

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-592

入口案内翼の2次元翼列実験
(正の大迎角をもつ場合)

養田光弘・山崎紀雄

1979年11月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

入口案内翼の2次元翼列実験*

(正の大迎角をもつ場合)

養田光弘** 山崎紀雄**

Two-Dimensional Cascade Tests of Inlet Guide Vane at High Angles of Attack

Abstract

The multi-stage high pressure compressor of a turbofan engine has to operate at off-design conditions when the engine runs at very low rotational speeds such as when starting an engine. Therefore it is necessary for a stable operation of an engine to control the high pressure compressor by variable stator vanes and/or bleeding air. The maximum value of the VSV schedule may be over 40° , but the cascade data were obtained only for so-called operating ranges so little data were available for off-design points.

Two-dimensional cascade tests of the inlet guide vane of the blade section NACA 63 (10A₄K₆)10 were made at high angles of attack, up to 55° . Data were obtained at solidities from 0.75 to 1.5 and at rather low inlet Mach numbers at the axial inlet angle. The tests were done by the wake traverse method using a five-hole Pitot tube. The test results of deviation angles and loss coefficients are given.

1. はじめに

航空用ファンエンジン等の高圧圧縮機は、高い圧力比を得るため、一般に段数が多く、10~15段程度のもとなっている。このような多段高圧圧縮機では、起動時などの低回転領域において、流れが設計状態から大きくずれるため、十分な性能、安定した作動が得られない。この対策として可変静翼、段間抽気などによる流れの制御が不可欠となっている。特にエンジン構成要素として高圧圧縮機を考えた場合、エンジンをいろいろの運転条件において、安定して自立運転に入れるためには、低回転領域における性能を向上させること、安定な作動を得ることが要求される。航空宇宙技術研究所における例では、可変静翼スケジュールの最大値は $\Delta\delta = 40^\circ$ 程度とな

ている。⁽¹⁾従来、翼列の設計資料としては、設計点性能に関するものがほとんどであり、入口案内翼についてのNACAにおける広範な実験⁽²⁾においても同様である。そこで筆者らは、一般の作動範囲を越えた正の大迎角の場合の入口案内翼の2次元翼列性能を得るため、NACA 63 (10A₄K₆)10翼形を用いて、2次元翼列実験を行った。本実験では、可変入口案内翼を対象としているため、軸流流入(流入角 $\alpha_1 = 0^\circ$)とし、比較的低い流入マッハ数範囲で実験を行った。実験パラメータは迎角(本実験ではくいちがい角 α に等しい、 $\alpha = 0 \sim 55^\circ$)、ソリディティ ($\sigma = 0.75 \sim 1.5$) である。

記号

C	翼弦長
C_d	抵抗係数
C_{l_0}	揚力係数
C_p	翼面圧力係数
$C_{p,cr}$	臨界翼面圧力係数

* 昭和54年11月27日 受付

** 原動機部

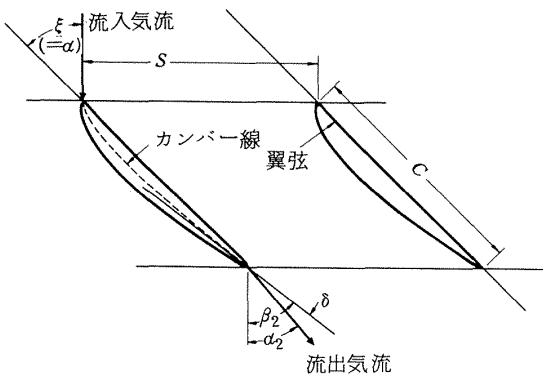


図1 翼列の角度

- ε 転向角 ($\equiv \alpha_1 - \bar{\alpha}_2$)
- ζ 平均全圧損失係数
- ξ くいちがい角
- $\Delta\xi$ 可変静翼のくいちがい角の変化量
- ρ 空気密度
- σ ソリディティ ($\equiv c/S$)
- 添字
- 1 流入状態
- 2 流出状態
- a 軸流成分
- l 局所値

- $C_{p, \min}$ 最小翼面圧力係数
- M_1 流入マッハ数
- \bar{M}_2 平均流出マッハ数
- P_o 全圧
- P_s 静圧
- $\Delta P_o/q_1$ 局所全圧損失係数
- $q_1 \equiv P_o1 - P_s1$
- r_l 前縁半径
- r_t 後縁半径
- S ピッチ
- $(t/c)_{\max}$ 最大翼厚比
- V_a 軸流速度
- α 迎角
- α_1 流入角
- $\bar{\alpha}_2$ 平均流出角
- $\alpha_\infty \equiv \tan^{-1} \frac{1}{2} (\tan \alpha_1 + \tan \alpha_2)$
- $\Delta\alpha_2 \equiv \alpha_{2l} - \bar{\alpha}_2$
- β_2 翼出口角
- δ 偏差角 ($\equiv \beta_2 - \bar{\alpha}_2$)

2. 実験装置・供試模型

実験には航空宇宙技術研究所の高速翼列風洞⁽³⁾を用いた。図2に測定部の写真を示す。測定は3孔アローヘッド型ピトー管による後流測定法によって行った。表1に測定項目を示した。若干の測定点をのぞいて、測定およびデータ処理はマイクロコンピュータを組込んだ自動計測・オンラインデータ処理システムによって行った。この計測システムの概要を図3に示す。

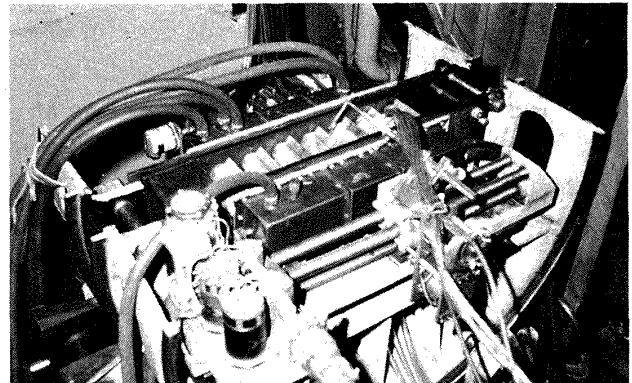


図2 測定部

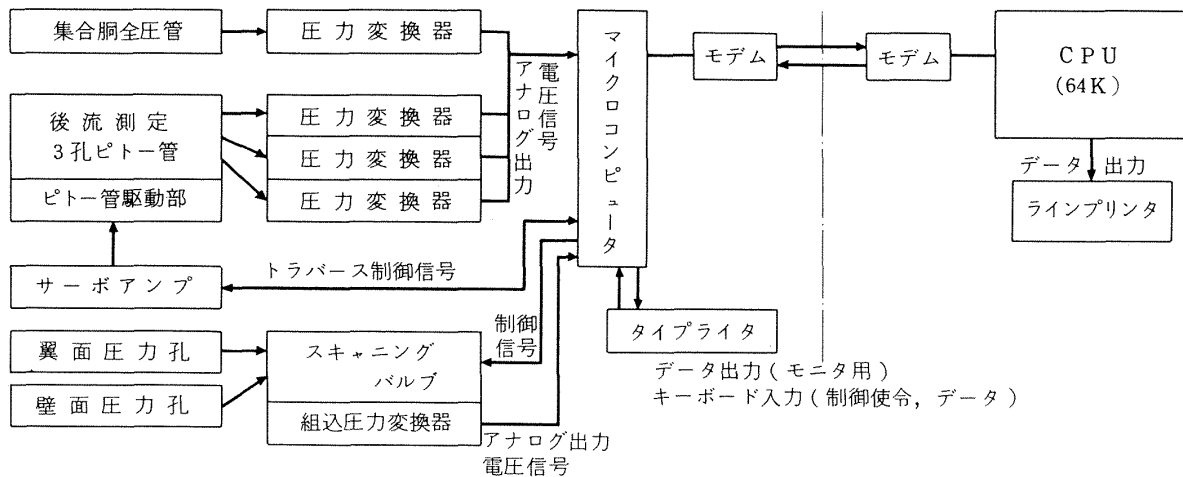


図3 自動計測システム

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
圧分力布	静圧	気圧計	実験室
翼面圧力	翼面圧力孔		中央翼のスパン中央断面

