

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-141

超音速二次元翼列予備実験風洞について

近藤 博・坂口 一

八山 優・高森 晋

1968 年 7 月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

TM-92	リフトジェットエンジン試験設備(I) —台上運転設備—	1966年10月	大山耕一, 吉田晃昇 中山晋, 菅原晃 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11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 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	塙武敏, 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, 榑原盛三 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, 柳沢三恵
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	極超音速風洞用ペブル加熱器の特性	1967年8月	橋爪宏, 橋本登
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	ペ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

超音速二次元翼列予備実験風洞について*

近 藤 博**・坂 口 一**
八 山 優***・高 森 晋**

Notes on the Suitable Configuration for Supersonic Cascade Tunnel

By Hiroshi KONDO, Hajime SAKAGUCHI,
Masaru HACHIYAMA and Susumu TAKAMORI

Prior to the systematic experimental research on two-dimensional supersonic cascade of blades, a small pilot tunnel was constructed and tested with interchangeable, two dimensional, supersonic block nozzles and wedge type blade models in order to ascertain the design philosophy on tunnel configuration to maintain uniform flow in the test section.

Tests were conducted in Mach number range from 1.3 to 1.6 and with Reynolds numbers of about 8×10^5 . A series of test runs were made to decide optimum suction wall geometry. Inlet total pressure and flow angle were measured with a three-hole probe. Static pressure distribution on the tunnel side walls were also measured. Visual observation of inlet flow condition and shock wave pattern was made by means of a schlieren system.

Consequently, a uniform entering flow distribution, which is one of the most important problems in two-dimensional cascade tests, was realized by the flow control with the suction wall upstream from the cascade.

Exit pressure measurement was made by traversing with a five-hole probe, with the result that the outlet flow from the cascade was found to be in severe shear-flow states, and some problems concerning the measurement of outlet flow are noted and discussed.

1. は じ め に

軸流圧縮機の高性能化への一方向として超音速流の特性を利用して段当りの高圧力比が可能な超音速軸流圧縮機についてはかなり以前より考えられており、航空エンジン用としての利点より1940年頃より1950年代にかけてNACAによって実験機が多数製作され意欲的な開発が試みられた¹⁾がその後研究が中止されて以来他でもほとんど開発されておらず、実用化についての見通しは悲観的であったが、近年再び関心が高まり研究報告が公表されている^{2), 3), 4)}。

翼間通路に衝撃波が存在しそれと境界層との干渉による複雑な流れの形成が予想される超音速領域で作動する軸流圧縮機のBladingにおいては、その設計および回転試験における翼素性能の解析に、二次元性能に

についての広範な資料が要求されるが、すでに回転試験機に採用されている数種の翼型についても系統的な二次元翼列実験資料が公表されておらず、かえって超音速二次元翼列実験の実施についての困難さが報告されている⁵⁾状況である。

また、それらの翼型の二次元特性についても明らかでないのが現状と思われる。

しかも、亜音速領域ではすでに報告^{6), 6)}されているような実験法について検討した超音速二次元翼列実験の報告が入手できない現状である。よってその実験法について検討した上で二次元翼列実験資料を整備する必要があるが、管路中の超音速気流は擾乱が発生しやすく一たび気流分布が乱れるとその改善が困難であることから、翼列風洞での管路形状による擾乱の発生および翼列設定部での風洞側壁の境界層と衝撃波との干渉による気流分布の乱れへの影響を考えねばならない。以上のような推察より一様な風洞内気流分布を得ることが超音速二次元翼列風洞では特に重要な問題点

* 昭和43年6月10日受付

** 原動機部

*** 元原動機部

と思われる。このような考慮により、われわれは超音速二次元翼列実験を行なうにさきだって前述の問題点について検討し、一様な風洞内気流分布を得るための超音速二次元翼列風洞の構造について知るために小型の予備実験風洞を製作した。その作動実験が終了しほぼ良好な結果が得られたので報告する。

2. 記 号

A_1 : ノズル終端流路面積
 A_{1t} : ノズルスロート部流路面積
 A_{2t} : 翼列スロート部全流路面積
 G : 重力の加速度
 K_1 : ピトー管マッハ数特性値の風向係数
 K_0 : ピトー管風向特性値
 K_M : ピトー管マッハ数特性値
 M_{1-N} : ノズル終端部での流入マッハ数
 M_{1-P} : ピトー管全圧より算出した流入マッハ数
 M_{1-W} : 吹出口壁面静圧より算出したマッハ数
 M_{2-i} : 局所流出マッハ数
 M_{2t} : 翼列スロート部マッハ数
 \bar{M}_2 : 平均流出マッハ数
 P_{01} : 流入全圧
 P'_{01} : 実験範囲推定流入全圧
 P_{02} : 局所流出全圧
 P'_{02} : 垂直衝撃波直後の気流全圧
 \bar{P}_{02} : 平均流出全圧
 P_{S1} : 気流静圧
 P_{S1} : 流入気流静圧 (ノズル終端部)
 \bar{P}_{S2} : 平均流出静圧
 P'_{S2} : M_1 より \bar{M}_2 まで等エントロピー変化を仮定した場合の流出静圧
 P_{S-W} : 吹出口壁面静圧
 ΔP : 全圧損失または Yaw Hole 圧力差
 P_t : ピトー管中央孔圧力 (ピトー全圧)
 P_R : ピトー管右 Yaw Hole の圧力
 P_L : ピトー管左 Yaw Hole の圧力
 P_{S-P} : Type A ピトー管静圧孔圧力
 q_1 : 流入気流動圧
 R : ガス定数
 R_{WS} : 抽気率
 T_0 : 気流全温
 V_1 : 流入気流速度
 V_2 : 局所流出速度
 \bar{V}_2 : 平均流出気流速度
 W_0 : 主流流量

W_S : 抽気流量

α_1 : 流入角

$\Delta\alpha$: 設計流入角 (図 2 参照) よりのかたより

$\bar{\alpha}_2$: 平均流出角

α_{2-i} : 局所流出角

γ : 比熱比 (1.4)

γ_1 : 流入気流比重量

δ : 気流方向と翼前縁腹面との角 (Deflection Angle) または翼前縁頂角

η : 翼素効率

λ : 流入全圧と平均流出全圧との比

λ_N : 垂直衝撃波前後の全圧比

ρ_1 : 流入気流密度

$\bar{\rho}_2$: 平均流出気流密度

ζ : 全圧損失係数

ϕ_{\max} : 最大風洞絞り比

ϕ_t : 風洞絞り比

3. 風洞の要目

型 式	大気連続吹出し
ノズル終端部断面寸法	76.2 mm×90.0 mm
ノズル型式	非対称ブロックノズル
ノズルマッハ数	2.0, 1.8, 1.6, 1.5, 1.4, 1.3, 1.0
流 量	3.06 (kg/s) / 3.59 (kg/s)
	$\left(\begin{array}{l} T_0 = 400^\circ\text{K} \\ P_{01} = 2200 \text{ mmHg abs} \\ M_{1-N} = 1.6 \sim 1.3 \end{array} \right)$
レイノルズ数 (翼弦長 30 mm に 対して)	$7.5 \times 10^5 \sim 8.8 \times 10^5$

4. 風洞の計画と構造

本実験は亜音速流出型式の超音速二次元翼列実験を行なうに先だって、一様な風洞内気流分布を得るための風洞の構造について検討し、問題点をたしかめるために計画したものである。

本風洞は大気連続吹出しの翼列風洞であるが、このような形式の翼列風洞の作動において予想される問題点として、以下のごとくに考察した。

風洞出口端に翼列が設定され、この翼列を通じて流れを超音速より亜音速に減速させる場合に、流入角などの翼列の設定条件およびそれに伴う翼列の性能をも含む出口端部の状態の影響を排除して翼列以前の流入

注: 翼列の記号および諸元については図 2 参照。

気流分布の一様性を維持しなければならない。試験翼列の流入角によって定まる翼列展開方向と風洞水平面との傾きによる吹口としての非対称性、設定翼による吹口面積のブロックイジおよび翼列間での気流の減速の形（衝撃波の発生位置および翼面境界層との干渉をも含む翼列間での気流方向の静圧勾配）等の要因は翼列前の流入気流分布の一様性を乱すように作用すると考えられる。

出口端部に設定する翼列は風洞系としてはいわゆる第二スロートとして作用する。この端部における翼列とノズルスロートとのマッチングは風洞内の超音速流れを支配する基本的な問題であるが、上述のごとく第二スロートとして作用する風洞出口部が、試験条件によってその性能が変化する翼列によって形成され、一方翼列前の流入気流は、これら出口端部での変化に干渉されずにその分布の一様性を維持しなければならないという二次元翼列風洞としての条件を満たすための困難な問題を含んでいる。

この吹口における設定翼列に起因する翼列前気流分布の一様性への干渉を制御または緩和する方法が問題となるが本実験では翼列設定部の上流側で抽気を行ないこの抽気効果によって風洞吹口を翼列で構成していることに起因する翼列前の気流分布の乱れを改善しようと試みたので、抽気面形状の検討を含む抽気効果の確認が主要な問題となる。この翼列前抽気の方法を用いて翼列前気流マッハ数が1.6前後のマッハ数の領域でどの程度一様な流入気流分布が得られるかを検討するため以下の仕様の風洞を設計した。

本風洞は原動機部翼列試験設備⁷⁾のうちの第三実験室内に設置され原動機部共用空気源設備⁷⁾から最高圧力 3.1 kg/cm^2 (abs) の高圧空気の供給を受ける縦型の二次元翼列風洞である。実験室内の排気は天井に設置された消音排気筒より室外の大気中に放出される。図 1.1 より 1.3 に本風洞の各部略図を示す。

4.1 ノズル

本実験ではノズルの設計精度によるトラブルをさけるためすでに設計され実験済みのノズル現寸形状を用いることにして、ノズル曲面の座標は文献⁸⁾に記載のものを採用した。超音速軸流圧縮機の作動マッハ数の領域で、その空力性能および強度上の考慮より1.6の前後が最も実用可能なマッハ数の領域とされているので、ノズルおよび後述する設定翼列の選定において考慮した。当初の計画では翼列前流入気流マッハ数が1.6の実験のみを行なう予定であり、風洞要目の項で示す1.6以外のノズルは実験終了時近くに整備したもので

ある。よって後述するごとく気流マッハ数に対する抽気法の詳細な検討はできなかった。

使用したノズルの終端部静圧分布より算出したマッハ数分布は図9の各図のはじめに示す。

4.2 翼列

設定翼列の性能は風洞の特性（始動、抽気量、気流分布の乱れ）に影響を与えるとともに供給空気源の能力と関連して実験範囲を決定する要因の一つと考えられる。本風洞のように翼列の背圧が一定と考えられる大気吹出し型では、翼列後流にディフュザを設定した場合のように翼列出口側静圧を可変にできないので翼列性能と関連して翼間通路内に衝撃波を安定させるのに必要な最低の流入全圧を推定しておく必要がある。しかしこの必要流入全圧の推定については翼列前後の静圧の比に対する翼間通路内の衝撃波の構造（位置および強さ）を推定する必要がありその正確な決定はかなり困難と考えられるので翼列出口における平均全圧回復率と平均流出マッハ数を用いて一次元等エントロピ関係より平均流出静圧（次式）を大気圧に保つに必要な流入全圧を求めて実験範囲の推定の一つのめやすとした。

$$\lambda = \overline{P_{02}} / P_{01}$$

$$\overline{P_{S2}} = 760 \text{ mmHg (abs)}$$

$$P_{01} = \frac{\overline{P_{S2}}}{\lambda} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_2^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

一方必要とされる流入全圧が供給空気源の最高吐出全圧をうわまわる可能性を考慮すると、設定翼列の翼型はある程度その性能が推定できているものを採用するのが本実験の目的より妥当と考え、文献⁹⁾に用いられている Shock-in-Rotor 型回転機翼列の平均半径位置動翼断面を採用した。

図 5.1 は上式の計算結果である。

本実験 ($M_{1-N}=1.6$) ではまだ流入全圧を下げる余地があるようであるが、後述(図 11.4) の B.T.E 翼型実験 ($M_{1-N}=1.6$) ではその最低流入全圧（実験値）と図 5.1 の推定値とはよい一致を示すようである。

後述の B.T.E 翼型実験の場合 (図 5.1 △印) は翼列前の流入気流が Break down する直前まで流入全圧 (P_{01}) を下げた時点での流入全圧と翼列性能 (\overline{M}_2, λ) との対応を示す。この場合での \overline{M}_2, λ (図 11.5) は大きな変化を示していないので (P_{01} の変化に対して) 図 5.1 に示す流出条件に対応する最低流入全圧とみなしてよいと考える。また、この実験点での流出気流の定常性 (Steadiness) や二次元性についても大きな変化は認められなかった。

4.3 抽気壁

抽気は当初ノズルブロック側にある抽気壁 S のみから行なうように計画したが最終的には対面する抽気壁 N からも行ない二面より抽気した。抽気面形状として抽気壁 S では図 4 に示す種類の壁面形状について検討した。抽気壁 N はポーラス壁である。図 4 に各壁面についての開口比を示す。抽気壁はビス止めにて後部にある抽気箱に固定する。抽気壁面を風洞垂直線に対して 0.5° の傾斜をもたすためにノズルブロック端面と抽気箱端面との間に角度板を挿入した。この角度は使用したノズルブロックでのノズル面の境界層修正のための勾配がこの程度であるのでノズル終端部付近の勾配と一致する。

4.4 その他

翼列の両端部におけるそれぞれの翼とそれに対する風洞壁面とで構成する部分の構造は、端部の翼を他の翼と同一の状態で作動させ、無限翼列と考えられる状態にできるだけ近づけるといふ点から、二次元翼列風洞では重要である。超音速領域ではこの部分の管路としての性能を、他の個々の翼で構成する翼間通路の性能と等しくすることが流入気流分布の均一性を維持する点から特に必要である。しかし気流が超音速であるのでこの壁面の移動によって端の翼との間隔を調整することは困難である。

図 1.2 に示す間隔 l は実験条件（流入角、翼列のピッチ等）によって定まるので（設定翼枚数の増減による調整はむろんできるが）、最適と考える間隔には設定できない。このような理由から、図 1.2 の (a) に示すようにこの部分の風洞壁面を取付角度の調整できる端板で構成し、角度の調整によるこの部分の管路の拡角（またはせまり角）の変化によって管路としての性能を他の翼間通路の性能と調和させ、この端部からの擾乱の発生を防ぐ構造と、図 1.2 の (b) に示すように、この部分の流入気流をそっくり抽気する構造の二点について検討したが、(b)の方法は実験の結果、流入気流分布に大きな擾乱を与えその改善が困難であったので (a) の方法を採用した。前述の (b) に示す構造が最も適当と考えられるが実験結果が良好でなかったのは、図 1.2 に示す距離 l が最適でないこと、および翼と接する抽気全具の形状を含めて抽気方法に原因があり流入気流による金具内での急激な圧力上昇により流路前部に離脱衝撃波が発生したのではないと思われる。 S 側端板の角度の流入気流分布への影響が小さかったので図 1.1 のごとくクサビにて代用ができた。 N 側端板の効果は図 9.3に示す。

側壁には翼列前縁位置より上流側に片側で 3 群、合計 15 個の静圧孔(図 1.1 の J_2)を設け、それぞれの群の静圧孔はノズル側より 4, 4, 7 個である。図 9 の横軸に示す静圧孔位置の記号は、表示の都合上この群にノズル側より 1, 2, 3 と群の番号を付し、それぞれの群の個々の静圧孔は添字を用い抽気壁 N 側より 1 群と 2 群は 1 より 4 まで、翼列直前の 3 群は 1 より 7 までの数字を付す。例えば図 1.1 でノズル終端部に最も近い 1 群の右端の静圧孔は 1~1 という記号で示す。図 9 に示す $N\sim 1$ より $N\sim 3$ の記号は図 1.1 に示すノズル終端部付近に設けた気流と直角方向の 7 個の静圧孔について図示右 (N 側抽気壁側) から、1 より 7 までの添字記号を付したものである。

図 10 に示すピトー管挿入孔位置は図 1.1 の記号 I で示す 3 個所の挿入孔位置を前記の静圧孔群と同様に N 壁側より 1, 2, 3 の記号で示したものである。

計測装置としては、風向自動追尾型ピトートラバース装置（文献 7 p. 50 に記述されているのと同型）、シュリーレン写真撮影装置⁷⁾を用いた。圧力の計測は水銀多管マノメータを用いた。流入気流全温は白金抵抗温度計を既設集合胴に設定して計測した。抽気は 450 kW 抽気用排風機⁷⁾を用いた。また図 3 に翼列前の流入気流計測 (B 型) および翼列後流計測 (A 型) に用いたピトー管の略図を示す。後流計測用ピトー管は後述の通り超音速領域の検定も行なって使用した。

5. 実験経過および実験結果

5.1 ピトー管の検定

図 3 に示す二種類のピトー管について、風向特性値などの検定の結果を図 6.1 より図 6.4 に示す。風向特性値として次式のものを用いた結果、今回の検定範囲内では風向特性値 (K_θ) はマッハ数の影響を無視できる程度となり、風向 (θ) のみの関数として処理できた。また、図 6.1 および図 6.4 に示すごとく、ピトー管を固定して計測する（零点追尾を行なわない）のに便利な、直線に表示し得えた。

$$P_Y = \frac{1}{2} (P_R + P_L)$$

$$\Delta P = P_R - P_L$$

$$K_\theta = \frac{\Delta P}{P_t - P_Y} \sim \text{風向特性値}$$

また A 型のピトー管について次に示す値がマッハ数特性値としてかなり正確に気流のマッハ数を、亜音速

より超音速の広い範囲で指示しうるので流出マッハ数の算定に用いた。

$$K_M = \frac{P_{s-p}}{P_t} \sim \text{マッハ数特性値}$$

ピトー管軸が風向に一致した場合の K_M の検定結果を図 6.2 (a) に示す。このマッハ数特性値は風向の影響を強く受け、本検定の範囲内では K_M はマッハ数 (M) と風向 (θ) の関数として表示されうる。この風向の影響はピトー管の風向追尾を行なうことで消去できるが、ピトー管を固定して計測を行なう場合に問題となる。このために次の処理を行なった。ピトー管に対する風向が零の場合と任意風向の場合の各 K_M の値の比 (K_1) をとると図 6.2 (b) に示すようにマッハ数と風向の関数と考えられる形となる。これらの検定値は K_1 と M , θ との関数関係をもっともよく近似する任意次数の多項式を用いて表示するのが便利である。本実験では M の 1.0 より 1.5 までの間 (本実験の流出マッハ数の範囲内) を次の四次式を用いて近似して使用した。

$$K_{M-0} = \left(\frac{P_{s-p}}{P_t} \right)_{\theta=0} \sim \text{風向が零のときの } K_M \text{ の値}$$

$$K_{M-i} = \left(\frac{P_{s-p}}{P_t} \right)_{\theta=i} \sim \text{任意風向の } K_M \text{ の値}$$

$$K_1 = \frac{K_{M-i}}{K_{M-0}}$$

$$K_1 = a_1\theta^4 + a_2\theta^2 + 1 \quad (-15 \leq \theta \leq +15)$$

$$\left. \begin{aligned} a_1 &= a_{1-1}M^2 + a_{1-2}M + a_{1-3} \\ a_2 &= a_{2-1}M^2 + a_{2-2}M + a_{2-3} \end{aligned} \right\} (1.0 \leq M \leq 1.5)$$

すなわち任意風向で測定した K_{M-i} の値より K_{M-0} $\approx K_{M-0}$ として図 6.2 (a) の K_{M-0} と M との関係より大まかなマッハ数を推定しこれと測定時の風向より K_1 を求めればさらに正確なマッハ数を推定できる。このような逐次近似の手順を用いれば図 6.2(a) の K_{M-0} と M との関係より、任意風向での測定値 K_{M-i} を用いてかなり正確な気流マッハ数が算定できる。図 6.3 は検定時の壁面静圧より算出した気流マッハ数に対して、ピトー管を気流に対して任意の角度で設定した場合の測定値より前述の手順を構成して算出したマッハ数を照合した一例である。

