

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-131

遷音速タービン翼列二次元試験(Ⅲ)

近藤 博・養田光弘
山崎紀雄・古川 昇

1968年5月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

TM-87	極小型超音速機用姿勢制御装置の特性解析	1966年8月	池谷 光栄, 畑山 茂樹
TM-88	プロペラ後流偏向型 STOL 機の風洞試験 (I)	1966年9月	犬丸 矩夫, 岡部祐二郎 北村清美, 川幡長勝 木村友昭
TM-89	有孔板の振動について	1966年9月	川井 忠彦, 泉 日出夫
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9月	戸川 隼人, 石黒登美子
TM-91	高速タービン翼列二次元試験	1966年10月	近藤 博, 蓑田光弘 山崎紀雄
TM-92	リフトジェットエンジン試験設備 (I) 一台上運転設備	1966年10月	大山 耕一, 吉田 晃昇 中山 晋, 菅原 昇 五味 光男
TM-94	J-3 ジェットエンジン用タービン動翼の固有振動特性	1966年10月	武内 澄夫, 宮地 敏雄 星谷 昌二
TM-95	超軽量軸流圧縮機動翼の固有振動特性	1966年11月	武内 澄夫, 宮地 敏雄 星谷 昌二
TM-96	2024-T4および7075-T6有孔平板の曲げ疲労試験と2024-T4平滑丸棒の軸荷重疲労試験	1966年11月	佐野 政明, 菰岡 一洋
TM-97	高マッハ数風洞について (II)	1967年1月	吉永 崇, 井上 建二 広田 正行, 楯 篤志
TM-98	40kWプラズマ発生装置の諸特性	1967年1月	野村 茂昭, 相原 康彦
TM-99	搭載機器用環境試験装置の特性	1967年2月	大月 正男, 鈴木 孝雄 田畑 浄治, 円居 繁治
TM-100	二連型リフトエンジンの吸込み抵抗	1967年3月	近藤 博, 大城章一郎
TM-101	低圧環境下における固体ロケットモータの性能	1967年3月	望月 昌, 斎藤 信弥 五代 富文, 伊藤 克弥 湯沢 克宜
TM-102	弾性支持片持板の振動	1967年3月	埜 武敏, 築地 恒夫 越出 慎一, 林 洋一
TM-103	結合梁の振動について	1967年3月	築地 恒夫, 林 洋一
TM-104	平板翼模型の固有振動モードの測定	1967年4月	中井 暎一, 森田 甫之
TM-105	非定常境界層方程式を含む放物型微積分方程式の数値解法	1967年4月	関口 清子
TM-106	動安定微係数測定用風洞天秤について	1967年5月	高島 一明, 榊原 盛三 原 亘利, 北出 大三 金 成正好
TM-107	プロペラ後流偏向型 STOL 機の風洞試験 (II)	1967年6月	犬丸 矩夫, 岡部祐二郎 北村清美, 川幡長勝 高橋 侔, 木村友昭
TM-108	インダクタンス型小型圧力変換器の試作とその応用	1967年7月	長洲 秀夫, 柳沢 三憲
TM-109	ロケットの飛しょう径路計算のためのプログラム	1967年7月	戸川 隼人, 石黒登美子
TM-110	二次元スラットおよびスロッチッドフラップの実験的研究 (I)	1967年8月	犬丸 矩夫, 北村清美 川幡長勝
TM-111	リフトジェット VTOL 機の離陸径路に関する近似解	1967年8月	西村 博史
TM-112	極超音速風洞ペブル加熱器の特性	1967年8月	橋爪 宏, 橋本 登

遷音速タービン翼列二次元試験 (Ⅲ)*

近 藤 博**・菱 田 光 弘**
山 崎 紀 雄**・古 川 昇**

Experimental Investigation on Transonic Turbine Cascades (III)* —Data Analysis—

by Hiroshi KONDO, Mitsuhiro MINODA
Norio YAMAZAKI and Noboru FURUKAWA

The results of comparison between estimated performance, calculated by the method already given in published papers for axial-flow turbine design, and our experimental data are presented.

The calculated choking Mach number and air outlet angle did not always explain the experimental results, and further investigation is needed.

Relation between the profile loss and diffusion parameter D_s is also discussed. In the case of reaction blades, the fall in the value of diffusion parameter as the outlet Mach number rose up to unity was shown with little change in profile loss coefficient; but as to impulse blades, a sudden increase in profile loss coefficient occurred after almost constant low profile loss coefficient occurred with increasing D_s value as outlet Mach number rose. In our experimental data, D_s of reaction blade fell in the range below 0.3, and the maximum difference of profile loss coefficient between the value from our high-speed test and that calculated by Ainley's method for low-speed cascades was about 0.025 for reaction blade.

Results showed also the importance of reaction parameter $R(=1-V_1/V_2)$ as a design parameter. In the range of R above 0.2, profile loss coefficient was always small for all incidences or outlet Mach numbers. Relation between R and D_s was discussed with our experimental data.

ま え が き

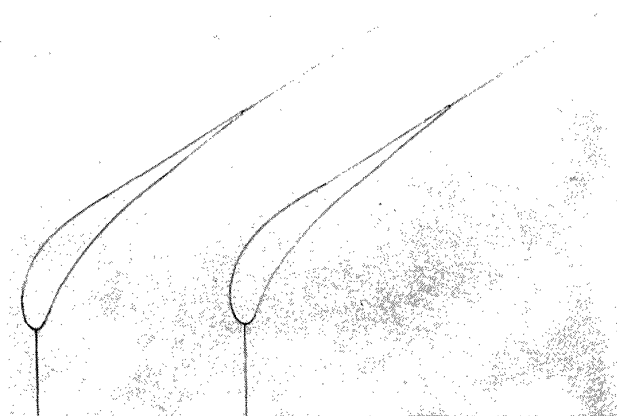
現在、当所原動機部では軽量ジェットエンジンの試作研究が進められている。この研究の一部として1段遷音速軸流タービン¹⁾にもちいられるタービン翼列について、われわれは二次元翼列試験を行なった。試験はノズル翼列1種および動翼々列3種について、流出マッハ数 0.4 から 1.1~1.2 の範囲で行なった。ピトー管をもちいて行なった後流測定の結果および翼面静圧分布についてはすでに第I報²⁾で、またシュリーレン写真観察結果については第II報³⁾で述べた。この第III報では第I報で提示した生データを相互の関連に重点を置いて整理解析し、従来わずかではあるが公表さ

れているタービン翼列設計資料との比較を行なった結果を中心にして述べる。

ちなみにわれわれの行なった二次元翼列試験の特色ともいふべきものは、試験対象翼列がすべて同一タービンの代表的な各翼断面から選定されているので設計上相互に具体的な関連をもっている点にある。したがって本報告が遷音速タービンの全般的な翼素設計の一助となりうることも、さらに一步を進めて解析的なタービン単独試験結果の公表されたものが乏しいわが国の現状から見て、近い将来別に発表される予定の同じタービンに対する回転翼列試験報告と比較対照の結果、遷音速タービン各作動点に対する二次元実験データと三次元流との関連が少しでも明らかにされ、軸流タービン性能向上に何らかの手がかりを与えることがあれば幸いである。

* 昭和42年12月22日受付

** 原動機部



N-1

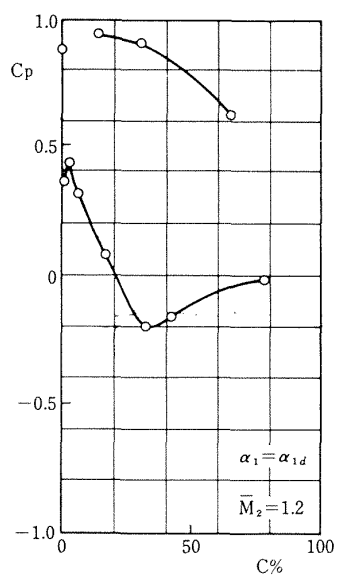
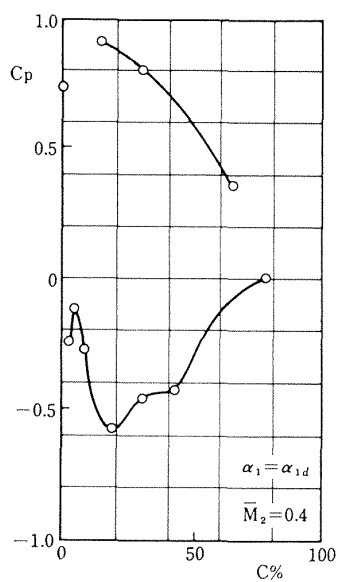
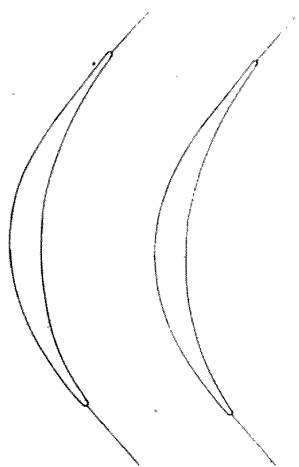


図 1 翼型とまわりの流れ (翼型 N-1)



R-1

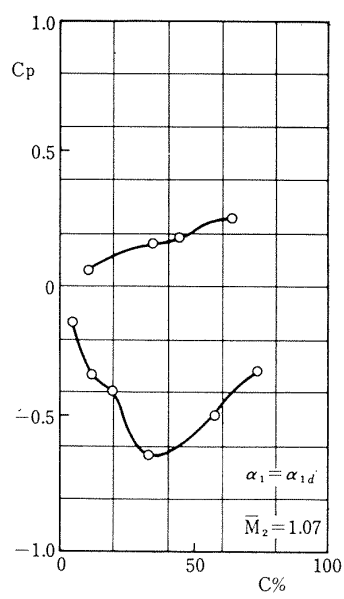
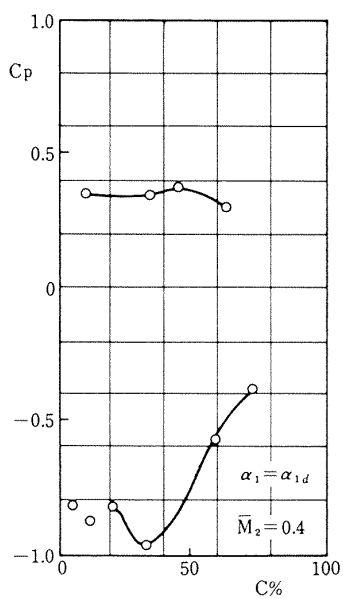
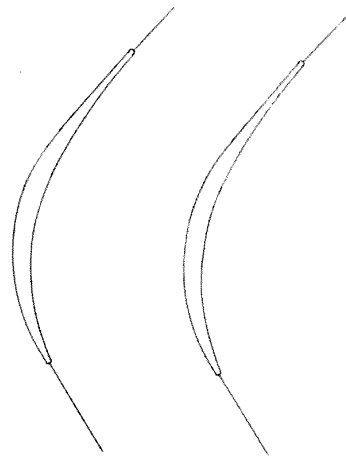


図 2 翼型とまわりの流れ (翼型 R-1)