後流測定用3孔ピトー管の圧力は、風洞集合胴全圧との差圧として、圧力変換器で電圧信号に変換され、さらにAD変換によりデジタル信号化され、データ処理が行われる。この圧力変換器からの出力をペンレコーダで記録した測定例を図4に示す。この測定例はピトー管をある位置に固定して、長時間（約40分間）連続して測定したものである。図4(a)は主流中の点、図4(b)は後流中のもっとも損失が大きいと思われる点にピトー管を固定した場合である。図5には図4に示したアナログ出力をAD変換ののちデータ処理をした結果を示す。主流中での測定値がよく安定していること、後流中での測定値にはかなり乱れがあるが、その変動巾はほぼ一定であり、平均値もほぼ一定であることがわかる。

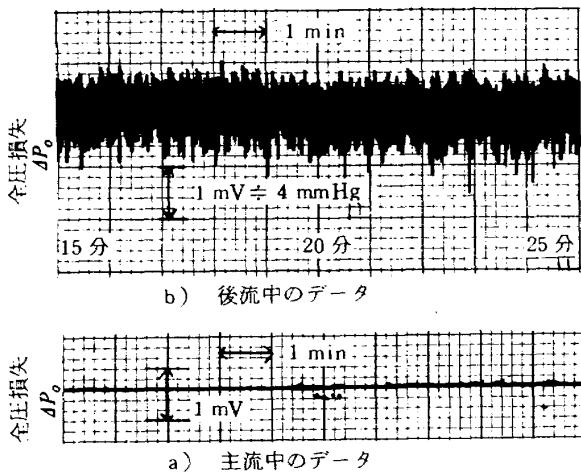


図4 アナログ出力の時間変化の測定例

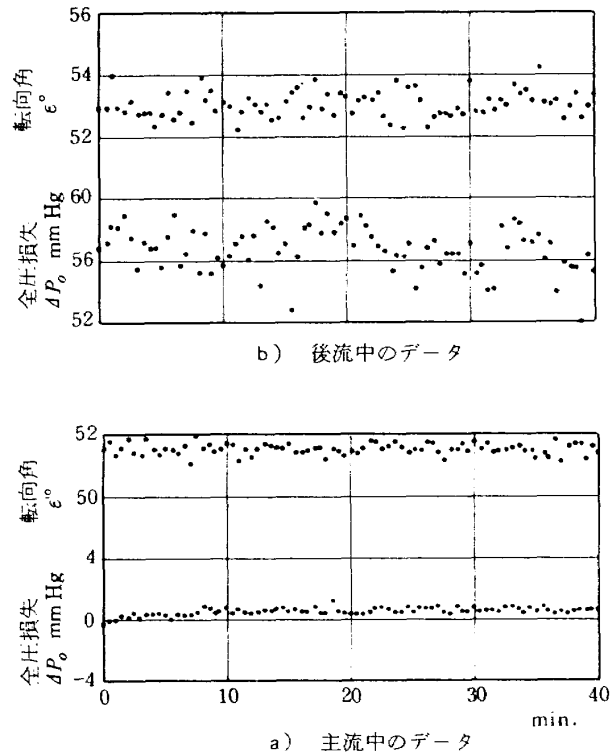


図5 デジタル化したデータの時間変化の測定例

表3 使用翼枚数

ソリディティ	1.5	1.0	0.882	0.833	0.789	0.75
翼枚数	7	7	6	5	5	5

供試模型の翼形には入口案内翼として設計資料も多く、よく用いられているNACA 63系翼を選び、実機の翼配備を考慮して、翼形諸元を表2のように選定した。図6に翼模型外形および翼断面を示した。模型はローストワックス法精密鑄造によるステンレス鋼製で、翼フランジ部のみを機械加工し、翼面は鑄放しである（翼面粗さは、JIS精密鑄造標準片8～10s）。使用した翼枚数はソリディティによって異っており、これを表3に示す。この中の1枚は翼面圧力分布測定翼である。この測定翼は翼枚数が奇数の場合は中央翼、偶数の場合は中央翼間通路の背面側となるよう配置した。ソリディティの変更はピッチの異なる翼支持板を用いて行い、迎角（くいちがい角）は設定器具を用いて翼模型を個々に設定した。図7に模

表2 翼形諸元

翼形	C_{l0}	$t/c\%$	r_l	r_t	翼弦長	翼スパン
NACA 63(10 A ₄ K ₆)10	1.0	10	0.30 mm	0.60 mm	60 mm	90 mm

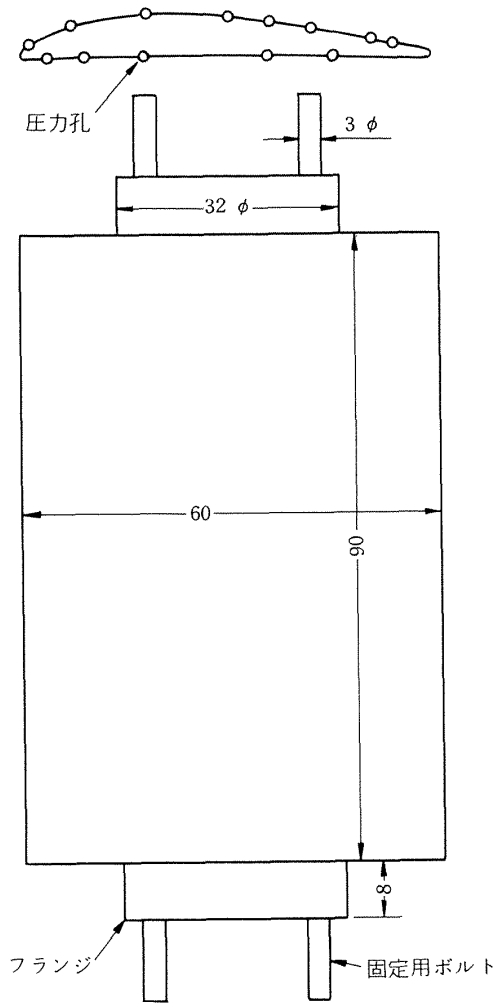


図6 翼形状と翼断面

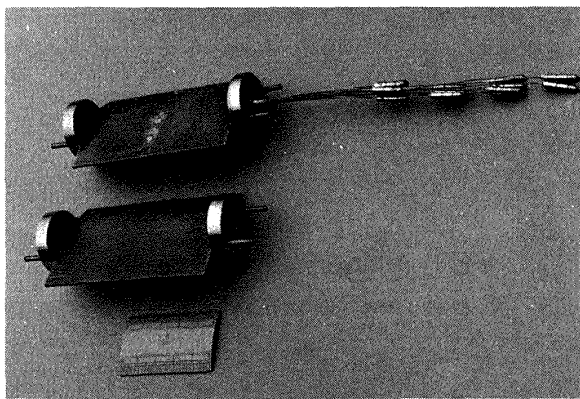


図7 翼模型・圧力分布測定翼とダミー翼

型の写真を示した。

3. 実験方法・性能の表示

本実験のように、流れが翼面から大きくはくりしている場合については、実験法に問題点がいくつかあり、こ

表4 測定範囲

σ	1.5	1.0	0.882	0.833	0.789	0.75
α°	0	0	0	25	0	0
(ξ)	15	5	15	35	25	15
	25	15	35	45	35	25
	35	25	45	50	40	30
	45	30	55	55	45	35
	55	35			50	40
		45			55	45
		55				50
						55