5.2 抽気効果

図 4 に示す壁面形状および開口比の抽気壁 (S 側) について図示の P_1 より順次実験を行ない、壁面静圧分布およびピトー管による翼列前流入気流分布 (風向, 全圧) を計測した。図 9 は壁面静圧を流入全圧を用いて無次元化して壁面静圧分布をマッハ数分布の形で示

したものである。図 10 はピトー管による翼列前流入気流の計測によるマッハ数 (M_{1-P}) および風向 ($d\alpha \sim$ 基準流入角からのずれ) の分布を翼列の翼列設定方向に平行に設けた 3 点のピトー管挿入孔位置での測定結果で示す。また対応する壁面静圧より算出したマッハ数 (M_{1-W}) の分布を比較のため付した。図中の静圧孔位置 3₋₂, 3₋₄ および 3₋₆ の表示はピトー管挿入孔位置 1, 2, 3 に対して風洞軸方向 (気流方向) のほぼ下流にある第 3 群の静圧孔位置である。またマッハ数 (M_{1-P}) の算出はピトー管全圧 (P_t) と流入全圧 (P_{01}) から垂直衝撃波前後の気流全圧比とマッハ数との関係式 (次式) により算出した。

$$\lambda_N = \frac{P_{02'}}{P_{01}} = \frac{\left[\frac{(\gamma+1)M_{1-P}^2}{(\gamma-1)M_{1-P}^2 + 2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}{\left[1 + \frac{2\gamma}{\gamma+1} (M_{1-P}^2 - 1) \right]^{\frac{1}{\gamma-1}}}$$

$$P_t/P_{01} \doteq \lambda_N$$

実験は当初、壁面静圧分布の改良に注目して行ない、図 4 に示す抽気面形状のうちノズルマッハ数 (M_{1-N}) 1.6 について P_1 より S_2 までの形状については壁面静圧分布の測定を、 S_3 の形状ではほぼ良好な分布を得たので S_3 , S_4 , S_5 の形状については壁面静圧分布の測定とともに翼列前ピトー管計測を行なった。続いて $M_{1-N}=1.5$ より 1.4 の実験を S_6 の形状を用いて行なった。 $M_{1-N}=1.3$ は S_1 の修正形状を用いて壁面静圧分布の測定のみを行なった。各図中に示す抽気率は抽気面 S よりの抽気流量 (W_s) と主流流量 (W_0) 図 5.2) との比をパーセント表示で示す。

$M_{1-N}=1.5$, 1.4 の実験については S_6 の抽気面形状を用いて、壁面静圧分布、翼列前ピトー管計測による風向、全圧分布共にほぼ良好であった。 $M_{1-N}=1.3$ については図 4 に示す S_1 の形状を修正 (ポラス部分を Solid に修正) して使用した (図 9.4)。

なお図 9.4 で第 3 群の静圧孔位置での壁面静圧分布が乱れているのは翼列前部に離脱衝撃波が発生しているためでシュリーレン写真の観察結果と一致する。(空気の場合は $M=1.3$ での付着衝撃波を維持する気流のふれ角の臨界値は 6.7° であり、ふれ角 (δ) が 10° の場合の斜の衝撃波を維持する臨界マッハ数は 1.42 である)。

$M_{1-N}=1.6$ での翼列前ピトー管計測の場合において図 10.1~図 10.3 に計測位置 1 の測定値が大きく変化しているのは、ピトー管を設定しないときの壁面静圧分布を考慮すると、この場合に N 壁側をポラス壁とせずに Solid としたので、計測位置 1 にピトー

管を設定した場合にピトー管前部に発生する離脱衝撃波がピトー管と N 壁面との位置の関係でピトー管計測位置以前に境界層のはく離が大きく起るためと考えられる。このため N 側壁をポーラス面とした実験結果を図 10.4, 10.5 に示す。

なおディフューザを有する超音速風洞の始動についての第二スロートの最小通路面積を推定するのに一般に用いられている、ディフューザ最大絞り比について本風洞の絞り比 (ϕ_t) との関係を示すため後出の式(b)を用いて算出した結果を図 7.1 に示す。実際には抽気面 P_1, P_2, S_1 を用いた $M_{1-N}=1.6$ の実験では始動時に抽気の必要が生じ、抽気面 S_2, S_3, S_4, S_5 を用いた $M_{1-N}=1.6$ の実験および抽気面 S_5 を用いた $M_{1-N}=1.5$ および 1.4 の実験ではノズルの始動のみには特に抽気の必要がなかった。抽気面 S_1 を用いた、 $M_{1-N}=1.3$ の実験ではノズルの始動に抽気が必要とした。

以上は始動時における抽気の問題であるが、定常の作動時については抽気量に影響を与えられとされる要因のうち、翼列スロート部における気流の状態(流路面積, 全圧損失, マッハ数)との関係についての注目して、翼列上流(ノズル終端部)とスロート位置との間に連続の条件を適用してこれらの間の流量関係より抽気量を推定した(図 8)。

上述の要因のうち、衝撃波と翼面境界層との干渉を考慮すると流路面積はかなり変動しやすく実験上最も不確定な要素である。また翼間通路のスロート位置でのマッハ数も流入角に対応して前縁衝撃波の強さが変化する。本実験ではこれらの要因の流出側での変動に対して流入気流をおだやかに調和させ風洞内気流の攪乱の発生を阻止する方法として気流をなめらかに Shift させるスリット壁の二次元翼列風洞の有効性をも含む翼列前抽気効果を確認したと考えられる。

図 9 と図 10 の比較により流入気流分布の一様性(風向, 全圧)の判定については壁面静圧分布の測定では不十分であり翼列前のピトー管計測との併用が必要であると思われる。本実験ではかなりこまかい流入気流分布の調整が実現できたが一般的な流入気流分布を得るに最適な抽気面形状と風洞内気流の状態(流入マッハ数, 流入全圧)および流出状態(翼列性能)との関連についての実験資料は得られなかった。

$$\phi_{\max} = (A_1/A_{1t}) \cdot \lambda_N$$

$$\phi_t = A_1/A_{2t} = 1.1025$$

$$\phi_{\max} = \frac{\left[\frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{1-N}^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}{M_{1-N} \left[1 + \frac{2\gamma}{\gamma+1} (M_{1-N}^2 - 1) \right]^{\frac{1}{\gamma-1}}} \sim (a)$$

W_0 主流流量 (図 5.2, ノズル終端部で計測) kg/s

W_S 推定抽気量 kg/s

$R_{WS} = W_S/W_0 \times 100$ 抽気率

$$A_1' = A_1 - \Delta A$$

$$A_1'/A_{1t} = \phi_{\max}$$

$$\Delta A = \phi_t \cdot A_{2t-1} - \phi_{\max} \cdot A_{1t}$$

$$W_S = \Delta A \cdot \gamma_1 \cdot V_1 \sim (b)$$

【備考】 $M_{1-N}=1.6, 1.5, 1.4$ および 1.3 の各ノズルはノズルの平面側の一面のみで境界層修正を行ないその修正勾配は約 0.5° であるのでノズル終端部面積としてこれらを考慮すると $A_1=71.8 \times 90 = 6.462 \times 10^3 \text{ mm}^2$ である。

また各翼間通路のスロート部(図 2.1~ D_t)の幾何学的面積の和としての翼列スロート面積は $A_{2t-0} 7.2 \times 90 = 6.318 \times 10^3 \text{ mm}^2$ であるが文献 10)に示される境界層修正をした場合は $A_{2t-1} \approx 65 \times 90 = 5.85 \times 10^3 \text{ mm}^2$ となる(図 8 にはこの値を採用)。 A_{2t-0} は A_{2t-1} の約 7.5% 増の面積であり A_{2t-2} は A_{2t-1} の 7.5% 減の面積である。この程度のスロート有効流路面積の変化は入射衝撃波等のスロート部の流れの状態を考慮するとありうる範囲と考えて図 8 の計算に用いた。

5.3 後流計測と翼列性能

図 4 (a) に示すピトー管を用いて翼列後流の計測を行ない、翼列性能を測定した。またシュリーレン写真撮影を行ない流入および流出気流のピトー管による計測値の評価の参考にした。図 11.1 にピトートラバース計測による翼列流出全圧損失分布を流入動圧 q_1 で除した損失係数分布の形で示す。図 11.2, 図 11.3 は流入マッハ数を変化させた場合の翼列性能である。図 12 で $M_{1-N}=1.6$ は喰違い角 (ξ) を変化させた場合の翼列性能である。図 13, 図 14 はそれぞれ図 11, 図 12 に対応するシュリーレン写真である。

本実験に用いた翼型および翼列の諸元を図 2.1 に示す。設定流入角 58.3° , マッハ数 1.6 の流入気流が翼前縁部背面に平行に入り前縁よりふれ角 10° の斜の衝撃波を腹面側より発生させ翼間スロート位置以後の拡散通路部内の翼列出口背圧に対応する位置で発生する垂直衝撃波によってスロート位置付近の気流マッハ数が 1.24 の気流を亜音速に減速しさらに図 2.3 に示す

拡散率（面積比）を有する翼間通路の亜音速部で減速して超音速流入亜音速流出の翼型として作動する設計であるが、図 11.2 に示すごとく亜音速流出とはならなかった³⁾。このことは図 13.2 のシュリーレン写真観察で示されるごとく拡散通路部で垂直衝撃波が発生しなかったことによると考えられる。本風洞の場合には背圧の調整ができないので流入全圧を変化させて背圧の変化と同等の効果をj得るべきであるが流入全圧を小さくすると流入気流分布の乱れが大となる傾向であった。このため流入気流に対するふれ角を強め、前縁よりの衝撃波の強さを増すために、喰違い角を変化させた。このようにしてスロート部への入射衝撃波を強め垂直衝撃波の発生を試みたが（喰違い角を変化させるにしたがって流入角が変化し最大 13° に相当するふれ角しか得られなかった）図 14.1 より図 14.3 に示すごとくスロート位置での垂直衝撃波の発生は観察できなかった。この場合の翼列性能を図 12 に示す。

翼間通路内にスロート部を有する翼列における垂直衝撃波による亜音速減速はかなり微妙な背圧の調整を必要とすると思われる。一方垂直衝撃波は斜の衝撃波に比して背圧の影響を強く受け、またその発生位置の変化による翼列性能への影響は大である。すなわち作動条件の変化に対して不安定であると言える。

管路中の超音速流は壁面境界層との干渉により多重衝撃波の発生による流れの減速という形態を生じやすくこのような場合には前述のスロート部の存在はむしろ流れの減速に有害であるとも考えられる。このような発想により翼間通路内にスロート部をもたない B.T.E. 翼列が文献 3) に提唱されている。

本実験の終了後に同じ風洞でこの形状の翼列を用いた実験を行なっているが、流入マッハ数一定で流入全圧を変化させることにより背圧の変化と同等の効果が実現できており前述の流出マッハ数についての考察の参考とするためまだ実験途中ではあるが図 11.4 および図 11.5 にその仕様および実験結果の一部を示した。この場合亜音速流出が実現できており、流入全圧の変化による翼列流入側静圧対流出側静圧の比の変化（出口側が大気圧で一定であるので背圧の変化と同様の効果）に対応する流出マッハ数の変化が比較的に小さいから前述の翼間にスロート部を有する翼列の場合と比較して注目される。

図 11.2, 12.1 は中央部付近の翼がどの程度同一の状態で作動しているかを知るために翼列中央部翼後流の 3 Pitch についておのおの Pitch の測定値のばらつきを示したものである。

図 11.1 に示すごとく、流出気流は翼列設定方向に勾配を有する激しい Shear Flow となっている。このため風向計測およびマッハ数の計測が問題となり、図 6 に示した一様な気流中での検定値の使用について検討する必要が生じた。一般に流出角は流出全圧が Wake 外では一様な場合でも一定でなく 1 Pitch 間で変化する。従来の亜音速二次元翼列の実験では、Wake 内の流量および運動量を無視して Wake の流出全圧の等しいところでの局所流出角の面積平均値を代表（平均）流出角としているようである。

本実験の場合には前述のごとく翼間隔全域にわたって激しい流出全圧勾配のある流れなのでその測定は困難であるが次に示す三つの方法で測定して比較した。すなわち、本実験の場合には局所流出角の決定は平均流出角の算出の目的以外に図 6.2 の (a) (b) を用いて局所マッハ数を算定し平均マッハ数を決定するためにも必要であるので Shear Flow 中の流出角を次に示すように大ざっぱな仮定を用いて計算した。測定結果によれば、ピトー管静圧孔圧力 (P_{S-P}) のトラバース方向の勾配は小さく Yaw Hole 間の間隔では中央孔位置での値に対して最大 2% 程度の差であるので、ピトー管の直径の範囲内では P_{S-P} を一定として風向特性値の算出のために次の処理をした。

P_{0-R} ～右 Yaw Hole 位置での流出気流全圧

P_{0-L} ～左 Yaw Hole 位置での流出気流全圧

P_t 中央孔位置での流出気流全圧

$$\Delta P_R = P_{0-R} - P_t$$

$$\Delta P_L = P_{0-L} - P_t$$

$$P'_R = P_R - \Delta P_R \text{ (Yaw Hole 圧力修正)}$$

$$P'_L = P_L - \Delta P_L \text{ (")}$$

$$P'_Y = 1/2 (P'_R + P'_L)$$

$$\Delta P' = P'_R - P'_L$$

$$K'_\theta = \frac{\Delta P'}{P_t - P'_Y}$$

K_θ ～図 6.1 に示す一様な流れの中の風向特性値

K'_θ ～Shear Flow 中での計測値を用いた修正風向特性値

$K'_\theta \equiv K_\theta$ と仮定して図 6.1 に示す検定結果を用いて局所流出角 (α_{2-i}) を算出し、次いでこの α_{2-i} を用いて次式で平均流出角を算出した。

$$\alpha_2 = \frac{1}{S} \int_0^S \alpha_{2-i} dS$$

この局所流出角より算出した平均流出角について評価するためにつぎの計測を行なった。すなわち流出全圧分布の Peak 位置では Yaw Hole 間隔での全圧差

は中央孔圧力の 3% 程度であるので、この位置での風向特性値を $K'_\theta \equiv K_\theta$ と仮定して Peak 位置流出角 (α_{2-P}) とした。一方図 2.1 に示す翼列軸流方向後流計測位置 (H) をかえて同一翼の後流を軸流方向に 2 カ所で計測を行ない流出全圧の Peak 位置のトラバース方向のずれを測定し $\tan(\alpha_{2-W}) = \frac{\Delta L}{\Delta H}$ (ΔH = 軸流方向後流計測位置間隔, ΔL = Peak 位置のずれ) の関係より角 α_{2-W} を算出し、前記の α_2 , α_{2-P} との比較を行なった(図 11.2)。角 α_{2-i} の評価の一つとして以上の 2 種類の角 (α_{2-P} , α_{2-W}) と平均流出角 α_2 とを比較した結果、大体一致した値を示すと思われる。よってこの α_{2-i} を用いて図 6.2 の関係より局所流出マッハ数を算定して、続いて平均流出マッハ数を備考の(3)に示すごとく求めた。

このようにして得られた M_2 の妥当性について評価するために図 11.3, 図 12.2 に示す中央翼後流での計測による翼列性能の平均値 (\bar{P}_{02} , \bar{M}_2 , α_2) を用いて翼列軸流方向について翼列の連続の条件よりのずれを求めたところ備考 (3) に示す R_V について図 11.3, 図 12.2 に示す 1.0 近い値を得た。

R_V は $\rho_1 \equiv \bar{\rho}_2$ の場合は亜音速二次元翼列実験で流出気流の二次元性の判定に用いられている軸流速度比である。

翼列設定部を流れる気流の二次元性については Shear Flow 中のピトー管計測値についてのさらに厳密な実験的吟味、翼面静圧分布の計測、および翼に働く力について翼列後流計測に基づく運動量の変化よりの算出値と前述の翼面静圧分布の計測よりの算出値との比較等によるさらに厳密な検討が今後必要と考える。本実験では翼面静圧分布を計測しなかったので R_V を前記 \bar{M}_2 の妥当性の評価を含めて二次元性の判定の一応の基準とした。

図 11.1 に示す翼列後流での激しい Shear Flow は翼間通路での衝撃波の存在および衝撃波と翼面境界層との干渉等、粘性の影響が強く現われる超音速領域で作動する減速翼列では通常のものと思われるが、このことは翼列の後流計測を困難にしている。

図 11.2, 図 12.1 に示す \bar{M}_2 の値の翼列中央部で Pitch の各間でのバラッキは他の計測値 (λ , α_2 等) のバラッキより大であるが、このことは本実験での流出マッハ数の範囲が遷音速領域であり翼形状の誤差 (バラッキ), 流れの状態のバラッキ (不均一性) による有効流路面積の小さな変化が流出マッハ数のバラッキとして大きく現われているものと思われる。またこのことは流入気流の一様性と関連して翼列の二次元性を維

持することの困難さを示している。

本実験では亜音速流出が実現せず、このために実験の困難性が増大したが、図 11.1 に示す流出全圧分布 (損失係数で表示) および図 13 に示すシュリーレン写真の観察の結果、翼列中央部付近の各翼は一樣に作動し二次元翼列としての性能をほぼ維持できたと考える。

[備考]

- (1) 以上のごとく測定位置でのピトー管中心位置 (全圧孔位置) を基準にして、その流出全圧に対する左右 Yaw Hole の中心位置での流出全圧との全圧差をすべて Yaw Hole 圧力修正分としたのは過大修正の感があるが、トラバース方向の全圧勾配の存在が Yaw Hole 圧力え与える影響については、ピトー管の先端形状、気流マッハ数、全圧分布 (勾配) の形状およびピトー管軸に対する風向等の多くの要因との関連が考えられ、それについてこの実験期間中に正確な評価を得ることができなかったので前述のごとき大ざっぱな修正をして流出角算定の一つの目安とした。この局所流出角そのものについては直接にその妥当性についての評価はできなかったが、これを用いて算定した平均流出角 (α_2) の値については前述の二つの方法で測定した流出角と比較した。
- (2) ピトー圧におよぼす Shear Flow の影響については文献 11) の実験結果を用いて検討した結果、2~3% 程度の誤差と考えられるのでピトー管測定結果を無修正で用いた。しかし文献 11) での実験条件は低速および単独翼であり翼列では各翼の Wake による相互干渉が考えられるので風向特性値と同様さらに厳密な吟味が必要と考えられる。
- (3) 図 11.1~12.2 に示す翼列性能は次式にて算出した。

$$\begin{aligned}
 R_V &= \frac{\bar{\rho}_2 V_{2a}}{\rho_1 V_{1a}} \\
 V_{1a} &= V_1 \cos \alpha_1 \\
 V_1 &= [7 \cdot R \cdot G \cdot T_0 (1 - P_{r1}^{\frac{2}{\gamma}})]^{\frac{1}{2}} \\
 P_{r1} &= \frac{P_{S-W}}{P_{01}} \\
 V_2 &= \bar{M}_2 \left[\frac{\gamma \cdot R \cdot G \cdot T_0}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \bar{M}_2^2\right)} \right]^{\frac{1}{2}} \\
 V_{2a} &= V_2 \cos \alpha_2 \\
 \rho_1 &= \frac{P_{01}}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \bar{M}_{2-1-W}^2\right) \cdot R \cdot G \cdot T_0} \\
 \bar{\rho}_2 &= \frac{P_{02}}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \bar{M}_2^2\right) \cdot R \cdot G \cdot T_0} \\
 \bar{M}_2 &= \frac{1}{S} \int_0^S M_{2-i} ds \quad \text{平均流出マッハ数} \\
 P_{02} &= \frac{1}{S} \int_0^S P_{02} dS
 \end{aligned}$$

平均流出全圧

$$P_t = P'_{02}$$

$$P_{02} = P_t \left[\frac{\left(1 + \frac{2\gamma}{\gamma+1} (M_{2-i} - 1)\right)^{\frac{1}{\gamma-1}}}{\left(\frac{(\gamma+1)M_{2-i}^2}{(\gamma-1)M_{2-i}^2 + 2}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}\right]$$

$$\lambda = \frac{P_{02}}{P_{01}} \quad \text{全圧比}$$

$$\zeta = \frac{\Delta P}{q_1} \quad \text{局所全圧損失係数}$$

$$\Delta P = P_{01} - P_{02}$$

$$\bar{\zeta} = \frac{\Delta P}{q_1} \quad \text{平均全圧損失係数}$$

$$\Delta P = P_{01} - P_{02}$$

$$\eta = \frac{P_{S2} - P_{S1}}{P'_{S2} - P_{S1}} \quad \text{翼素効率}$$

$$P_{S2} = P_{02} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{2-i}^2\right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$P'_{S2} = P_{01} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{2-i}^2\right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$q_1 = \frac{1}{2} \gamma \cdot P_{S1-W} \cdot M_{1-W}^2$$