R-2

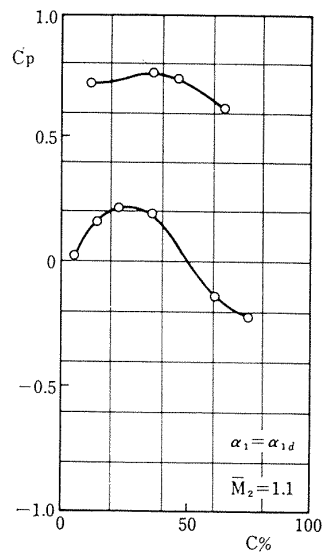
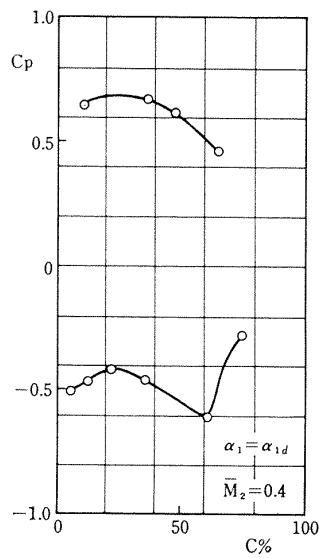
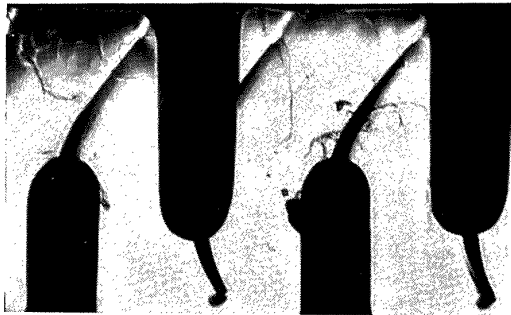
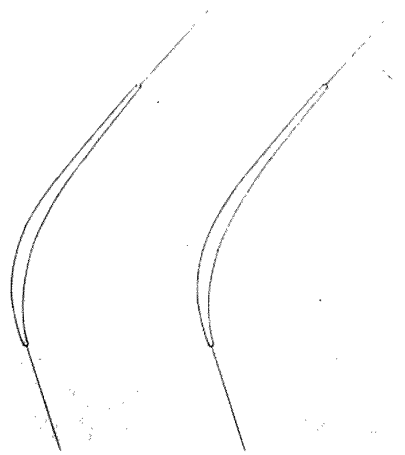


図 3 翼型とまわりの流れ (翼型 R-2)



R-3

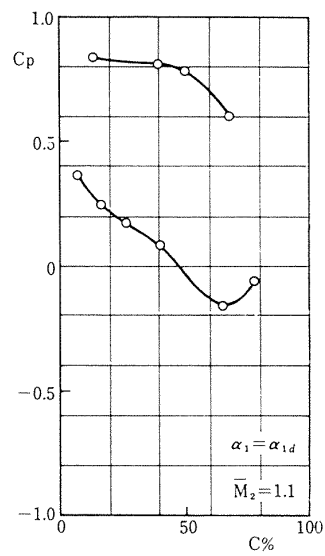
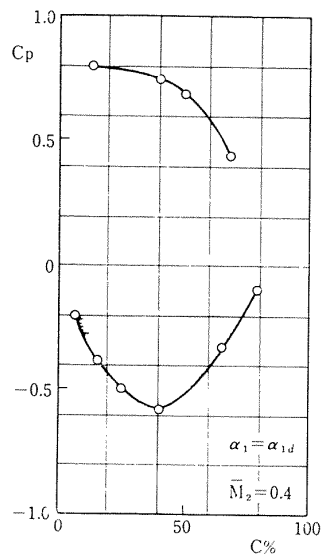
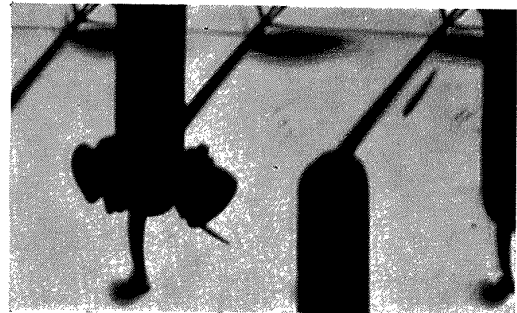
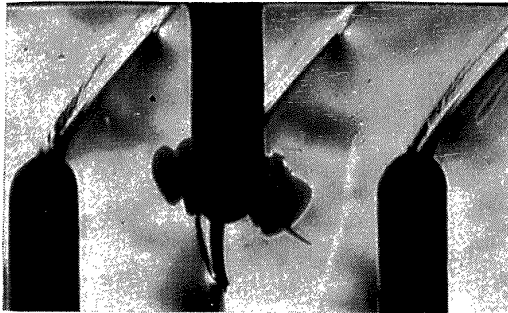


図4 翼型とまわりの流れ (翼型 R-3)

1. 翼型, 翼列および試験方法

本報で対象としたタービン翼列は翼型および翼配備ともに第 I ~ II 報で述べたものと同一である。試験翼諸列元を表 1 に、翼型図および測定データ例を図 1 ~ 4, および図 10 ~ 19 に示した。また一般にタービン翼型選定上屢々問題となる設計点翼間流路面積分布を図 5 ~ 8 に示した (いずれも第 I ~ II 報から引用)。使用した翼型はすべて NACA 遷音速タービン設計手順⁴⁾を参考にして Stream-Filament Theory⁵⁾ により翼面静圧分布を検算しながら逐次修正して翼背面の減速領域における翼面気流速度の減速度がなるべく低くなるよう決定した薄翼の翼型であるが、翼型座標の詳細に

表 1 試験翼列諸元

翼型	N-1	R-1	R-2	R-3
節弦比 s/c	0.707	0.424	0.545	0.676
喰違角	45.40°	0.55°	11.60°	24.43°
設計流入角 α_{1d}	0°	45.40°	35.00°	17.80°
余弦法則 $\cos^{-1}(0/s)$	60.50°	39.50°	40.80°	43.60°
最大翼厚比	12.4%	9.0%	6.0%	5.2%
回転試験機との対応	平均径	内径	平均径	外径

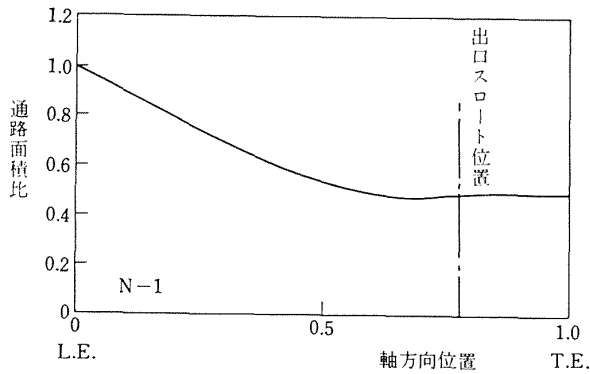


図 5 通路面積分布 (翼型 N-1)

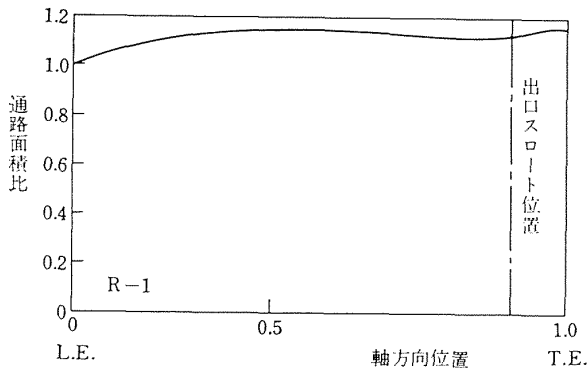


図 6 通路面積分布 (翼型 R-1)

ついては第 I 報を参照されたい。

この翼列の試験は当所原動機部の高速翼列風洞⁶⁾(図 9)をもちいて行なったものである。試験はそれぞれの翼列に対して流入角 α_1 と流出マッハ数 M_2 をかえて行なった。シュリーレン写真撮影の際には集合胴圧力(流入全圧), 翼列前静圧(風洞の左右壁に翼前縁より約 1 弦長上流に設けられた静圧孔より測定), および出口静圧も測定して後流測定との照合を行なっている。この際流出マッハ数 M_2 は流出全圧が流入全圧に等しく出口静圧は実験室大気圧に等しいとし, 流れの等エンロピ断熱変化を仮定して算出したので, ピトー

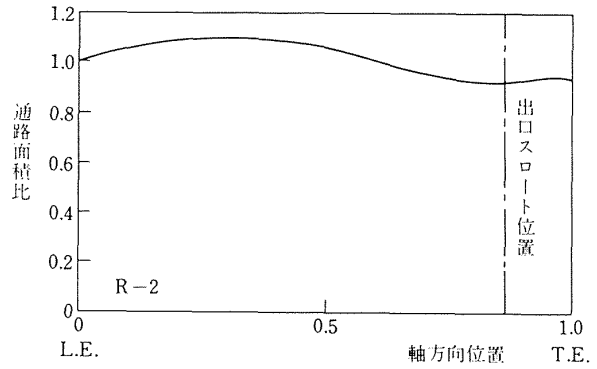


図 7 通路面積分布 (翼型 R-2)

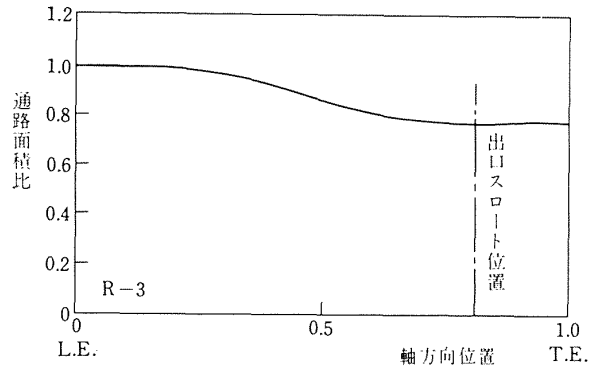


図 8 通路面積分布 (翼型 R-3)

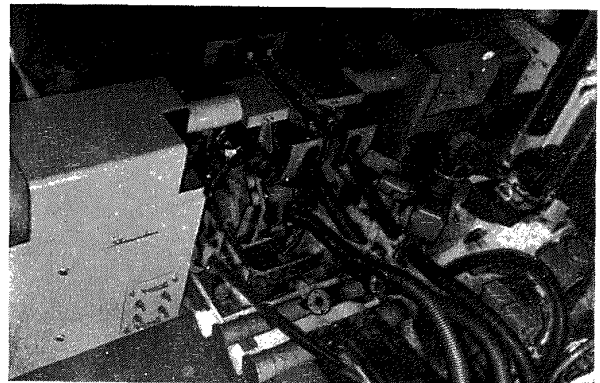


図 9 翼列風洞外観

管による後流測定の際にもちいた平均流出マッハ数 \bar{M}_2 とは少し違った値になっているがその差は本実験範囲内では 2% 以内である。そのほか流入角 (翼列線に垂直な線と流入気流のなす角度) α_1 , 平均流出角 $\bar{\alpha}_2$, 平均全圧損失係数 ζ (以下損失係数という) などの表示はいずれも第 I 報に示した通りであって, 後述の Ainley の低速軸流タービン性能推定法⁷⁾ における流入角 α_1 , 静翼流出角 α_2 (翼端間隙の影響を考えないときのすべてのタービン翼列流出角), およびプロフィール損失係数 Y_p などにそれぞれ対応するように定義されたものである。従来のタービン翼列設計データは種々雑多であって互に関連がなく, 系統的な設計資料としてはこの Ainley の方法以外に公表されていないので特にこの方法との関連に留意してある。また静圧降下係数 $4p/q_2$ (翼列前後静圧差の出口動圧に対する比) や翼面圧力係数 C_p (翼面局所静圧と出口静圧との差の出口動圧に対する比) も第 I ~ II 報と同じ定義のものである。

試験にもちいた翼枚数は 10~11 枚であったが, 翼型 R-1 については装置のつごうから 7 枚であった。また翼弦長と翼列流出速度を代表値にとったときの試験レイノルズ数は 2×10^6 以上であった。

2. データ整理結果とその検討

軸流タービンの翼素設計で重要な空力設計資料は翼列流入チョークマッハ数, 翼列流出角 $\bar{\alpha}_2$ およびプロフィール損失係数 ζ に関するものであると思われるので以下この順序で述べる。

2.1 チョークマッハ数

図 14~19 に試験した各翼列の設計流入角における流入マッハ数 M_1 と流出マッハ数 \bar{M}_2 との関係を示す(図中記入の反動度 R については後述)。ノズル翼については表 1 に示した翼型 N-1 と同一翼型で節弦 s/c 比のみを変えたものも含めてある。実線が測定値であり, さらに Ainley の方法⁷⁾ による流出角算定値および通路面積分布から次元等エントロピ流れとして⁸⁾ 計算した流入マッハ数をそれぞれ一点鎖線および破線で記入してある。ただし翼型 R-1 については図 11 からも明らかなように \bar{M}_2 が大きくなると本来の負反動翼としての性能がかなり損われて静圧降下係数が負から正へと移り, またシュリーレン写真 (図 2) で見ると翼背面で流れがはくりする状況なので Ainley の方法は適用していない。この比較結果でみると \bar{M}_2 の全範囲にわたって損失係数が小さく安定している反動翼 N-1, R-2 および R-3 については, 通常型厚

