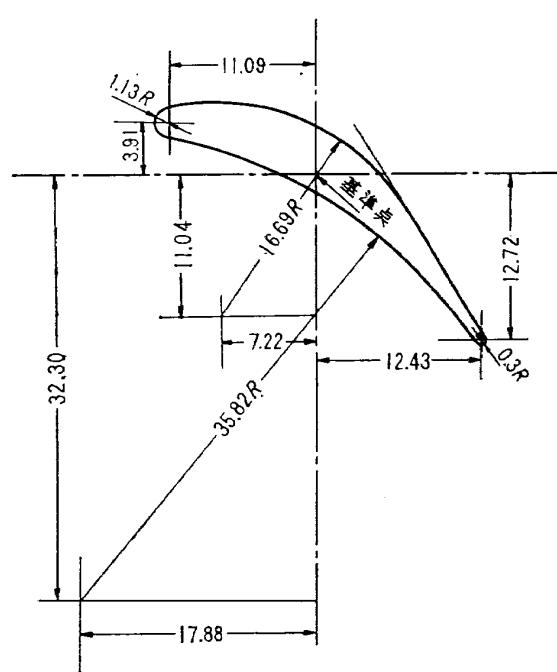


図4-a 翼形状（翼列B）

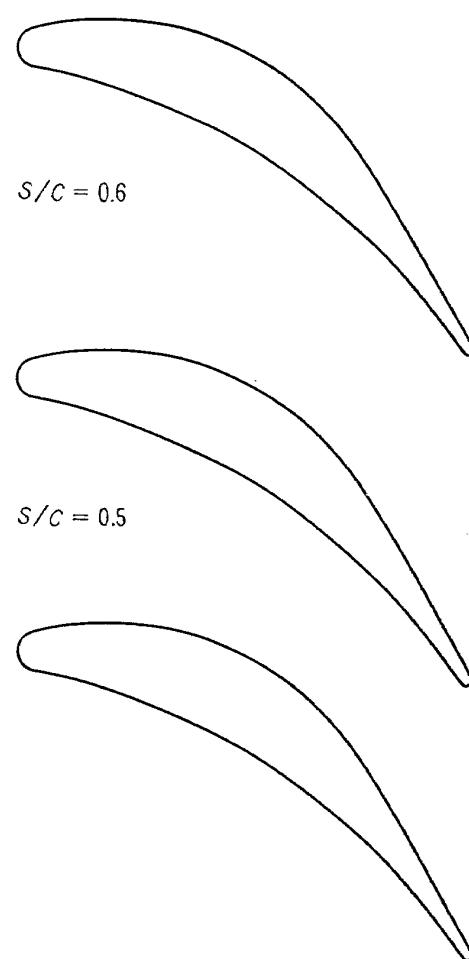


図4-b 翼型配置図（翼列B）

表2に試験翼列の翼配備を示した。

表2 翼配備

翼列	くい違い角 ξ	s/c	$\cos^{-1}(o/s)$	α_{1D}
A	26°	0.725	51.1°	26°
B	33°	0.80	57.2°	0°
B	33°	0.70	59.4°	0°
B	33°	0.60	61.4°	0°
B	33°	0.50	62.4°	0°

図5に翼間流路面積の変化を示した。図の横軸には翼前縁を0、後縁を1.0として軸流方向の位置を無次元化して示し、縦軸には、翼列入口面積に対する比で流路面積を示した。翼列Bについてはs/cが変化するから、s/c=0.8のときの入口面積に対する比で表わした。

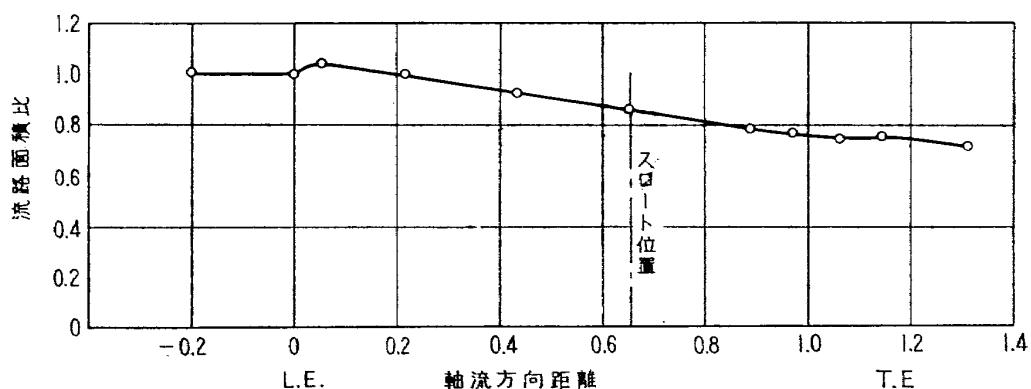


図5-a 翼間流路面積（翼列A）

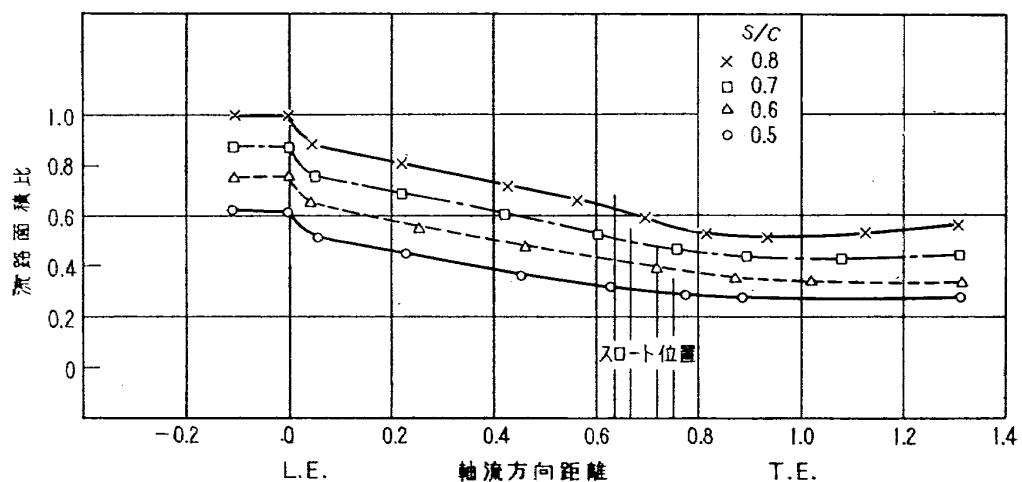


図5-b 翼間流路面積（翼列B）

この試験に用いた翼模型はいずれも弦長30mm、スパン90mmの金属製で、翼枚数は装置のつごう上7枚を用いた。

3. 試験装置、測定法

この試験は、当所の高速翼列風胴^{1), 6)}を用いて行なった。測定に用いた計測装置はいずれもこの風胴に付属しているものである。境界層の抽気は行なっていない。これについては、後出の「試験条件について」にふたたび述べる。

翼列への流入気流状態の測定は、3孔アローヘッド型ピトー管および風胴左右壁静圧孔によつて、流入全圧、静圧および流入角の測定を行なった。測定位置はいずれも翼前縁より約1弦長上流である。また抵抗測温体によって、集合洞において気流の全温を測定した。

翼列からの流出気流状態は、3孔アローヘッド型ピトー管を翼スパン中央部で翼列軸方向にトラバースして、流出全圧および流出角を測定した。トラバースした位置は翼後縁から流れに沿つて約1/2弦長下流である。圧力はすべて水銀マノメータを用いて読み取つた。

なお、翼弦長と流出速度とから求めたレイノルズ数は、翼列B ($s/c=0.8$, $\alpha_1=0^\circ$, $M_2=0.4$)で 2.36×10^5 であった。

ピトー管による後流測定で問題となるのは、静圧、風向の測定や高速における圧縮性の影響である。流出角の測定では、境界層の翼面からのはく離などによって Wake の幅が広くなつた場合、たとえば1ピッチのほぼ全幅にわたつて Wake となつたときなど、測定しようとする流れがほとんどすべて Shear Flow となり、風向の測定は非常にむずかしく、測定精度も低くなる。本試験では、このような場合、局所全圧損失がもっとも少ない点の流出角測定値をもつて流出角とした。

静圧の測定も翼列風胴では、圧縮機・ターピンなどの内部流動の測定の場合と同じように、もつとも困難なものである（風胴測定部や流路の大きさに比較して、模型などの大きさが同等であるため、風胴測定部あるいは流路内に大きな静圧こう配が起つりやすい）。この試験では、流出静圧は実験室気圧（大気圧）に等しいと仮定したが、これはノズル翼列の流路に沿つて静圧を測定した結果⁵⁾からみて、ほぼ正しいと考えられる。

圧縮性の影響（ピトー管そう入による衝撃波の発生）による測定全圧の誤差は、測定誤差より小さいと考えられるので、その補正は行なつていない⁷⁾。

なお、シュリーレン装置については、文献1)に報告されている。

4. 翼列性能の表示

翼列性能は、平均流出角 $\bar{\alpha}_2$ 、平均全圧損失係数 \bar{c} 、静圧降下率 $\Delta P/q_2$ を用いて表わした。

- (1) 平均流出角 $\bar{\alpha}_2$ は、Wake 外の局所流出角 α_{2i} の算術平均値で表わした。Wake 中の流れは、Shear Flow であるので風向の測定は行なつてない。
- (2) 平均全圧損失係数 \bar{c} は次式から計算した²⁾。

$$\zeta = -\frac{1}{S \cdot q_2} \int_0^s (P_{t1} - P_{t21}) dS$$

ただし、 $q_2 = P_{t2} - P_{s2} \approx P_{t1} - P_{atm}$

また以後損失係数という。

(3) 静圧降下率 $\Delta P/q_2$ は次式から計算した。

$$\frac{\Delta P}{q_2} = \frac{P_{s1} - P_{s2}}{q_2} \approx \frac{P_{s1} - P_{atm}}{q_2}$$

(4) 流出マッハ数 M_2 は、理論流出マッハ数をもって表わした。すなわち、流出全圧は Wake 外の点の全圧をとり、流出静圧は実験室気圧（大気圧）に等しく、流れは等エンントロピー断熱変化するとして求めた。