P_{02} , M_{2-i} , α_{2-i} のピトー管計測は翼幅中央部で行なった。

6. おわりに

超音速二次元翼列実験を行なうに先だってその風洞構造についての問題点を検討するために小型の大気連続吹出式の翼列予備実験風洞を製作し実験を行なった結果、つぎの経験を得た。

- (1) 翼列前流入気流の一樣性について検討するため数種の抽気面形状にて実験した結果翼列前の抽気が、風洞出口が翼列であるために特に問題となると予想された、大気流出型超音速翼列風洞の出口流れの状態の変化に対応して、翼列前で一樣な流入気流分布を得るのに有効であることを確かめた。
- (2) 実験はマッハ数 1.6, 1.5, 1.4, 1.3 で行ない、 $M_{1-N}=1.3$ を除いて流入気流分布の計測にピトー管を用いたが、本風洞のような小型風洞でピトー管挿入点より上流側に大きな擾乱の発生をみずに翼列前ピトー管計測を行ない得たことは、風洞内気流の状態を確認するに有効であった。流入気流分布の測定には、壁面静圧分布の計測では不十分であり、ピトー管による計測の併用の必要を認めた。一方 $M_{1-N}=1.3$ の実験については、ピトー管による計測が実現できず遷音速に近い領域での小型の翼列風洞における流入気流分布の一樣性の計測については、その抽気法とともに今後検討

の必要がある。シュリーレン写真観察の結果はピトー管による計測結果と一致する。

- (3) 翼列後流は翼列展開方向で激しい Shear Flow であったが、ピトー管による後流計測を行ない、翼列性能を算出した結果、設定翼列の中央部付近はほぼ二次元翼列として作動していると認めた。しかし今後、Shear Flow 中のピトー管による流れの全圧、風向およびマッハ数の計測については、さらに詳細な実験的検討の必要がある。
- (4) 以上により、亜音速流出型の超音速翼列実験における抽気法その他の実験法について一部確認できたと考える。よって本風洞の構造が大気流出型超音速二次元翼列風洞としての要求を基本的に満たしうると考え、今後一部改造のうえ小型の超音速翼列風洞として使用する計画である。

以上で本報告をおわりとするにさいし、本実験の計画および実施について御指導および御協力を賜った、山内科学研究官、松木原動機部長、鳥崎研究室長、空気源担当の各位のかたがた、ならびに実験部品の製作に協力された志賀工作課長はじめ課員のかたがたに末尾ながら深くお礼を申し上げます。

文 献

- 1) J.F. Klapproth; A Review of Supersonic Compressor Development, Transactions of the ASME, Series A, Vol. 83 (July 1961) pp. 258-268.
- 2) L.C. Wright, R.A. Novak; Aerodynamic Design and Development of the General Electric CJ 805-23 Aft Fan Component, ASME. Publication Paper No. 60-WA-270 (1960)
- 3) J. Chauvin; The Concept of Blunt Trailing-Edge Blading for use in Supersonic Compressors, Jahrbuch der WGLR 1962.
- 4) A.W. Stubner, L.F. Case, T.R. Blake; Supersonic Cascade Tunnel Used to Evaluate Compressor Blade Performance, Transactions of the ASME, Series A, (April 1966), pp. 153-156.
- 5) 松木正勝, 高原北雄, 西脇英夫, 森田光男; 喰違いの大きい減速翼列, 航技研報告 TR-10 (1961年3月)
- 6) 近藤 博, 養田光弘, 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 (1963年2月)
- 7) 航空宇宙技術研究所原動機部; 航空宇宙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 (1962年2月)
- 8) R. Harrop, P.I.F. Bright, J. Salmon, M.T.

- Caiger; The Design and Testing of Supersonic Nozzles, A.R.C, R&M. No. 2712 (May, 1950)
- 9) 山口誉起; Shock-in-Rotor 形超音速圧縮機, 日本機械学会誌, 第63巻第499号(昭和35年8月)
 - 10) 山口誉起; 超音速圧縮機翼型に関する実験, 日本機械学会第 672 回講演会, 圧縮機および送風機に関する講演前刷集 (昭和34年12月) pp. 12 ~16.
 - 11) A.D. Young, J.N. Mass; The Behaviour of a Pitot Tube in a Transverse Total-Pressure Gradient, A.R.C. TR 1937, R&M 1770 (1963)
 - 12) G.P. Wood; Reflection of Shock Waves from Slotted walls at Mach Number 1.62, NACA RM. L 52 E 27 (July 1952)
 - 13) D.D. Davis, G.P. Wood; Preliminary Investigation of Reflections of Oblique Waves from a Porous Wall, NACA. RM. L 50 G 19 a (November 1950)
 - 14) J.C. Emery, J.C. Dunavant, W.R. Westphal; Experimental Investigation of a Transonic Compressor Cascade and Test Results for Four Blade Sections, NASA. TM. X-197 (January 1960)

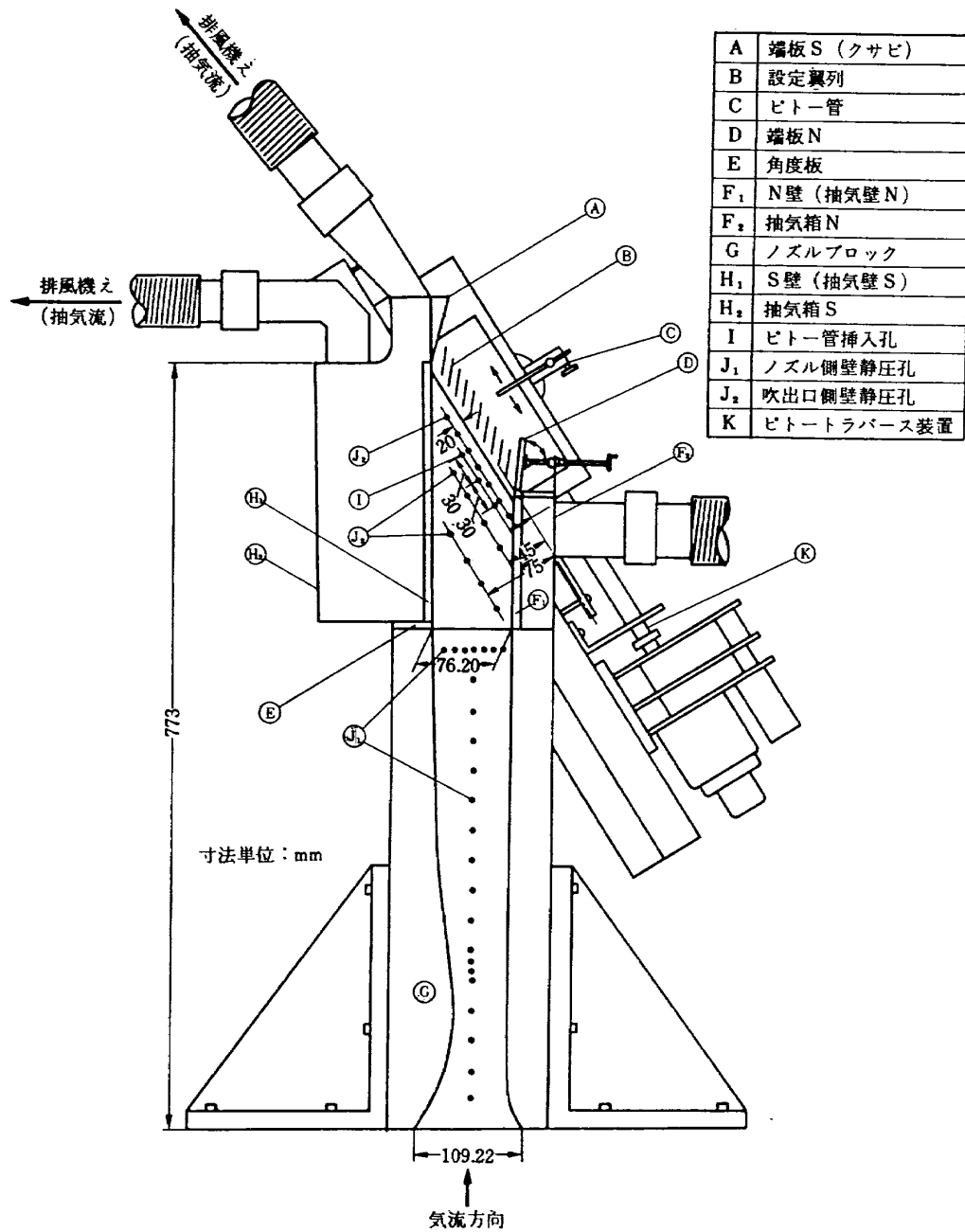


図 1.1 風洞側断面図

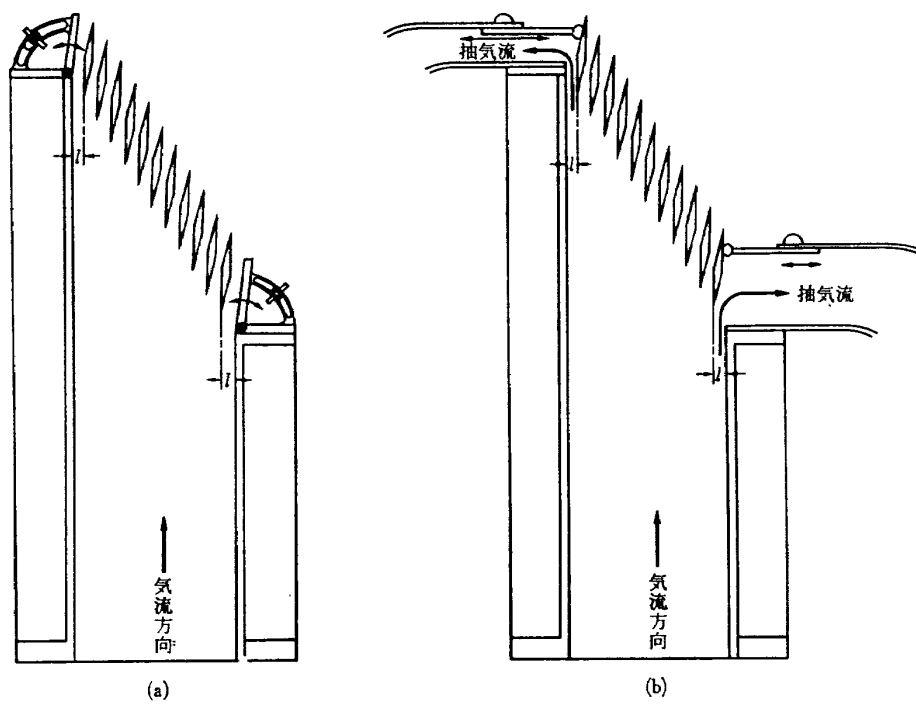


図 1.2 翼列端部の略図

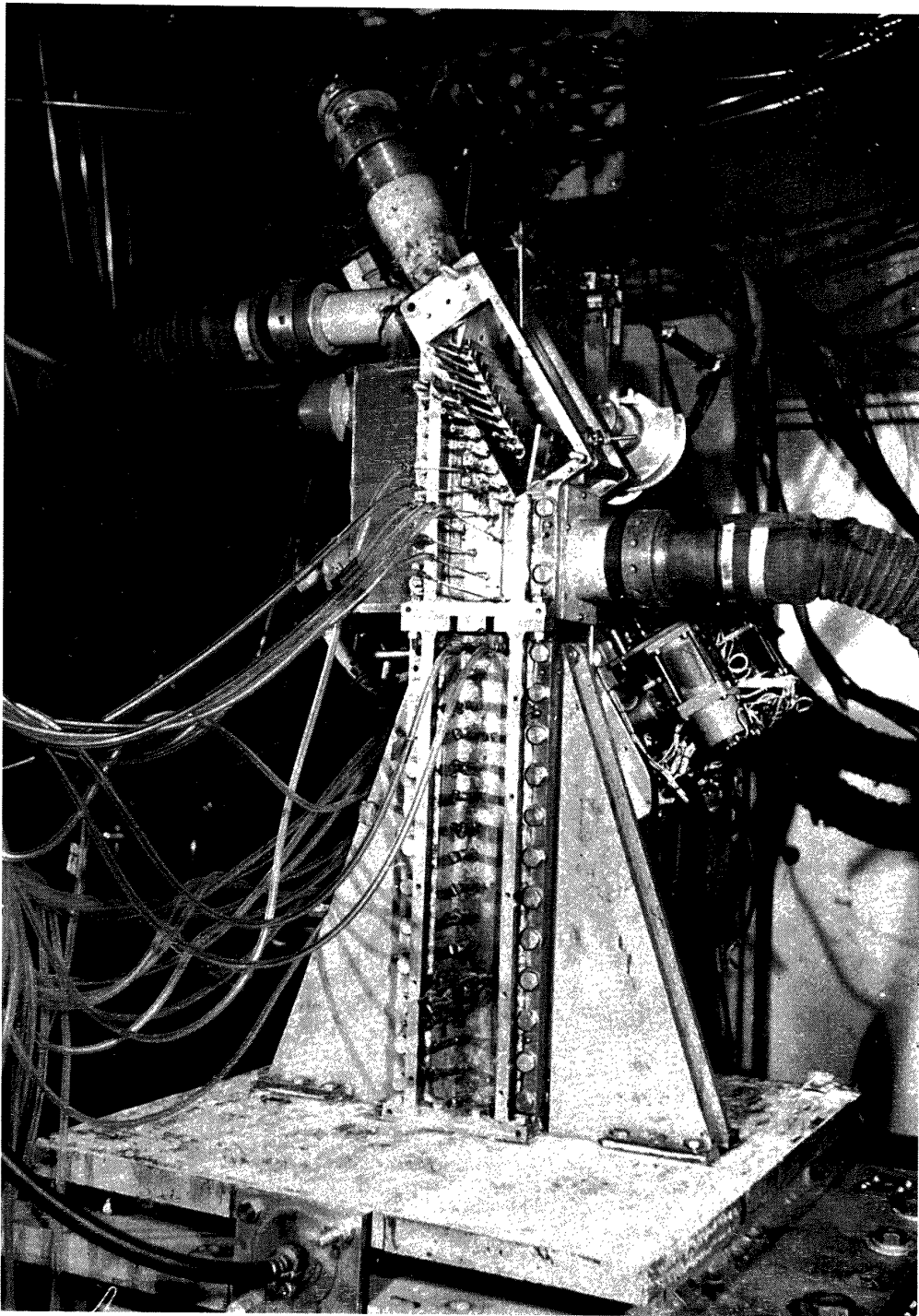


図 1.3 風 洞 外 観
(翼を写すためシュリーレン窓ガラスを取りはずした)

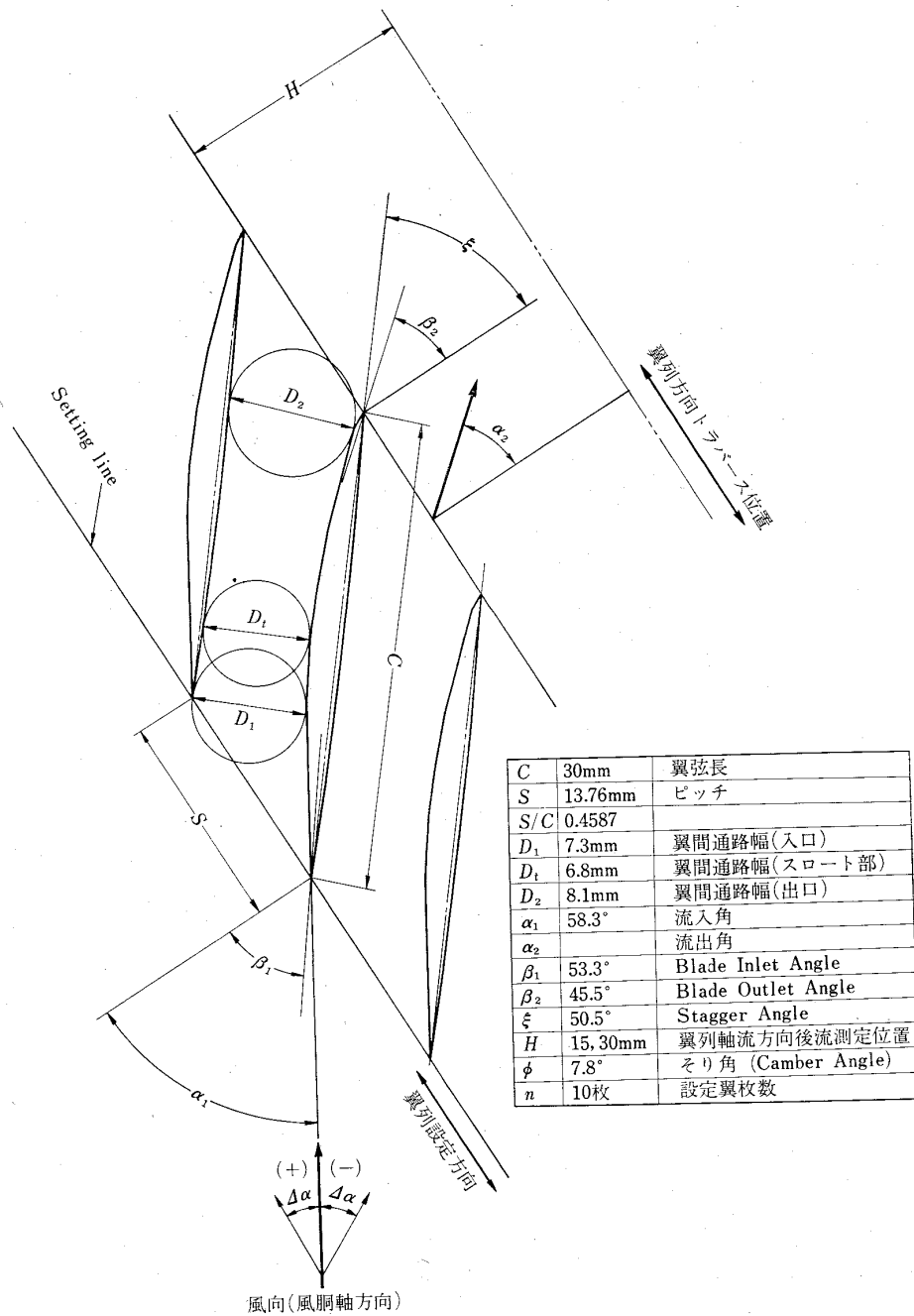
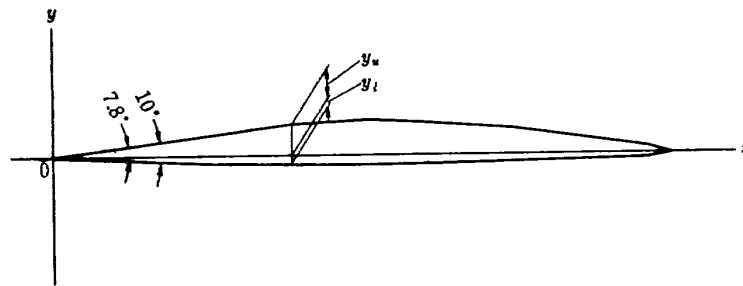


図 2.1 翼列の記号



x	y_u	y_l	x	y_u	y_l
0.000	0.000	0.000	16.154	1.771	-0.340
1.154	0.158	-0.044	17.308	1.725	-0.328
2.308	0.316	-0.104	18.462	1.661	-0.311
3.462	0.474	-0.132	19.615	1.575	-0.294
4.615	0.632	-0.177	20.769	1.476	-0.276
5.769	0.790	-0.221	21.923	1.361	-0.259
6.923	0.948	-0.242	23.077	1.223	-0.242
8.078	1.106	-0.265	24.231	1.067	-0.225
9.231	1.264	-0.282	25.385	0.905	-0.207
10.385	1.420	-0.300	26.539	0.732	-0.190
11.538	1.540	-0.317	27.693	0.553	-0.173
12.692	1.650	-0.328	28.847	0.363	-0.155
13.846	1.736	-0.340	30.000	0.000	-0.000
15.000	1.776	-0.346			