れについては後述するが、この実験では従来からのピトー管を用いた後流測定法によった。

実験手順 ある一定の翼配備（ソリディティ、迎角）について、流入マッハ数をパラメータとして後流測定を行った（表4）。流入マッハ数の範囲は、供試翼列が入口案内翼であることを考慮して、設計迎角に近い場合には $M_1 = 0.2 \sim 0.5$ 程度とし、圧縮機の低回転時に対応する大きい迎角の場合には $M_1 = 0.1 \sim 0.15$ からチョーキングマッハ数に近い値までとした。

性能の表示 迎角の大きい入口案内翼の翼列では、流れはかなり増速されるが、ここでは圧縮機（減速翼列）における取扱いに従って、流入状態を基準として無次元化した。翼列性能はおもに偏差角 δ 、平均全圧損失係数 ζ （以下では損失係数）を用いて表した。

流入マッハ数は、風洞集合胴で測定した流入全圧と、測定部側壁に設けた圧力孔で測定した流入静圧とを用いて算出した。平均流出角 $\bar{\alpha}_2$ は主流中における質量平均値とし、偏差角、損失係数は次式によって算出した。

$$\delta = \beta_2 - \bar{\alpha}_2$$

ここで β_2 は翼出口角に相当し、

$$\beta_2 = \xi + 12.5^\circ$$

とした。

$$\zeta = \frac{1}{q_1 \cdot S} \frac{\int_0^s (P_{o1} - P_{o2l})(\rho_2 V_{a2})_l ds}{\int_0^s (\rho_2 V_{a2})_l ds}$$

ここで $q_1 = P_{o1} - P_{s1}$

ただし、後に示すように迎角が非常に大きい場合、ソリディティにより、後流測定断面で逆流領域と考えられる領域があった。このような場合、この逆流領域においては流出全圧が流出静圧（＝大気圧）に等しいと仮定した。

また抵抗係数 C_d 、翼面圧力係数 C_p は次式によった。

$$C_d = \zeta \cdot \frac{S}{C} \cdot \frac{\cos^3 \alpha_\infty}{\cos^2 \alpha_1}$$

いまの場合 $\alpha_1 = 0^\circ$ であるから

$$C_d = \zeta \cdot \frac{S}{C} \cos^3 \alpha_\infty$$

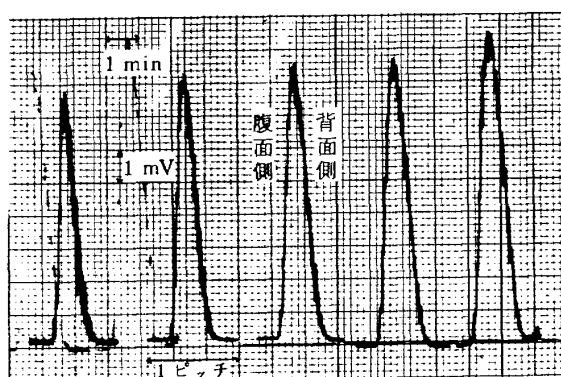
$$C_p = \frac{P_l - P_{s1}}{q_1}$$

翼弦長と流入速度とを用いて求めた試験レイノルズ数は $1.1 \sim 6.2 \times 10^5$ であった。

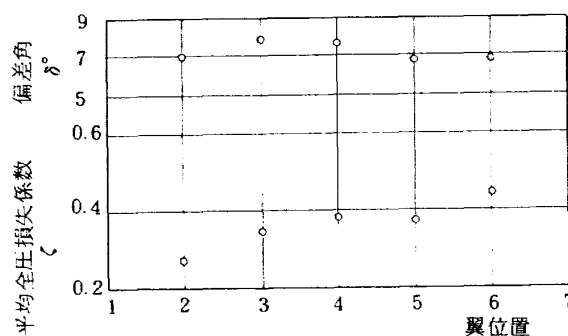
4. 後流形状と翼列性能の スパン方向分布

図8に翼列方向に5ピッチ分の後流測定を行った結果の一例を示した。図8(a)は流出全圧をペンレコーダによって記録したものであり、図8(b)はこれをデジタル化してデータ処理をした結果である。この測定例の場合、使用翼枚数は7枚であるが、中央の3ピッチ分についてはほぼ一樣な分布が得られている。以下に示す結果は測定翼の後流を測定して得られたものである。

図9は翼列条件の異った場合の後流形状の測定例として、代表的なソリディティとして $\sigma = 1.5, 1.0, 0.75$ について、迎角 α をパラメータとして、流入マッハ数 M_1



a) アナログ出力



b) 処理データ

図8 翼列方向の後流測定例
($\sigma = 1.0, \xi = 45^\circ, M_1 \div 0.2$)