5. 試験条件について

5.1 流入状態について

図6に翼列をつけた状態における風洞測定部への流入気流の全圧および流入角分布の一例を示した。

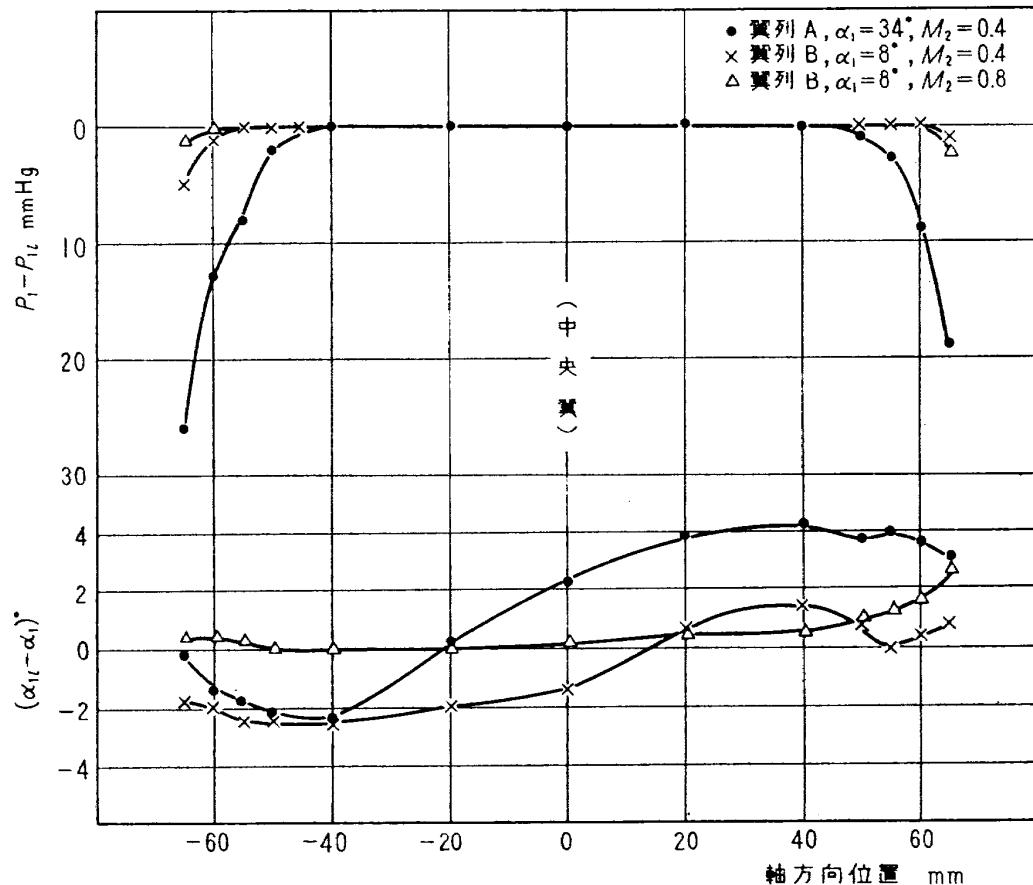


図6-a 流入全圧・流入角分布（スパン中央断面）

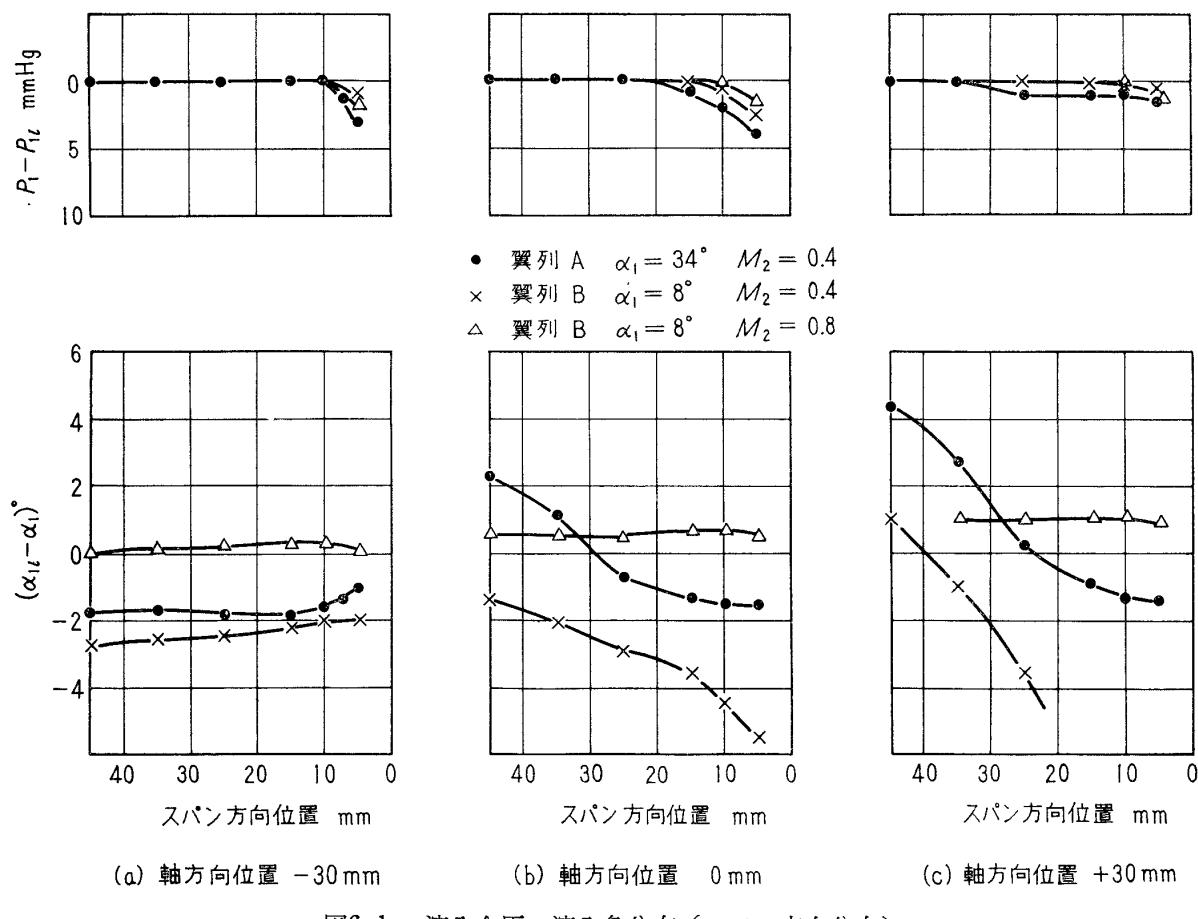


図6-b 流入全圧・流入角分布(スパン方向分布)

これは翼列よりほぼ1弦長上流を3孔ピトー管をトラバースして得たものである。測定はいずれも境界層の吸い込みを行なっていない場合のものである。図に示されるように、流出マッハ数0.4の場合、翼列軸方向、スパン方向ともに風向分布がよくないが、流出マッハ数0.8では風向分布はよくなり、ほぼ一様な流れとなっている。

図7に翼列をつけないときの測定部の風向を示した。図にみられるように $M_1=0.2$ では、風向はかなりかたよって、ねじれていることがわかる。しかし、 $M_1=0.25$ では一様な流れが得られている。

図8はピトー管を風胴測定部中央に固定しておいて、マッハ数を変化させて、風向のかたよりを測定したものである。図に示すように、 $M_1=0.25$ 以下では流れのかたよりはマッハ数によってかなり変化するが、 $M_1=0.25$ 以上ではほぼ一定値となっている。図7、8の結果から、一般的に $M_1=0.25$ 以上 (M_1 と M_2 の関係は図22を参照) では一様な流れが得られていると考えられる。

また全圧分布についてみると、翼列軸方向、スパン方向とも境界層の発達は大きくない。以上に述べたことからこの試験の場合翼列前で境界層の吸い込みは必要でないと考えられる。

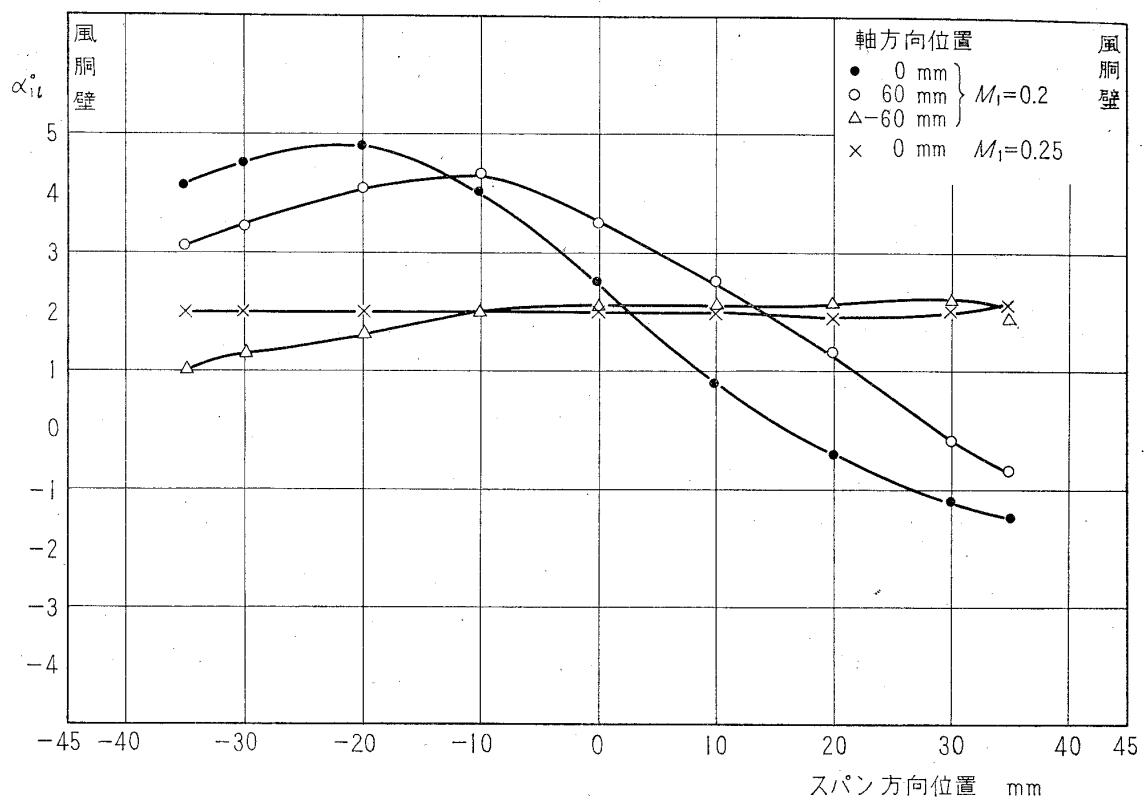


図7 流入角分布（翼模型なし）

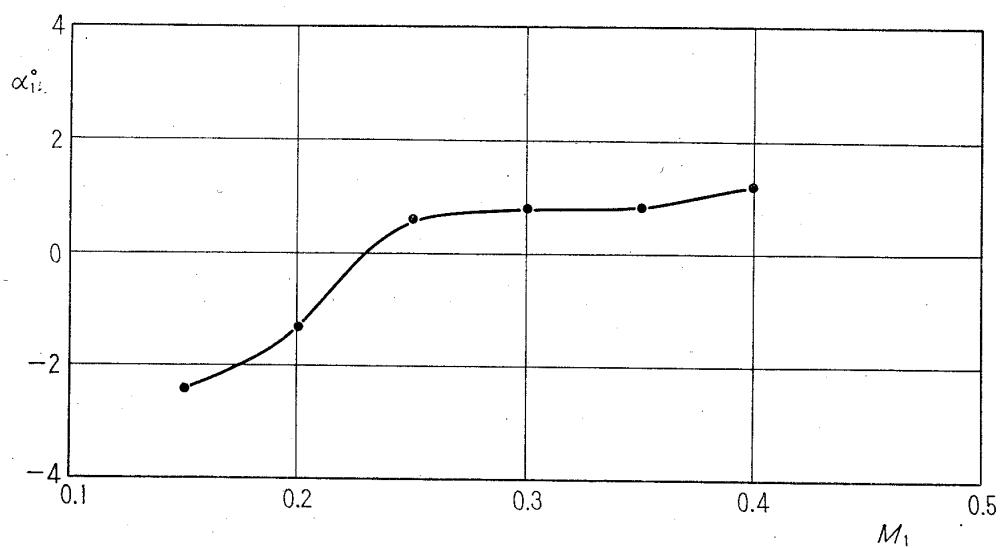


図8 マッハ数による流入角の偏り（翼模型なし）

5.2 流出状態について

図9, 10に翼列A, Bの設計翼配備における流出マッハ数0.4および0.95のときの平均流出角 $\bar{\alpha}_2$ の分布を示した。これは翼列の全後流をトラバースして、各ピッチにおける平均流出角を求め

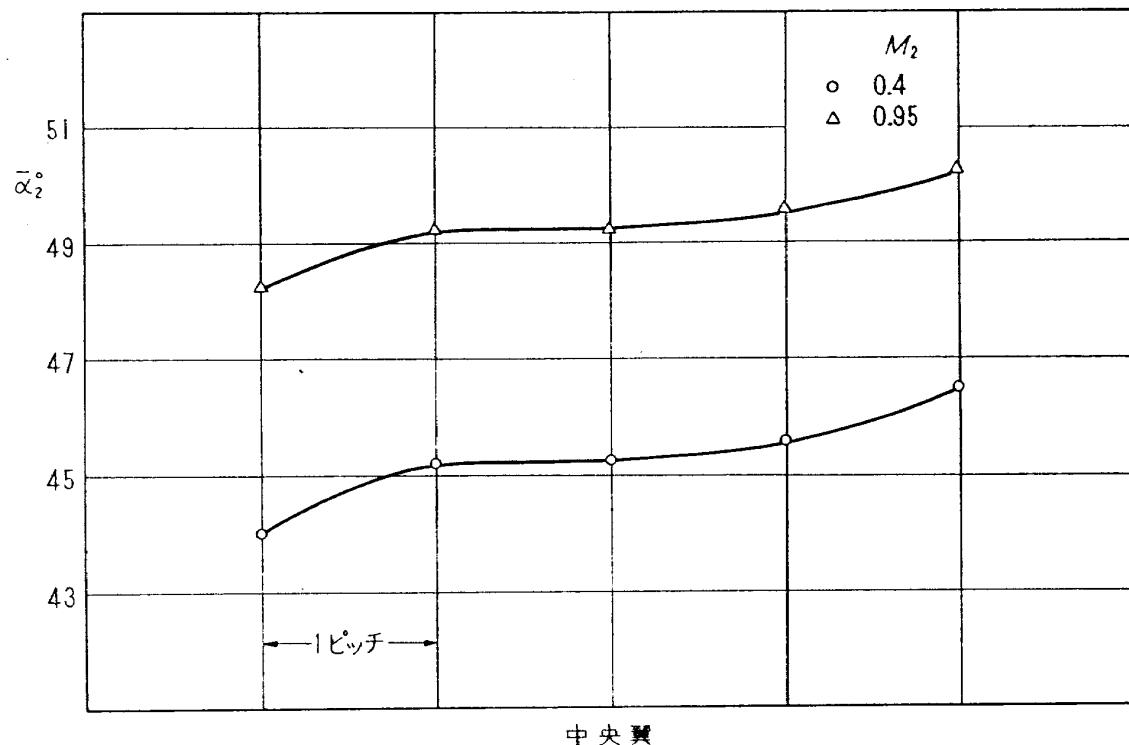


図9 流出角分布 (翼列A $\alpha_1=26^\circ$)

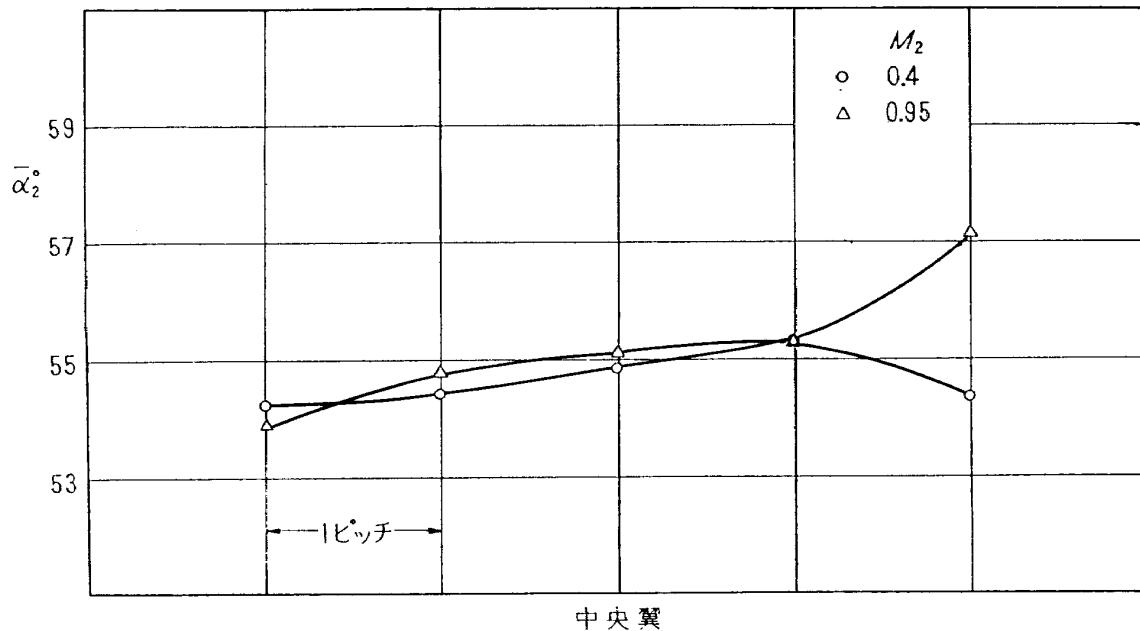


図10 流出角分布 (翼列B $\alpha_1=0^\circ$)