翼を主対象とした Ainley の方法による流出角算定値から推定した M_1 は \bar{M}_2 の広い範囲にわたって割合よく実測値に追従するので, チョークマッハのみならず任意の \bar{M}_2 に対して利用できる。ノズル翼で s/c を変えてみても追従精度にあまり差がないから実測チョークマッハに対する風洞壁境界層の存在の影響も大きくないようである。ただし流出角そのものの算定精度は後述のように不満足なものであるが, やはり傾向的には \bar{M}_2 の変化に対して実測値によく追従しているのでこのような割合よい成績が得られているのであろう。翼型 R-2 は表 1 の設計流入角の値からもわかるように反動度が 0 に近い準衝動翼で, 通路面積変化も図 2 に見られるようにほとんど変化がない。このような場合には通路面積の微妙な変化が敏感に次元流計算結果に影響するので通路面積分布からチョークマッハを推定することは失敗に終わっている。また翼型 R-1 では通路面積分布からチョークマッハのみはかなりよい精度で推定することができた。以上により限られた風洞実験結果からではあるが, 翼列諸元が与えられれば次元性能用のチョークマッハの推定は次元流試算方式によるだけでも割合よい精度で達成できそうである。

2.2 翼列流出角

まず設計流入角における翼列流出角 $\bar{\alpha}_2$ に対する流出マッハ数 \bar{M}_2 の影響について検討してみる。図 20~22 はノズル翼列についてのデータで, s/c の影響も同時に見られる。ノズル翼列 N-1 は $s/c=0.707$ で $\bar{M}_2=1.0$ における設計流出角が Ainley の方法により約 60° になるよう [表 1 で余弦法則 $\cos^{-1}(0/s)=60.5^\circ$] に翼型を決めたのであるが, 実測値では約 2° 少なくなった。図中に一点鎖線で記入した値が Ainley の方法による算定値である。ただし $\bar{M}_2 > 1.0$ では Taylor の提案による連続の式から算定した流出角⁹⁾ を使用した。また破線で示したのはアロノフの方法¹⁰⁾ による算定値で, $\bar{\alpha}_2 = \cos^{-1}(m \times 0/s)$ であり, m は出口形状, 流出マッハ数および全圧損失の関数となっていて実測した全圧損失から流出角を算定した。 s/c が大きいときは算定値はいずれも実測した $\bar{\alpha}_2$ との一致が悪く $s/c=0.618$ においてのみよい一致を得る。図 23~25 では同じ要領で動翼について比較しているが, Ainley の方法では損失の大きい翼型 R-1 は別にして定性的には実測値の \bar{M}_2 による変化によく追従している。アロノフの方法は一応実験データの裏付けがあるはずにもかかわらず定性的にも合わない。われわれの試験した翼型では背面後縁付近は直線になってい

るので、Ainley の方法で各 \bar{M}_2 における流出角を計算する場合でも計算式の形は本質的にはアロノフの方法と大同小異のものをもちている。よって算出した両者の流出角の差の原因は裏付けとなった実験データの解析法の差によるものと思われるが、Ainley の方法についてはその根拠となった解析法が発表されておらず実際には Ainley の方法では m の計算の代りに経験的に得られた流出角と余弦法則との換算グラフが与えられているだけなので、 s/c の影響も取り入れて推定精度を改善するためには改めて理論的な検討から始めなくてはならない。これに対しては翼列出口付近の境界層および wake の影響を考慮して定性的には Ainley の実験結果と一致する理論計算例が発表されている¹¹⁾が、 $M \leq 1.0$ で $m < 1$ となっており、実測結果から逆算してみると m の相当値は 1.15~1.0 の間に分布しているから実用的な計算式を得るためにはまだ多くの検討が必要であろう。

つぎに翼列流入角による流出角の変化をみると、試験結果は図 26~30 のようになり、ノズル翼では広い迎角範囲にわたってあまり変化がない。 s/c の変化に対しては、ノズル翼で $\alpha_1 = 0$ のときを見ると s/c の大きい所でマッハ特性がやや変化している。動翼については s/c の影響は試験していないので分らないが、一般的に流出角は負反動翼 R-1 を除いては損失係数 ζ と相応じて変化している傾向が見える。すなわち損失がまずと流出角が減っている。

2.3 プロフィール損失

図 26~30 で迎角 i の変化 (図では流入角 α_1 の変化) によるプロフィール損失の変化を見ると、流出マッハ数によって変化の大きいのは翼型 N-1 で $s/c = 0.882$ の場合と翼型 R-1 だけで、他の反動翼の試験結果では流出マッハ数 \bar{M}_2 によって損失係数 ζ にはあまり大きな変化が見られない。図 31~32 で $\alpha_1 = \alpha_{1d}(i=0)$ において Ainley の方法から推定した低速時損失係数と比較しても翼型 R-1 以外は数字的にあまり差が出ない。ただし実際のジェットエンジンではタービン効率 1% (ζ で 0.01 程度) の差は出力で何倍にも影響されることがありうるから軽視はできない。失速迎角 i_{stall} を見ると図 33~35 のように \bar{M}_2 による変化があり、また Ainley の方法による推定値と少し差があるから off-design の推定に利用するときには注意を要する。この i_{stall} の定義は Ainley の方法と同じである。つぎに反動度との関連を見るために反動度 R として翼列相対流入出速度の比を 1 から引いた値 $R = 1 - V_1/V_2$ ¹²⁾ をとり、プロフィール損失との相

関を見たのが図 36~38 である。図中でプロットした各点をつなぐ線につけた矢印は各翼型で迎角が増加する方向を示す。翼型 N-1 および R-3 ではプロットした点が集束している所以矢印は省略した。これを見ると反動度が低くなると迎角変化に対して損失係数の変化が大きくなりやすいが R の変化は小さいという結果になる。図 39 に示した全実験範囲の中でとくに反動度 R が 0.2 以下は空力設計上全圧損失についてきわめて危険な範囲であるといえる。逆の言い方をすれば \bar{M}_2 および迎角のいかんにかかわらず R が 0.2 以上であれば ζ が大きくなっていない。ここで

$$R = 1 - V_1/V_2 = 1 - M_1^*/M_2^*$$

ただし

$$M^* = \sqrt{\frac{(K+1)M^2}{2+(K-1)M^2}}$$

K は比熱比

であるから、翼型設計に際して M_1 と M_2 との関係すなわち図 14~19 に示したようなチョーク特性が算定できれば M_2 の変化に対する R の変化はあらかじめ予測できる。図 14~19 にはこのようにして測定値から算出した R 一定の線を記入しておいた。

なお反動度 R が 0.2 以下でも \bar{M}_2 が小さければ ζ の小さい場合が図 39 でも見られ、負反動度かならずしも損失大とは限らない。軸流タービンをさらに軽量化するため動翼の平均反動度をできるだけ低く抑える空力設計法を進展させようとするには、動翼々根部翼素設計に際して ζ の小さい負反動翼型を採用できるようにしなければならないから、負反動翼のデータを詳しく検討しておくことはきわめて重要である。このため全圧損失に直接関連する翼面静圧分布の簡便表示パラメータとして二次元タービン翼列空力設計上の目安にもちいられている拡散比¹³⁾ $D_s = 1 - V_2/V_{i \max}$ ($V_{i \max}$ は翼背面局所最大速度) を手がかりにして検討した結果が図 46 以下である。 R と D_s との関係式は

$$1 - D_s = V_2/V_{i \max} = M_2^*/M_{i^* \max}$$

$$1 - R = M_1^*/M_2^*$$

$$\therefore (1 - D_s)(1 - R) = M_1^*/M_{i^* \max}$$

となり $M_{i^* \max}/M_1^*$ が一定ならば R が小さくなるにつれて D_s が大きくなるはずである。図 40 には D_s を実測した翼面静圧分布から算出して反動度 R との相関を示してある。本実験の場合流入角 α_{1d} におけるデータは R が 0.2 以下では R が小さくなると D_s が大きくなる傾向を示しているが、 R が 0.2 以上

では D_s は R の変化にあまり影響されていない。 \bar{M}_2 の変化による D_s の変化は圧縮性の影響であるが $R=0.2$ 付近を境界にして逆になっている。したがって

(1) $R > 0.2$ では

(i) \bar{M}_2 が一定のとき D_s が R の変化にあまり影響されていない、すなわち R が増加すると $(1-R)(1-D_s)$ は減少して、 $M_{1^* \max}/M_{1^*}$ が増加するようになっている。

(ii) \bar{M}_2 が低速から増加すると M_{1^*} が可成小さいうちからチョークし始めて $M_{1^* \max}$ も飽和し始めるが、 M_2^* は順調に大きくなるので、 M_{1^*}/M_2^* が小さくなる一方 $M_2^*/M_{1^* \max}$ は大きくなる。すなわち R は増加し D_s は減少すると考えられる。

このように考えると $R > 0.2$ における \bar{M}_2 の変化による D_s の変化は大体説明ができる。

(2) $R \leq 0.2$ では

(i) \bar{M}_2 が一定のときは、 $M_{1^* \max}/M_{1^*}$ は図 40 で見てもほぼ一定の傾向が見えるから R が小さくなるにつれて D_s が大きくなる。

(ii) R が小さいときはかなり M_{1^*} が大きくなる迄チョークしないがチョークし始めると圧縮性の影響が強くあらわれて $M_{1^* \max}/M_{1^*}$ が M_{1^*} の増加に伴って増加しているものと思われる。ただし翼型 R-1 では $\bar{M}_2=0.8$ 以下では M_{1^*} が増加しても $M_{1^* \max}/M_{1^*}$ の増加が起っていない。 R が小さい動翼程そりや翼厚比も大きく節弦比は小さいから圧縮性はより強く見られるはずである。なお図 40 に示したように同じ R では $M_{1^* \max}/M_{1^*}$ が大きければ D_s が大きい。結局 \bar{M}_2 が大きい方が同じ R でくれば D_s は大きいと考えられる。

以上のような R と D_s との関係から流入角 α_{1d} におけるデータでは $M_{1^* \max}/M_{1^*}$ は

(1) $R > 0.2$ では \bar{M}_2 が一定のときは D_s にあまり関係なく R の増大に伴って大きくなるが、 \bar{M}_2 が低速から増加するときは D_s の減少を伴って R が増加するとともに大きくなる。

(2) $R \leq 0.2$ では一般に \bar{M}_2 の値に応じてほぼ一定の値を示すようである。

なお図 14~19 から各翼型とも $\bar{M}_2=0.8$ で流入気流のチョーキングが始まっているから、図 40 においても流入角 α_{1d} における R と D_s の関係は $\bar{M}_2 > 0.8$ では一定となっている。翼型 R-1 のみは他の翼型より遅れて $\bar{M}_2=1.0$ でこの一定の曲線に乗る。図 41~

45 には各翼型ごとに D_s および $M_{1^* \max}$ と \bar{M}_2 の関係を示しておいた。これは R 一定のデータにはならないが以上の考察を裏付けている。またこの実測した D_s の値は翼型設計時の計算値よりも一般に大きく計算法の改良の必要性を示す。

2.4 翼面静圧分布と損失係数

前述の図 40 の考察から反動度の小さい翼列で高速時に D_s が増加し翼背面局所最大マッハ数の急激な増加を招く状況が明らかになったが、この D_s の値が 0.2~0.3 程度以上に大きくなれば低速でも翼背面で気流のはくりを生じて損失係数の急激な増加を予期しなければならぬことはすでに理論計算¹⁴⁾および実験結果¹³⁾に示された通りである。ちなみに図 40 において $D_s=0.3$ 、 $\bar{M}_2=0.4$ における $\alpha_1=\alpha_{1d}$ のデータをみると $M_{1^* \max}/M_{1^*} \approx 1.25$ となっており、無理のない限界値選定であると思われる。