図 2.2 翼型座標

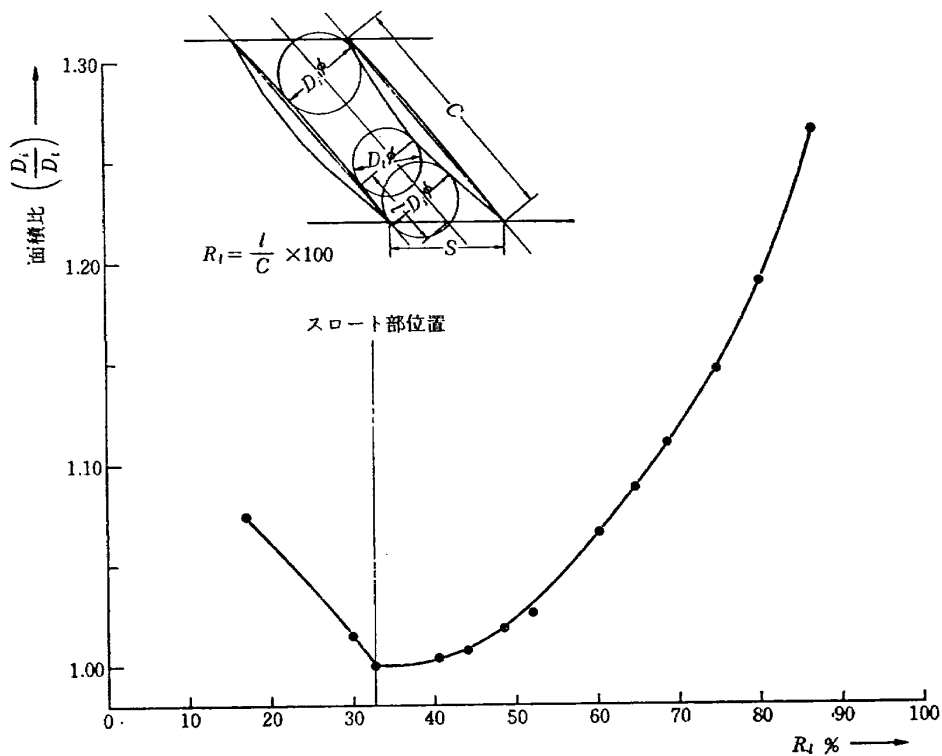
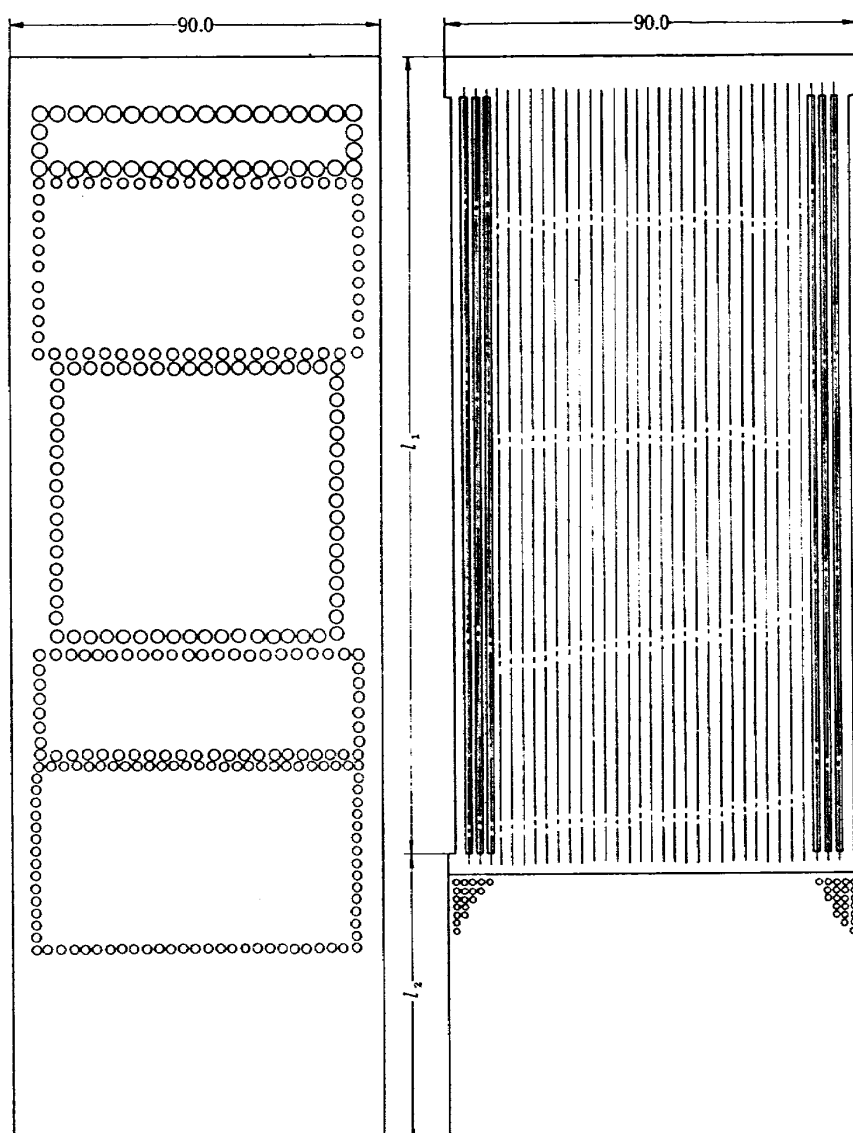


図 2.3 翼間通路断面の変化

単位 mm², mm

記号	A	B	C		l_1	l_2
P_1	2.38×10^4	0	10.548×10^3			
P_2	#	0	8.784×10^3			
S_1	#	4.453×10^3	4.396×10^3			
S_2	#	11.76×10^3	0			
S_3	#	9.925×10^3	0		245	0
S_4	#	8.281×10^3	0		185	60
S_5	#	8.281×10^3	0.482×10^3		185	60
N-Wall	1.21×10^4	0	1.615×10^3			

A	抽気壁面全面積
B	スリット部開口面積
C	ポーラス部開口面積

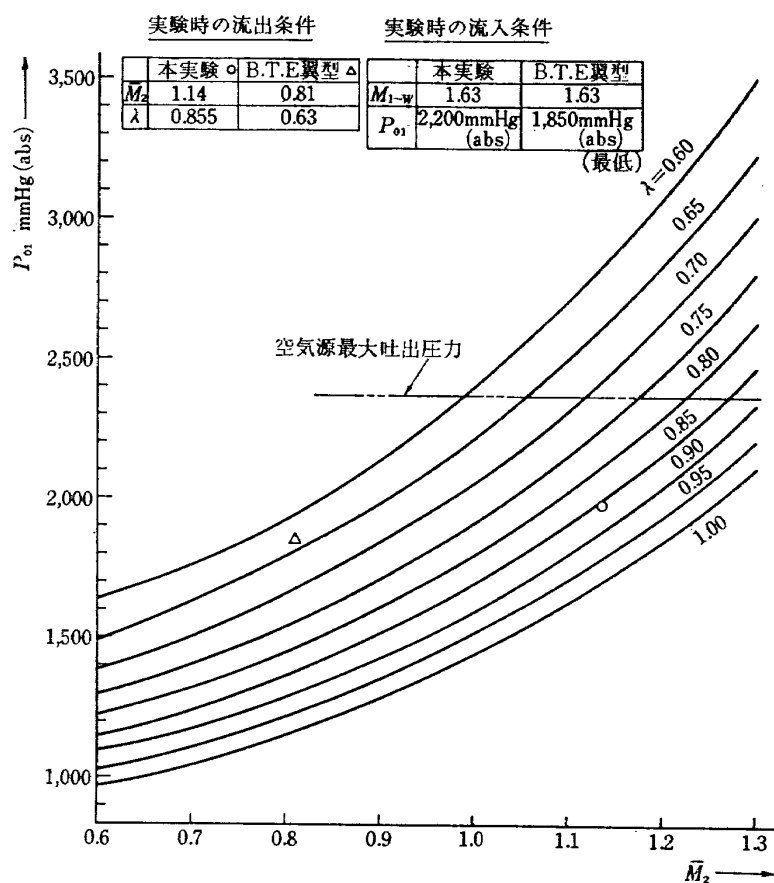


図 5.1 実験範囲推定流入全圧

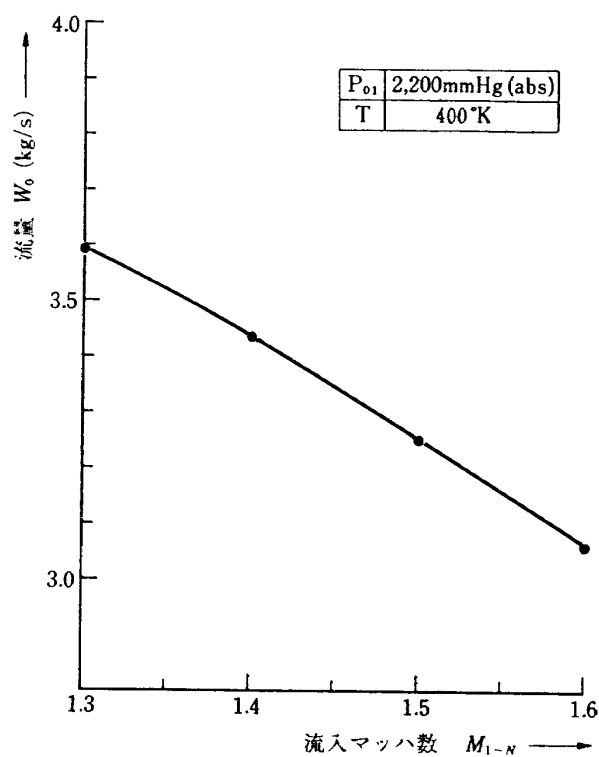


図 5.2 風洞流量

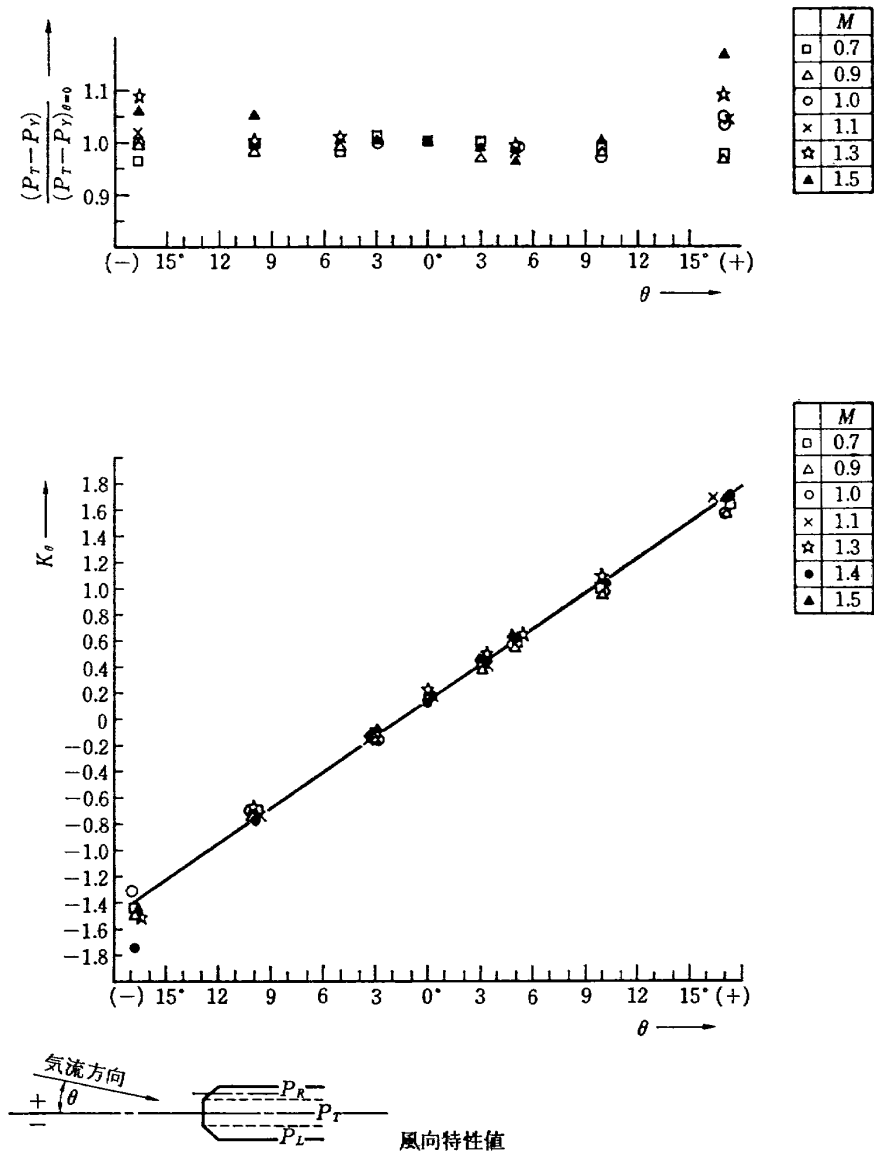


図 6.1 Type A ビトー管検定結果 (1)

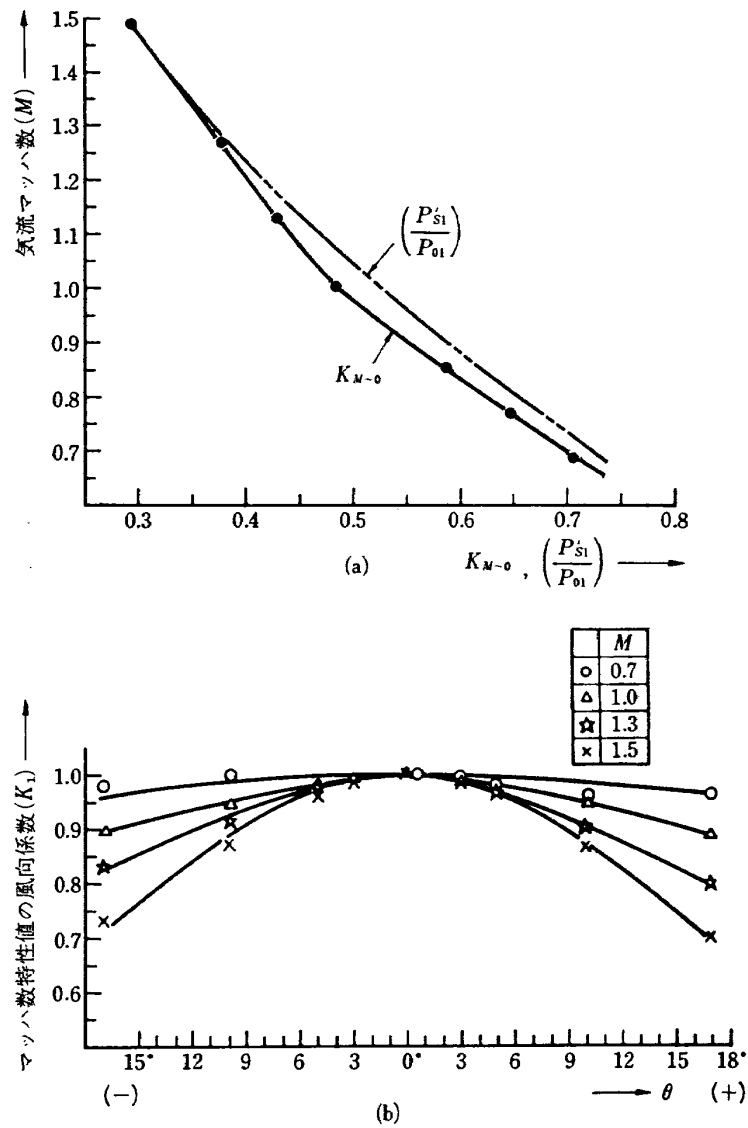


図 6.2 Type A ピトー管検定結果 (2)

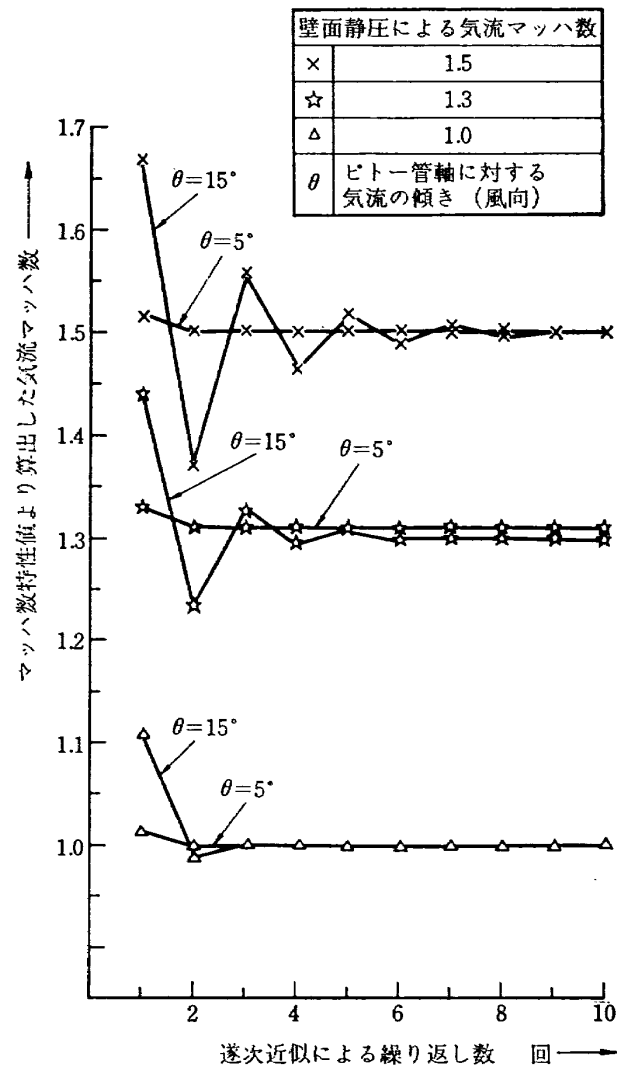


図 6.3 Type A ピトー管検定結果 (2) (続)

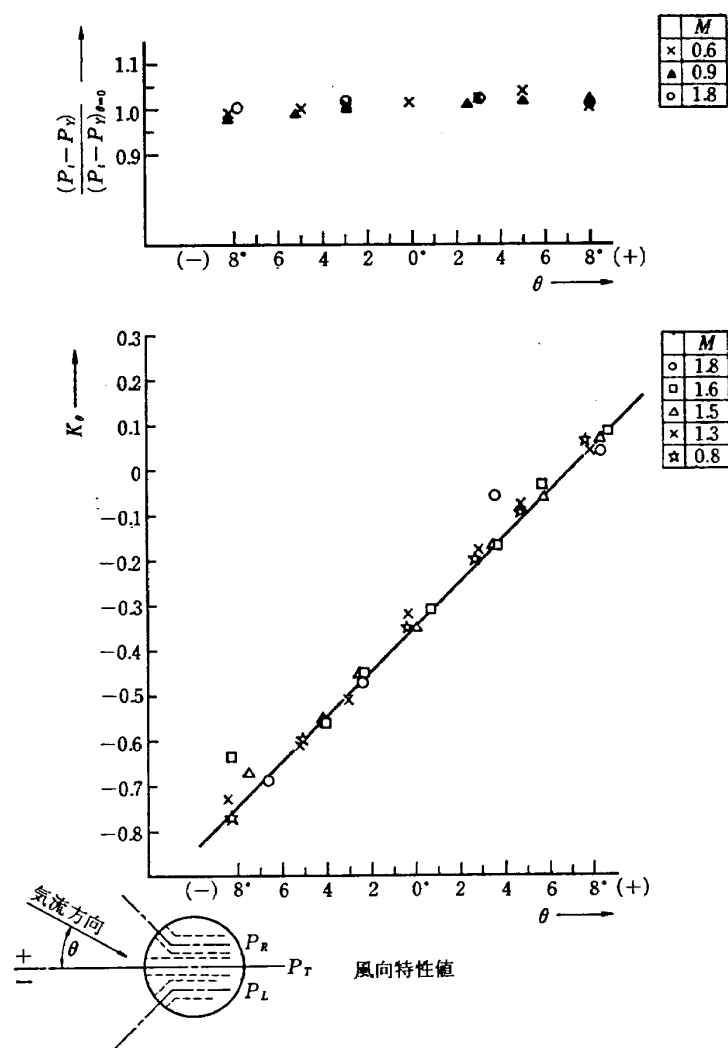
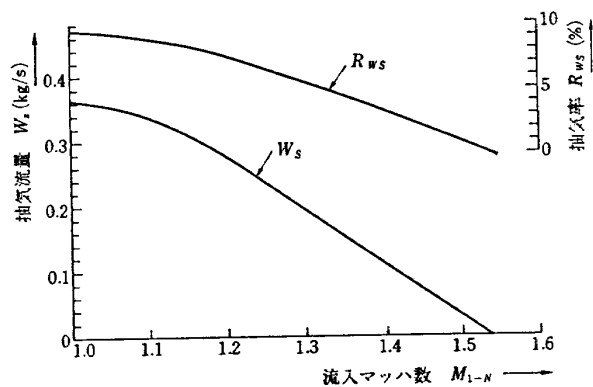
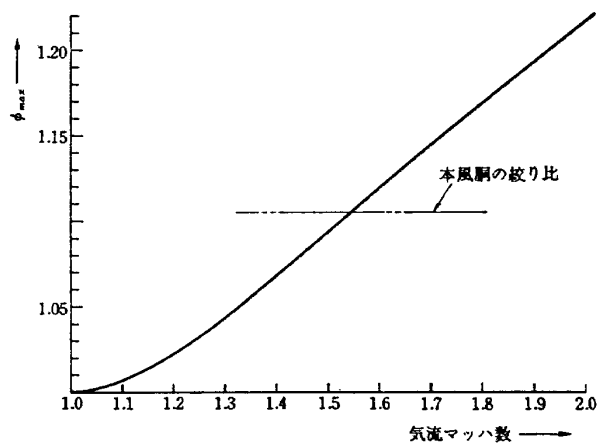