たものである。図に示すように、中央翼を含む3ピッチにおける平均流出角はよい一致を示しており、これらの翼がほぼ等しい状態で作動していることがわかる。前述のように、この試験では、模型は7枚だけしか用いていないから、上下壁の影響のために、3ピッチ以上の幅にわたって一様な流れが得られなくてもやむをえないと思われる。

圧縮機翼列の二次元試験では、その流れの二次元性の判定に軸流速度比 V_{2a}/V_{1a} を用いることがある。そしてこの場合 V_{2a}/V_{1a} の値が 1.1~1.2 より大きくなると流れの二次元性がはなはだしく失われるようである^{6),8)}。タービン翼列では一般に膨張比（密度変化）が大きいから、 V_{2a}/V_{1a} の値を流れの二次元性の判定に用いるのは不適当である。密度 ρ の変化の大きさを考慮に入れて ρV_a の比を用いるのが適当と考えられる。

図11にこの ρV_a の比、 $\rho_2 V_{2a}/\rho_1 V_{1a}$ と M_2 との関係を示した。図11-a は翼列 A、図11-b は翼列 B の設計翼配備に対するもので、いずれも流入角 α_1 をパラメータにとって示してある。図示のように、翼列 A、 $\alpha_1=34^\circ$ 、 $M_2=0.4$ の場合をのぞいて、いずれも 1.0 に近い値を示している。

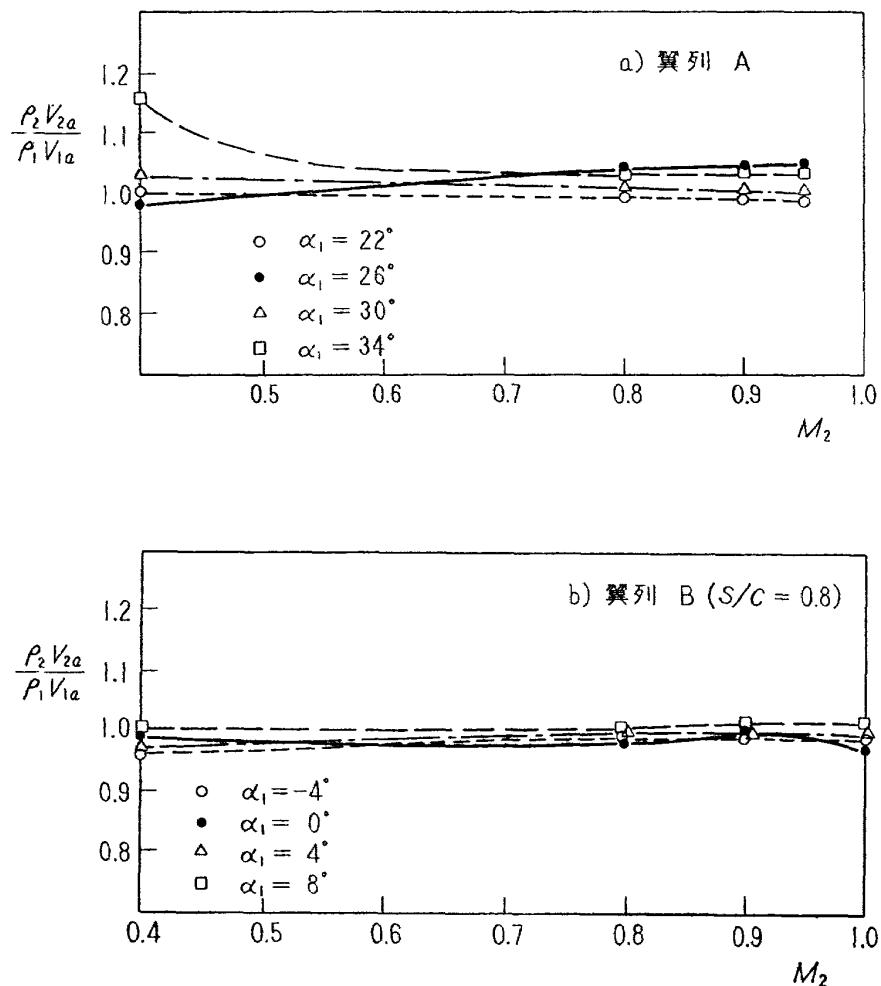


図11 $(\rho_2 V_{2a}/\rho_1 V_{1a} - M_2)$

以上に述べたことから次のように結論することができよう。すなわち、翼スパン方向風胴壁における境界層の発達は少なく、翼列軸方向についても流れの分布はよい。 $\rho_2 V_{2a}/\rho_1 V_{1a}$ の値も 1.0 に近い。したがって、境界層の翼列間抽気を行なわなくても十分に二次元性を保った高速試験を行うことができる。

このように增速流れであるタービン翼列の試験では、圧縮機翼列試験に比較して、はるかに流れの二次元性を保ちやすい。しかし、反動度の小さい、圧力降下の少ない衝動タービン翼列の試験では、流出速度が流入速度と比較して、ほとんどその大きさが変わらない。このような場合には翼スパン方向での境界層の発達が大きくなることも考えられる。

6. 試験結果と検討

6.1 試験結果

翼列 A, B の設計翼配備における翼列性能とシュリーレン写真を図12～15に示した。図16, 17には流出マッハ数をパラメータとして、流入角 α_1 に対して損失係数 c_l と平均流出角 $\bar{\alpha}_2$ を示した。また、図18には転向角 ε と損失係数 c_l との関係を示した。

翼列 B は設計翼配備の $s/c = 0.8$ のほかに $s/c = 0.5, 0.6, 0.7$ についても試験を行なった。図19に s/c をパラメータにとって、流出マッハ数に対する翼列性能の変化を示し、図20には流出マッハ数をパラメータにとって、 s/c に対する性能の変化を示した。図20に鎖線で示したのは、文献9)による形状損失係数の s/c による変化で流出マッハ数 0.6 以下、 $\alpha_2 = 60^\circ$ の場合に適用されるものである。

前述のように、2種の試験翼列のうち、翼列 B については、類似の二次元翼列を含む三次元翼列（円環翼列）の試験結果が報告されている²⁾。図21にこれらの試験結果との比較を示した。

6.2 試験結果の検討

(1) 全圧損失係数について

翼列 A については、流出マッハ数による損失係数の変化は小さく、低速から高亜音速までよい性能が得られ、損失係数は 0.04～0.05 である。この結果は Bridle らの試験結果³⁾ と比較してほぼ一致している。また試験した範囲では、流入角による損失係数の変化はそれほど大きくない。

翼列 B の設計翼配備における性能は、翼列 A とは異なって、流出マッハ数によって損失係数が変化する。すなわち、流出マッハ数が 0.8 以下では、損失係数は約 0.03 でよい性能を示しているが、流出マッハ数が 0.8 より高くなると、損失係数の急激な増加を生じる。図21に示されるように、三次元翼列による $s/c = 0.77$ の翼素性能試験においても臨界マッハ数の値はやや高いが似た結果が得られている。Bridle らの試験結果とは傾向が一致しない²⁾。このような損失係数の増加は、翼列 B のシュリーレン写真にも示されるように、スロート部付近の翼背面の境界層が大きくはく離したこ

とによると思われる。Dunsby は Bridle らの試験したのと同じ翼列について、シュリーレン写真を用いて流れの観察を行なったが⁴⁾、われわれの基本翼型 (15.5・T6/66・P42.2) については、本試験シュリーレン写真結果のような境界層の大きなはく離はみられない。翼型形状はほぼ等しいから、くい違い角、節弦比などの値が異っているため、このような違いがでると考えられる。このことから高亜音速以上では、くい違い角、節弦比などの翼列パラメータが翼列性能に大きな影響をもつことがわかる。

(2) 流出角について

翼列Aの流出角 $\bar{\alpha}_2$ は、流出マッハ数が高くなると、それに対してほぼ直線的に増加している。この結果を Ainley の方法⁹⁾によって求めた計算値と比較すると、流出マッハ数に対する変化はほぼ一致するが、測定値のほうが $2\sim4^\circ$ 低くなっている。また Bridle らの試験結果では、流出マッハ数による流出角の変化はわずかで、この試験とは違った結果となっている。 $\alpha_1=34^\circ$, $M_2=0.4$ のときをのぞけば、流入角による流出角の変化は少なく 1 度以内であった。

翼列Bの流出角 $\bar{\alpha}_2$ は、流出マッハ数 0.8 までは、わずかにふえる傾向があり、それより高い流出マッハ数では、損失係数の増加とともに流出角はやや減少する。翼列Aと同様に、Ainley の方法による計算値と比較すると約 1 度測定値のほうが小さい。流出マッハ数に対する変化はほぼ一致している。またこの結果は三次元翼列の試験結果ともほぼ一致している。

(3) s/c の翼列性能への影響

前述のように、翼列B設計翼配備では流出マッハ数が 0.8 以上になると、急激に損失係数が増加している。Wake の形状、シュリーレン写真などからみて流れが高速になったとき、翼列スロート部より後縁へ向う翼背面で境界層が大きくはく離するのが原因であろう。Bridle らの試験結果や翼列Aの翼列性能からみると、翼列Bについてもその翼配備を変えることによって、性能の改善されることが考えられる。図19に翼列Bを設計翼配備からピッチをつめて、 $s/c=0.7, 0.6, 0.5$ にしたときの性能を示した。図に示されるようにピッチをつめた場合、流出マッハ数による損失係数の変化は小さく、遷音速域全般でよい性能が得られることがわかった⁷⁾（ただし図21の円環翼列における $s/c=0.7$ の翼素性能例ではピッチの広すぎた翼素も含んだ自由渦型三次元流路なのでこのピッチ減小効果は現われていないのだと思われる）。ピッチを小さくすることによって性能が改善される原因は次のように考えられる。ピッチをつめることによって翼列スロート部が後縁に近づく。したがってスロート部での翼背面の曲率半径が大きくなる（図4-b）。また流路面積もスロート部以後で広がり部分がなくなる（図5）。このようなことによって、二次元試験では $s/c=0.8$ のときのような翼背面での境界層の大きなはく離をおさえられたと考えられる。

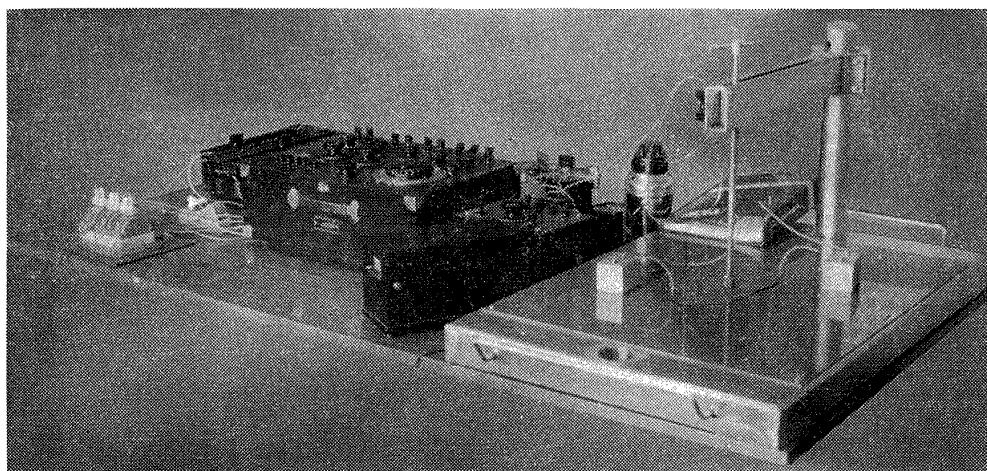
$s/c=0.5$ の二次元試験結果では遷音速まで損失係数の流出マッハ数による変化は小さいが、ピッチのやや大きいときに比べて損失係数のレベルが高い。これはピッチをせまくすることによって流

れの状態はよくなつたが、翼表面における摩擦による損失率がふえたためと考えられる。

またピッチをつめることによってチョーキングマッハ数が低くなることが予想されたが、この試験では、図22に示すようにピッチによる違いはほとんどない。

図23に、翼列Bについて、電気的相似によって非圧縮性流れにおける翼面圧力分布の計算を行なった結果を示した。計算は $s/c=0.8$ と 0.6 について行なつた。この結果をみると、 $s/c=0.6$ のときは $s/c=0.8$ のときに比べて翼背面における負圧がかなり小さく、したがつて拡散比¹⁰⁾も小さくなっている。圧縮性流れにおいても s/c を小さくすれば翼背面の負圧が小さくなり拡散比も低くおさえられることになるから、この計算結果からも s/c を小さくすることによって、翼列Bの損失係数のマッハ特性が改善されると予測できる。