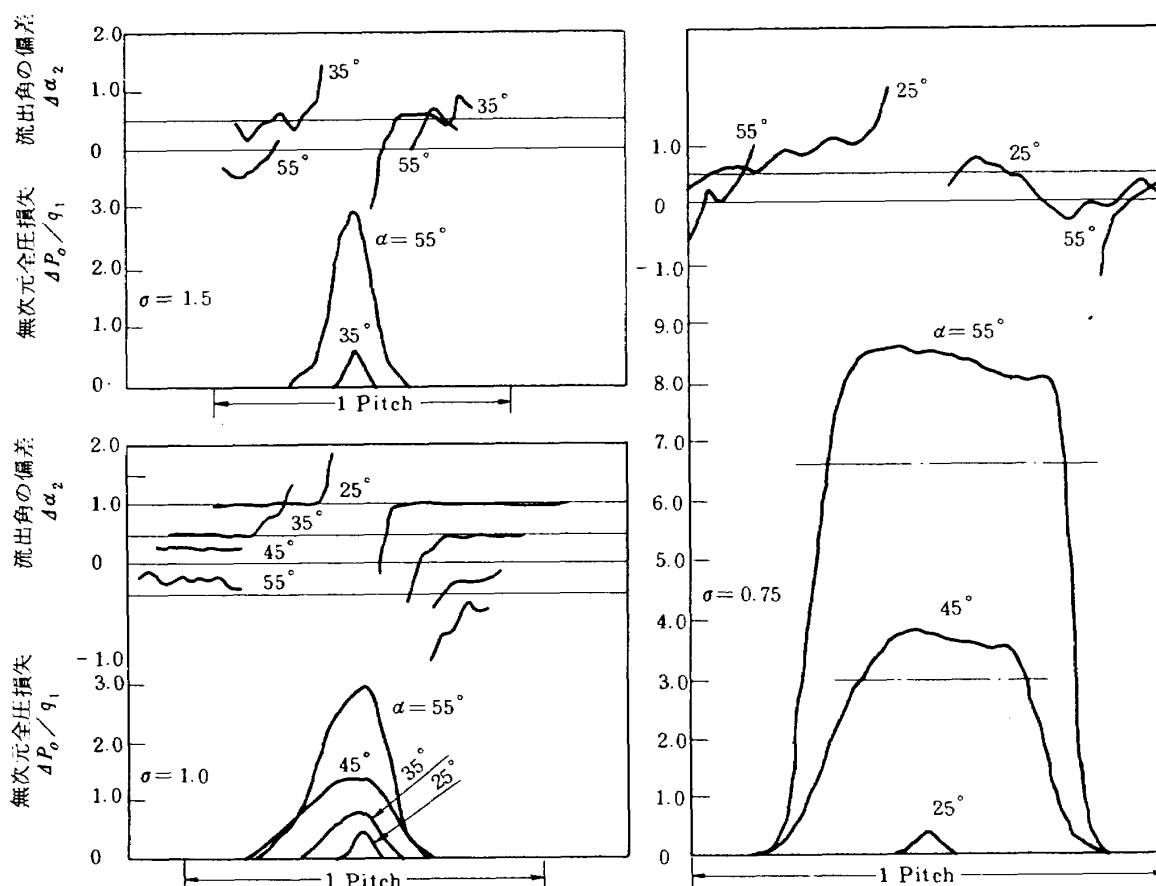


図9 後流形状の測定例

$\sigma = 0.25$ の場合を示した。図で $\Delta P/q_1$ は流入全圧と局所流出全圧との差 ($P_{01} - P_{02l}$) を流入動圧 ($P_{01} - P_{s1}$) で無次元化したものである。 $\sigma = 0.75$ の図に記入した鎖線は局所流出全圧が流出静圧に等しい場合の無次元全圧損失の値を示している。したがってこの鎖線で示された値より $\Delta P_0/q_1$ が大きい領域では、局所流出全圧が流出静圧より低く測定されたことがわかる。 $\Delta \alpha_2$ は平均流出角と局所流出角との差である。

図 9 や後に示す翼列性能 (例えば図 12) の図からわかるように、本実験で測定されたような大きなはくりや逆流領域がある翼列条件では、一般の作動範囲内と同程度の精度でその翼列性能を求めることは現在できていない。これはこのような場合での翼列性能の定義を含めて今後の問題と考えられる。したがってここでは本実験における測定値の精度を付して、その実験結果を報告する。

まず後流形状 (図 9) についてみると、 $\sigma = 1.0$ の場合、 $\alpha = 25^\circ \sim 45^\circ$ では迎角の増加とともに後流の中が大きくなっていること、 $\alpha = 45^\circ, 55^\circ$ では後流の中がほぼ等しいことがわかる。また $\Delta P/q_1$ の最大値は約 3.0 で、いずれも局所流出全圧が流出静圧より高くなっている。これに対して、 $\sigma = 0.75, \alpha = 45^\circ, 55^\circ$ の場合には、局所流出全圧が流出静圧より低い値を示した領域がある。この領域の中は迎角によって違いがあり、 $\alpha = 45^\circ$ では約 $1/3$ ピッチ、 $\alpha = 55^\circ$ では約 $1/2$ ピッチを占めている。このような領域では逆流を生じていると考えられる。図 10 に示す ρV_a 比の値もこのことを示している。今回の実験の範囲では、 $\sigma = 0.833, 0.789, 0.75$ で、 $\alpha \geq 45^\circ$ の場

合にこのような逆流域があり、 $\sigma = 1.5, 1.0, 0.882$ の場合には測定されなかった。データ処理上、 $\sigma = 0.833 \sim 0.75$ の場合のこのような逆流域においては、流出全圧は流出静圧に等しいという仮定をした。

図 10 に $\sigma = 0.75, \alpha = 35^\circ, 45^\circ, 55^\circ$ の場合について、転向角、損失係数および ρV_a 比のスパン方向分布を示した。このようなスパン方向分布は実験範囲のすべてについて測定したのではなく、もっとも分布が悪いと予測される $\sigma = 0.75$ で大きい迎角の場合について測定を行った。損失係数についてみるとスパン中央でやや大きく、スパン両端で小さいという分布をもっていて、スパン方向についての平均値とスパン中央断面における測定値との差は平均値の 10 ~ 20% であった。平均流出角 $\bar{\alpha}_2$ のスパン方向分布は、 $\alpha = 35^\circ$ ではスパン中央でやや大きく、 $\alpha = 55^\circ$ では逆にスパン中央でやや低いというように、迎角によって異った形をしているが、スパン方向についての平均値と中央断面における測定値との差はいずれも 1° 以内であった。

図 10 に示した ρV_a 比は、 $\alpha = 45^\circ, 55^\circ$ については逆流域をのぞいた部分についての平均値をとっている。 $\alpha = 45^\circ, 55^\circ$ の場合、スパン中央部分ではほぼ一様な ρV_a 分布であり、スパン両端で減少する。 $\alpha = 35^\circ$ の場合、スパン両端でやや大きくなるが、スパン 15 ~ 75 mm でほぼ一様な分布を示す。 ρV_a 比は翼列実験において二次元性が保たれているかどうかを判定する数値であり、理論的には 1.0 が実現されていなければならない。そこで図 10 についてみると、 $\alpha = 35^\circ$ の場合、スパン中央断

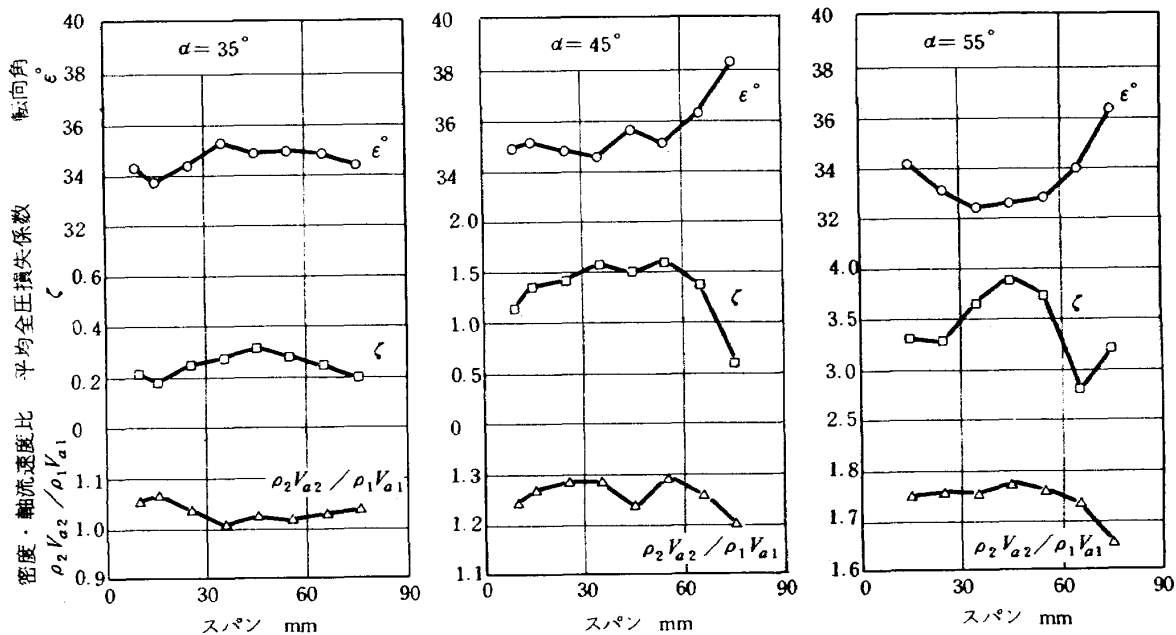


図 10 翼列性能のスパン方向分布の測定例 ($\sigma = 0.75, M_1 = 0.25$)

面では1.02が得られ、一応二次元性が得られているといえる。 $\alpha = 45^\circ, 55^\circ$ の場合、スパン中央部分の平均値はそれぞれ1.29, 1.74であり、これは非常に大きい値である。しかし図9の後流形状から判るように、これらの場合には大きな逆流域があり、この部分では局所流出全圧=流出静圧を仮定している。このことによって見掛け上このように大きな数値が得られたと考えられる。したがって、これを ρV_0 比ではなく、この ρV_0 比に、逆流域をのぞいたいわば真の流出面積を図9から求め、この値と流入面積比を乗じた流量比を算出すると上記の値はそれぞれ0.9, 0.97となる。これは1.0よりやや低いが、いくつかの仮定をおき求めた値であることを考慮すれば許容できる範囲と考える。