図 6.4 Type B ピトー管検定結果

図 7.1 最大絞り比の関係より推定した
始動時の抽気流量図 7.2 一次元モデルによる始動時の
風洞最大絞り比

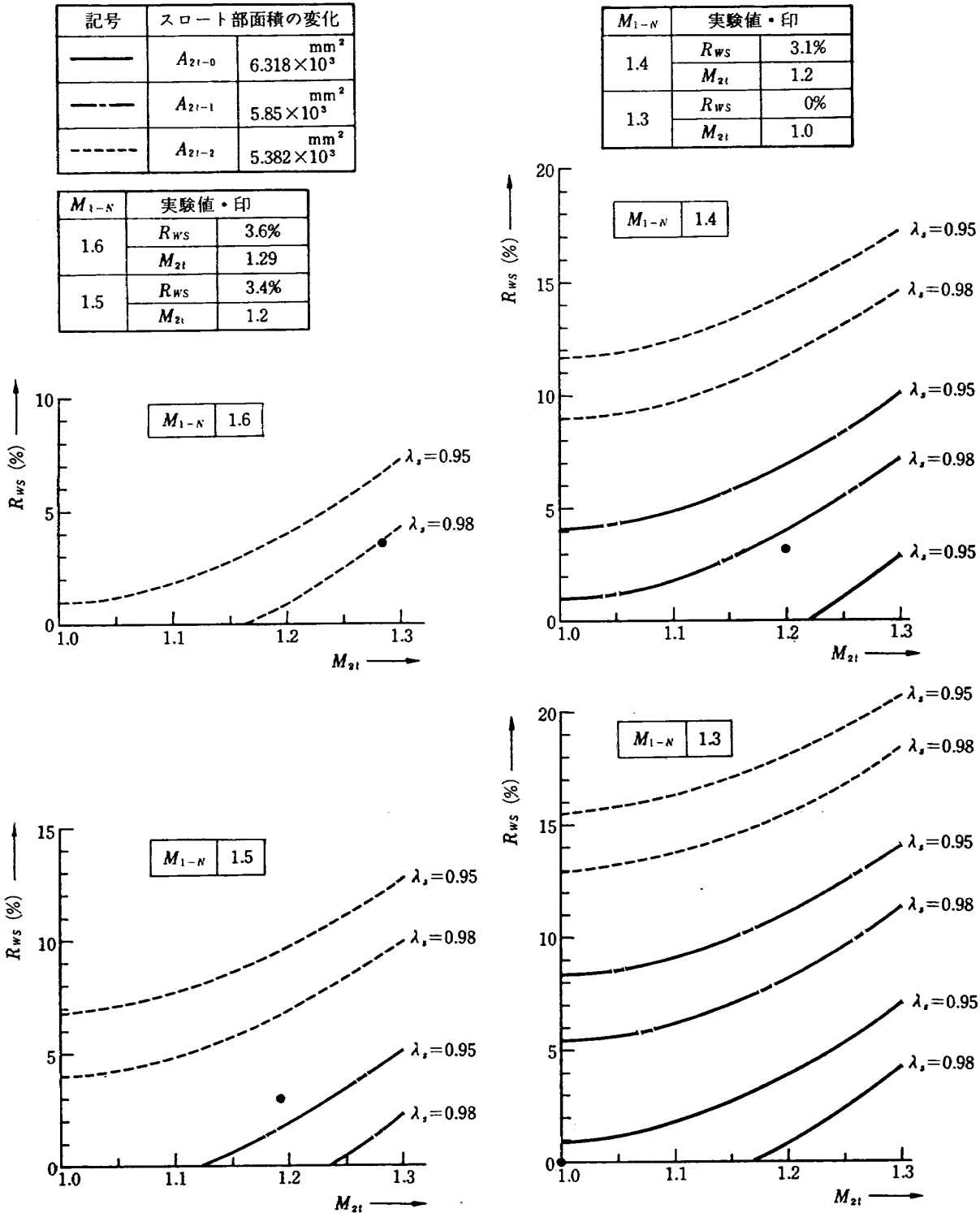


図 8 翼間スロート部での流れの状態の変化による推定抽気量の変化

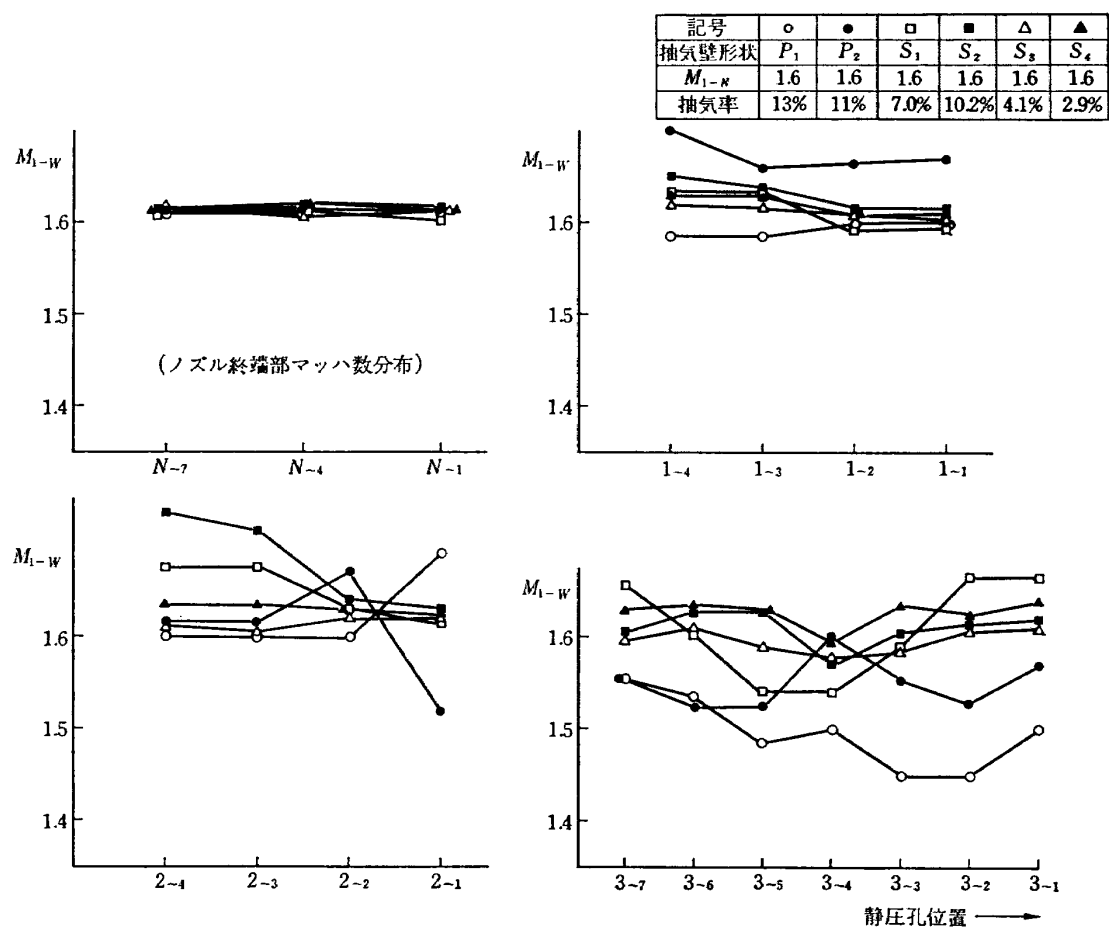


図 9.1 壁面静圧によるマッハ数分布 (翼列上流側)

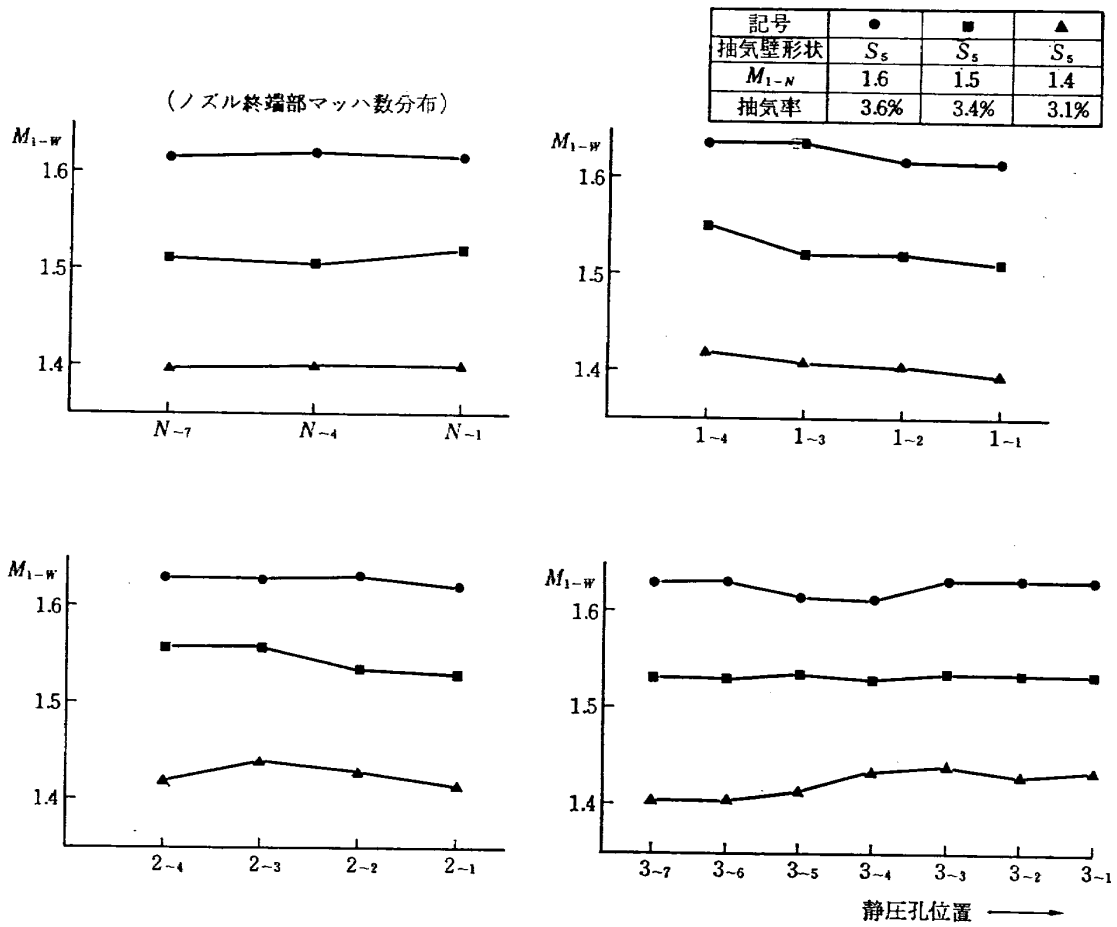


図 9.2 壁面静圧によるマッハ数分布 (続)

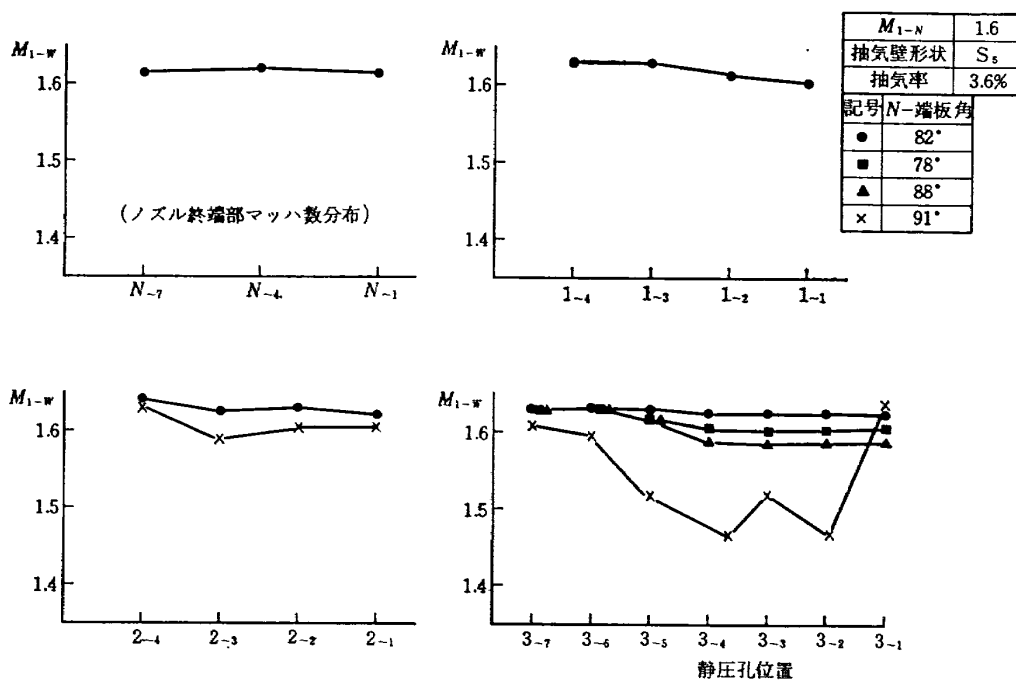


図 9.3 壁面静圧によるマッハ数分布 (続)

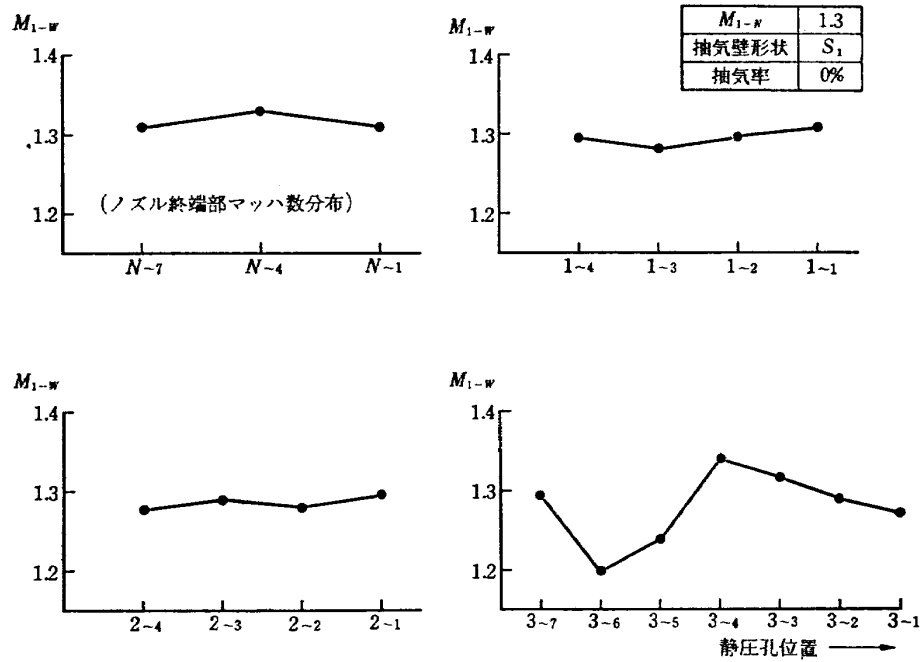


図 9.4 壁面静圧によるマッハ数分布 (続)