この電気的相似を利用した翼面圧力分布の計算は、主として大塚の方法¹¹⁾によるものである。使用した装置の写真を下に示した。



電気的相似回路

7. あとがき

2種のタービン翼列について、二次元翼模型を用いて、高速翼列試験を行なつた。この試験の結果は次のようにまとめられる。

- (1) 翼列Aでは、低速から高亜音速まで、損失係数の小さい、よい翼列性能が得られた。
- (2) 翼列Bでは、設計翼配備 ($s/c=0.8$)においては、流出マッハ数 0.8 以下ではよい翼列性能が得られたが、流出マッハ数 0.8 以上では損失係数が大きくなつた。翼列Bについてのこのような結果は、三次元翼列（円環翼列）による試験結果とも傾向的によく一致している。
- (3) 翼列Bについて、ピッチを変えて試験を行なつた結果、ピッチをつめることによって、翼列Bについても遷音速まで、損失係数の小さい、よいマッハ数特性が得られることがわかつた。これらの試験の結果は次のように考えられる。すなわち、低速におけるよりも高速において

ては、節弦比の最適値の範囲がせまく、また最適値からずれると急激に性能が悪くなることを示している。

(4) 流出角は、Ainley の方法による計算値と比較すると、流出マッハ数に対する変化はほぼ一致するが、測定値のほうが 1~3 度小さい。

(5) 得られた翼列性能やシュリーレン写真などからみて、遷音速では、翼列スロート部およびそれ以後の翼背面の形状や翼間流路面積の変化が、翼列性能に大きな影響を持つことがわかる。終わりに、この試験を行なうについて、種々ご指導いただいた松木原動機部長、鳥崎室長に感謝いたします。また、試験には空気源運転担当各位に、図表の作成には古川昇君にご協力いただき、東京芝浦電気(株)タービン事業部からは貴重な資料を提供された。ここに記して謝意を表します。

文 献

- 1) 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、航技研報告 TR—24 (昭和37)
- 2) 鳥崎忠雄、能瀬弘幸、森田光男；高速軸流タービンの研究(I)，航技研報告 TR—69 (昭和39)
- 3) E. A. Bridle；Some High-Speed Tests on Turbine Cascades, R & M No. 2697 (1949)
- 4) J. A. Dunsby；Schlieren Tests on Some Conventional Turbine Cascades, R & M No. 2728 (1949)
- 5) 近藤 博、蓑田光弘、山崎紀雄；遷音速タービンノズルに関する実験的研究（第 I 報、二次元翼列），第718回日本機械学会講演会、航空原動機講演会前刷，(昭和39/1)
- 6) 近藤 博、蓑田光弘、坂口 一、山崎紀雄；高速翼列の実験について、航技研報告 TR—44, (昭和38)
- 7) 窪田滋夫、森田 進；タービン翼の高速翼列実験、日本機械学会論文集（第2部）Vol. 28, No. 186 (昭和37)
- 8) 松木正勝、高原北雄、西脇英夫、森田光男；喰違い角の大きい減速翼列の研究、航技研報告 TR—10 (昭和36)
- 9) D. G. Ainley & G. C. R. Mathieson；A Method of Performance Estimation for Axial-Flow Turbines, R & M No. 2974 (1951)
- 10) 平山直道；翼列における境界層、日本機械学会誌 Vol. 66, No. 532 (昭和38)
- 11) 大塚新太郎；電気的方法を取り入れた翼列の解法、東大理工研報告 Vol. 4, No. 1—2 (昭和25)
- 12) H. Schlichting；Berechnung der reibunglosen imkompressiblen Strömung für ein ebenes vorgegebenes ebenes Schaufelgitter, VDI Forshungsheft 447 (1955)