一般にタービン翼型の空力設計に際して現在のところ系統的な設計データはないが翼腹面では流れは大部分が加速領域であるので極端な負の大迎角にならない限り問題は少ないと考えられる。ただし翼腹面で発達した衝撃波が隣接翼背面に達して背面での気流のはくりを生じる(図 2)こともあるから注意はしなければならないが、最終的には翼背面に空力設計上の問題点は集中して居り、好ましくない流れであればこと D_s との関係にそれなりの影響が見られるはずである。したがって反動度の小さいタービン翼型の空力性能の限界を求めようとする際に D_s は設計々算のときから有効なパラメータとなり得る可能性がある。ただし従来のデータでは高速時におけること D_s の関連が明らかにされていなかった。以上の観点から図 46 に記入したわれわれの全実験データを区分抽出して本実験範囲における迎角および流出マッハ数 \bar{M}_2 と損失係数 ζ との相関を図 47~49 で調べてみた。すなわち \bar{M}_2 が一定の場合に迎角(図では流入角 α_1) の変化によって生ずる D_s の変化の影響が ζ にどのように現われるかを見た。これを見ると $\alpha_1=\alpha_{1d}$ に相当する点を結ぶ $\zeta \sim D_s$ 曲線 ($\bar{M}_2 \leq 1.0$) は D_s の値が 0.3 程度以上にますと順次右 upper になって ζ が急増し始めることは図 46 から明らかであるが $\alpha_1 \neq \alpha_{1d}$ のときは D_s の大小のみで ζ を予想するのはむずかしい。図 47~49 ではプロットした各点をつなぐ線につけた矢印の方向に各翼型で迎角が順次増加しているが、翼型 N-1 では D_s の値が 0.3 付近から 0.2 付近に一旦減少して $\alpha_1=\alpha_{1d}$ となったのち再び 0.3 に向かってもどる間に損失係数はほとんど増加していない。N-1 よりもやや

反動度の低い翼型 R-3 では $\alpha_1 - \alpha_{1d} \geq 0$ で D_s が減少するにつれ損失係数 ζ がやや増加しようとする。準衝動翼 R-2 と負反動翼 R-1 ではこの傾向が強まり、 $\alpha_1 - \alpha_{1d} \geq 0$ で D_s が減少しながら ζ は急激に増加する。そして ζ が或程度以上大きくなるとこんどは D_s も ζ も増加する。以上の傾向は図 47~49 の 3 種類の流出マッハ数 M_2 について共通の傾向であり、反動度によって ζ と D_s の相関パターンに差があることは図 39 と 40 の対比からもある程度予期されることである。設計反動度の低い翼列ほど損失係数増大については正の迎角で作動させるときの危険性がましていることが以上の結果からよくわかるが、設計計算時における D_s の算出は設計者がまず正しい設計迎角を選定したときのみ ζ の推定に役立つのであって off-design 作動時の ζ の推定には定性的な判定を与えるに留まるものと思われる。迎角変化に対応する実際の翼背面静圧分布例は図 50~51 のようになり、最大負圧点はその静圧値のみならず位置も変化している。位置の変化による ζ への影響が大きいので D_s のみでは各迎角に対する ζ を判定出来なくなっているわけである。したがって逆の見方をすれば D_s が大きくても最大負圧点の位置に注意して翼型を設計すれば ζ をある程度低く抑えられる可能性があり得る。翼型 R-1 と R-2 の迎角 α_{1d} における実際の翼背面静圧分布を $M_2 = 0.4$ および 0.8 において比較してみると図 52 のように最大負圧点の位置が大きく異なっていて、同じ M_2 に対して流入マッハ数のより高い翼型 R-1 の方が最大負圧の位置が翼前縁により近くにありその値も大きいことには問題がありそうに思われる。亜音速圧縮機翼列マッハ特性改善の過去の実例¹⁰⁾から見ても翼根部用負反動翼型としての設計上の制限はあるにせよ最大負圧点を後縁により近づけ得るよう翼配備を改良して設計点翼背面静圧分布を改善していくことが負反動翼性能向上のために必要であろう。ただし翼腹面前縁付近における衝撃波の発生に対しては前述の通り充分用心しなければならない。

3. ま と め

Stream-Filament Theory により D_s が僅小になるように設計されたタービン翼型の二次元翼列実験結果と従来互に無関係に公表された各設計資料との比較検討を行ない、以下の結果を得た。

- 1) チョーキングを起す流入マッハ数については一応かなりの精度で推定できたが、反動度も考慮して計算方式を選ぶ必要がある。

- 2) 流出角については低速用通常厚翼を主対象とした Ainley の方法による計算結果がよい近似と追従性を示したが、節弦比の変化に対して近似度が変動し定量的に不満足であるので理論的に再検討の必要性を認めた。アロノフの方法は定性的にも合わなかった。

- 3) プロファイル損失係数の推定については Ainley の方法による低速時損失係数の推定値と高速時実験結果との差は数字的には少ない。

- 4) 反動度 R とプロファイル損失係数との関係については $R > 0.2$ であればマッハ数や迎角に関係なく損失係数が小さいという結果が得られた。また $R > 0.2$ であれば設計迎角においては R の変化に対して D_s はあまり変化せず低い値を保ち、流出マッハ数が増加すると D_s の値が減少する傾向が見られた。 $R < 0.2$ であれば設計迎角においても R が小さくなると D_s が増加し、流出マッハ数が増加すると $M_{t^* \max} / M_{t^*}$ の値が増加する傾向を示した。 $R \approx 0.2$ では流出マッハ数が増変しても設計迎角における R と D_s の相関は変化しないものと思われた。反動度 R と D_s との相関は流入気流がチョーキングを始めるとほぼ一定した。設計迎角においてチョーキング特性が推定できれば反動度 R と流出マッハ数との関係も推定できることを指摘した。

- 5) プロファイル損失係数と D_s との関係を大きな流出マッハ数まで実験的に一応明らかにした。

設計迎角では流出マッハ数に関係なく $D_s < 0.3$ で低い損失係数を保った。 $D_s \geq 0.3$ では損失係数が発散する傾向が見られたが、翼背面における最大負圧点の位置を後縁方向にずらす設計法が確立されれば損失係数発散をおくらせる可能性が認められた。

設計迎角以外の迎角では反動度 R の値によって損失係数と D_s との相関パターンに差があった。なお実測した D_s の値は設計迎角でも計算値より一般に大きかった。

本報告は限られた実験結果から従来のタービン翼列設計法との比較検討を試みたものに過ぎないが、高速タービン翼列設計資料の公表されたものが乏しい現状に何らかの進展を与える手掛りにでもなれば幸いである。

以上で本報告を終るに当り、われわれの実験実施に際して種々有益な御指示を頂いた当所の松木部長、鳥崎室長およびタービン研究室各位、ならびに空気源の

運転を担当された諸兄に末尾ながら深く謝意を表します。また有益な資料を提供された石川島播磨重工業(株)関係各位に対しても厚く感謝致します。

文 献

- 1) 鳥崎忠雄, 能瀬弘幸, 森田光男, 小林 実; 遷音速タービンの実験的研究, 第730回日本機械学会(航空原動機)講演会前刷(昭和40年2月)
- 2) 近藤 博, 蓑田光弘, 山崎紀雄; 遷音速タービン翼列二次元試験(第I報), 航技研資料TM-36(昭和39)「配布先限定」
- 3) 近藤 博, 蓑田光弘, 山崎紀雄; 遷音速タービン翼列二次元試験(第II報), 航技研報告TR-84(昭和40)
- 4) W. J. Whitney & others; Investigation of a Transonic Turbine designed for maximum Rotor-blade suction-surface relative Mach number of 1.57, NACA RM E 54 G 27 (1954)
- 5) M.C. Huppert & C. Mac Gregor; Comparison between predicted and observed Performance of Gas-turbine Stator blade designed for Free-Vortex flow, NACA TN 1810 (1949)
- 6) 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)
- 7) D.G. Ainley & G.C.R. Mathieson; A method of Performance Estimation for Axial-Flow Turbines, ARC R&M No. 2974 (1951)
- 8) E. A. Bridel; Some High-speed Tests on Turbine Cascades, ARC R & M No. 2697 (1947)
- 9) E. S. Taylor; ガスタービンおよびジェットエンジン(日本航空工業会編)
- 10) E. M. Аронв, Е. И. Мамаев; Определение Угла Выхода Потока Газа из Плоской Турбинной Решетки Профилей, Известия В. У. З. Авиац. Тех. No. 4 (1965), Стр. 109~117.
- 11) 岡崎卓郎, 山之上寛二; タービンノズルおよび動翼からの流出方向について, 日本機械学会論文集第19巻80号(昭和28)
- 12) W.L. Stewart & others; A study of Boundary-Layer characteristics of Turbomachine Blade Rows and their relation to overall Blade Loss, Trans. ASME, Ser. D, Vol. 82, No. 3, p. 588~592 (1960)
- 13) 平山直道; 翼列における境界層, 日本機械学会誌第66巻532号, p. 649~657(昭和38)
- 14) D. J. L. Smith; Turbulent Boundary Layer Theory and its application to Blade Profile Design, ARC CP No. 868 (1966)
- 15) A. D. S. Carter; Some Tests on Compressor Cascades of Related Aerofoils having different positions of Maximum Camber, ARC R&M

No. 2694 (1948)

- 16) A. J. Glassman & W. L. Stewart; Use of Similarity Parameters for Examination of Geometry Characteristics of High-Expansion Ratio Axialflow Turbines, NASA TN-D4248 (1967)
- 17) J. W. Miser & others; Analysis of Turbomachine Viscous Loss affected by change in Blade Geometry, NACA RM E 56 F 21 (1956)

図 面 目 録

図 番	図 題
図 1~ 4	翼型とまわりの流れ(文中)
図 5~ 8	通路面積分布(文中)
図 9	翼列風胴外觀(文中)
図10~13	翼列性能
図14~19	チョーク特性
図20~25	流出角マッハ特性
図26~30	性能に対する迎角の影響
図31~32	全圧損失マッハ特性
図33~35	失速迎角マッハ特性
図36~39	全圧損失と反動度
図 40	拡散比と反動度
図41~45	拡散比マッハ特性
図 46	全圧損失と拡散比
図47~49	拡散比特性(流出マッハ一定)
図50~51	流出マッハ一定翼面静圧比較
図 52	設計点翼面静圧分布比較

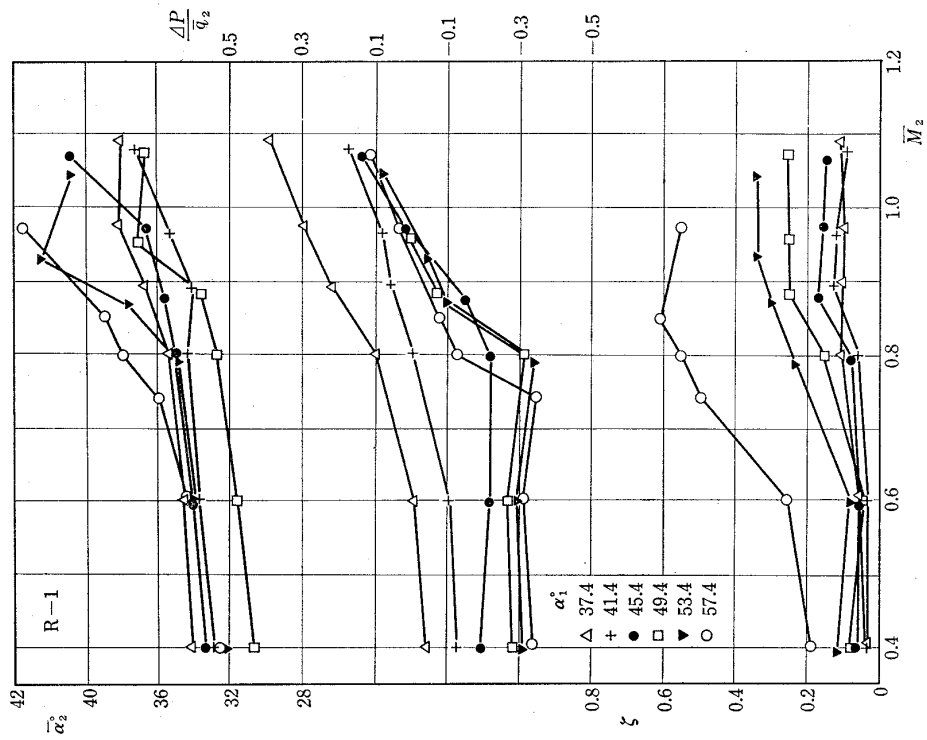


図 11 翼列性能 (翼型 R-1)