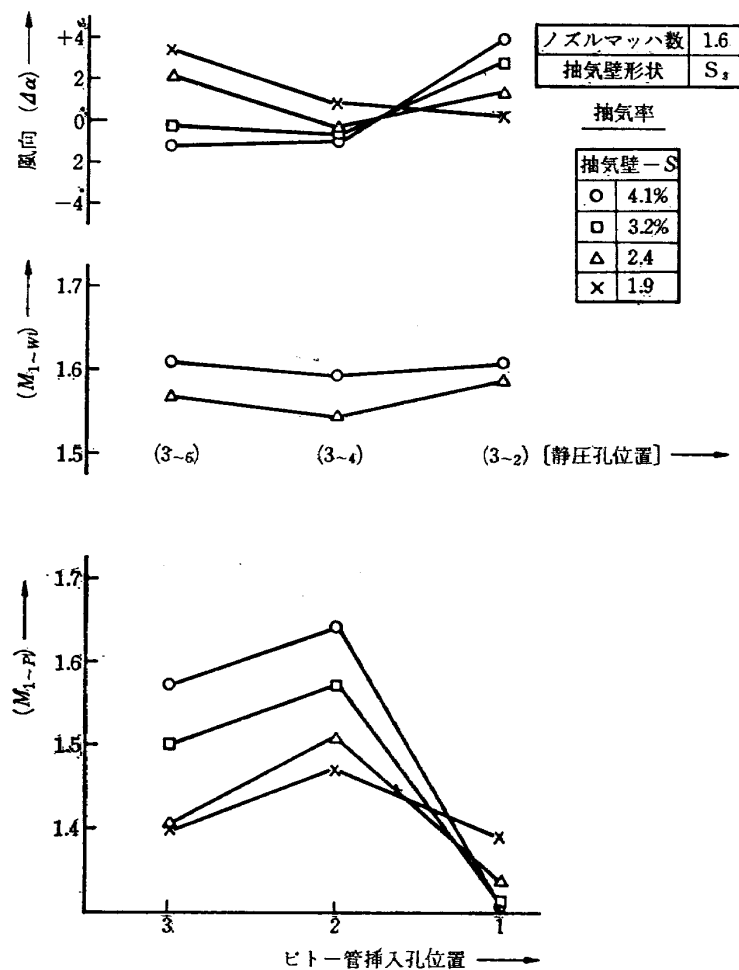


図 10.1 翼列前風向, マッハ数分布

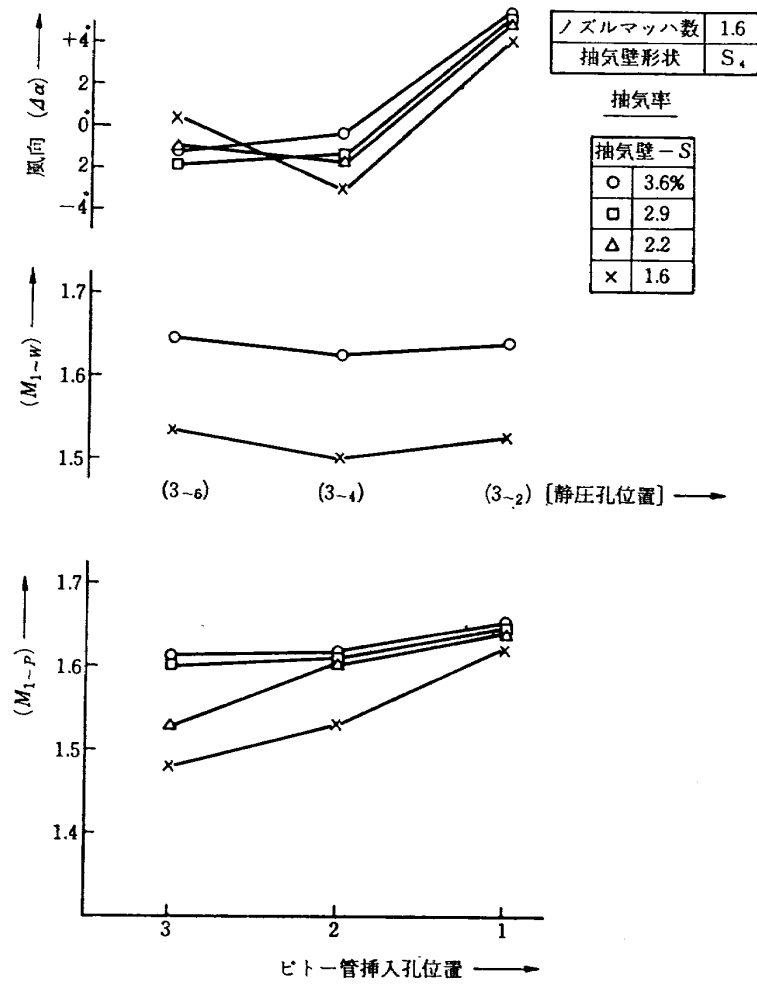


図 10.2 翼列前風向, マッハ数分布

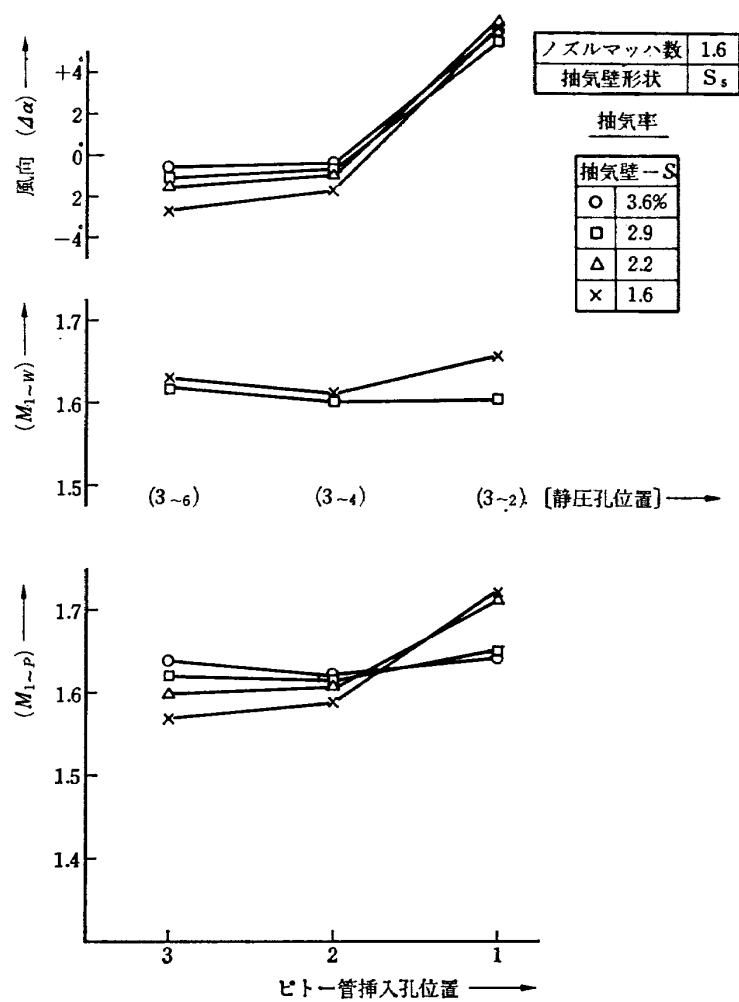


図 10.3 翼列前風向, マッハ数分布

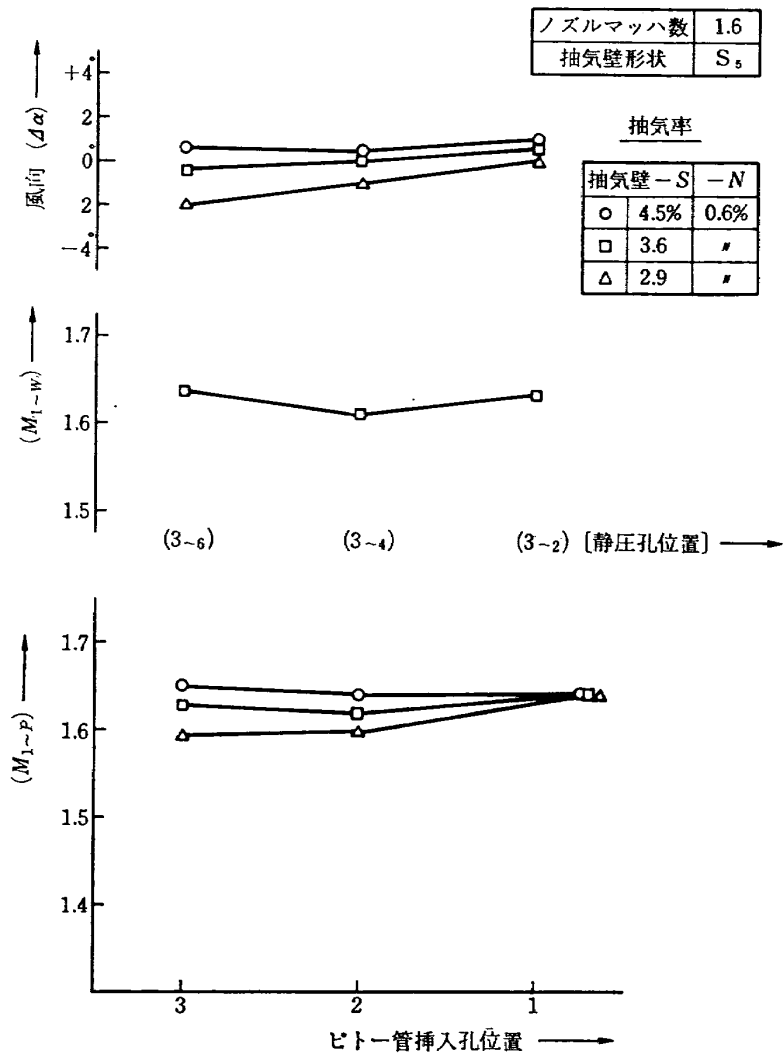


図 10.4 翼列前風向マッハ数分布

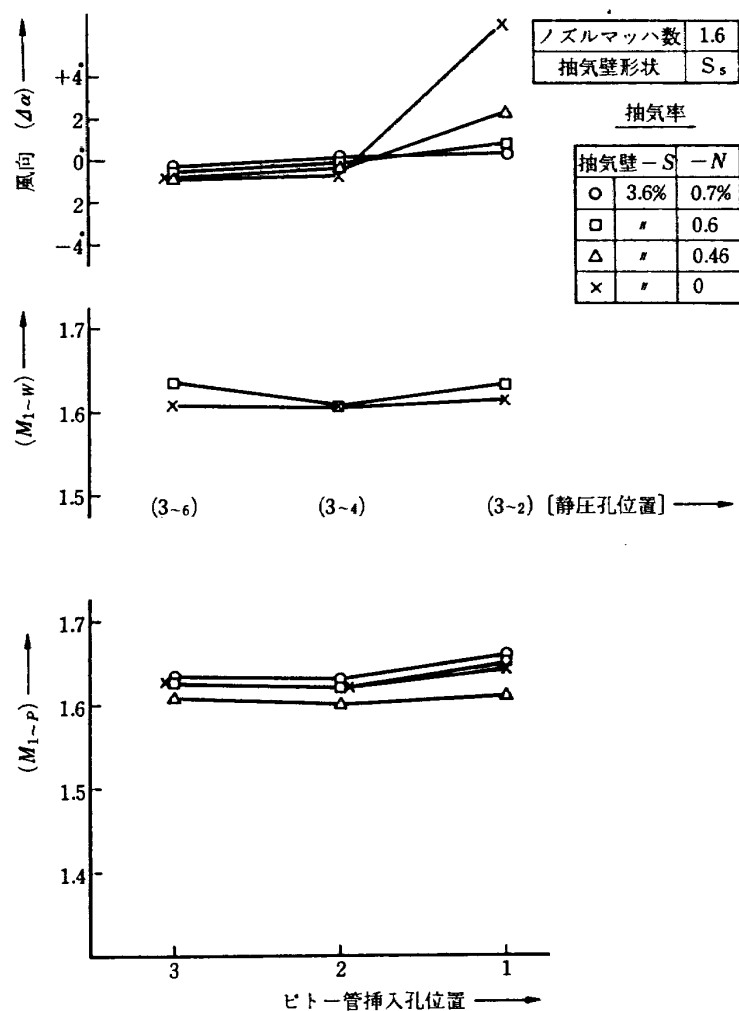


図 10.5 翼列前風向マッハ数分布

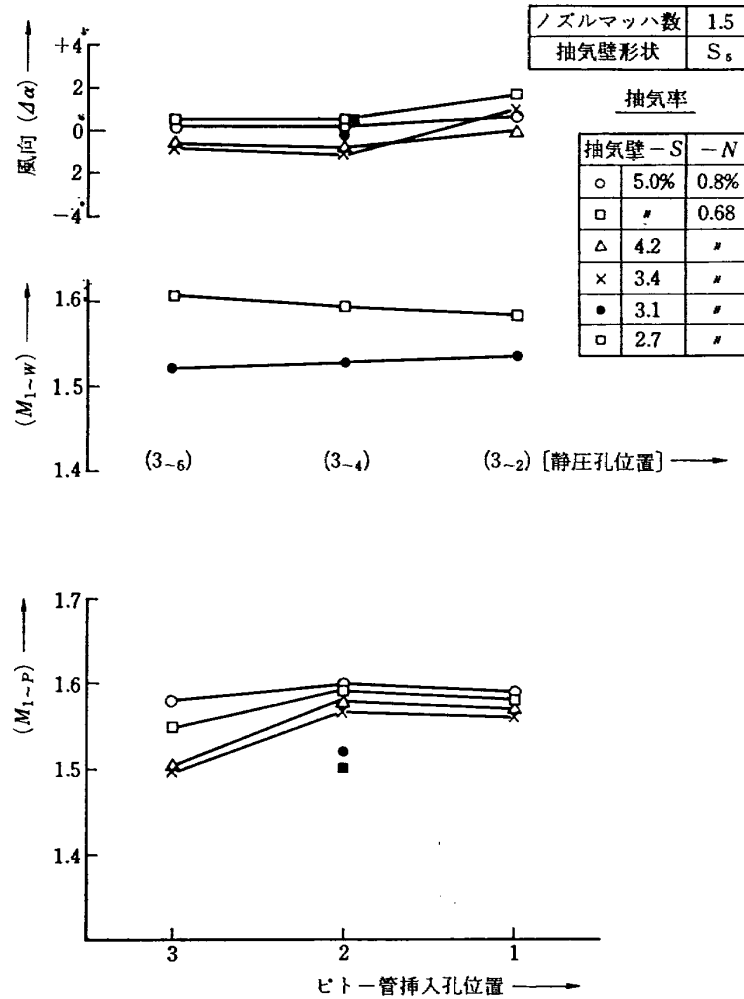


図 10.6 翼列前風向マッハ数分布

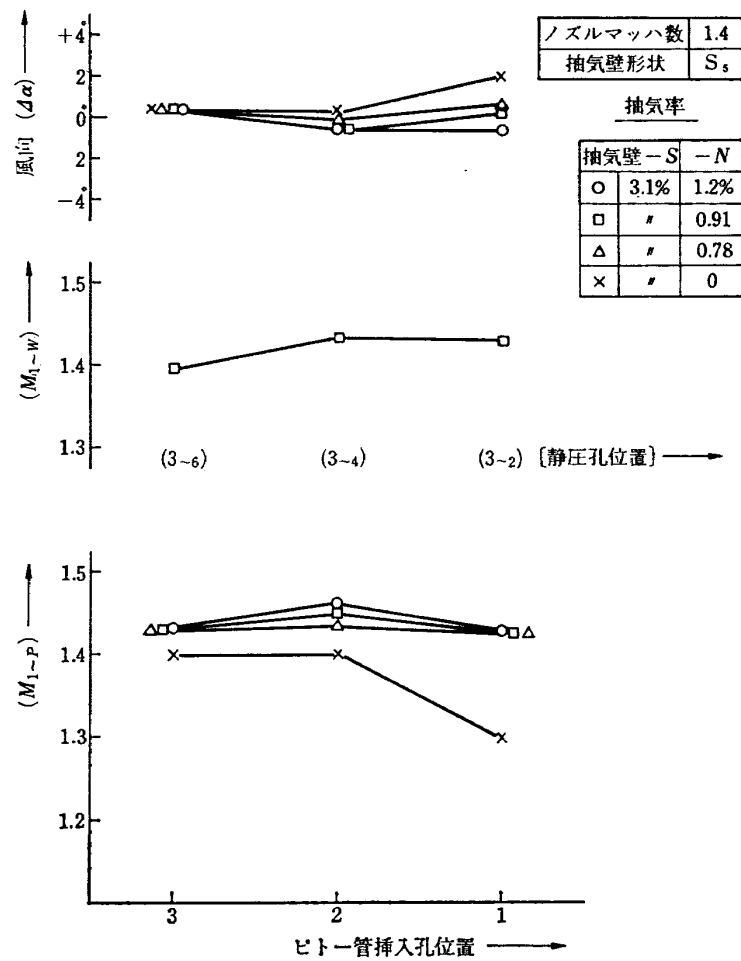


図 10.7 翼列前風向マッハ数分布

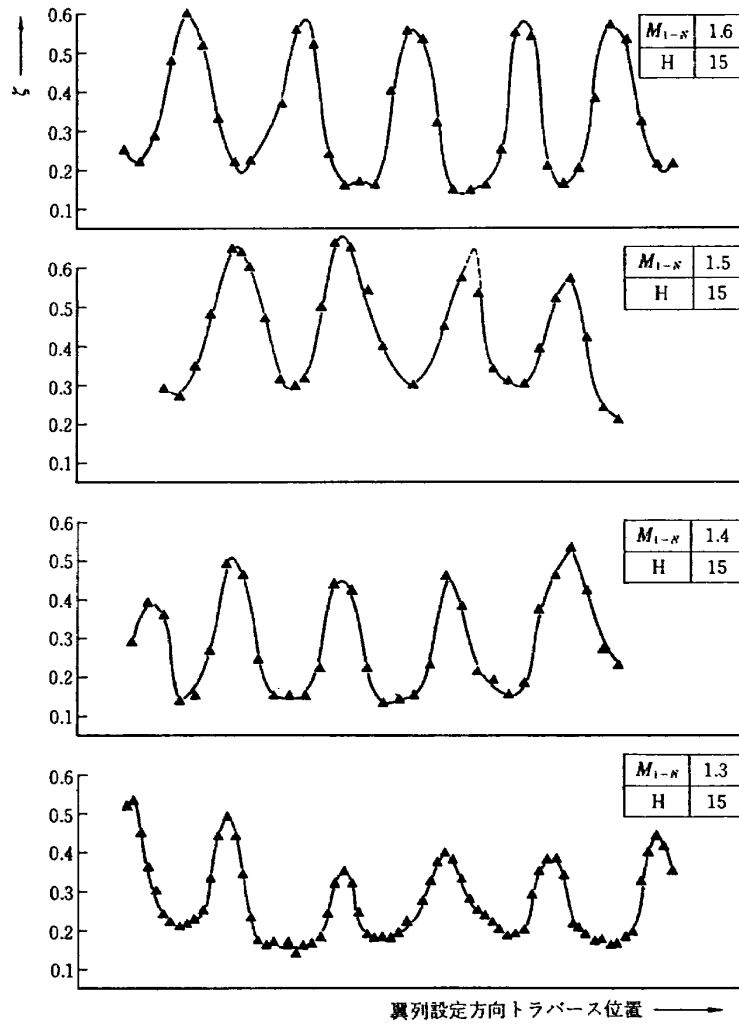


図 11.1 流出全圧計測による全圧損失係数分布

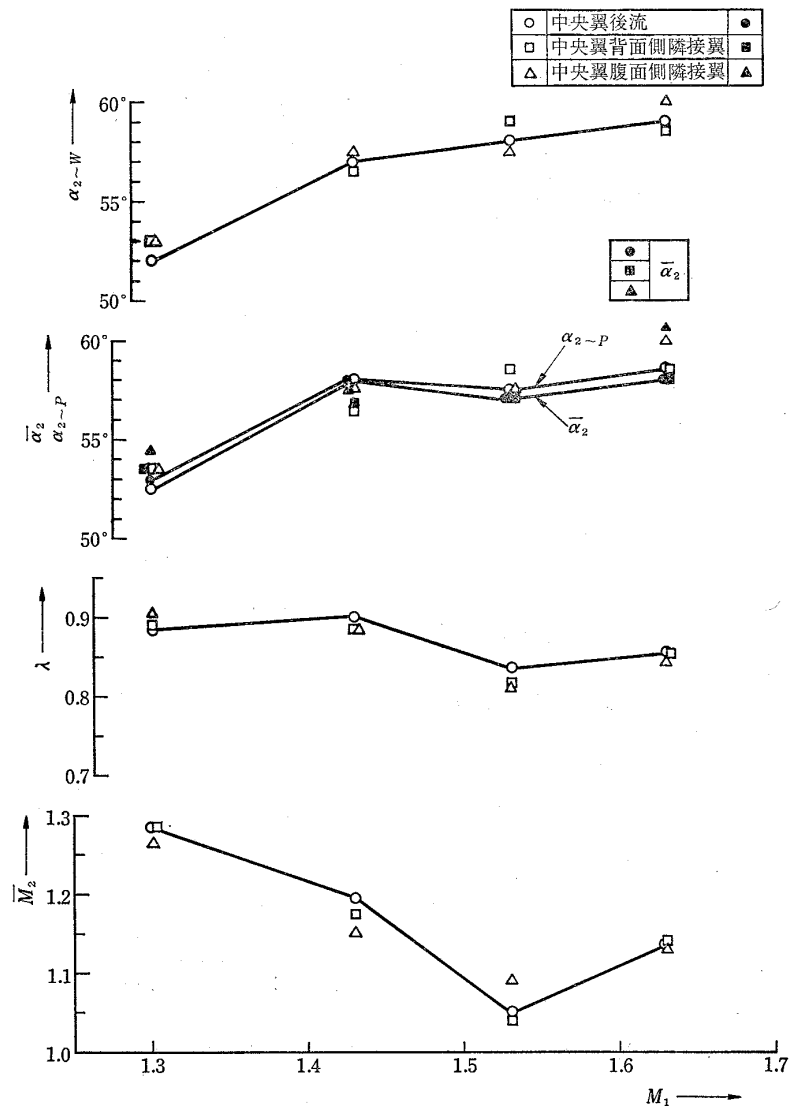


図 11.2 翼列性能 I

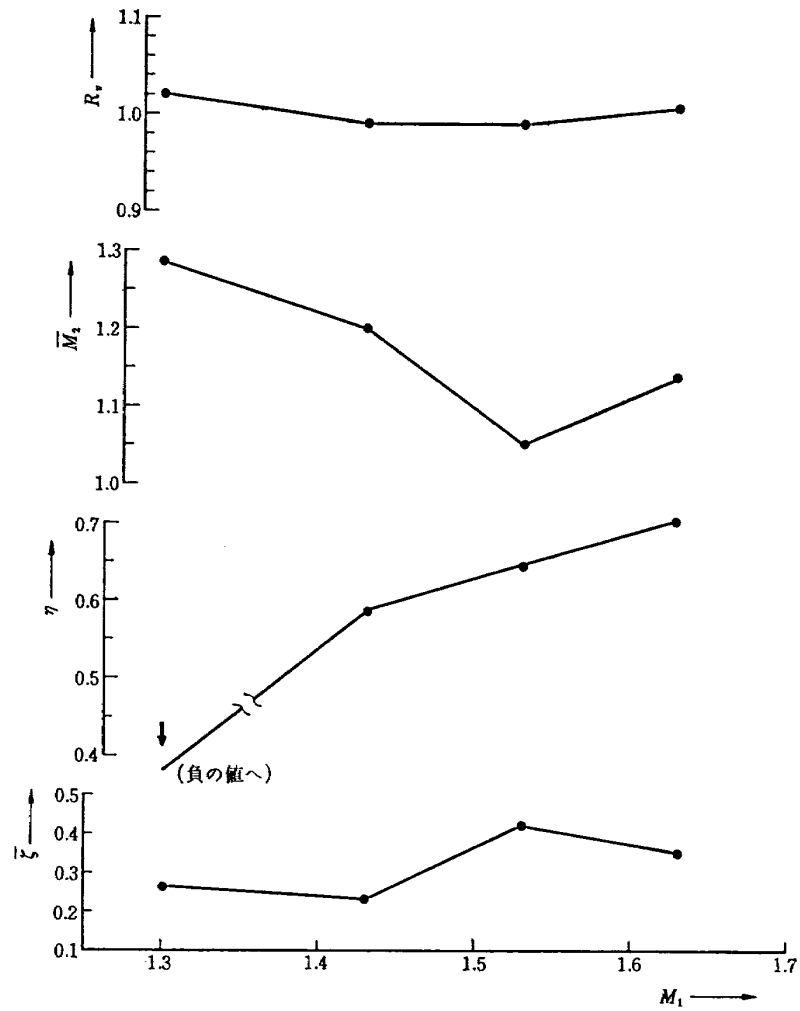


図 11.3 翼列性能 I (中央翼)