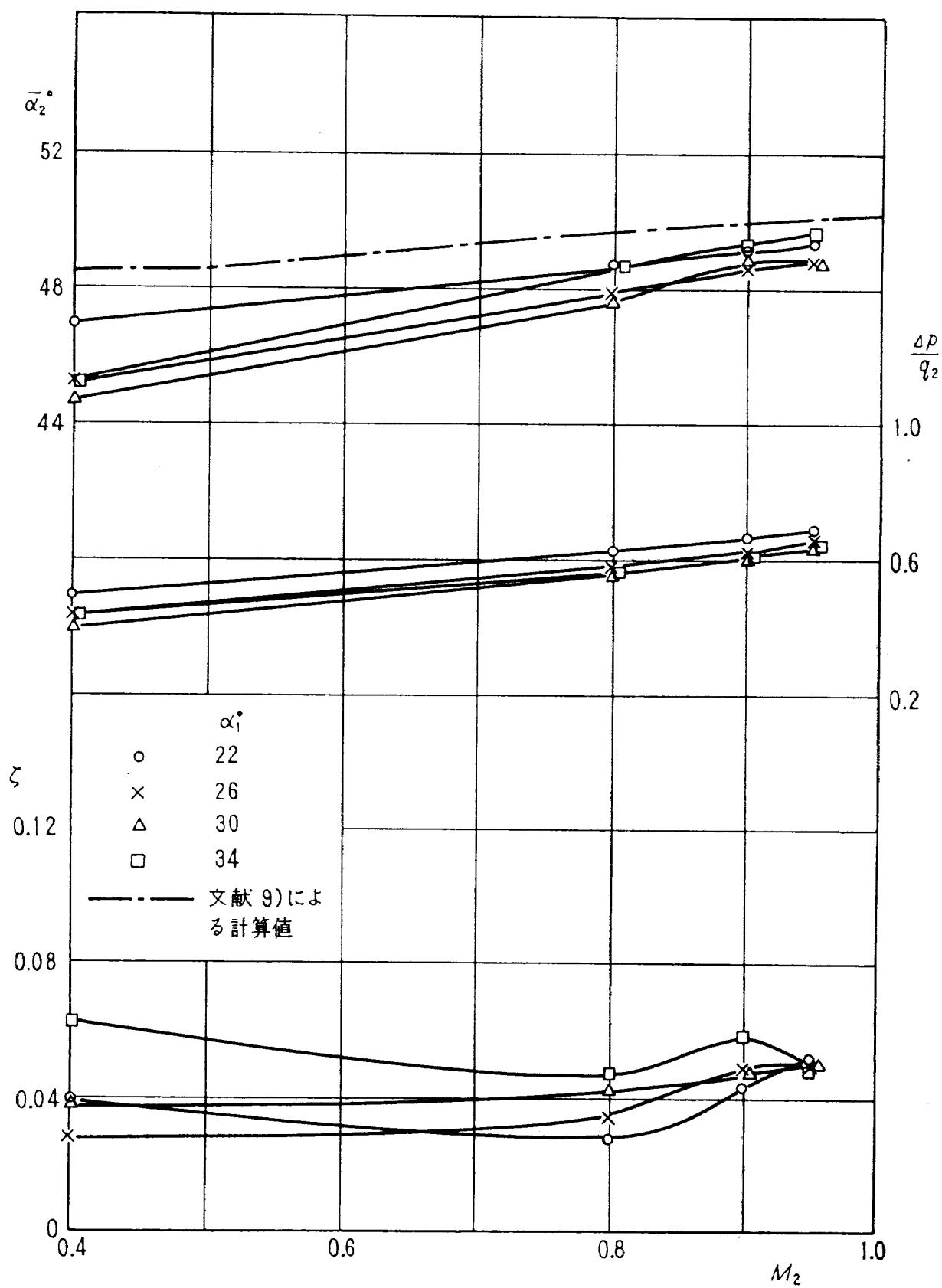
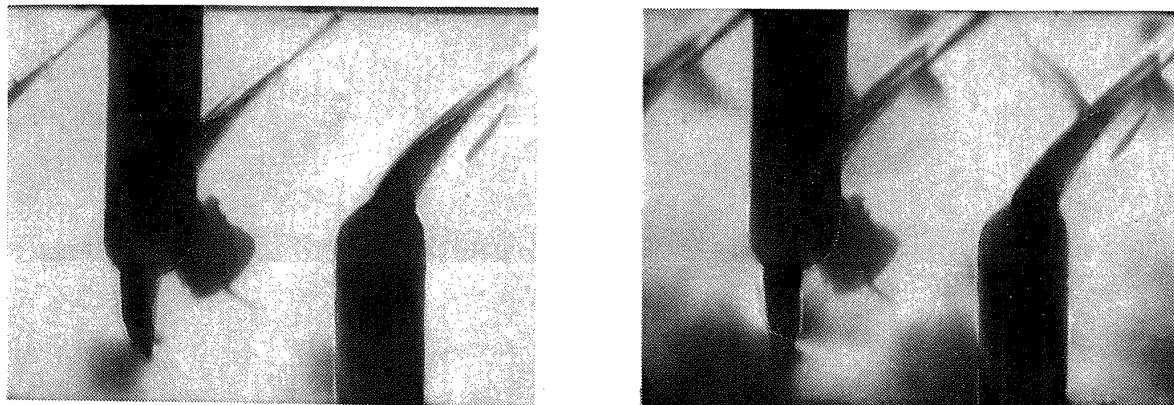
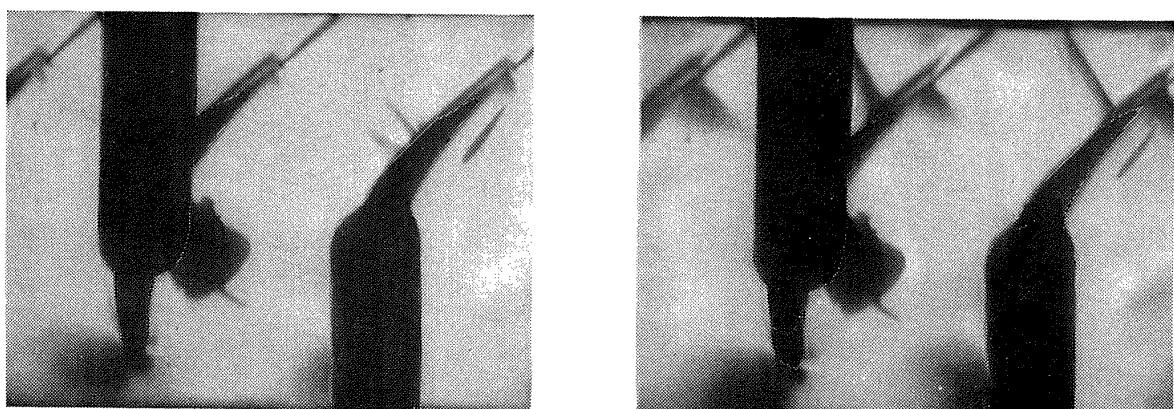
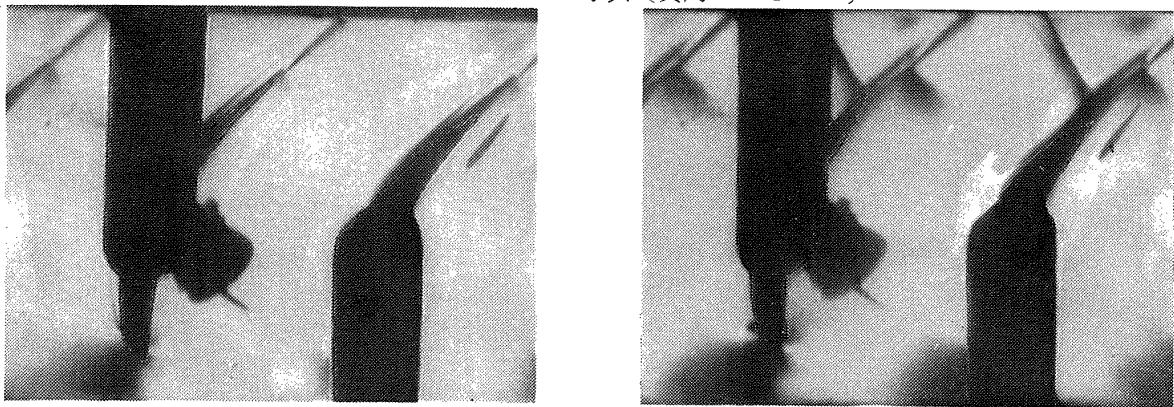
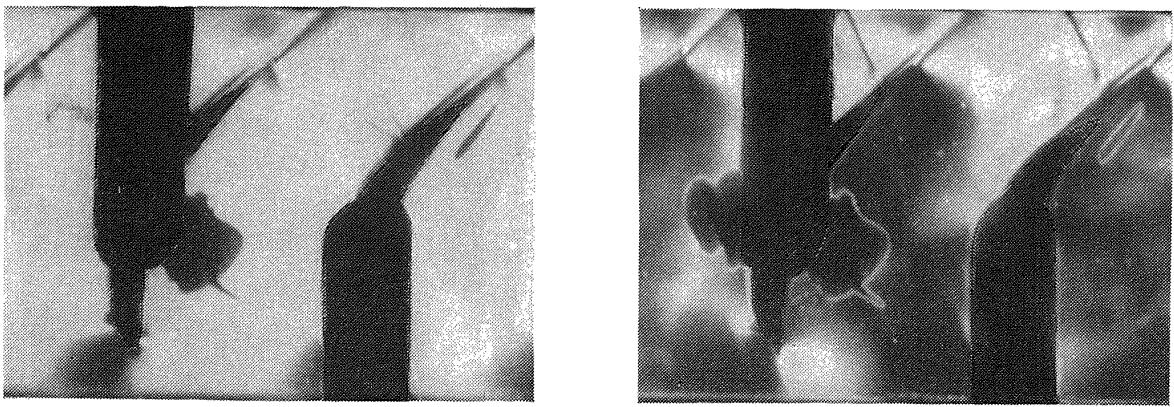
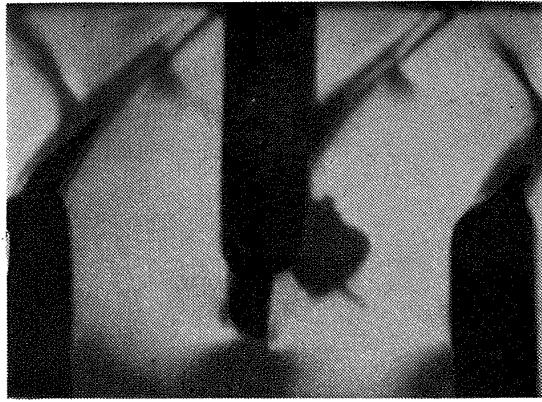
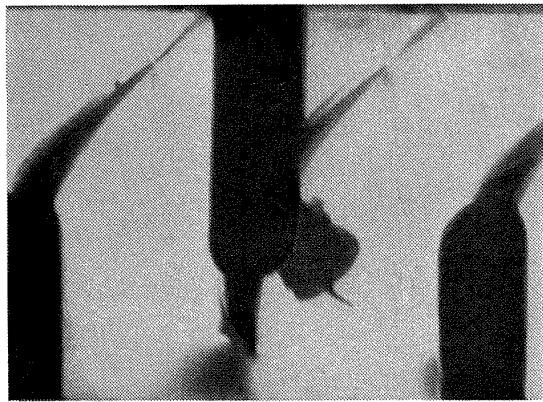
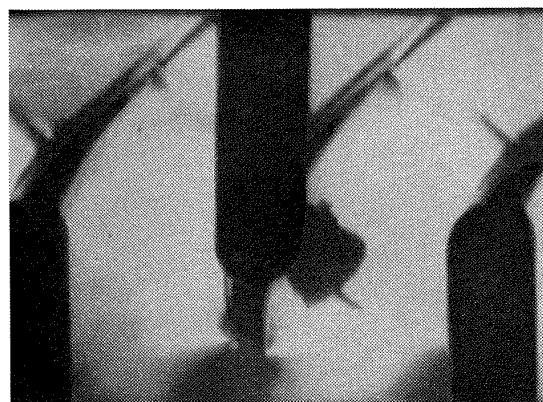
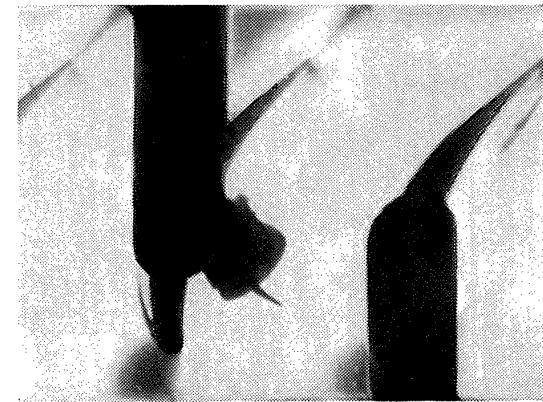
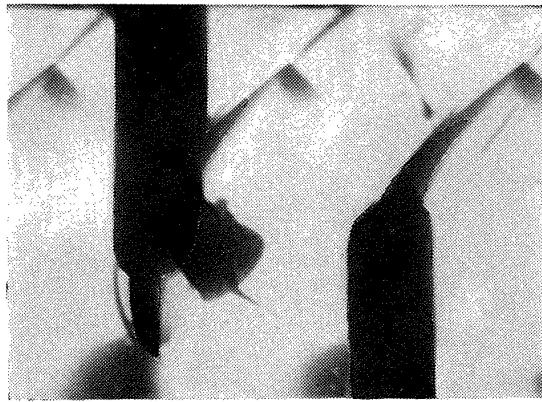
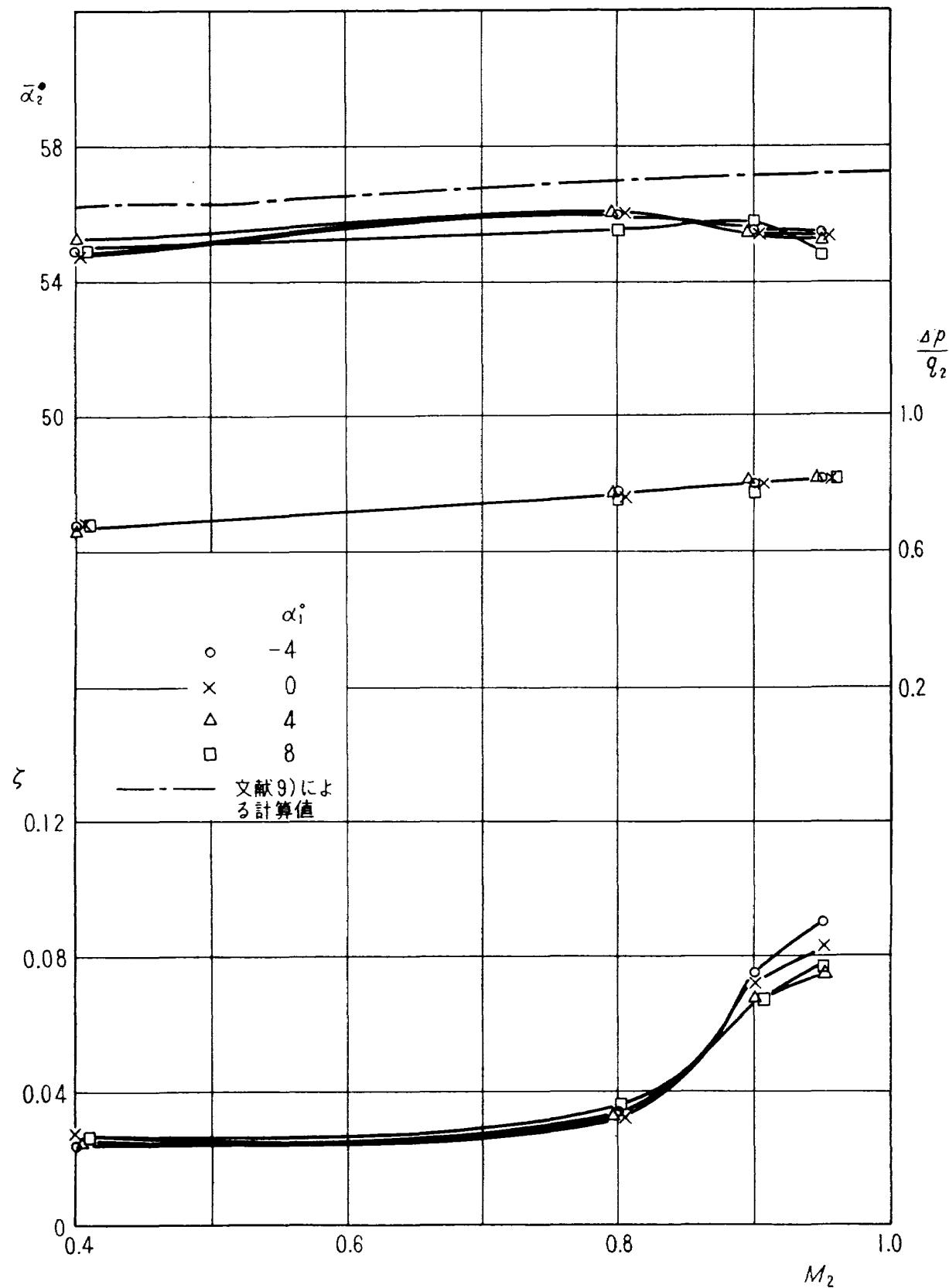
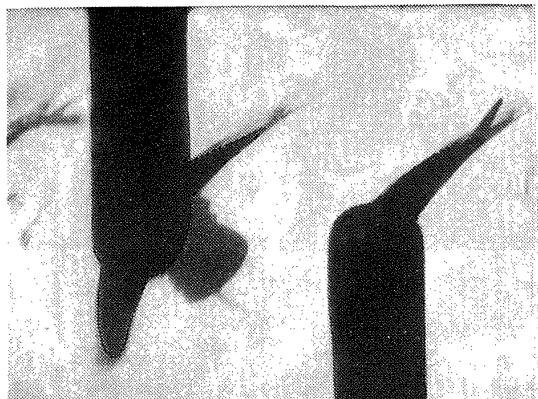
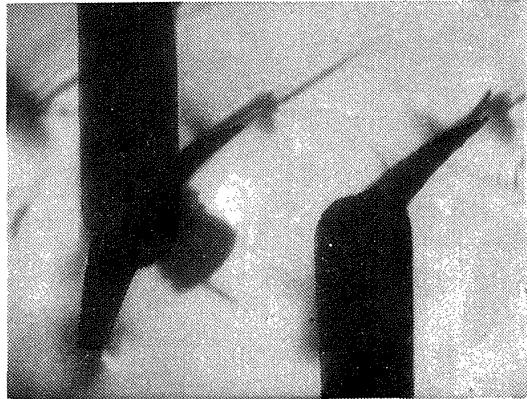
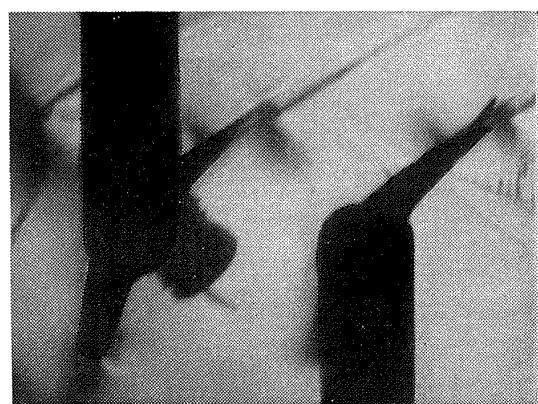
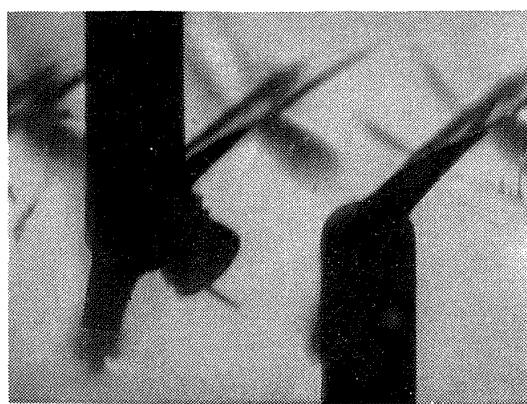
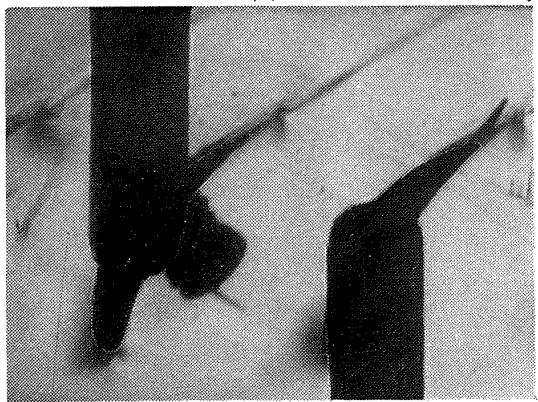
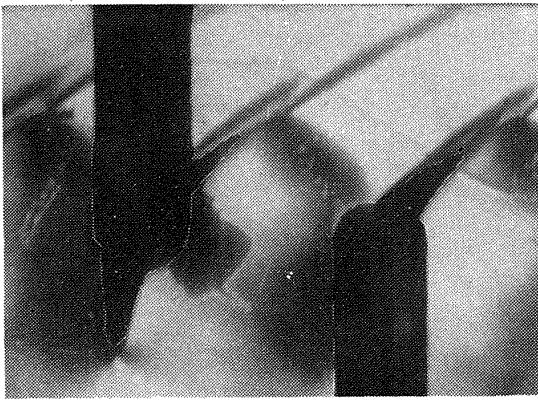
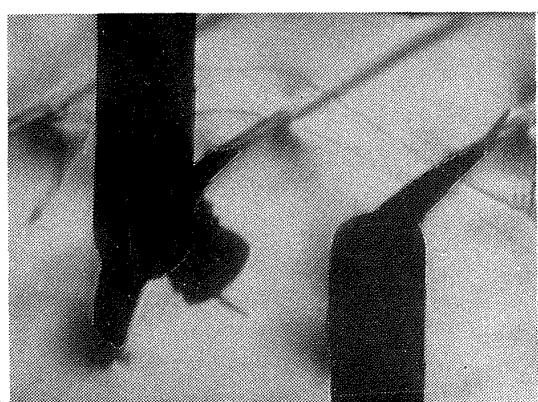
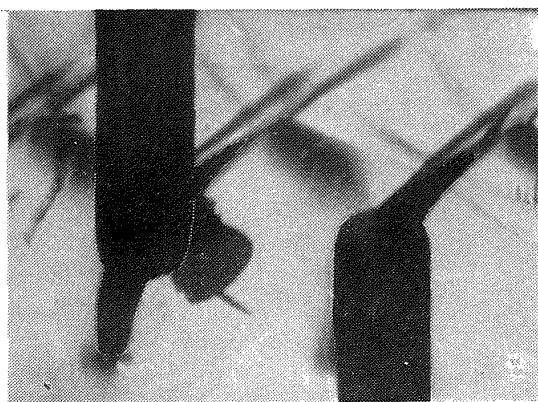