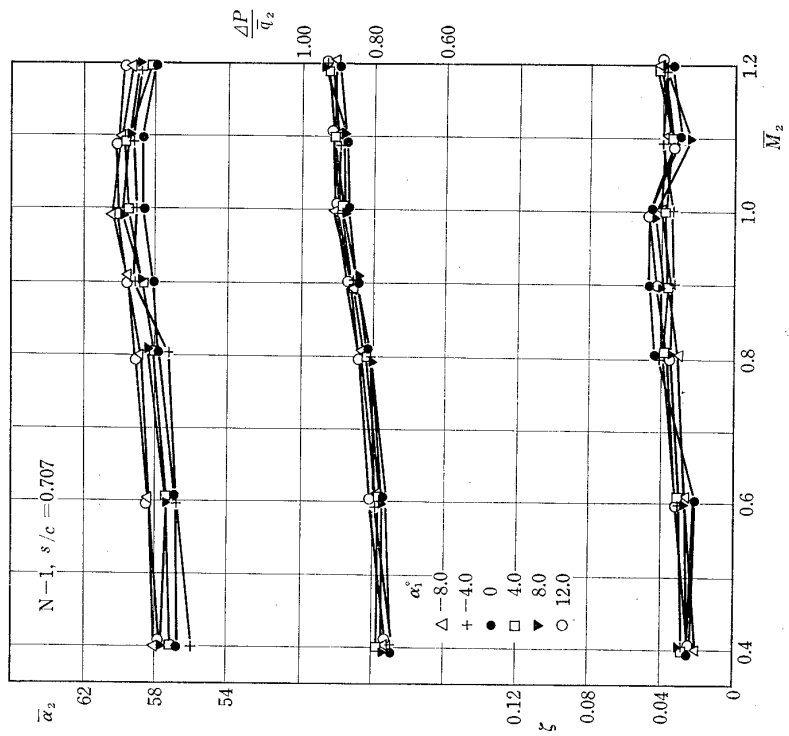


図 10 翼列性能 (翼型 N-1)

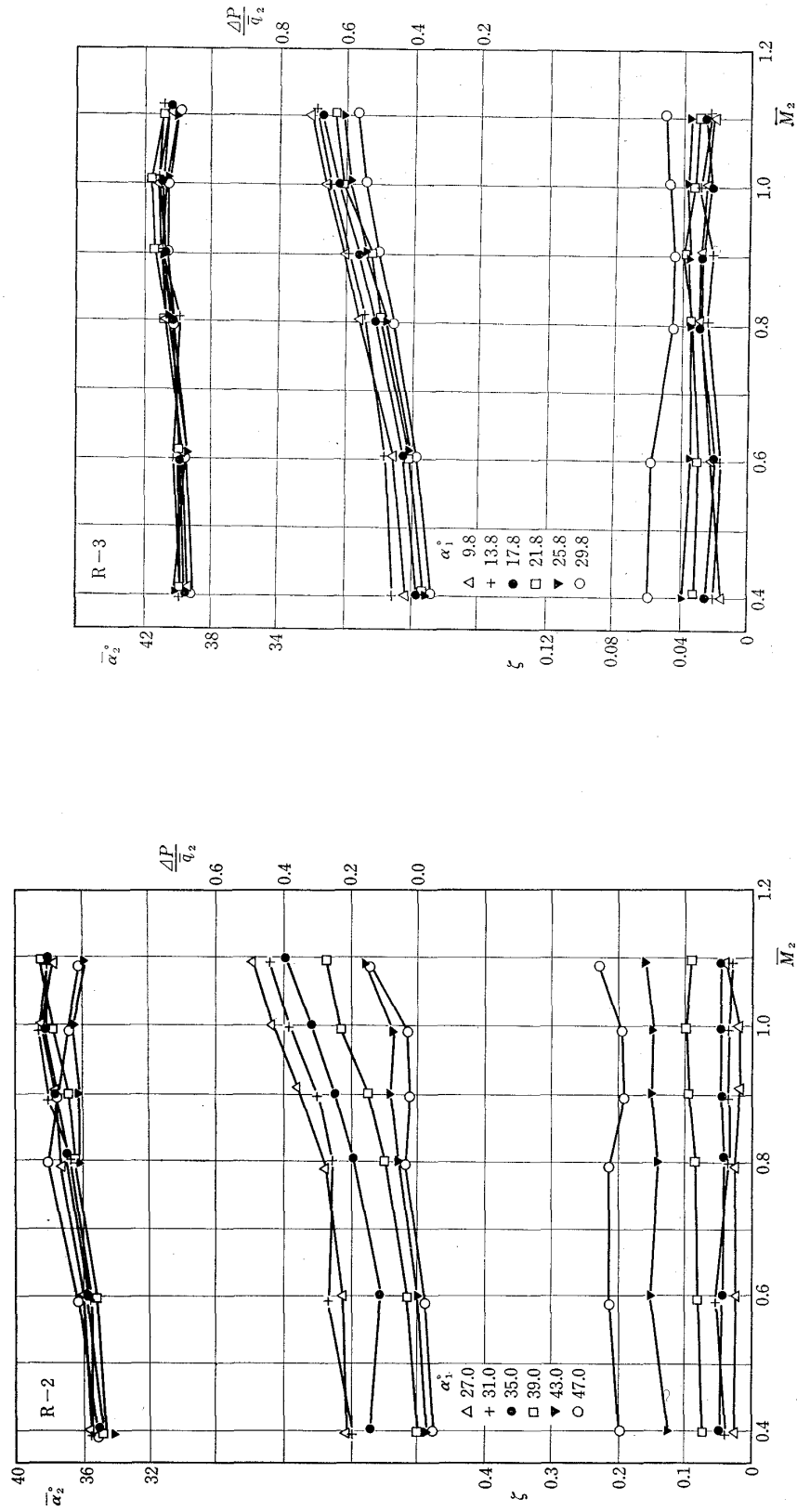


図 13 翼列性能 (翼型 R-3)

図 12 翼列性能 (翼型 R-2)

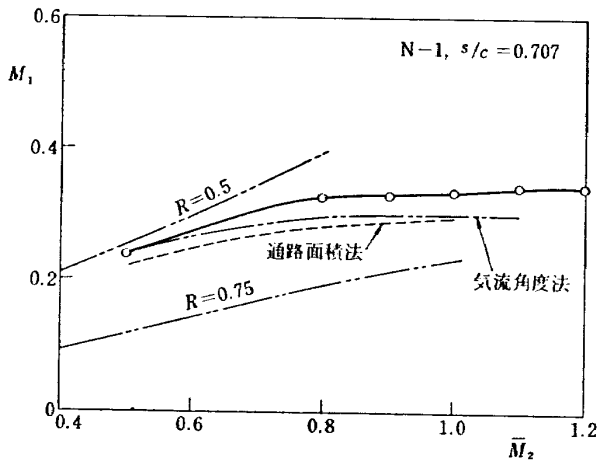


図 14 チョーク特性 (翼型 N-1)

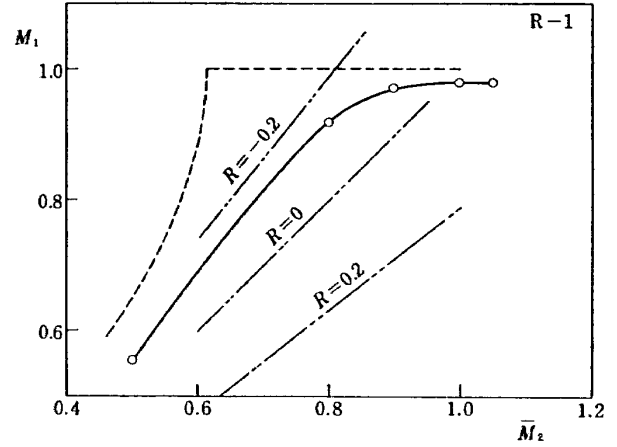


図 17 チョーク特性 (翼型 R-1)

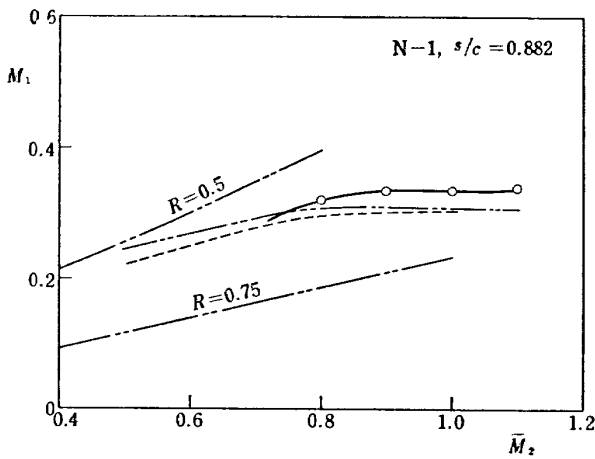


図 15 チョーク特性 (翼型 N-1)

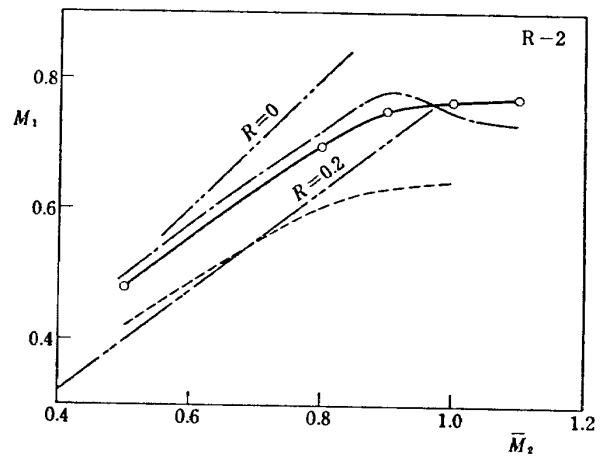


図 18 チョーク特性 (翼型 R-2)

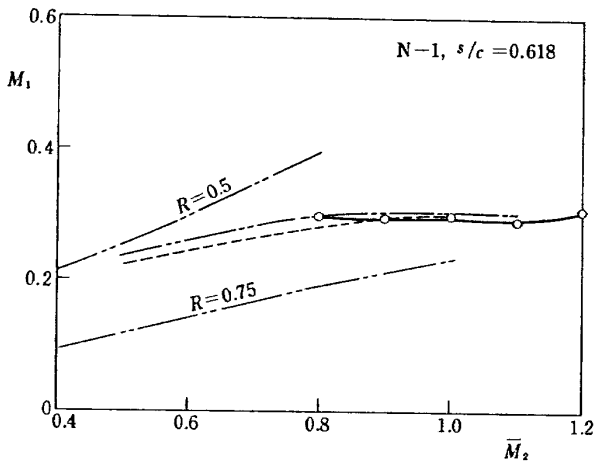


図 16 チョーク特性 (翼型 N-1)