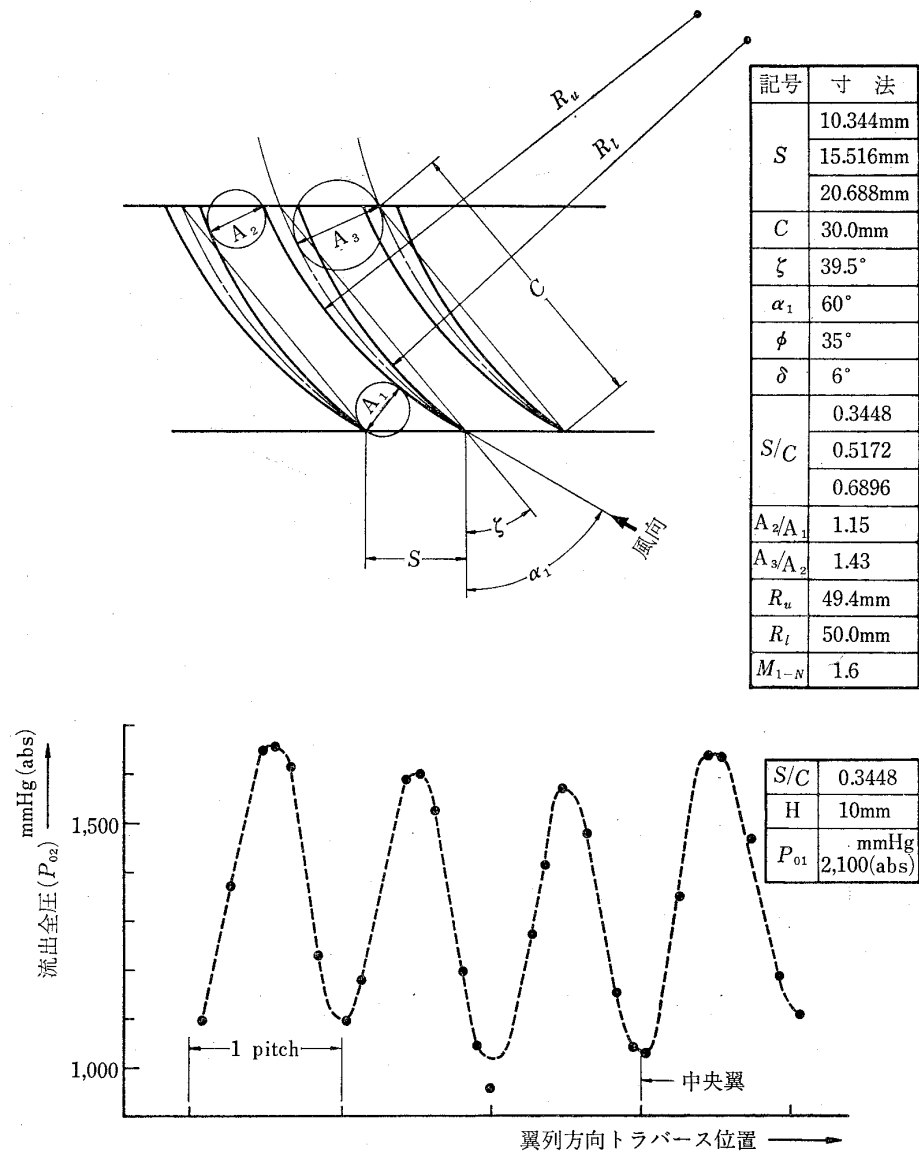


図 11.4 B.T.E 翼列性能 (参考図)

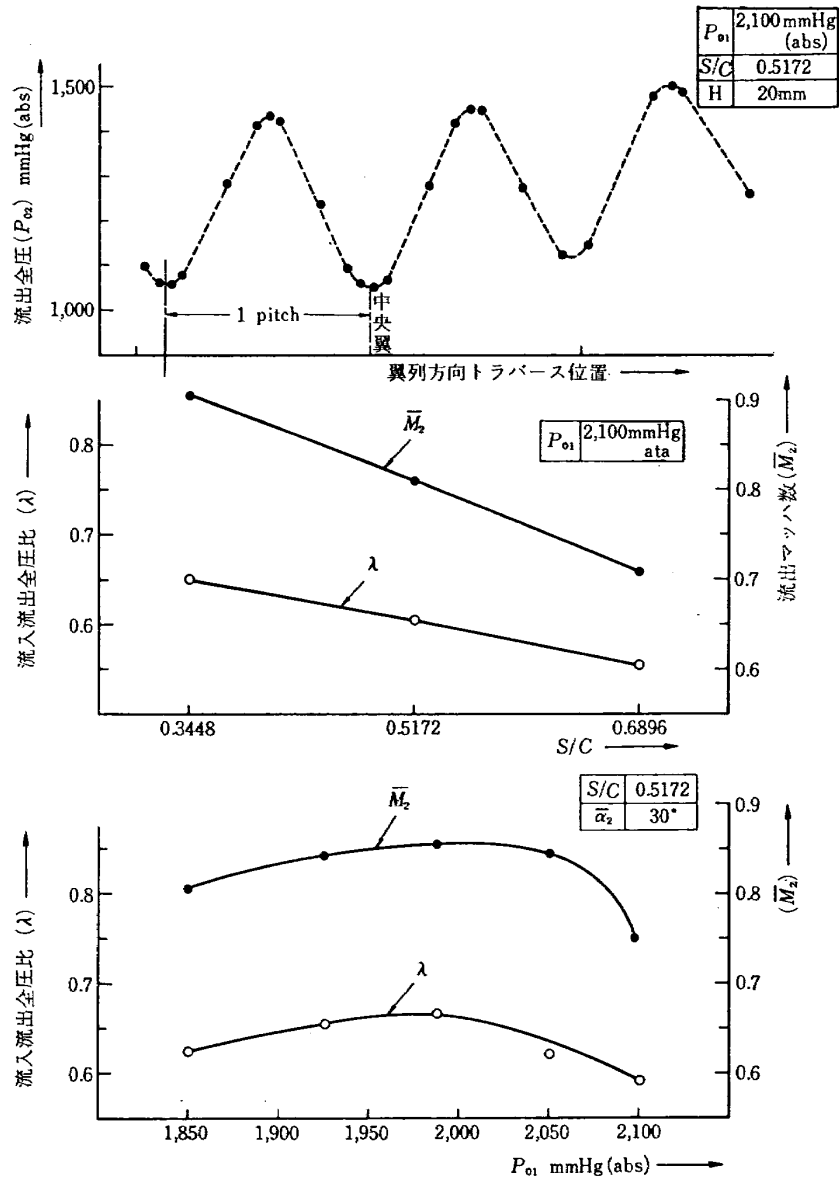


図 11.5 B.T.E. 翼列性能 (参考図)

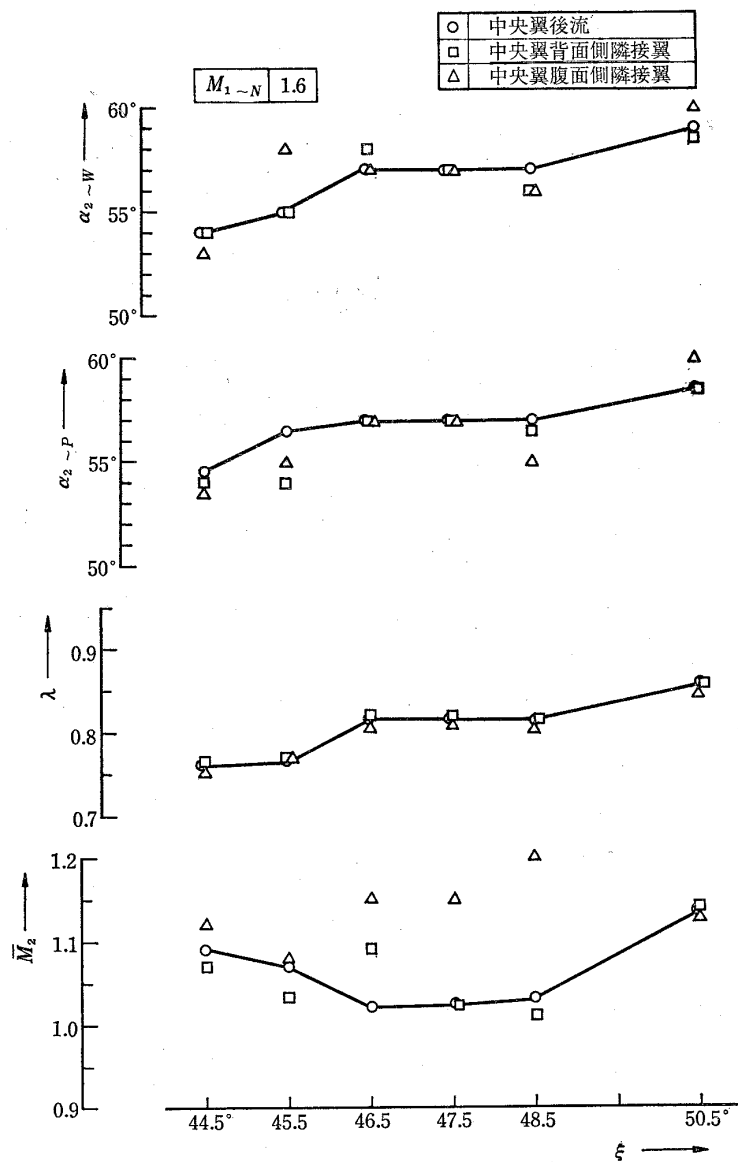


図 12.1 翼列性能 II

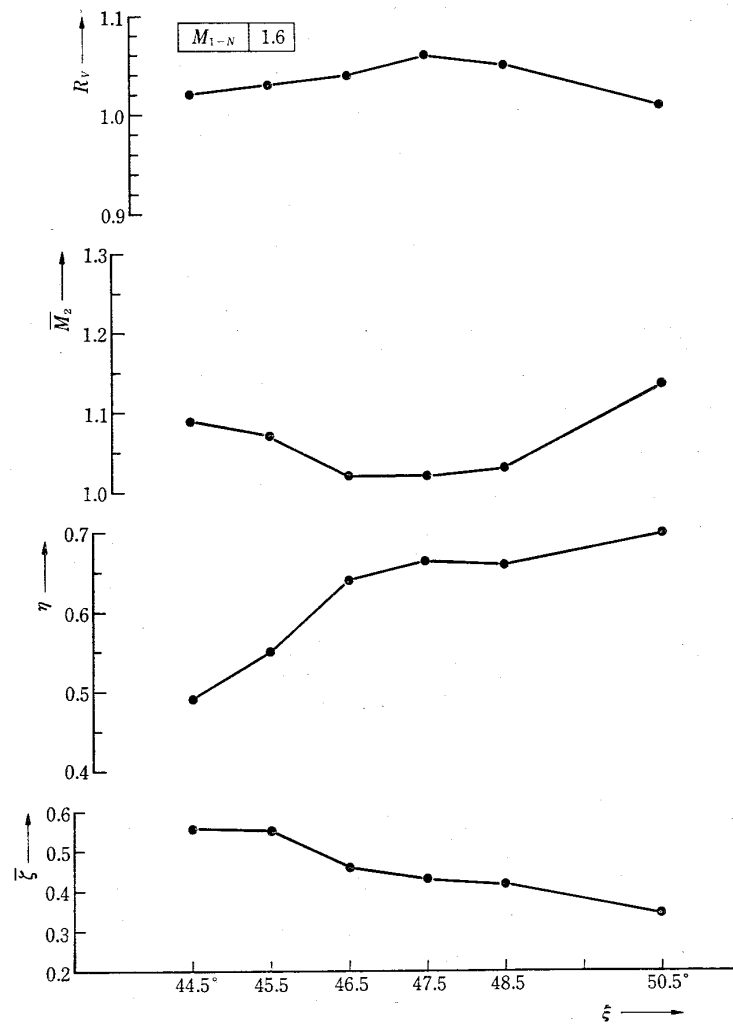
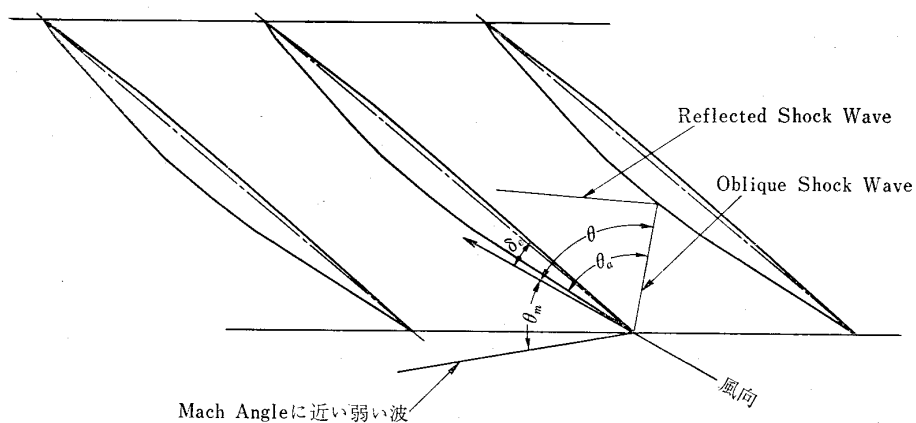


図 12.2 翼列性能 II (中央翼)



θ_a	翼背面と Shock Wave との角度
θ	Shock Angle
θ_m	前縁での翼の背面より出る弱い波の風向に対する角度
$\alpha_{1-\theta}$	Shock Wave Angle より求めた流入角
δ_e	流入気流に対する Blade Leading Edge の Deflection Angle
$M_{2-\theta}$	Shock Angle θ より算出した Oblique Shock 直後の Mach 数