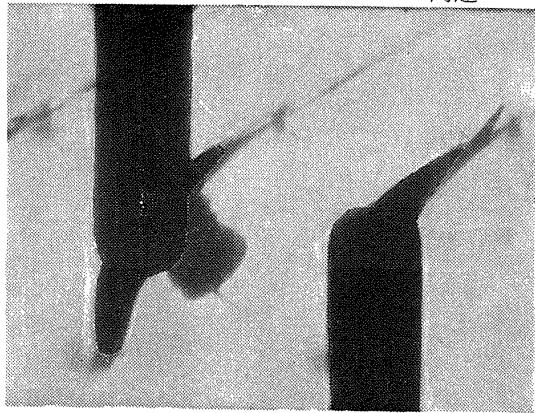
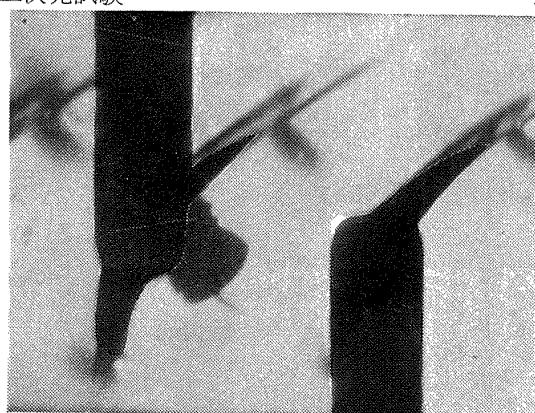
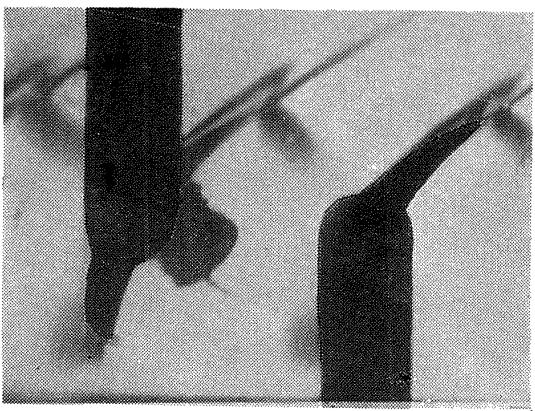
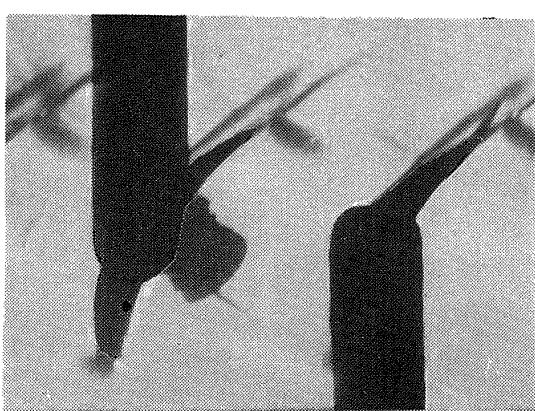
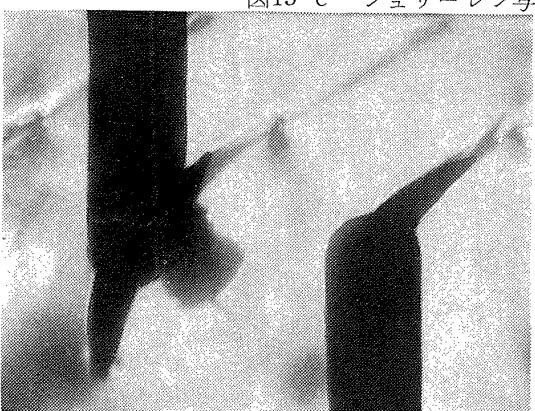
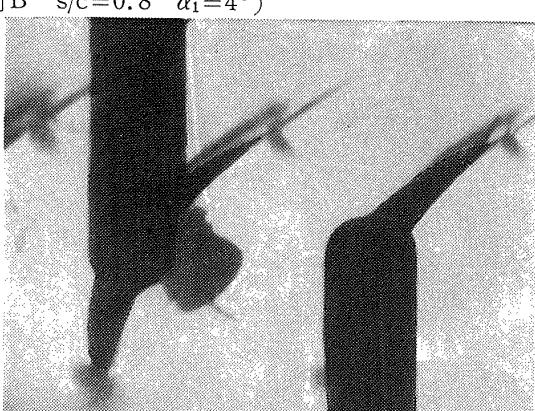
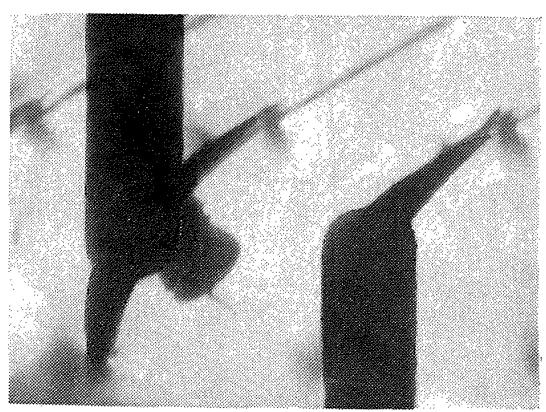
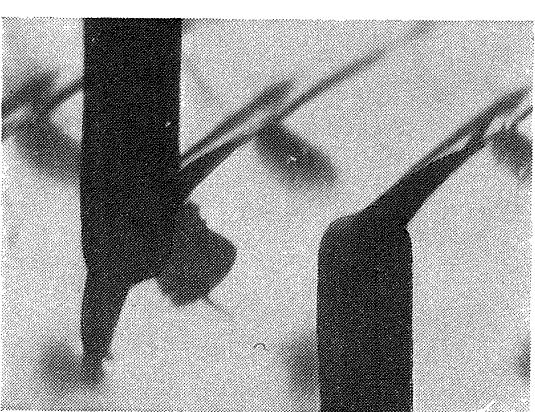
図12 翼列性能 (翼列 A)

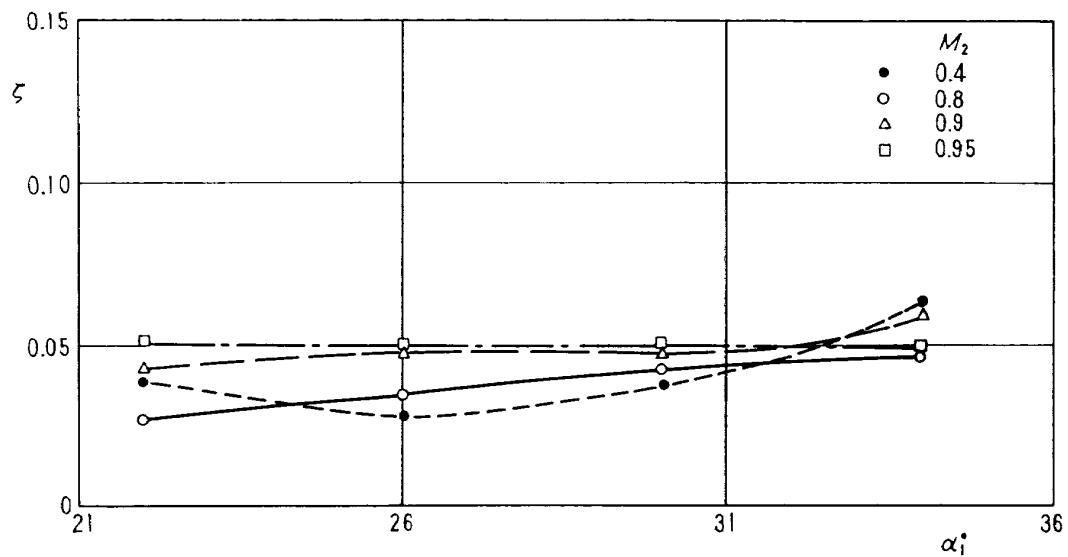
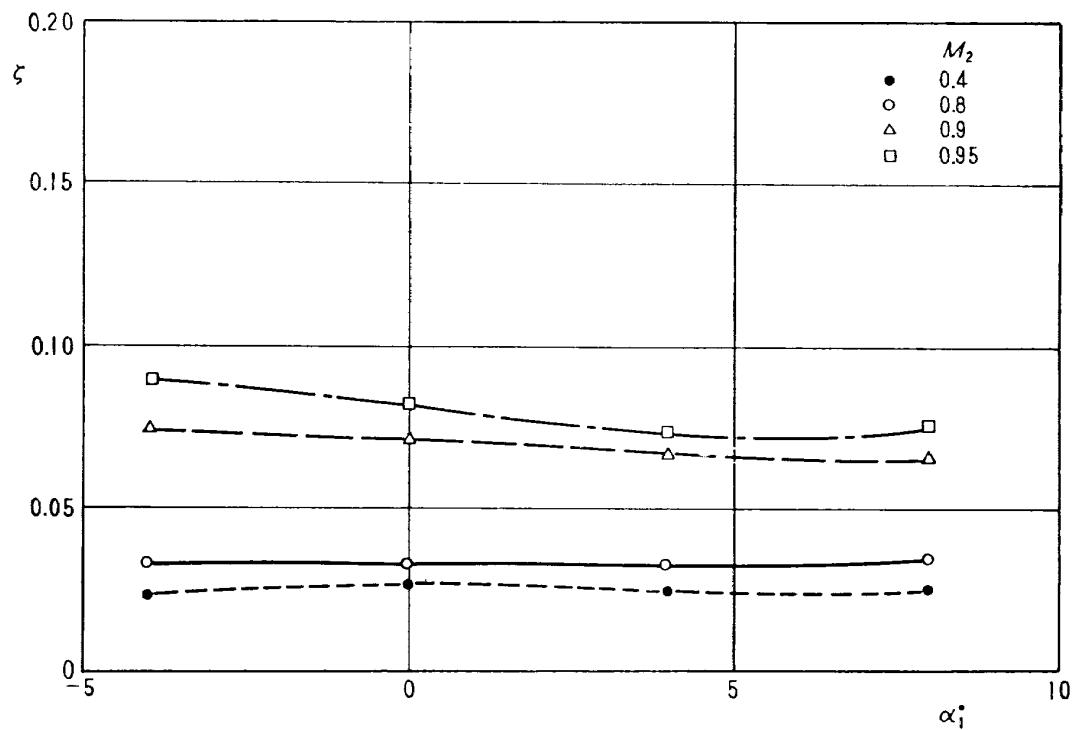
 $M_2 = 0.6$ $M_2 = 0.9$  $M_2 = 0.8$ $M_2 = 0.95$ 図13-a シュリーレン写真（翼列A $\alpha_1 = 22^\circ$ ） $M_2 = 0.6$ $M_2 = 0.9$  $M_2 = 0.8$ $M_2 = 0.95$ 図13-b シュリーレン写真（翼列A $\alpha_1 = 26^\circ$ ）

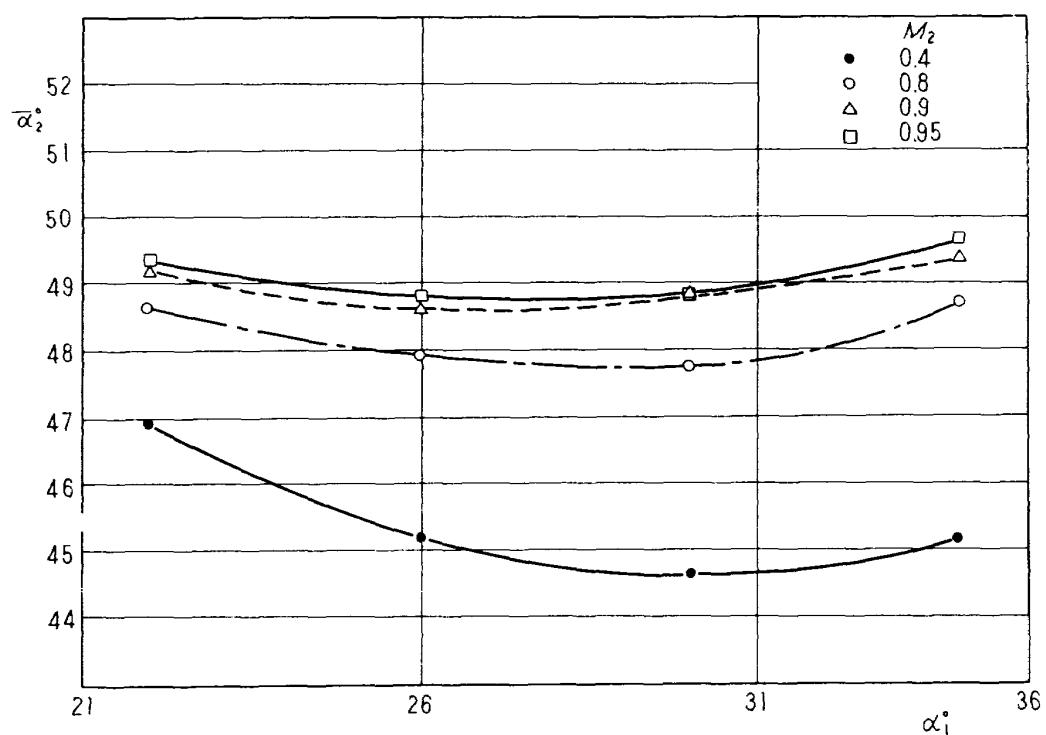
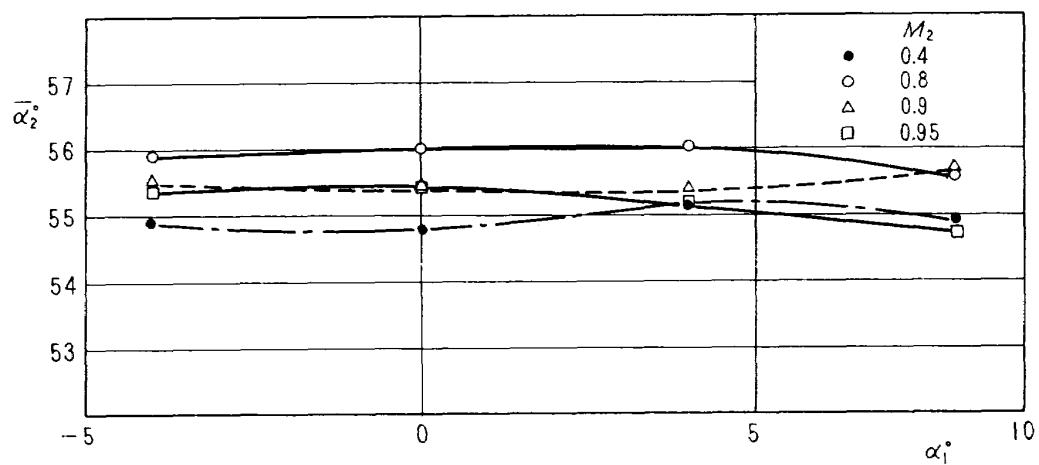
 $M_2 = 0.6$ $M_2 = 0.9$  $M_2 = 0.8$  $M_2 = 0.95$ 図13-c シュリーレン写真（翼列A $\alpha_1 = 30^\circ$ ） $M_2 = 0.6$  $M_2 = 0.9$  $M_2 = 0.8$  $M_2 = 0.95$ 図13-d シュリーレン写真（翼列A $\alpha_1 = 34^\circ$ ）

