

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-313

BTE 翼型の遷音速二次元翼列についての一実験

坂口 一・近藤 博
高森 晋・岩下敬吾

1973 年 3 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- | | | | |
|---------|---|-----------|-------------------------------------|
| TR-291 | はり板結合構造物の振動 (Ⅲ)
On the Natural Vibration of Plate-Beam
Combination Structures (Ⅲ) | 1972年7月 | 塙 武敏, 林 洋一
多田保夫, 戸田 勲
日下和夫 |
| TR-292 | 翼型の非圧縮乱流ウェーク流の近似計算法
—対称ウェーク流の場合—
An Approximate Calculation Method of
Incompressible Turbulent Wakes behind
Aerofoils—Symmetrical Wake Flow
Case— | 1972年7月 | 石田洋治 |
| TR-293 | き裂先端塑性域に線形な応力分布のある弾塑
性モデルの解析
An Elastic-Plastic Analysis of a Crack with
Linearly Distributed Stress in the Plastic
Zone | 1972年8月 | 寺田博之 |
| TR-294 | ジェットフラップを持つ高揚力機の地面効果
Effect of Ground Proximity on the Longi-
tudinal Aerodynamic Characteristics of an
Airplane with a Jet-Flapped High Lift
Wing | 1972年8月 | 遠藤 浩, 高橋 宏
中谷輝臣, 綿貫忠晴 |
| TR-295 | 自機搭載型軌道保持システムのための軌道決
定と制御
Orbit Determination and Control Method
for Self-Contained Station-Keeping Sys-
tems | 1972年8月 | 松島弘一 |
| TR-296 | 航空用ガスタービン燃焼器のライナ壁面の冷
却
Liner Cooling of the Aeronautical Gas
Turbine Combustor | 1972年8月 | 相波哲朗 |
| TR-297 | Green 関数を二次元ラプラス方程式に適用し
た解法による冷却タービン翼の温度分布の
計算 (境界条件として温度勾配を与える場
合)
A Calculation of Temperature Distribution
by Applying Green's Function to a Two-
Dimensional Laplace's Equations. (The
Case in which the Temperature Gradi-
ents on the Boundary are given) | 1972年8月 | 西村英明, 白井 弘 |
| TR-255T | The Study on the Motion of an Artificial
Satellite in the Earth's Gravitational Field | Aug. 1972 | Sumio Takeuchi
Koichi Matsushima |
| TR-298 | 航空機用対気速度計の位置誤差について
Experiment on Airspeed Calibration Pro-
cedures | 1973年1月 | 幸尾治朗, 岡 遠一
塚野雄吉, 矢沢健司
小野孝次 |
| TR-299 | 遷音速における二次元翼の抵抗発散
On the Drag Divergence of Two-Dimensional
Airfoils at Transonic Speeds | 1973年1月 | 神谷信彦 |
| TR-300 | そり角の小さい遷音速二重円弧二次元翼列実
験
Experimental Investigation of Two-Dimen-
sional Cascade Performance with Thin and
Low-Cambered Double-Circular-Arc Blade
Sections at Transonic Inlet Mach Number
Range | 1972年10月 | 坂口 一, 近藤 博
高森 晋, 岩下敬吾 |
| TR-301 | 観測系の評価に関するひとつの数学的理論
A Mathematical Theory on Evaluation of
Observation Systems | 1972年9月 | 木村武雄 |
| TR-302 | Kalman-Bucy フィルターによる誘導誤差の
推定
Estimation of Guidance Errors by Kalman-
Bucy Filtering Technique | 1972年10月 | 村田正秋 |

BTE 翼型の遷音速二次元翼列についての一実験*

坂口 一**・近藤 博**
高森 晋**・岩下敬吾***

Experimental Investigation of Two-Dimensional Cascade Performance with Blunt Trailing Edge Blade Sections at Transonic Inlet Mach Number Range

By Hajime SAKAGUCHI, Hiroshi KONDO,
Susumu TAKAMORI and Keigo IWASHITA

The cascade performance of BTE (blunt trailing edge) blades with camber angles of 12° and 35° has been investigated at inlet Mach numbers from 0.6 to 1.4 and over the range of incidence angle up to positive stall in a small transonic cascade tunnel. Test Reynolds number range was $3\sim 8\times 10^5$, based on blade chord.

Experiments were made with the boundary layer suction from porous side walls at the test section to establish two-dimensional flow in the cascade. Total-pressure and flow-angle measurements were made by traversing a five-hole probe in the outlet flow from the cascade.

The Mach number characteristics (the effects of inlet Mach numbers on mean total-pressure loss coefficients, static-pressure rise coefficients and turning angles) have been investigated, and compared with the characteristic of NACA 65 series and DCA (double-circular-arc) blades.

The test results were as follows:

- 1) The Mach number characteristic to BTE blade sections was better than the characteristic to 65 series and DCA blade sections, at the transonic Mach number range.
- 2) Usable operating range of incidence angle to BTE blades was not less extensive than the range to DCA blades, over the inlet Mach number range experimented.
- 3) Total-pressure loss coefficient of BTE blades was higher than the coefficient of 65 series and DCA blades, over the lower inlet Mach number range.