5. 実験結果

流出マッハ数と流入マッハ数 図11に $\sigma = 0.75, 1.0, 1.5$ の場合の平均流出マッハ数 \bar{M}_2 と流入マッハ数 M_1 との関係を、迎角をパラメータとして示した。迎角 $\alpha = 25^\circ \sim 55^\circ$ の場合に対して、翼列通路面積比を用いて、一次元等エントロピー流れを仮定して choking マッハ数を算出し、これを図11に鎖線で示した。 $\alpha = 45^\circ, 55^\circ$ については最大流入マッハ数においてほぼ choking 状態になっていると考えられるが、この一次元流れを仮定して算出した値と比較すると、 $\sigma = 0.75$ では0.06~0.08、 $\sigma = 1.0, \alpha = 55^\circ$ では0.04と実験値が低いが、 $\sigma = 1.5$ ではその差はほとんどない。

損失係数・偏差角・圧力分布 図12~図17にソリ

ディティを一定にとり、迎角をパラメータとして、損失係数、偏差角を流入マッハ数に対して示した。

損失係数についてみると、流入マッハ数による影響は、他のパラメータによる影響に比較して小さく、迎角、ソリディティによって大きく変化することが判る。また大きな迎角ではソリディティによる影響が特に大きい。 $\alpha = 55^\circ, M_1 = 0.2$ の場合、 $\sigma = 1.5$ では $\zeta = 0.5, \sigma = 1.0$ では $\zeta = 0.65$ であるのに対して、 $\sigma = 0.75$ の場合、 $\alpha = 40^\circ$ で $\zeta = 1.0, \alpha = 55^\circ$ で $\zeta = 3.3$ となっている。偏差角についても迎角、ソリディティによる影響に比して、流入マッハ数による影響は小さい。迎角による影響はソリディティによって異なる。 $\sigma = 1.5, 1.0$ では迎角による影響は比較的小さいが、 $\sigma = 0.75$ の場合、 $\alpha \geq 40^\circ$ では偏差角は著しく大きくなる。

損失係数、偏差角については、入口案内翼の軸流マッハ数範囲を考慮すると、流入マッハ数による影響はかなり小さいといえる。

翼面圧力分布についても流入マッハ数による影響よりソリディティ、迎角による影響が大きい。図18に α がパラメータとして、 $\sigma = 0.75, 1.0, 1.5$ の場合について翼面圧力分布を示した。 $\sigma = 0.75$ の場合、 $\alpha = 40^\circ$ 以上では翼背面において前縁近傍からはくりを生じていることを示している。 $\sigma = 1.5, \alpha = 55^\circ$ では翼背面で圧力分布が波打つような特異な形をしており、これははくり域での強い渦によるものではないかと考えられるが、その原因については今後の問題としたい。

また図18に示した測定条件においては、翼面圧力は

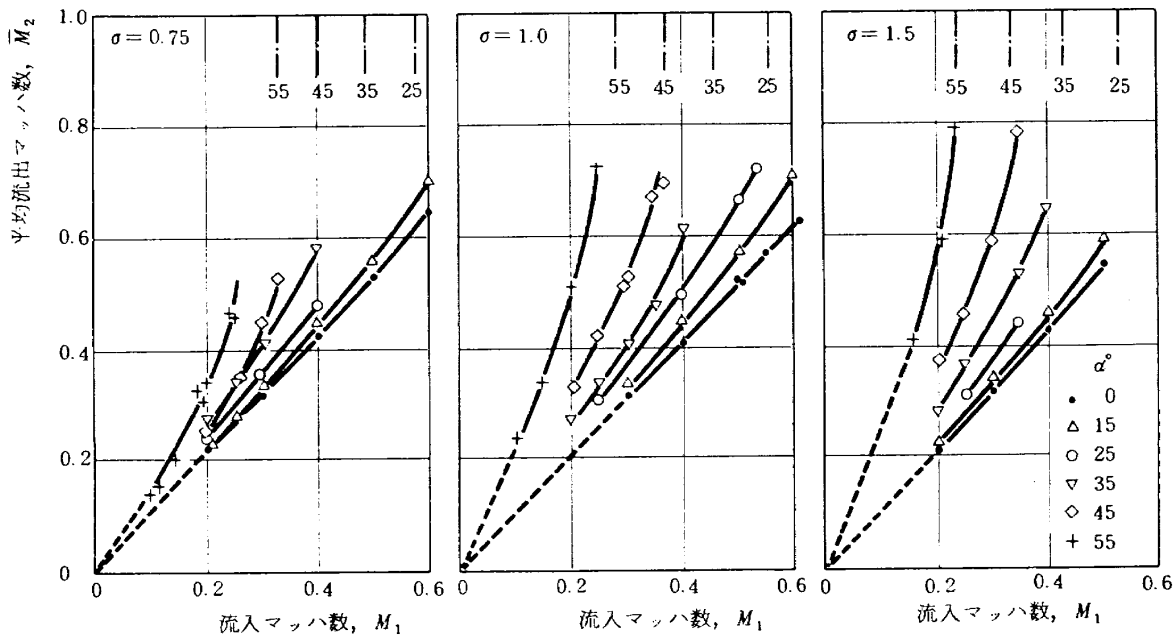
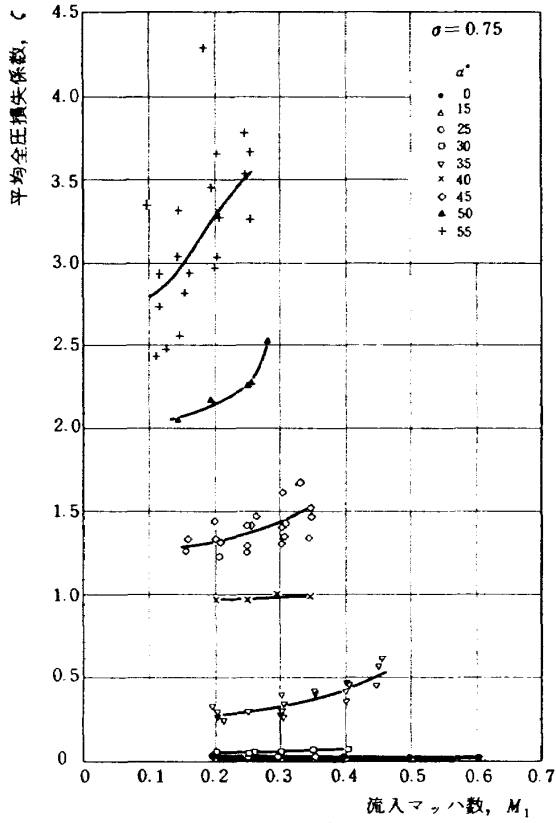
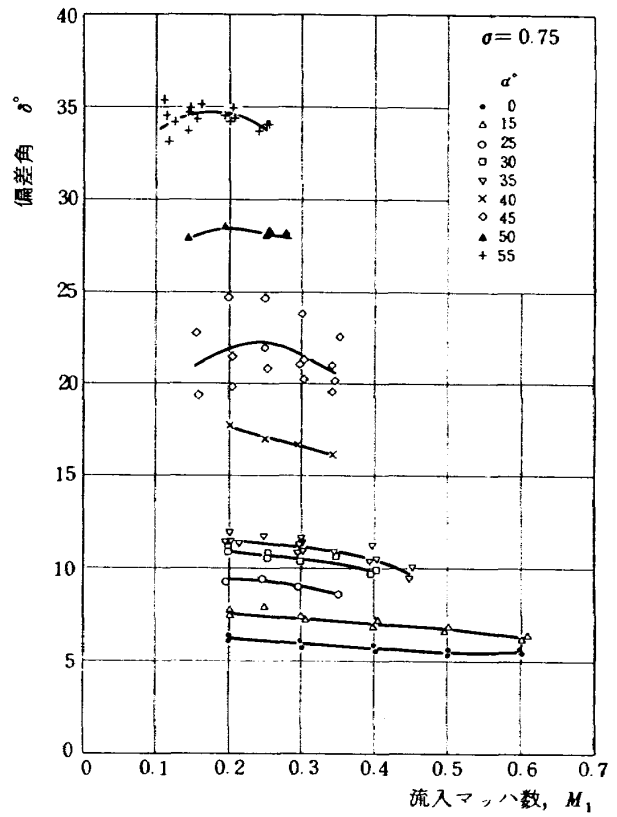