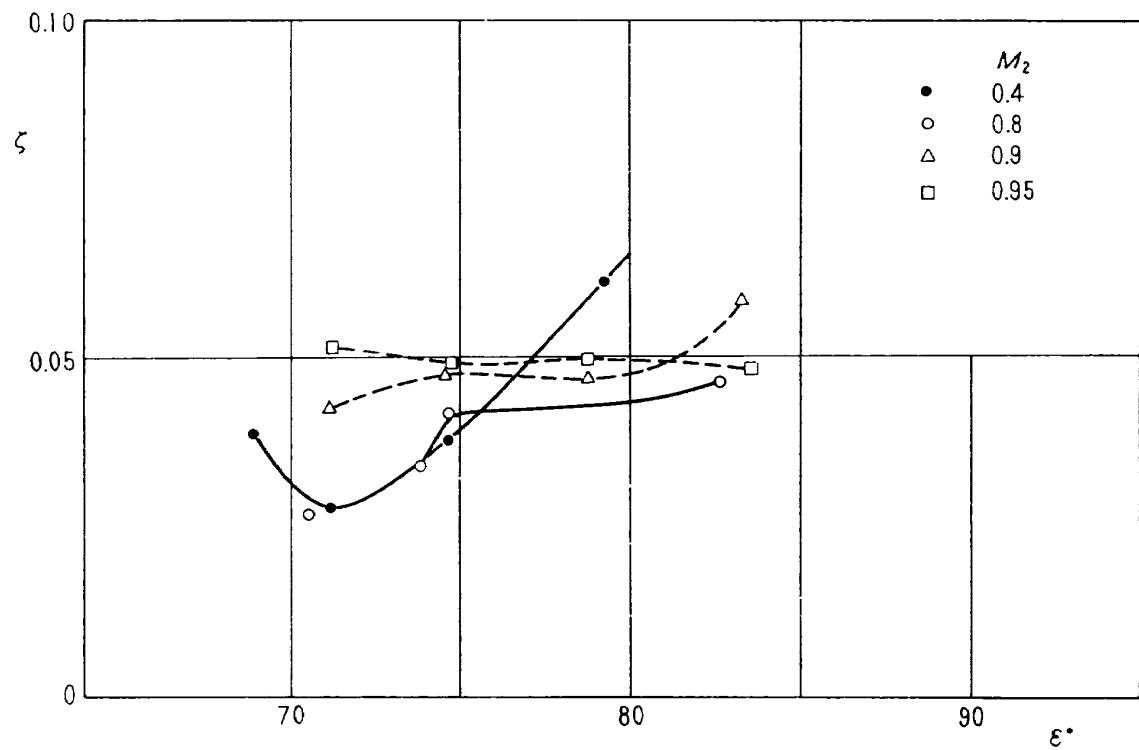
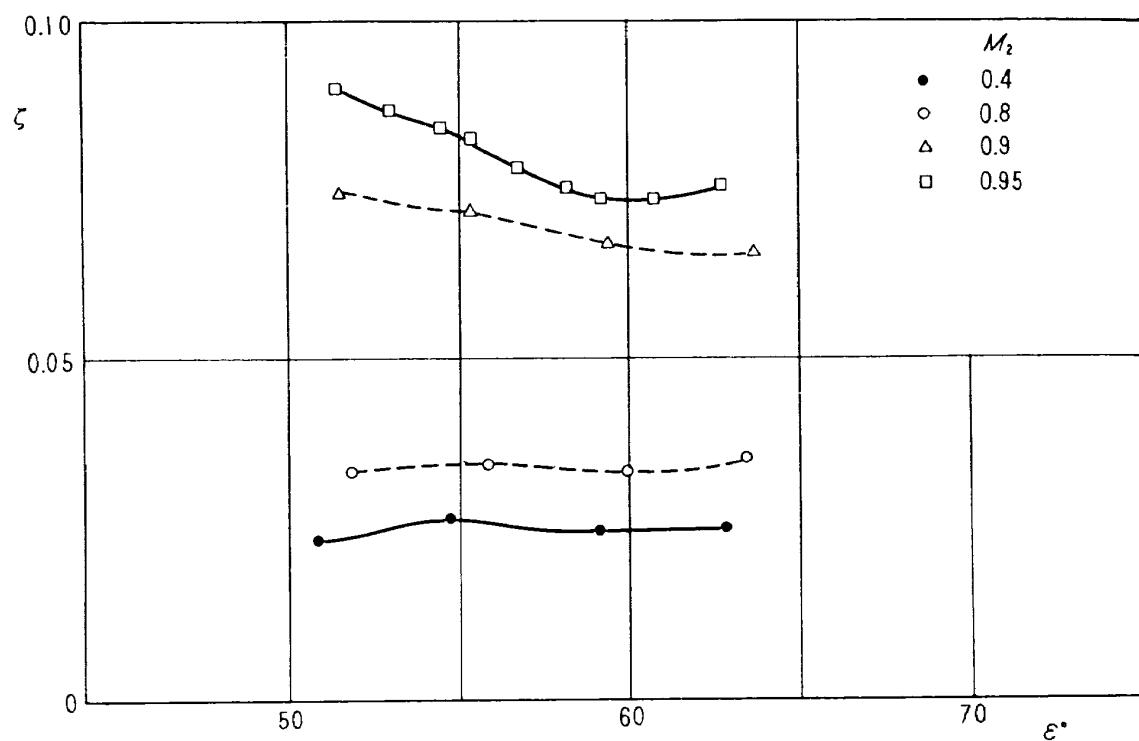
図14 翼列性能 (翼列B $s/c=0.8$)

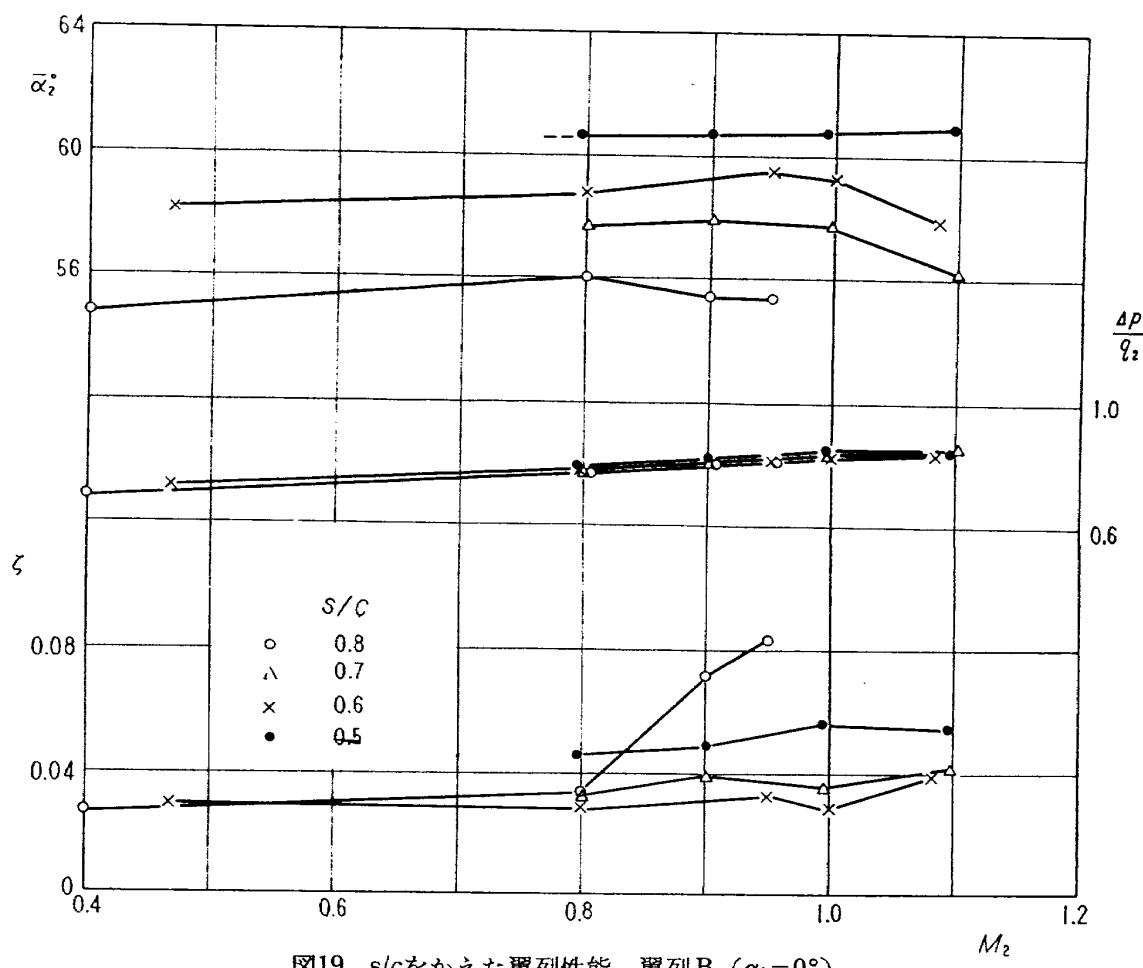
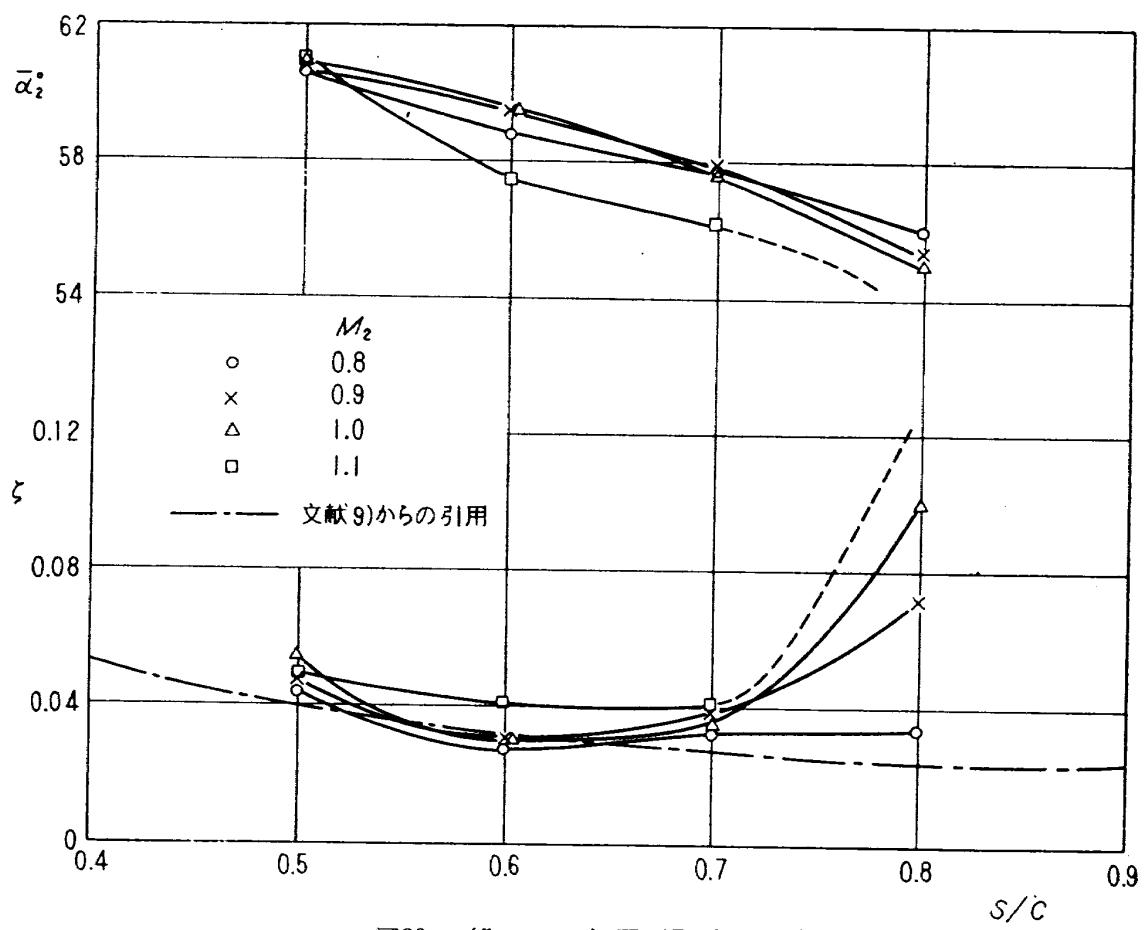
 $M_2 = 0.6$  $M_2 = 0.9$  $M_2 = 0.8$  $M_2 = 0.95$ 図15-a シュリーレン写真（翼列B s/c=0.8 $\alpha_1=-4^\circ$ ） $M_2 = 0.6$  $M_2 = 0.9$  $M_2 = 0.8$  $M_2 = 0.95$ 図15-b シュリーレン写真（翼列B s/c=0.8 $\alpha_1=0^\circ$ ）