図 13.1

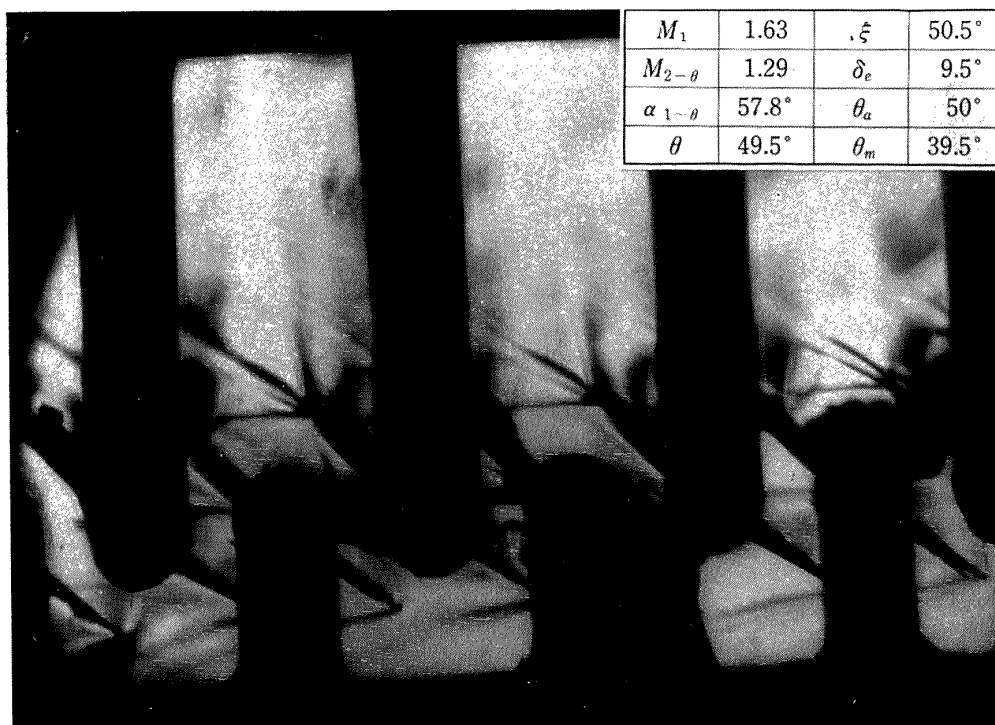


図 13.2

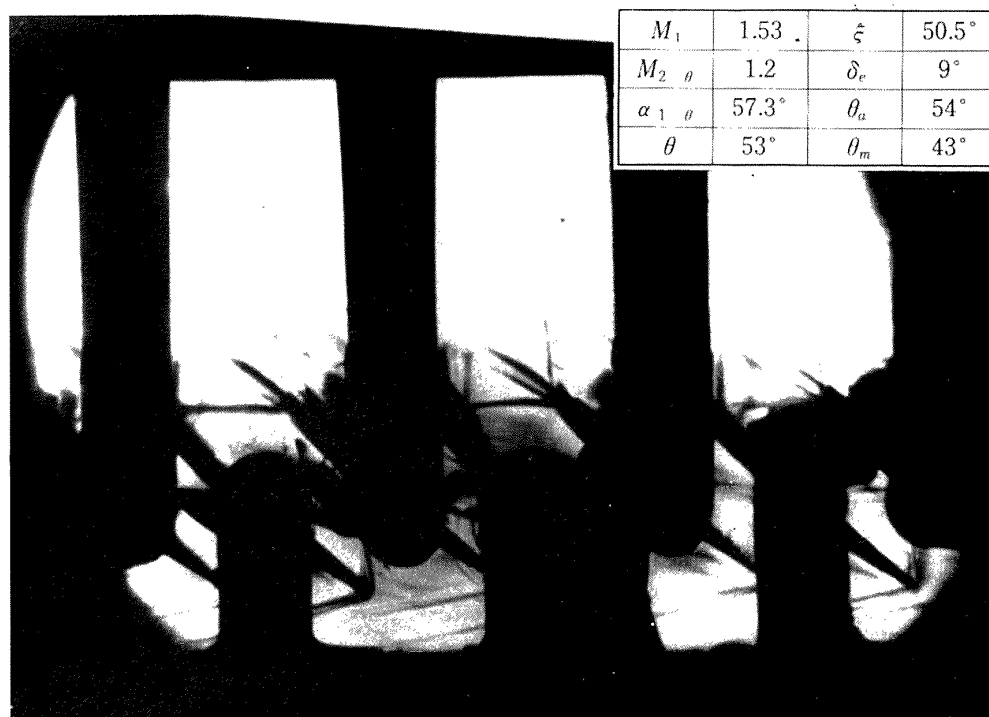


図 13.3

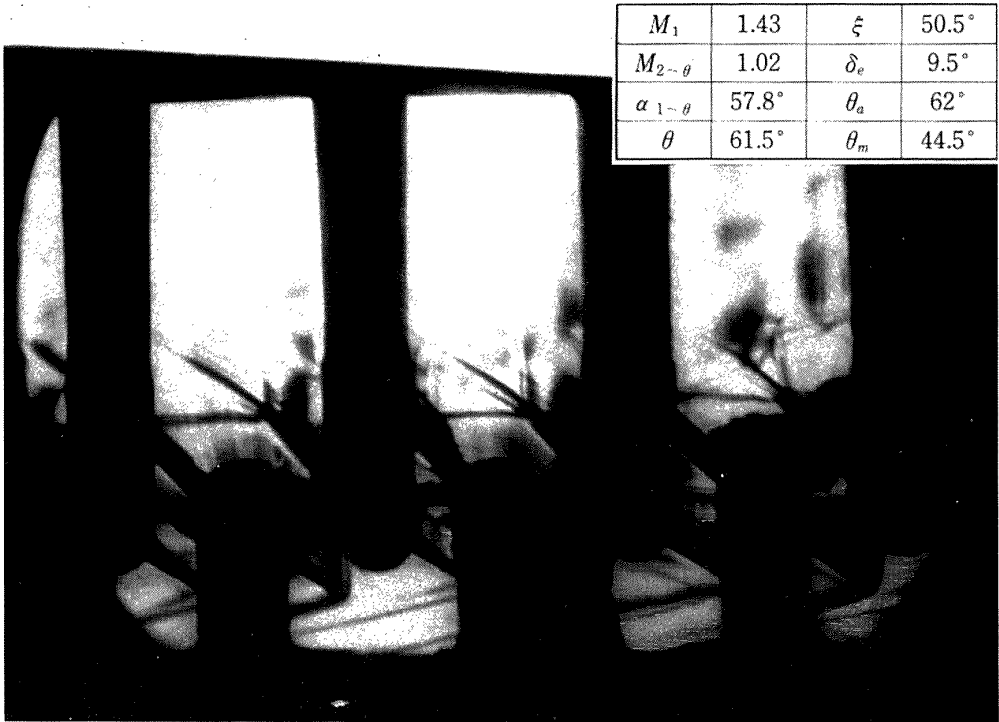


図 13. 4

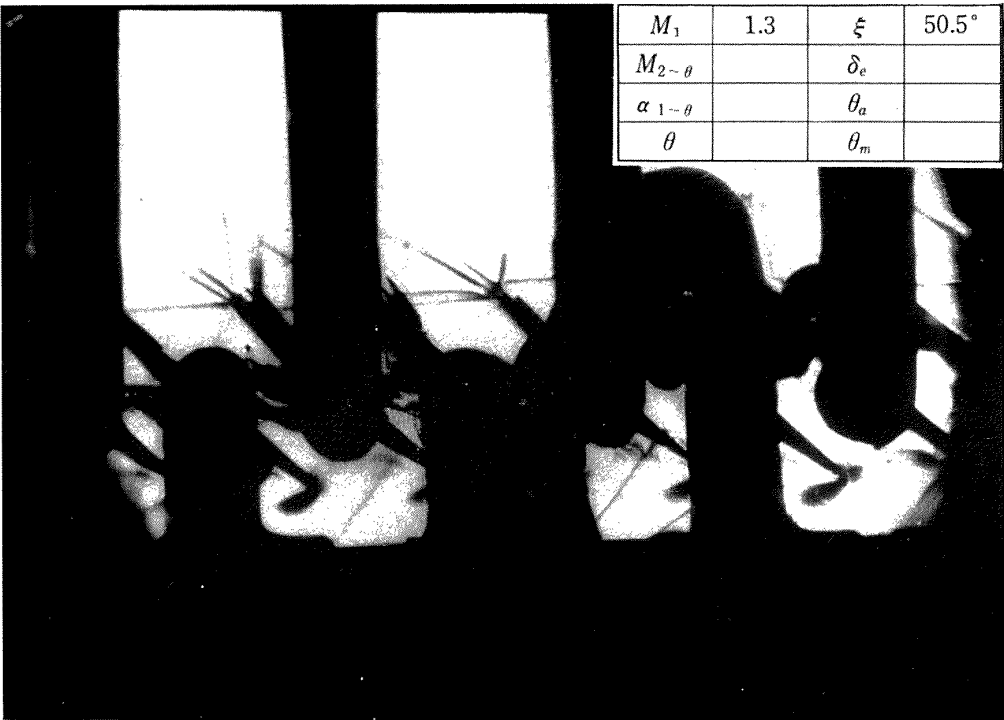


図 13. 5

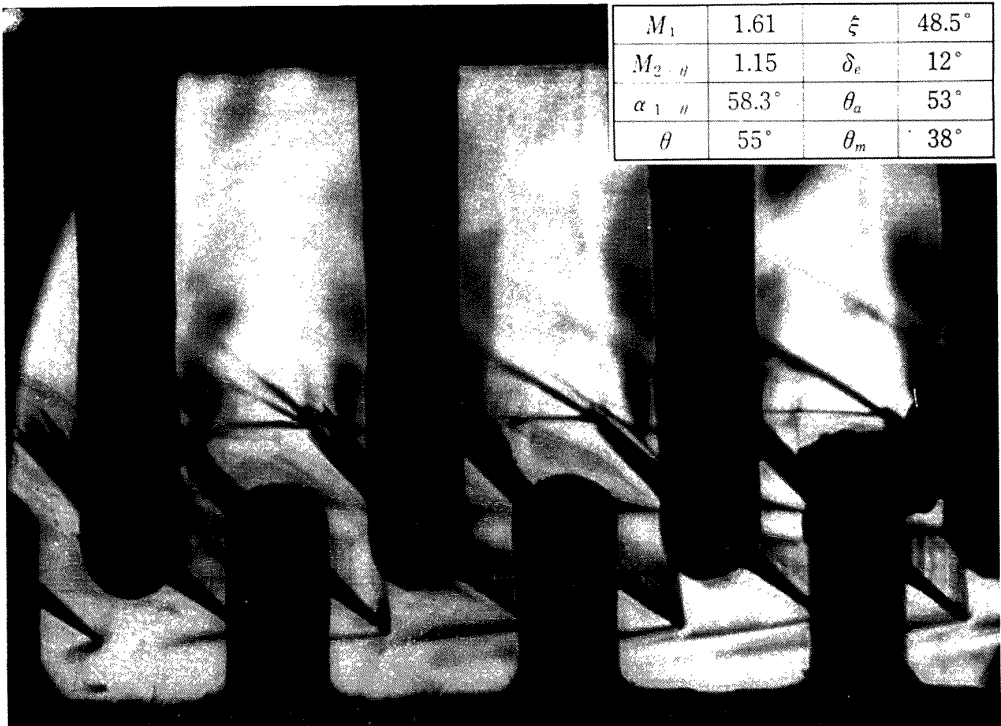


図 14.1

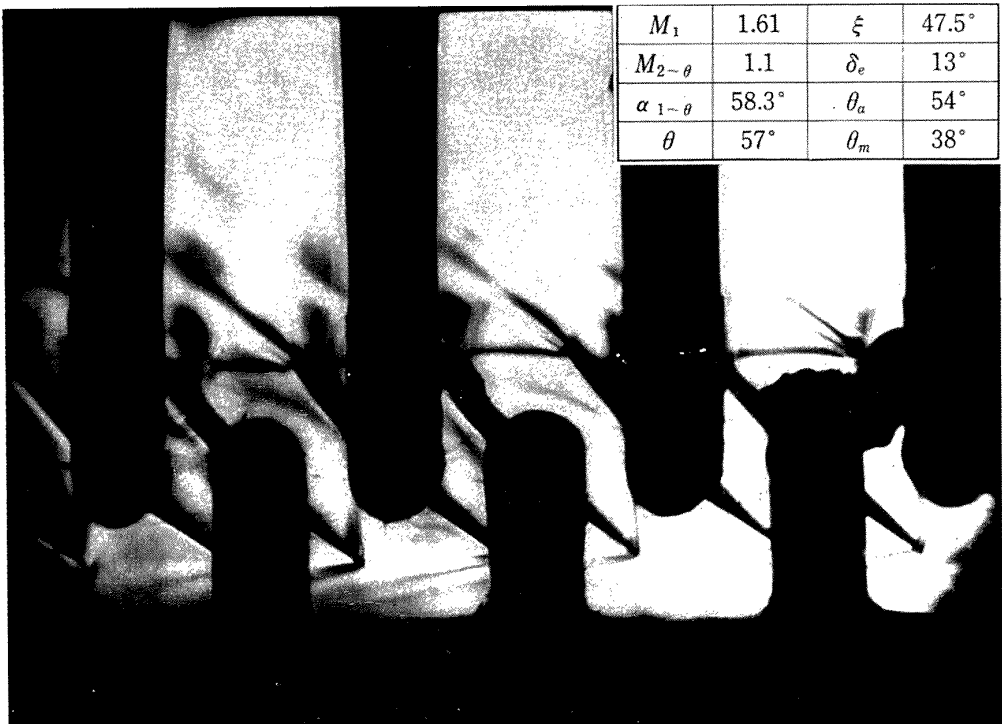


図 14.2

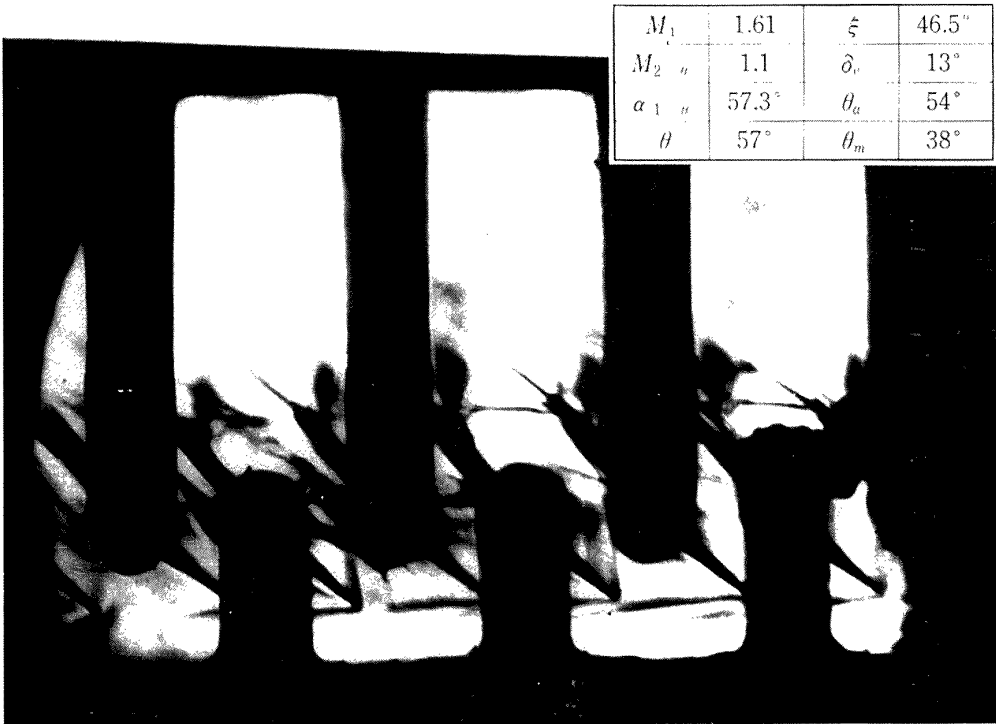


図 14.3

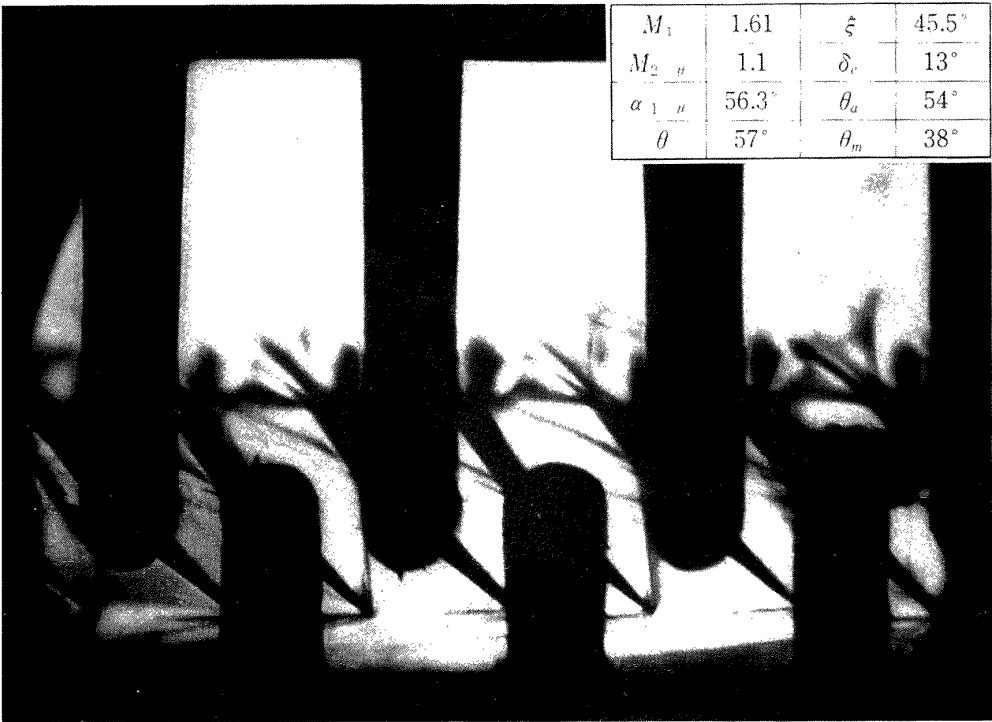


図 14.4

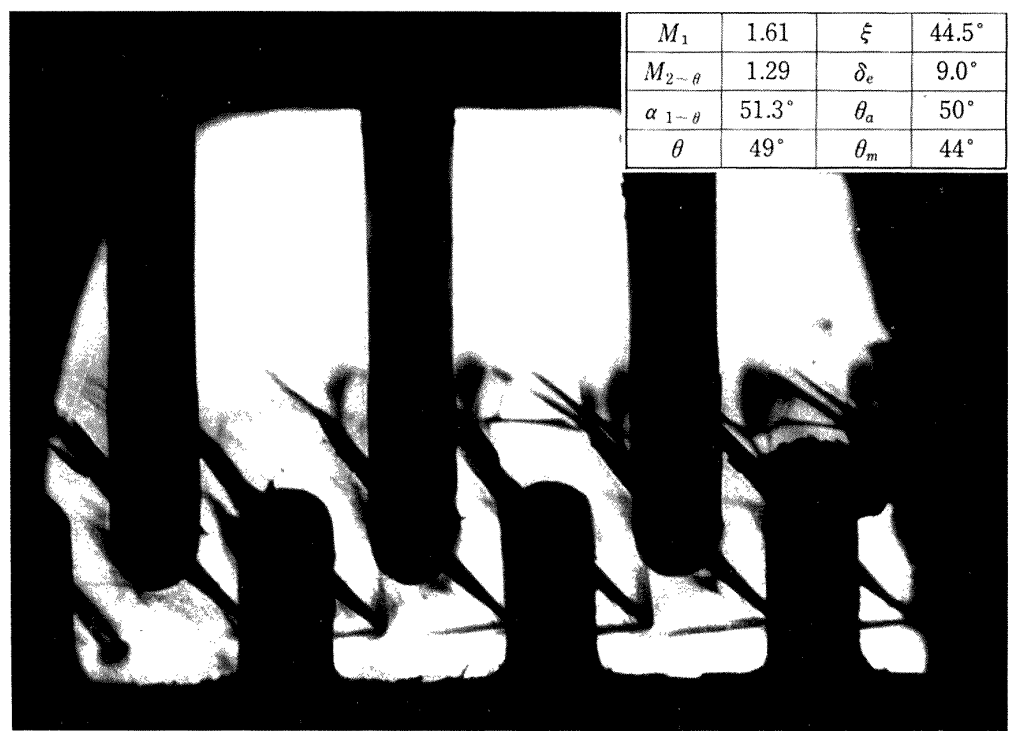


図 14.5

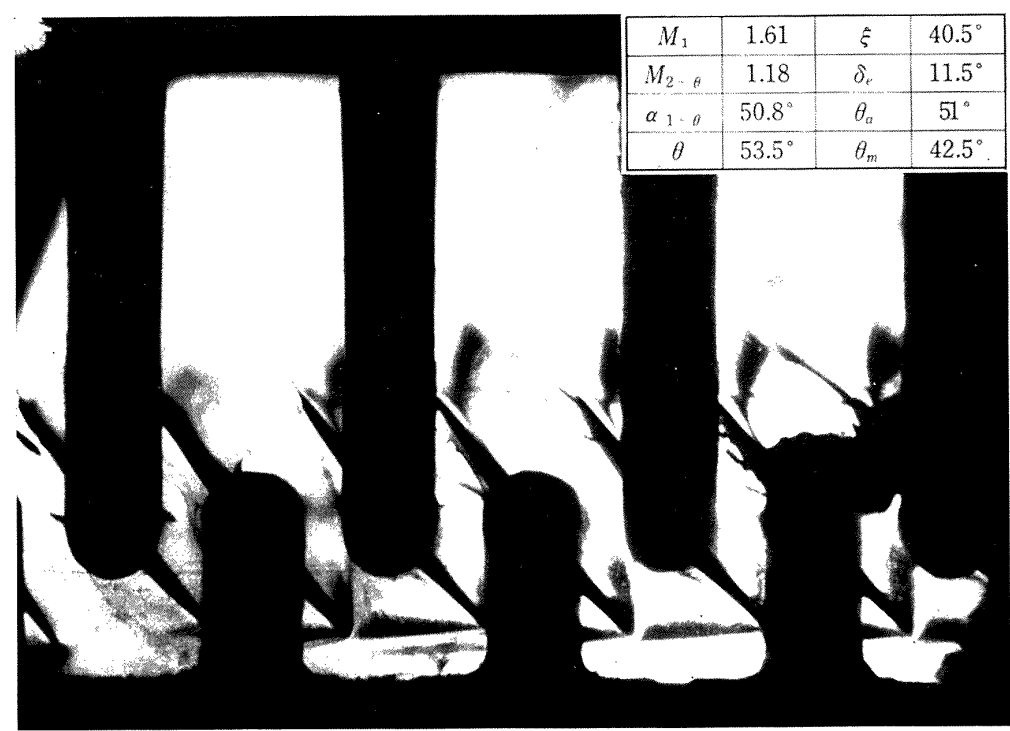


図 14.6

TM-120	円錐管レンズの設計とその応用	1967年11月	山中龍夫, 奥組澄男
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, 五伊代富文 湯沢克宜, 伊藤藤克弥 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	中井暎一, 古関昌次 田寺木一, 高木朗 安藤泰勝, 森田甫 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
TM-131	遷音速タービン翼列二次元試験 (III)	1968年5月	近藤博, 義田光弘 山崎紀雄, 古川昇
TM-132	行列の最小固有値の一計算法	1968年5月	戸川隼人, 戸川保子
TM-133	フィラメント・ワインディング円筒の 強度特性に関する研究	1968年5月	竹中幸彦, 齊藤浩一 古田敏康, 川島矩一郎 三本木茂夫, 小川鉦一 越出慎一, 朝田洋雄 熊倉郁夫, 大竹邦彦
TM-134	AGARD 標準模型 HB-1, HB-2 の 超音速風洞試験	1968年5月	齊藤秀夫, 石原久蔵 原亘利, 野田順一 関根英夫
TM-135	歪ゲージの自己加熱による歪ドリフト	1968年5月	小川鉦一, 遠藤修司
TM-136	“NAL-16-31” および “NAL-25-31” 二段ロケット結合部の曲げ剛性試験	1968年5月	中井暎一, 飯田宗四郎 高木俊朗, 安藤泰勝 菊地孝男
TM-137	ロケットの三次元の運動の方程式およ び HITAC 5020 による軌道計算の ためのプログラム	1968年5月	毛利 浩
TM-138	片持板の振動解析に関する考察	1968年6月	埴武敏, 越出慎一 林 洋一
TM-139	薄板構造の疲れき裂伝ば実験	1968年6月	竹内和之, 野原利雄 飯田宗四郎
TM-140	二次元スラットおよびスロッドフラッ プの実験的研究	1968年7月	犬丸矩夫, 北村清美

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141号

昭和43年7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) 182
印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川 2~27~12