図11 流出マッハ数と流入マッハ数

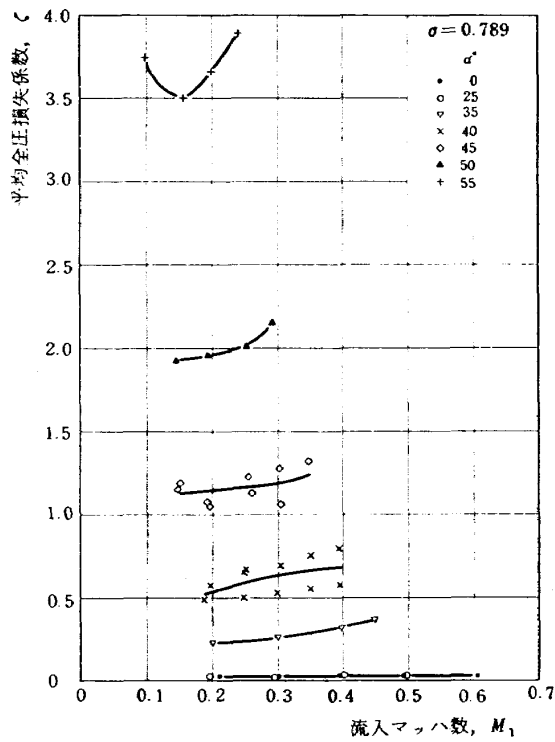


a) 平均全圧損失係数

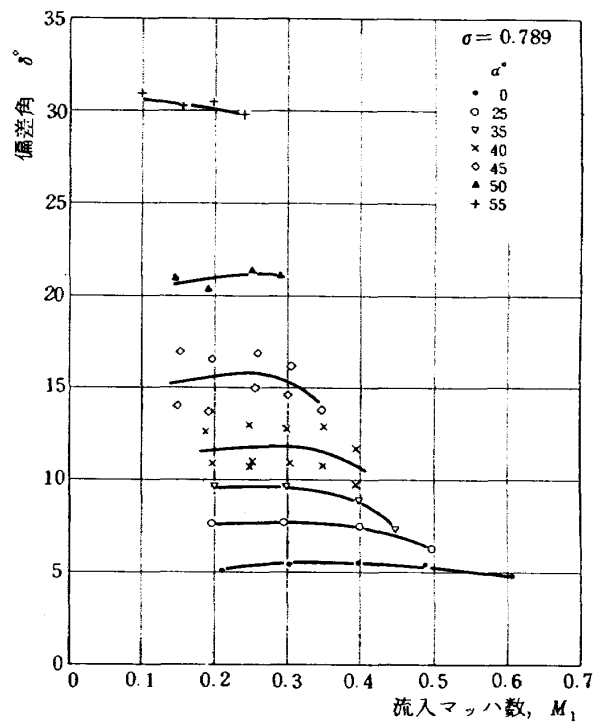


b) 偏差角

図 12 翼列性能 ($\sigma = 0.75$)

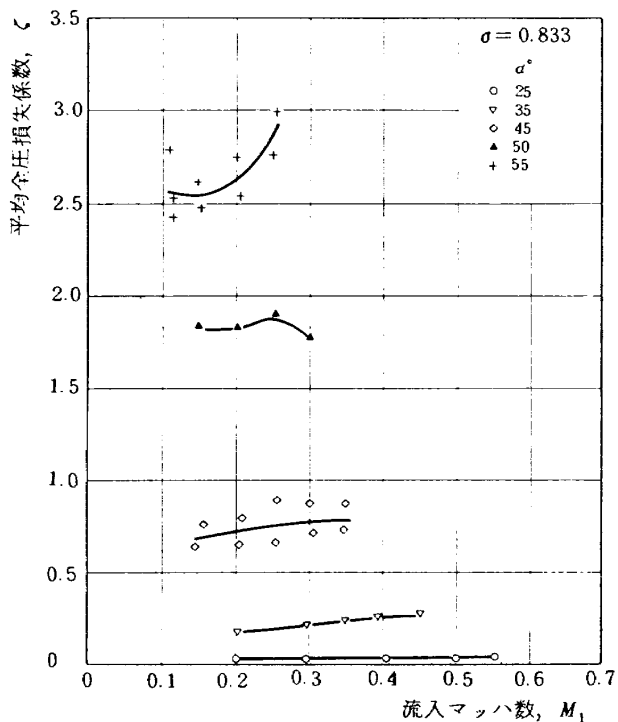


a) 平均全圧損失係数

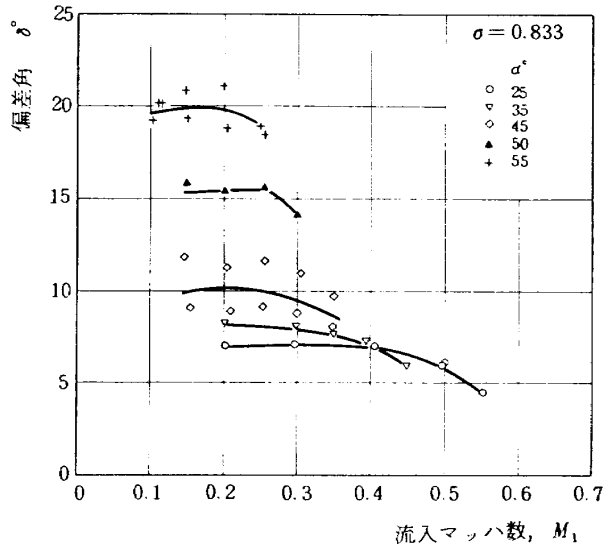


b) 偏差角

図 13 翼列性能 ($\sigma = 0.789$)