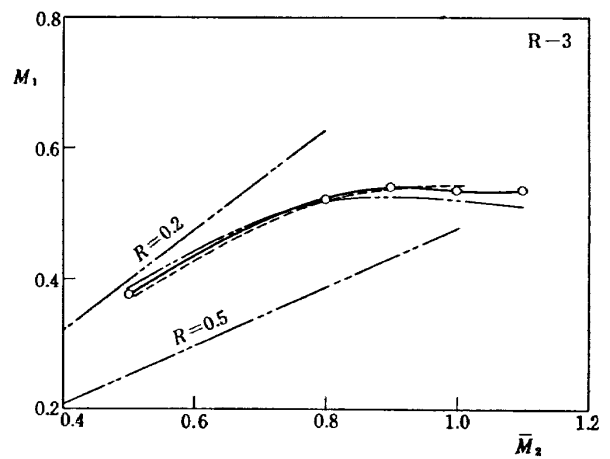


図 19 チョーク特性 (翼型 R-3)

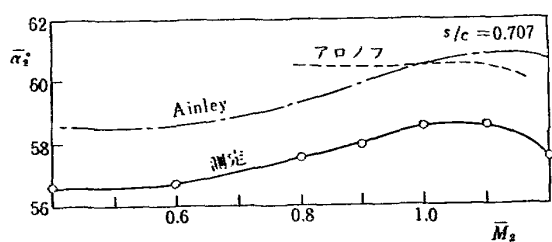


図 20 流出角マッハ特性 (翼型 N-1)

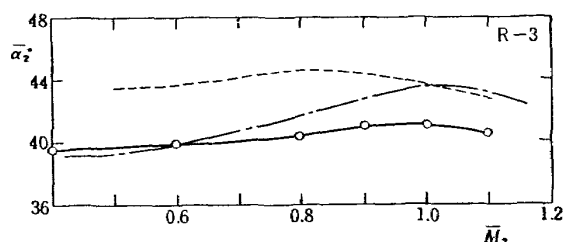


図 23 流出角マッハ特性 (翼型 R-3)

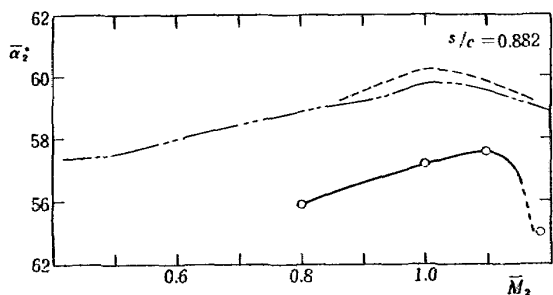


図 21 流出角マッハ特性 (翼型 N-1)

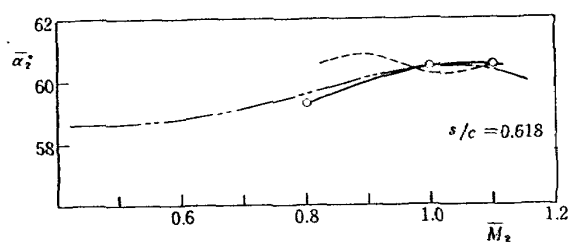


図 22 流出角マッハ特性 (翼型 N-1)

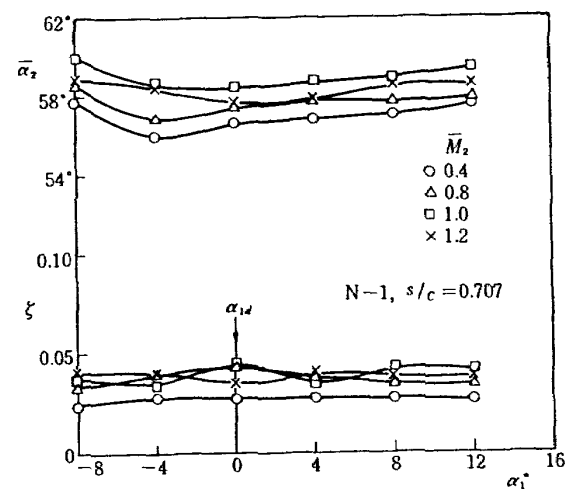


図 26 性能に対する迎角の影響 (翼型 N-1)

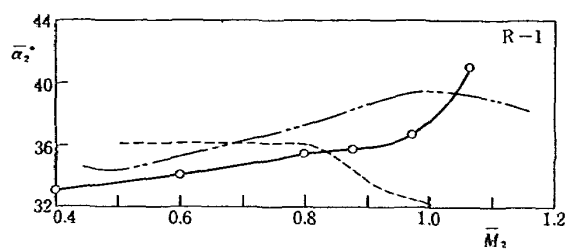


図 23 流出角マッハ特性 (翼型 R-1)

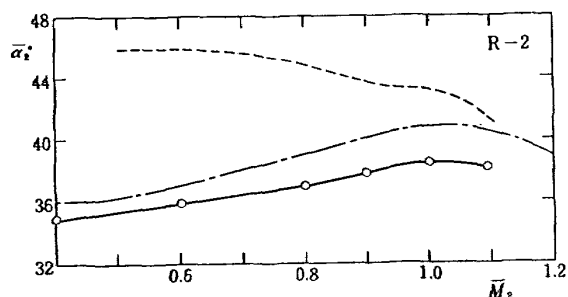


図 24 流出角マッハ特性 (翼型 R-2)

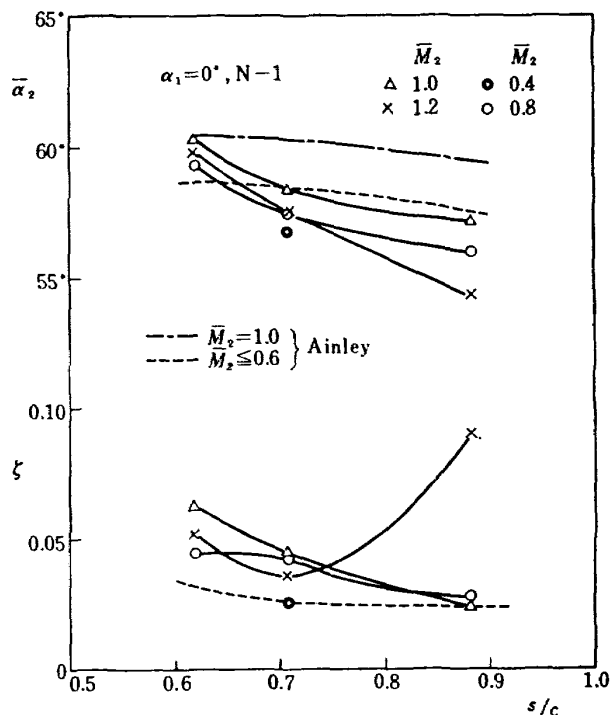


図 27 性能に対する節弦比の影響 (翼型 N-1)

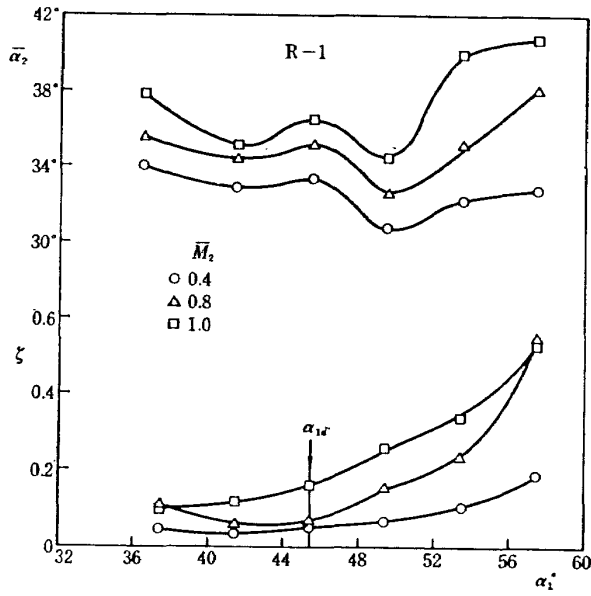


図 28 性能に対する迎角の影響 (翼型 R-1)

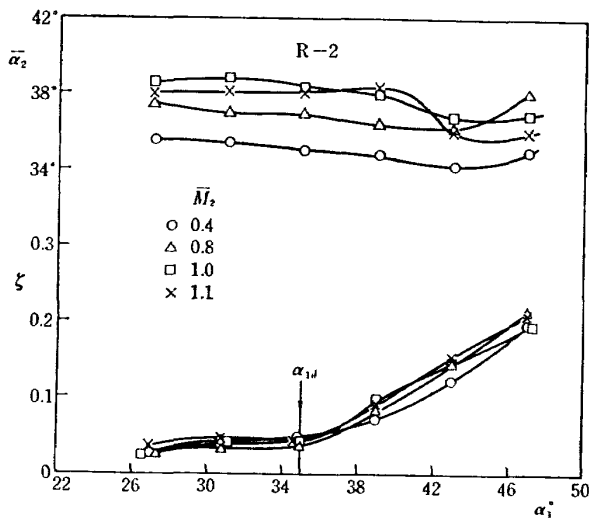


図 29 性能に対する迎角の影響 (翼型 R-2)

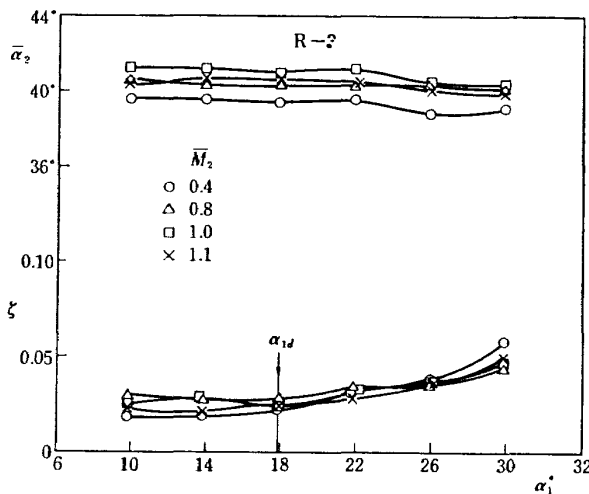


図 30 性能に対する迎角の影響 (翼型 R-3)

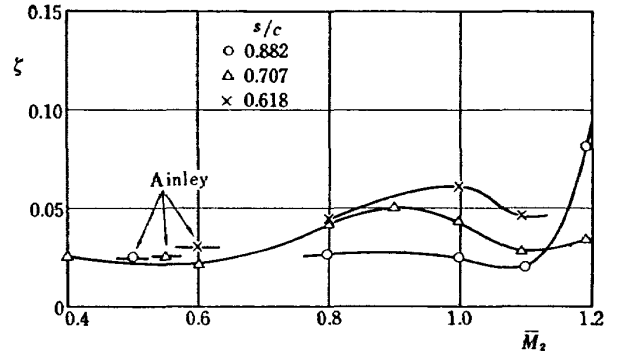


図 31 全圧損失マッハ特性 (翼型 N-1)

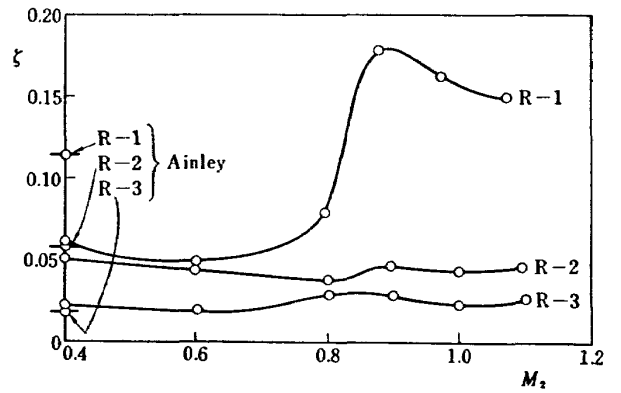


図 32 全圧損失マッハ特性 (翼型 R-1, 2, 3)

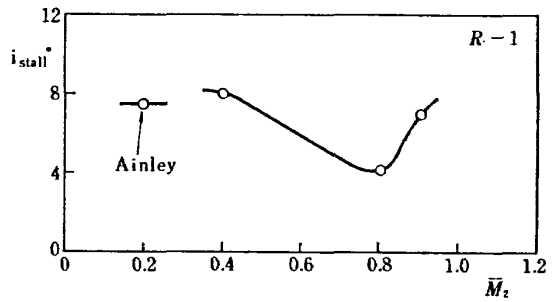


図 33 失速迎角マッハ特性 (翼型 R-1)