 $M_2 = 0.6$  $M_2 = 0.9$  $M_2 = 0.8$  $M_2 = 0.95$ 図15-c シュリーレン写真（翼列B s/c=0.8 $\alpha_1=4^\circ$ ） $M_2 = 0.6$  $M_2 = 0.9$  $M_2 = 0.8$  $M_2 = 0.95$ 図15-d シュリーレン写真（翼列B s/c=0.8 $\alpha_1=8^\circ$ ）

図16-a $(\zeta - \alpha_1)$ 翼列A図16-b $(\zeta - \alpha_1)$ 翼列B ($s/c = 0.8$)

図17-a $(\bar{\alpha}_2 - \alpha_1)$ 翼列A図17-b $(\bar{\alpha}_2 - \alpha_1)$ 翼列B ($s/c = 0.8$)

図18-a $(\zeta-\varepsilon)$ 翼列A図18-b $(\zeta-\varepsilon)$ 翼列B ($s/c = 0.8$)

図19 s/c をかえた翼列性能 翼列B ($\alpha_1=0^\circ$)図20 $(\zeta, \alpha_2 - s/c)$ 翼列B ($\alpha_1=0^\circ$)

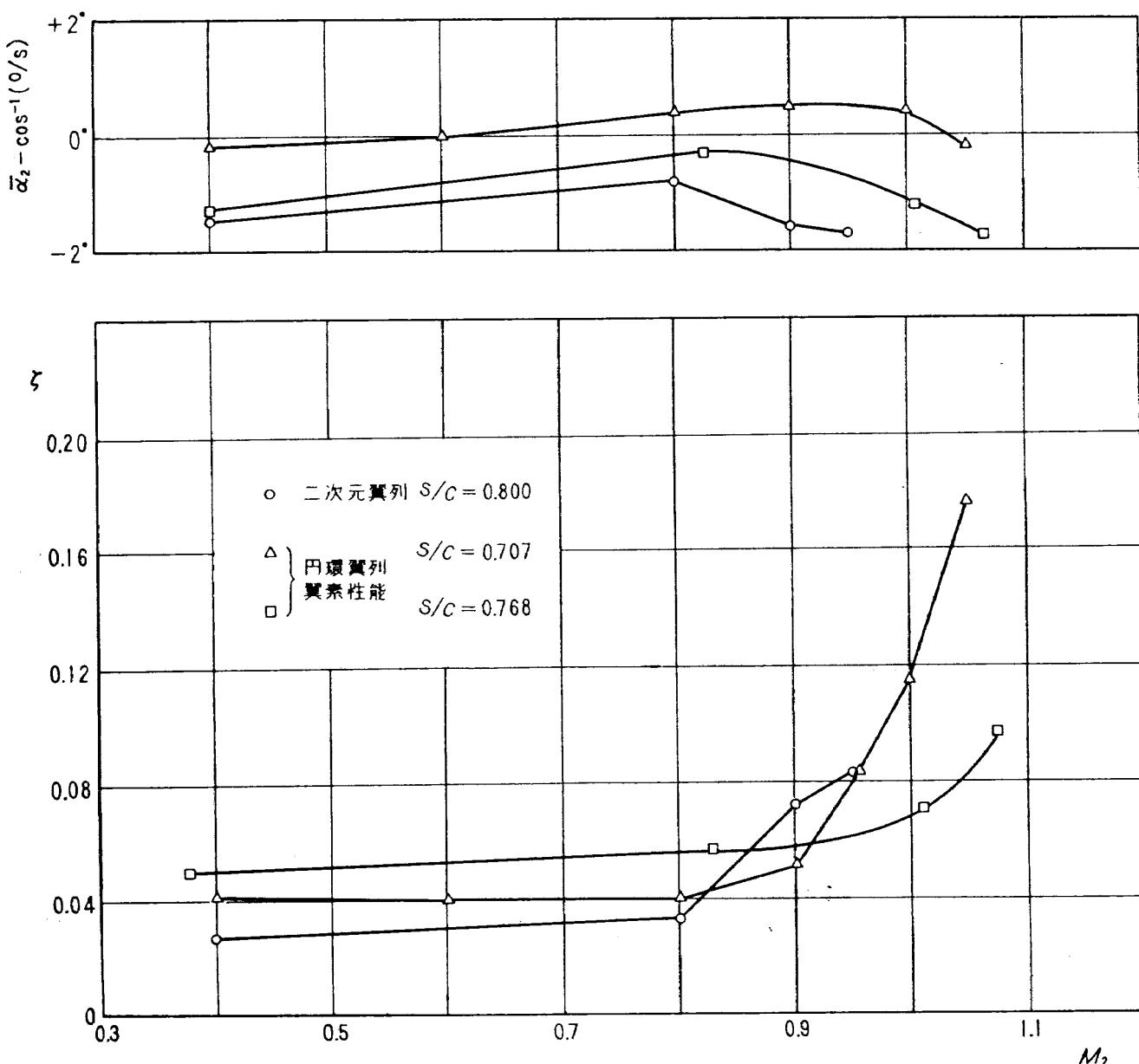
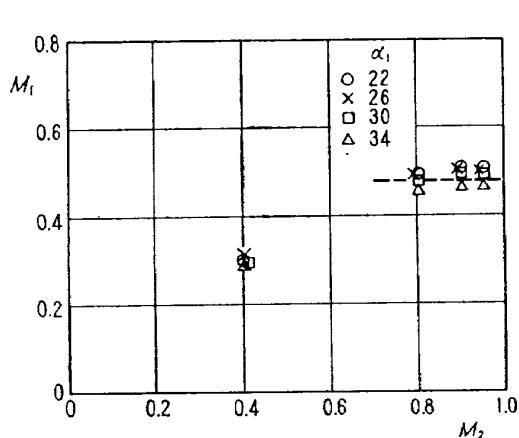
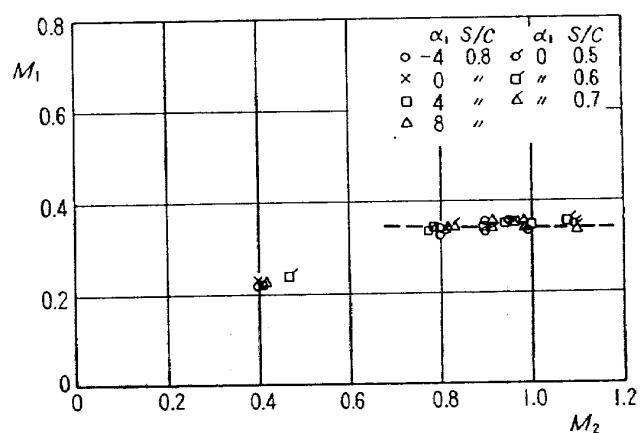
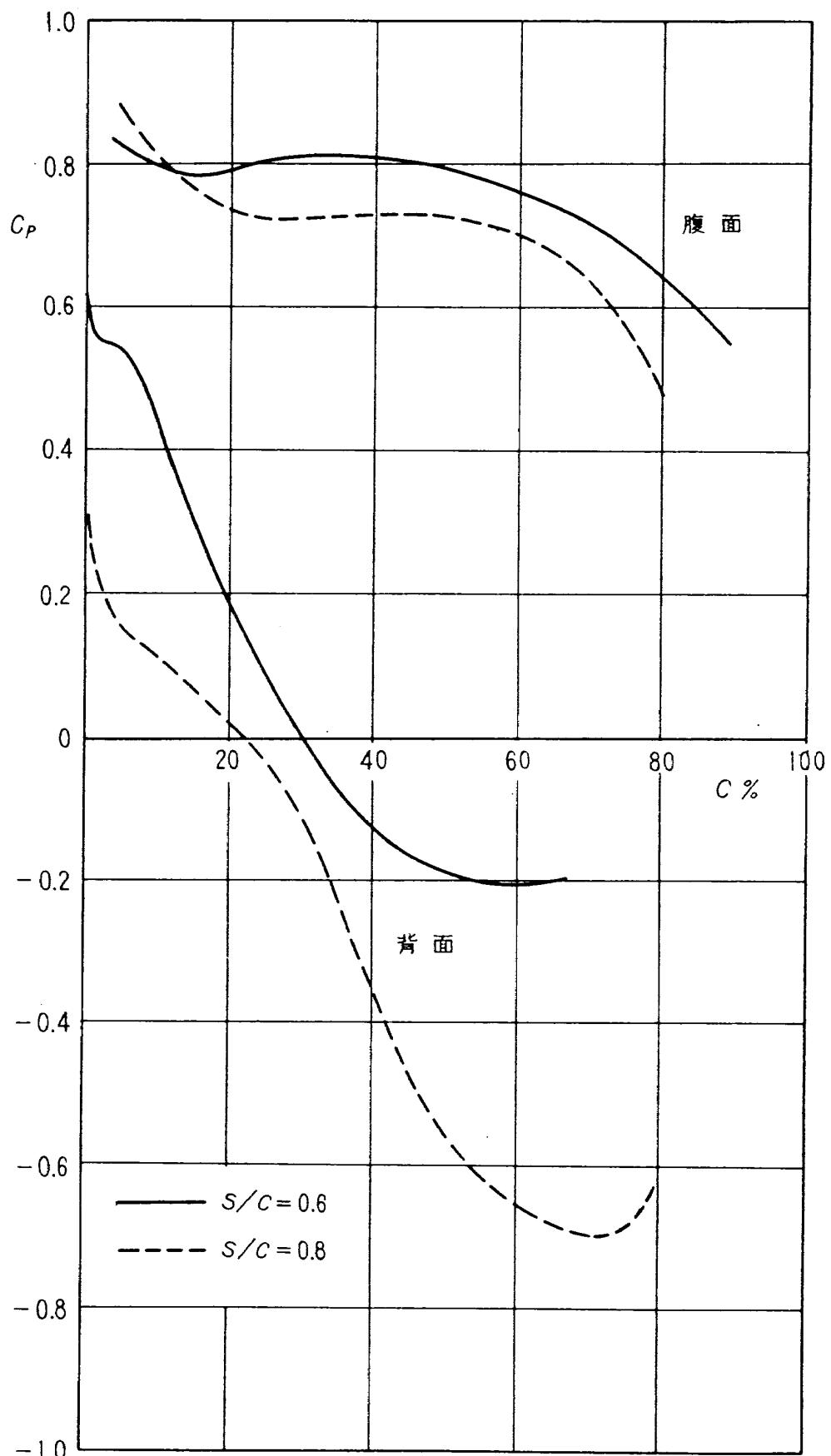


図21 円環翼列との比較

図22-a $(M_1 - M_2)$ 翼列A図22-b $(M_1 - M_2)$ 翼列B

図23 翼面圧力分布 翼列B ($\alpha_1=0^\circ$)

TM-65	ジェットエンジンの翼の固有振動に関する実験	1965年11月	武内澄夫, 宮地敏雄
TM-69	質量分析計による水蒸気を含む試料のガス分析	1965年12月	星谷昌二, 鳩内正司
TM-71	可動アイアンバードの構造および機能	1965年12月	斎藤隆, 堀内正司
TM-72	地上付近の風の影響による小型ロケットの姿勢角変化	1965年12月	中村浩子, 計測部
TM-73	固定端を有する薄肉円筒殻の自由振動について	1965年12月	機体第一部, 計測部
TM-74	回転振動試験装置の計画, 構造および特性	1966年1月	原動機部
TM-75	高マッハ数風胴の消音装置について	1966年1月	戸川隼人, 石黒登美子
TM-76	コーティングの断熱効果のアナログシミュレーション	1966年2月	田寺木一, 泉日出夫
TM-77	テレメータ電波の偏波面の回転を利用したロケットのスピinn測定について	1966年2月	武内澄夫, 宮地敏雄
TM-78	昇降舵の操舵力特性に関するシミュレータ解析	1966年2月	星谷健三, 清水福寿
TM-79	テレメータ機上装置の小型化の研究	1966年2月	牛田永吉, 小川鉄一
TM-80	安定制御のための一計算法	1966年3月	三浦雅男, 桜井善雄
TM-81	吹出式超音速風胴の起動時および停止時における過負荷防止装置	1966年3月	堀川勇壮, 森幹彦
TM-82	ピトー管による境界層速度分布測定について	1966年3月	田野佳直, 新田慶治
TM-83	ジェットリフトエンジン空気取入口の実験(II)	1966年3月	崎嶠哲二, 斎藤秀夫
TM-84	二段ロケットの低速風胴試験	1966年3月	石原久蔵, 外立政隆
TM-85	航空機の滑走路走行時の振動に関する実験的研究	1966年3月	宗美均, 宗長洲秀夫
TM-87	極小型超音速機用姿勢制御装置の特性解析	1966年4月	毛利浩, 田村敦宏
TM-88	プロペラ後流偏向型STOL機の風胴試験(I)	1966年4月	佐野四郎, 能村実
TM-89	有孔板の振動について	1966年8月	小野幸一
TM-90	地上付近の横風の影響による小型ロケットの方位角変化	1966年8月	池谷光栄, 畑山茂樹
		1966年9月	大丸矩夫, 岡部祐二郎
		1966年9月	北村清美, 川幡長勝
		1966年9月	木村友昭
		1966年9月	川井忠彦, 泉日出夫
		1966年9月	戸川隼人, 石黒登美子

注: 欠番は配布先を限定したもの

航空宇宙技術研究所資料91号

昭和41年10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 奥村印刷株式会社

東京都千代田区西神田1~10