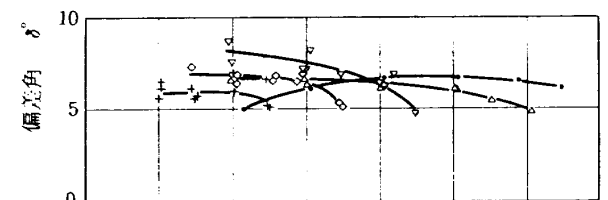


a) 平均全圧損失係数

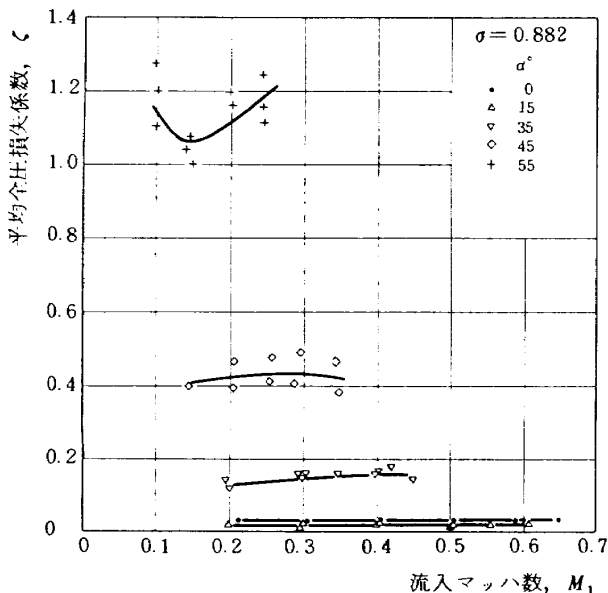


b) 偏差角

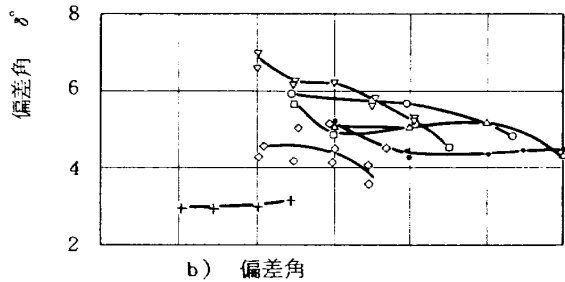
図14 翼列性能 (σ = 0.833)



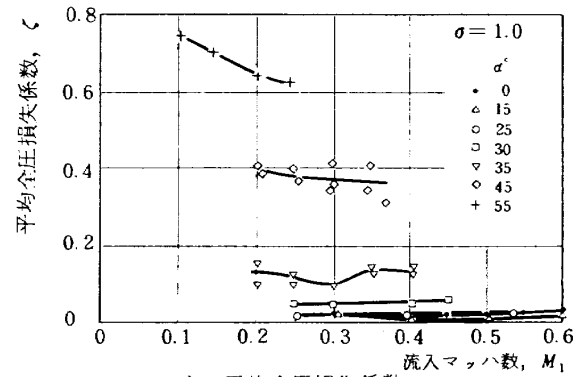
b) 偏差角



a) 平均全圧損失係数



b) 偏差角



a) 平均全圧損失係数

図15 翼列性能 (σ = 0.882)

図16 翼列性能 (σ = 1.0)

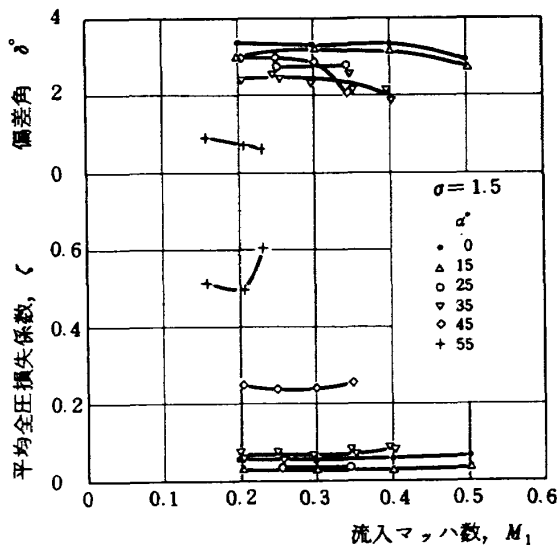
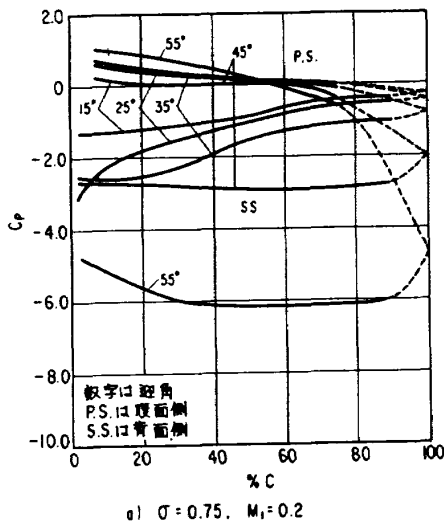


図 17 翼列性能 ($\sigma = 1.5$)

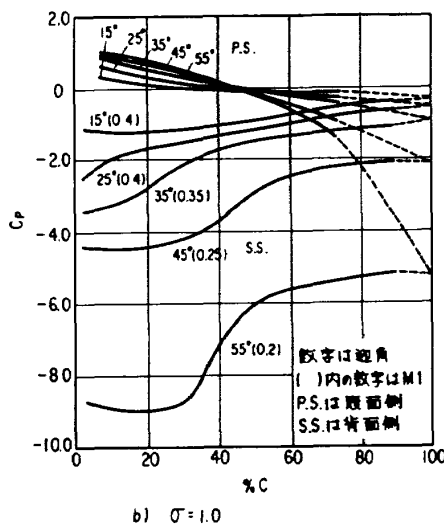
ずれも臨界値をこえずしたがって翼面上の速度はすべて音速以下であるが、流入マッハ数を高くすると翼面で音速をこす場合がある。例えば、 $\sigma = 1.0, \alpha = 35^\circ, M_1 = 0.41$ の場合、測定した翼面圧力係数の最小値は $C_{p, \min} = -3.8$ であり、これは一次元等エントロピー流れを仮定して得られる臨界値 $C_{p, cr} = -3.4$ より低い、しかしこの場合のように臨界値をこえたいくつかの場合でも、超音速の領域は前縁近くに限定されており、また衝撃波に伴う圧力上昇もはっきりとは認められなかった。翼面圧力分布からも流入マッハ数による影響は支配的なものではないといえる。

翼列性能に対してより大きな影響を示した迎角、ソリディティによる変化をはっきりした形で比較するため、 $\bar{M}_2 = 0.2$ における損失係数、偏差角をソリディティをパラメータとして、迎角に対して示した(図 19)。損失係数については、損失係数の小さい迎角範囲 ($\alpha \leq 35^\circ$) はスケールを変えて拡大した形ででも示した。 $\alpha = 0 \sim 55^\circ$ の広い範囲の迎角について損失係数の変化をみると、 $\alpha \leq 30^\circ$ では迎角による影響は小さく、ソリディティによる差も小さいが、 $\alpha \geq 35^\circ$ では迎角が大きくなるとともに損失係数が増加し、ソリディティによる違いもいちぢるしくなる。

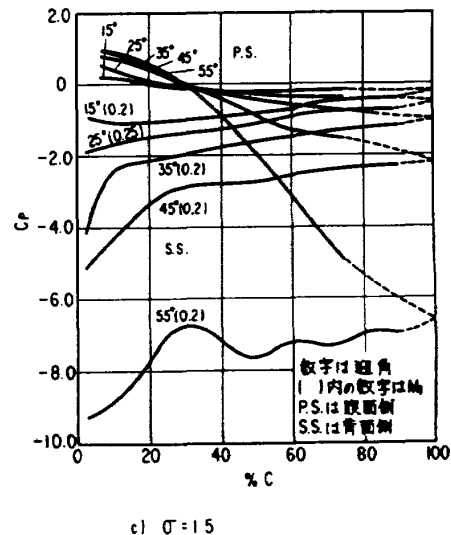
偏差角については、ソリディティの影響がはっきりあらわれるとともに、大きいソリディティの翼列条件の場合に偏差角が小さいという一般的な傾向がみられる。 $\sigma = 1.5 \sim 0.882$ では、迎角の増加による偏差角の変化が比較的小さいのに対して、 $\sigma \leq 0.833$ では迎角による偏差角の変化が大きく、迎角の増加にほぼ比例して偏差角が増加する領域がある。したがって、このような領域