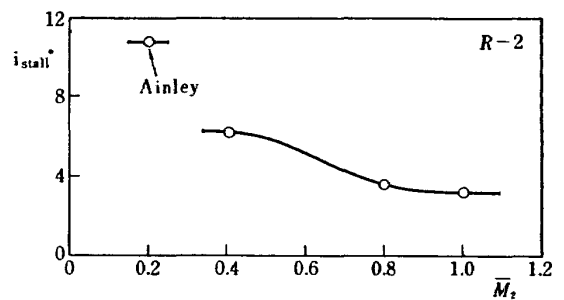


図 35 失速迎角マッハ特性 (翼型 R-2)

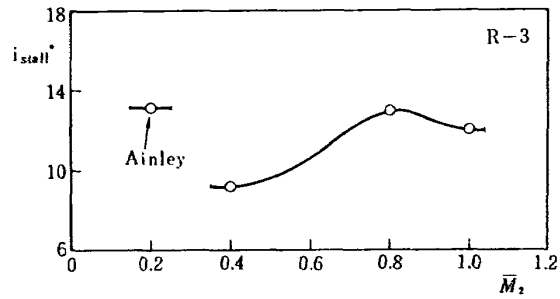


図 34 失速迎角マッハ特性 (翼型 R-3)

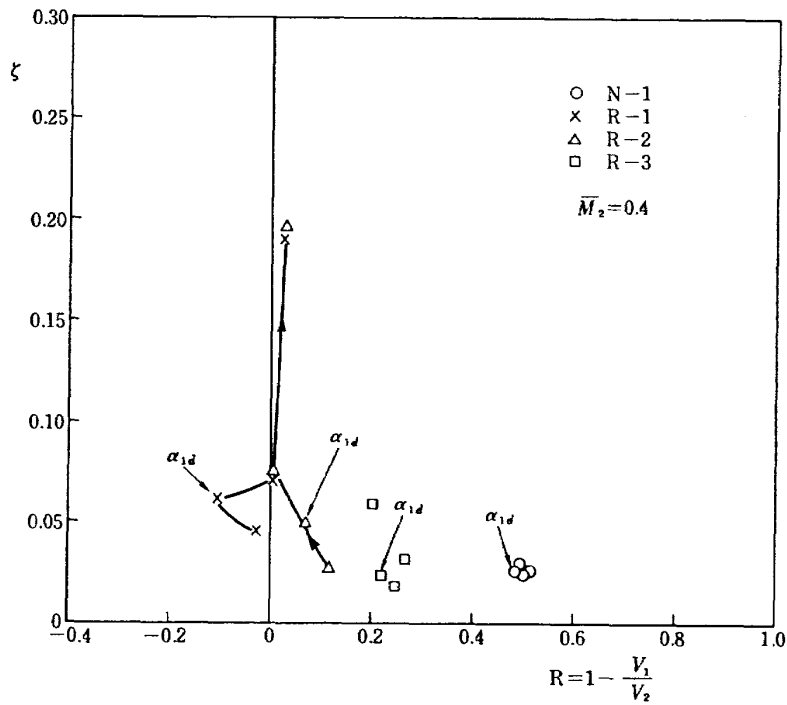


図 36 全圧損失と反動度 (マッハ一定, その 1)

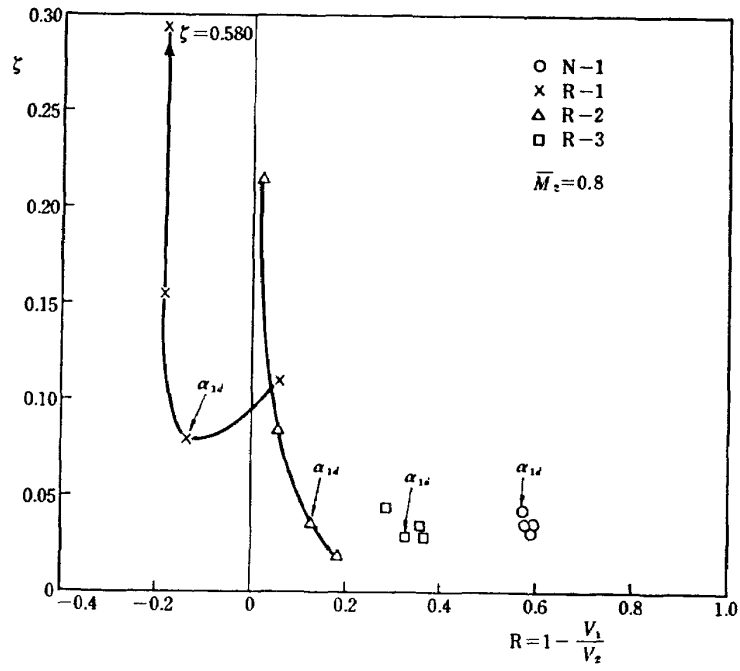


図 37 全圧損失と反動度 (マッハ一定, その 2)

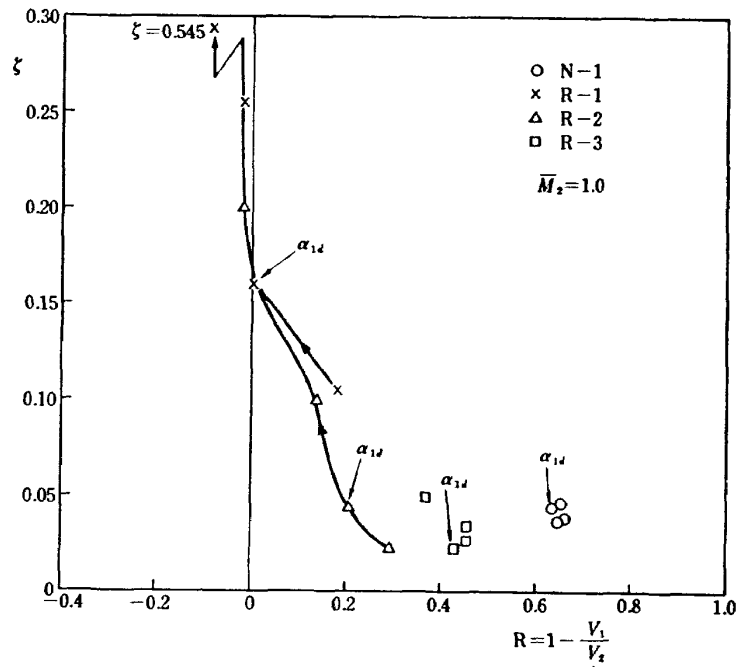


図 38 全圧損失と反動度 (マッハ一定, その 3)

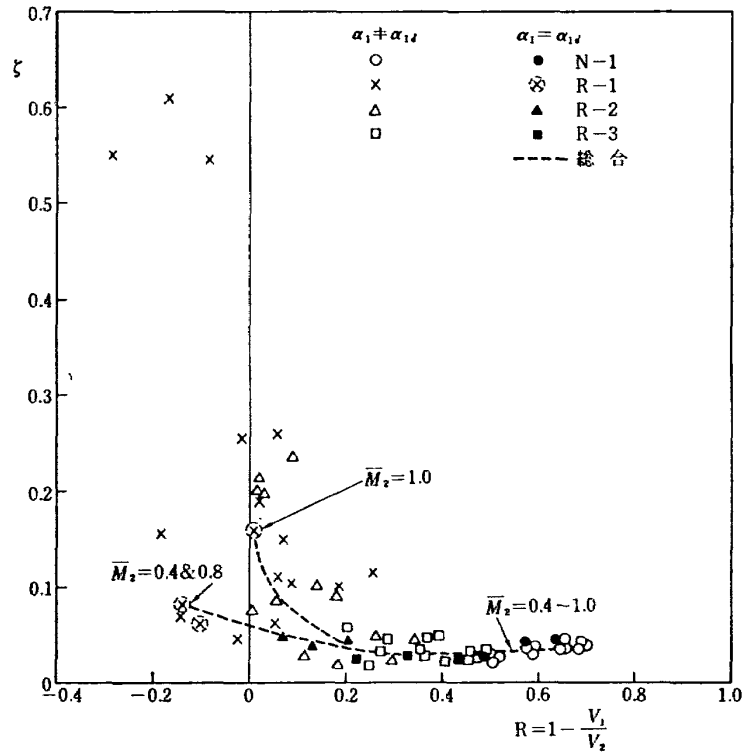


図 39 全圧損失と反動度 (総合特性)

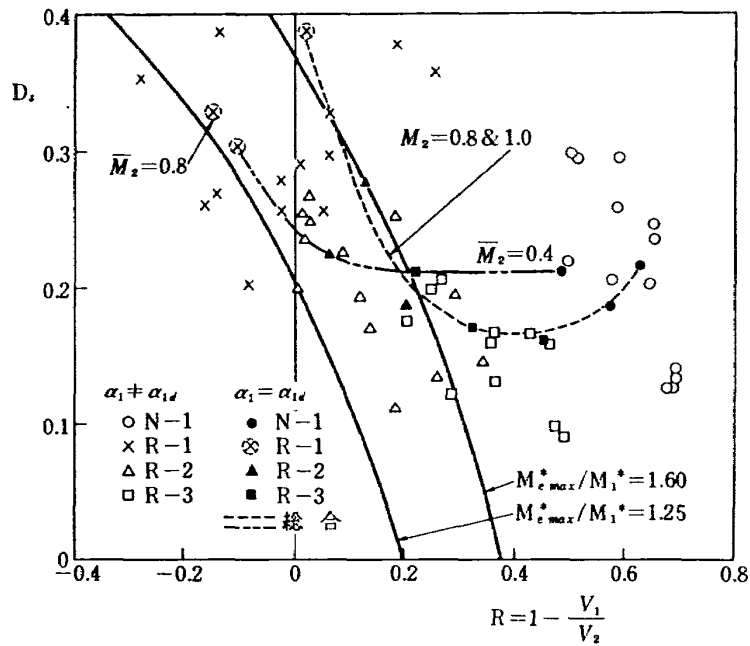


図 40 拡散比と反動度

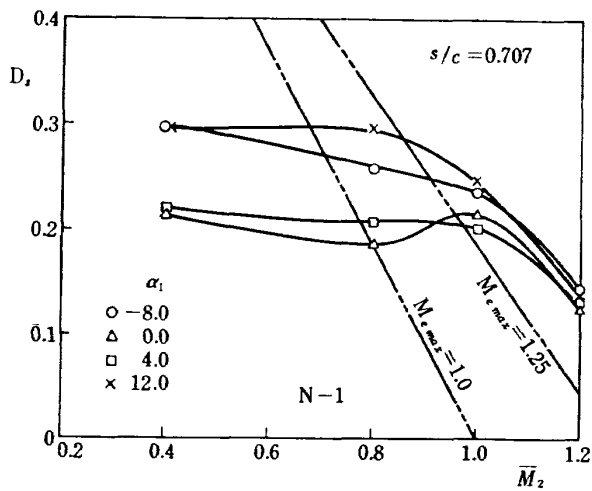


図 41 拡散比マッハ特性 (翼型 N-1)

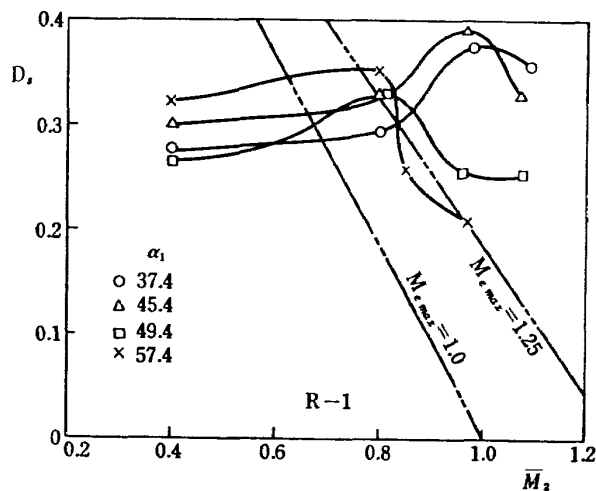


図 43 拡散比マッハ特性 (翼型 R-1)