a) $\sigma = 0.75, M_1 = 0.2$

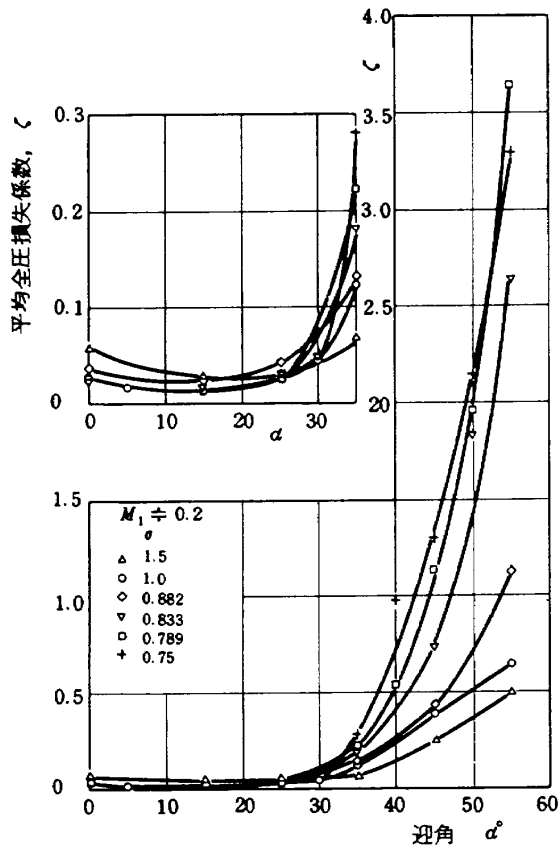


b) $\sigma = 1.0$



c) $\sigma = 1.5$

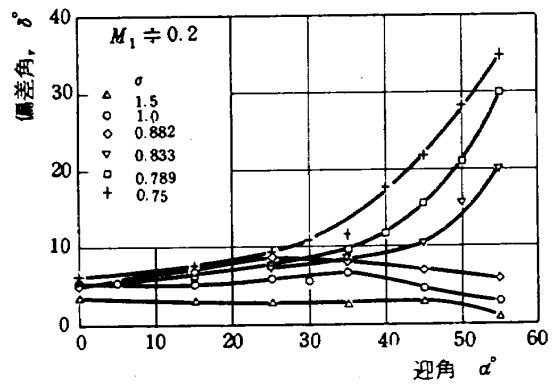
図 18 翼面圧力分布



a) 平均全圧損失係数

ではある迎角以上では流出角がほぼ一定となる。このような現象を示す迎角はソリディティによって異なり、 $\sigma = 0.75$ で $\alpha \geq 35^\circ$, $\sigma = 0.833$ では $\alpha \geq 45^\circ$ となっている。

NACAの実験結果との比較 図20にNACAにおける実験の結果との比較を示した。ただし、NACAにおける実験は揚力係数 C_{l0} , 最大翼厚比 $(t/c)_{max}$ が本実験の場合とやや異っている。またNACAの実験結果は抵抗係数 C_d , 転向角 ϵ° で表わされているため、図20ではこれにならった。また図にNACAによる設計点を示した。翼形が同一でないため厳密な比較はむづかしいが、



b) 偏差角

図19 翼列性能

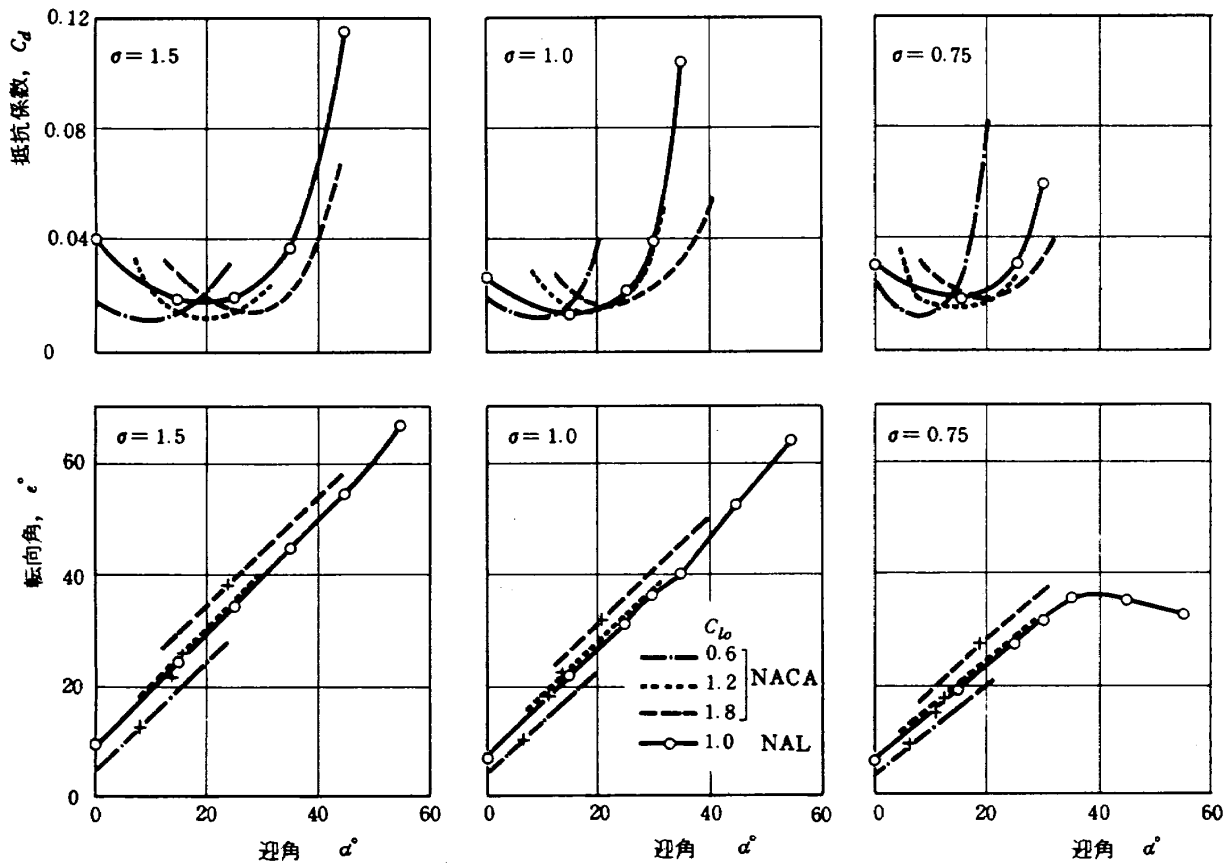


図20 翼列性能（NACAデータとの比較）

両者の結果はかなり良い一致を示している。

6. むすび

多段高圧圧縮機の可変静翼を対象として、NACA 63 系翼を用いて、ソリディティ 1.5~0.75 で、広い迎角範囲について二次元翼列実験を行った。これによって、一般の作動範囲をこえた大きな正の迎角をもつ場合の入口案内翼の翼列性能を、限られた翼配備についてはあるが、明かにすることができた。

この実験に際して、松木原動機部長、大山圧縮機研究室長には問題提起と討論をしていただいた。西尾原動機制御研究室長および杉山、越沼両技官には自動計測・データ処理システムの整備に多大の努力をしていただいた。また、空気源担当の小倉・黒沢両技官には実験に協力をしていただいた。末尾ながら記して感謝の意を表します。

7. 文 献

- (1) 原動機部編, 航技研報告, TR-482 (昭52)
- (2) Dunavant, J.C., NACA TN3959, (1957)
- (3) 近藤, 養田, 坂口, 山崎, 航技研報告, TR-44 (昭38)

航空宇宙技術研究所報告592号

昭和54年11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 共 進
東京都杉並区久我山4-1-7(羽田ビル)