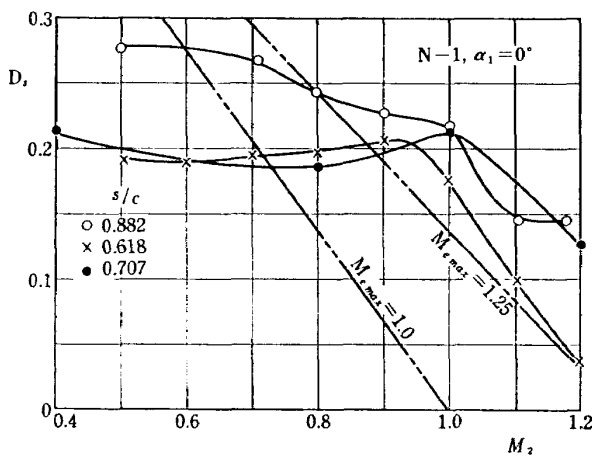


図 42 拡散比マッハ特性 (翼型 N-1)

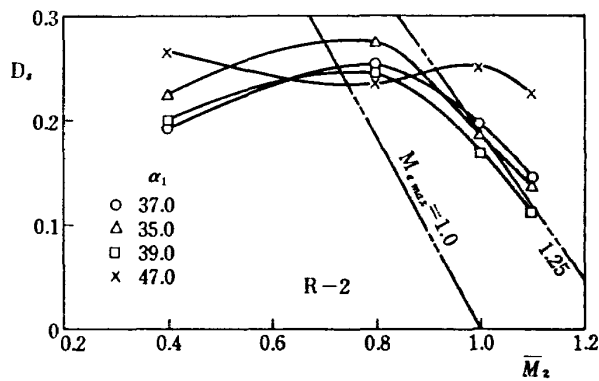


図 44 拡散比マッハ特性 (翼型 R-2)

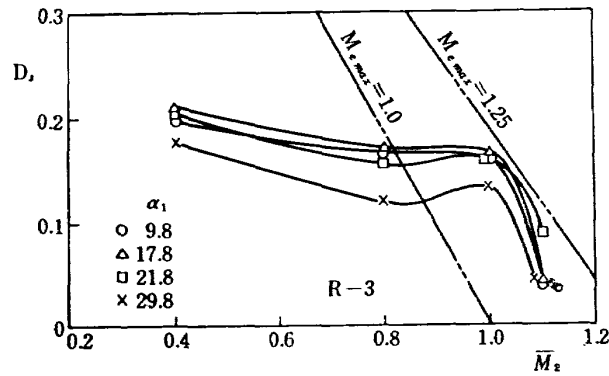


図 45 拡散比マッハ特性 (翼型 R-3)

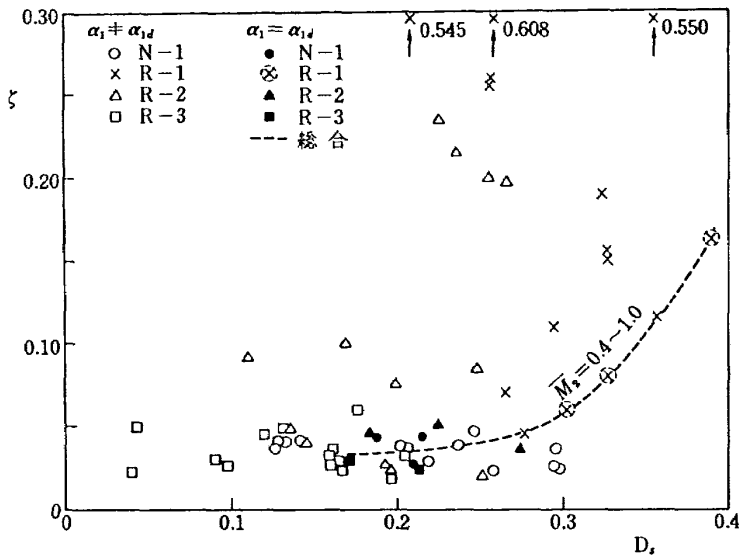


図 46 全圧損失と拡散比

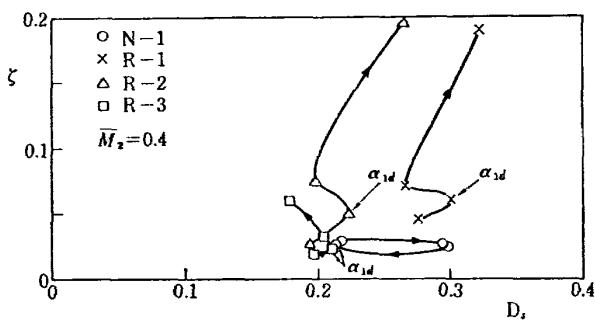


図 47 拡散比特性 (マッハ一定, その 1)

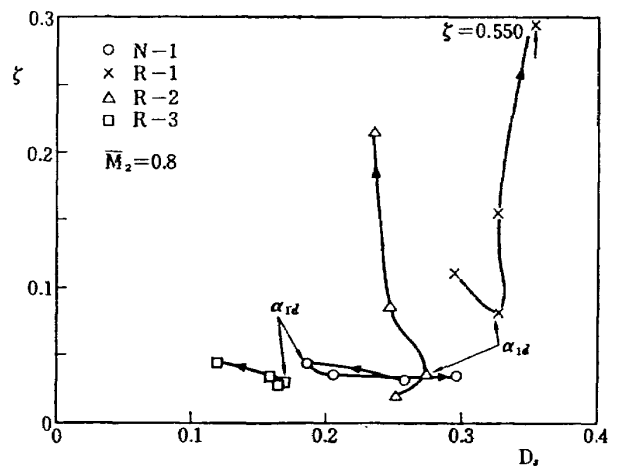


図 48 拡散比特性 (マッハ一定, その 2)

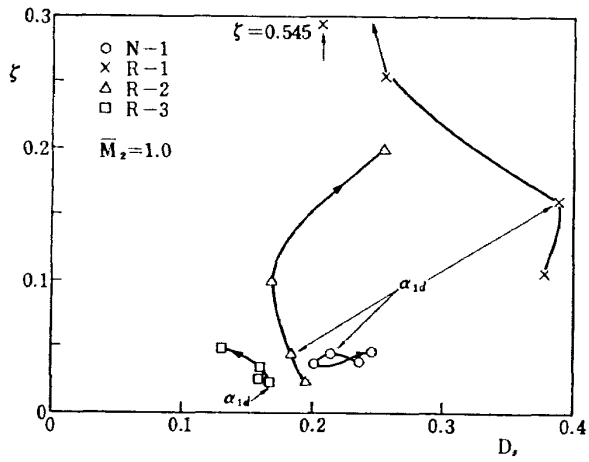


図 49 拡散比特性 (マッハー定, その 3)

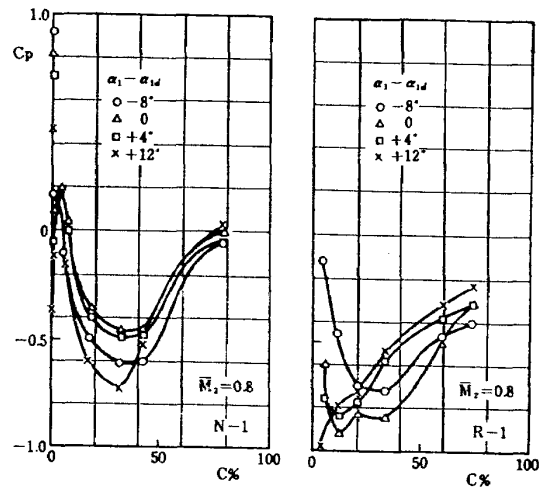


図 51 流出マッハー定翼背面静圧比較 (その 2)

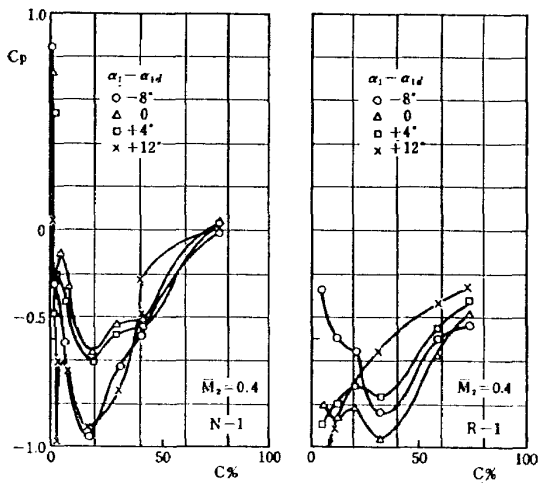


図 50 流出マッハー定翼背面静圧比較 (その 1)

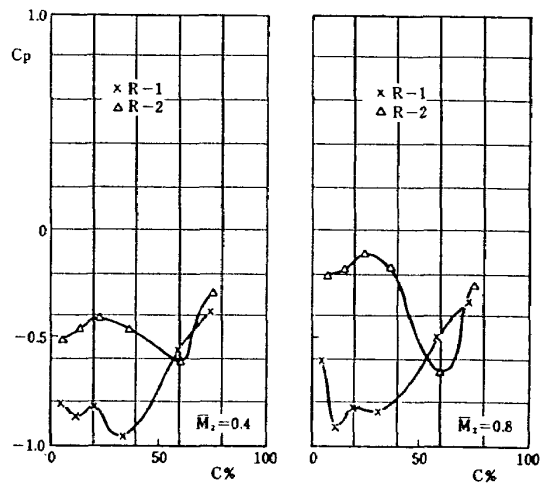


図 52 設計点翼背面静圧分布比較

TM-113	リフトジェットエンジン試験設備(Ⅱ)	1967年9月	森田光男, 岩部柱相 関根静雄, 武田克己
TM-114	五段遷音速軸流圧縮機の空力設計	1967年9月	藤井昭一, 松木正勝 五味光男
TM-115	燃料蒸発管に関する研究(I)	1967年9月	大塚貞吉, 鈴木邦男 田丸卓, 乙幡安雄
TM-116	高負荷燃焼器の空気孔からの流れについて(I)	1967年9月	鈴木邦男, 相波哲朗
TM-117	ロケット用テレメータ機上装置の集積回路化	1967年9月	新田慶治, 松崎良継
TM-118	操縦桿レート信号によるアイアンバード制御の安定効果とパイロットのモデルについて	1967年9月	村上力, 真柳光美
TM-119	ベーン型気流方向検出器の特性	1967年11月	田畑浄治, 松島弘一 成田健一, 塚本憲男
TM-120	円錐管レンズの設計とその応用	1967年11月	山中龍夫, 奥岨澄男
TM-121	大きなマトリクスの逆行列計算および連立一次方程式の計算のためのプログラミング技術	1967年11月	戸川隼人, 戸川保子
TM-122	NAL-7-P ロケットの強度および燃焼試験結果	1967年11月	竹中幸彦, 古田敏康 小川鉦一, 朝田洋雄 豊原恒彦, 五代富文 湯沢克宜, 伊藤克弥 西村久男
TM-123	“NAL-16-31” および “NAL-25-31” 二段ロケットの振動試験	1967年11月	中井映一, 古関昌次 田寺木一, 高木俊朗 安藤泰勝, 森田甫之 峯岸正勝, 菊地孝男 太田幹雄
TM-124	吹出式超音速風洞の集合胴圧力制御について	1967年12月	外立政隆, 近藤洋史 原亘利
TM-125	航技研 1m×1m 吹出式超音速風洞におけるハーフモデル試験について	1968年2月	石原久蔵, 原亘利 榊原盛三, 関根英夫
TM-127	2024-T3 アルミニウム合金の 3-bay 有孔補強平板の軸荷重による疲労特性	1968年4月	飯田宗四郎, 猿本光明 斎藤信一郎
TM-130	リフトエンジンの自然吸込みについて	1968年4月	近藤博, 大城章一郎

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131号

昭和43年5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 株式会社東京プレス
東京都板橋区桜川 2~27~12