1. はじめに

BTE (Blunt Trailing Edge) 翼型は、超音速軸流圧縮機用の翼型として提唱されているもので¹⁾、翼列の出口対入口の面積比 ((D_{EXT}/D_{ENT}) 値, Fig. 5 参照) を望ましい値 (ディフューザーの拡り角で $2^\circ\sim 3^\circ$ に相当) にするために、翼の最大厚みが翼弦中央より後縁部に位置し、翼の背面、腹面共に円弧で形成する断面形の翼型である。このために翼列入口より出口へ緩慢に増加する通路面積 (二次元翼列では翼断面

を対象としているので通路幅) 分布が得られ、翼間通路内に幾何学的スロートが形成されず、超音速領域では多重衝撃波による気流の減速が期待される。また、このような断面形では、翼背面の曲率を減少させるので翼面静圧の急激な変化を減ずる効果が得られ、このことは翼面上での気流のマッハ数の最高値を低下させ、衝撃波損失を小さくし、さらに、翼背面での気流の剝離を防ぐことに寄与する。

一方、上述の事項は遷音速領域に於ても同様に問題となるものであり、二重円弧翼型の遷音速二次元翼列実験に於ても、そり角の増加 (ξ および s/c が一定ならば ((D_{EXT}/D_{ENT}) 値の増加に対応) に対して、限界流入マッハ数 (全圧損失係数が急増し、静圧上昇

* 昭和 48 年 1 月 5 日受付

** 原動機部

*** 元原動機部

係数値が最大となる点の流入マッハ数値を仮りに名付ければ)が減少する結果が得られているが²⁾、これは、そり角の増加と共に翼背面の曲率が増大し、翼列出口付近での翼間通路幅およびその変化率が次第に増大することに起因する。これらの事から、遷音速領域で作動する翼列の翼素断面形状としての BTE 翼型の有効性が期待されるが、その遷音速二次元翼列性能についての系統的な実験報告がなされていないのが現状である。著者らは、表 1.1 に示す BTE 翼型について、流入マッハ数の最高値を一部 1.4 とした、遷音速二次元翼列実験を行ない結果を得たので報告する。さらに、本実験に用いた BTE 翼型とそり角の近い、表 1.2 に示す諸元の、NACA 65 系統 (以下 65 系統と称す) および DCA 翼型について実験し、流入マッハ数特性について、BTE 翼列のそれと比較検討した。

2. 記 号

- C: 翼弦長
 C_{ps} : 静圧上昇係数 $(P_{s2} - P_{s1}) / (P_{01} - P_{s1})$
 H: 後流計測位置 (Fig. 1 参照)
 D_f : 拡散係数
 M: 気流マッハ数
 P_0 : 気流全圧
 P_s : 気流静圧
 R_v : 軸流速度密度相乗比
 R_e : 翼弦長を基準とするレイノルズ数
 S: ピッチ
 T_0 : 気流全温
 T_{MX} : 翼の最大厚み
 V: 気流速度
 i : 入射角 $i = \alpha_1 - \beta_1$
 θ_{APX} : 翼の前縁頂角
 α : 風向
 β : 翼列入口または出口角 (Blade Mean-Line Angle)
 γ : 比熱比
 ϕ : そり角
 δ : 偏差角 ($\delta = \alpha_2 - \beta_2$)
 ϵ : 転向角
 λ : 全圧回復率
 λ_s : 流入流出静圧比
 ξ : 喰違い角
 ω : 全圧損失係数
 ρ_s : 気流密度

添 字

- 1: 翼列前
 2: 翼列後
 α : 翼列軸流方向
 i : 局所値
 -: 1 ピッチ平均値

$$\bar{\alpha}_2 = \frac{1}{S} \int_0^S \alpha_{2-i} dS \quad (\text{平均流出角})$$

$$\bar{M}_2 = \frac{1}{S} \int_0^S M_{2-i} dS \quad (\text{平均流出マッハ数})$$

$$\bar{P}_{02} = \frac{1}{S} \int_0^S P_{02-i} dS \quad (\text{平均流出全圧})$$

$$\Delta P_0 = P_{01} - \bar{P}_{02} \quad (\text{平均全圧損失})$$

$$\bar{\omega} = \Delta P_0 / (P_{01} - P_{s1}) \quad (\text{平均全圧損失係数})$$

$$\bar{\epsilon} = \alpha_1 - \bar{\alpha}_2$$

$$R_v = \bar{\rho}_{s2} \bar{V}_2 \cos \bar{\alpha}_2 / \rho_{s1} V_1 \cos \alpha_1 \quad (\text{軸流速度密度相乗比})$$

$$\lambda_s = P_{s2} / P_{s1}$$

$$D_f = (1 - \bar{V}_2 / V_1) + (V_1 \sin \alpha_1 - \bar{V}_2 \sin \bar{\alpha}_2) / 2(c/s) V_1$$

$$P_{s2} = P_{02} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_2^2 \right)^{-\gamma/\gamma_0} \quad (\text{平均流出全圧})$$

その他

i_{MX} : $2\bar{\omega}_{\min}$ に対応する i

$$i_D = \frac{1}{2} (i_{CN} + i_{MX})$$

i_{CN} : $0.9 < M_G < 1.0$ に対応するチョーク入射角

M_G : チョークマッハ数

M_{1LM} : 限界流入マッハ数

3. 風胴の要目

型 式	連続吹出式
ノズル終端部断面寸法	76.2×90 (単位: mm)
ノズル型式	非対称ブロックノズル
流 量	2.0 (kg/s)
	$T_0 = 390^\circ\text{K}$
	$P_{01} = 1050 \text{ mmHg}$
	$M_1 = 1.0$
最大流入角	68°
空 気 源	共用空気源設備 ¹⁰⁾

4. 実験方法について

実験方法

実験には前章で示した要目の小型の二次元翼列風胴を使用した。風胴測定部付近の概要について Fig. 1 に示す。図示のように翼列方向一端の壁面は、開口比 6~16% のスリット壁を使用した。この壁面よりの抽気量は、主流の流量に対して、0~5% の程度である。

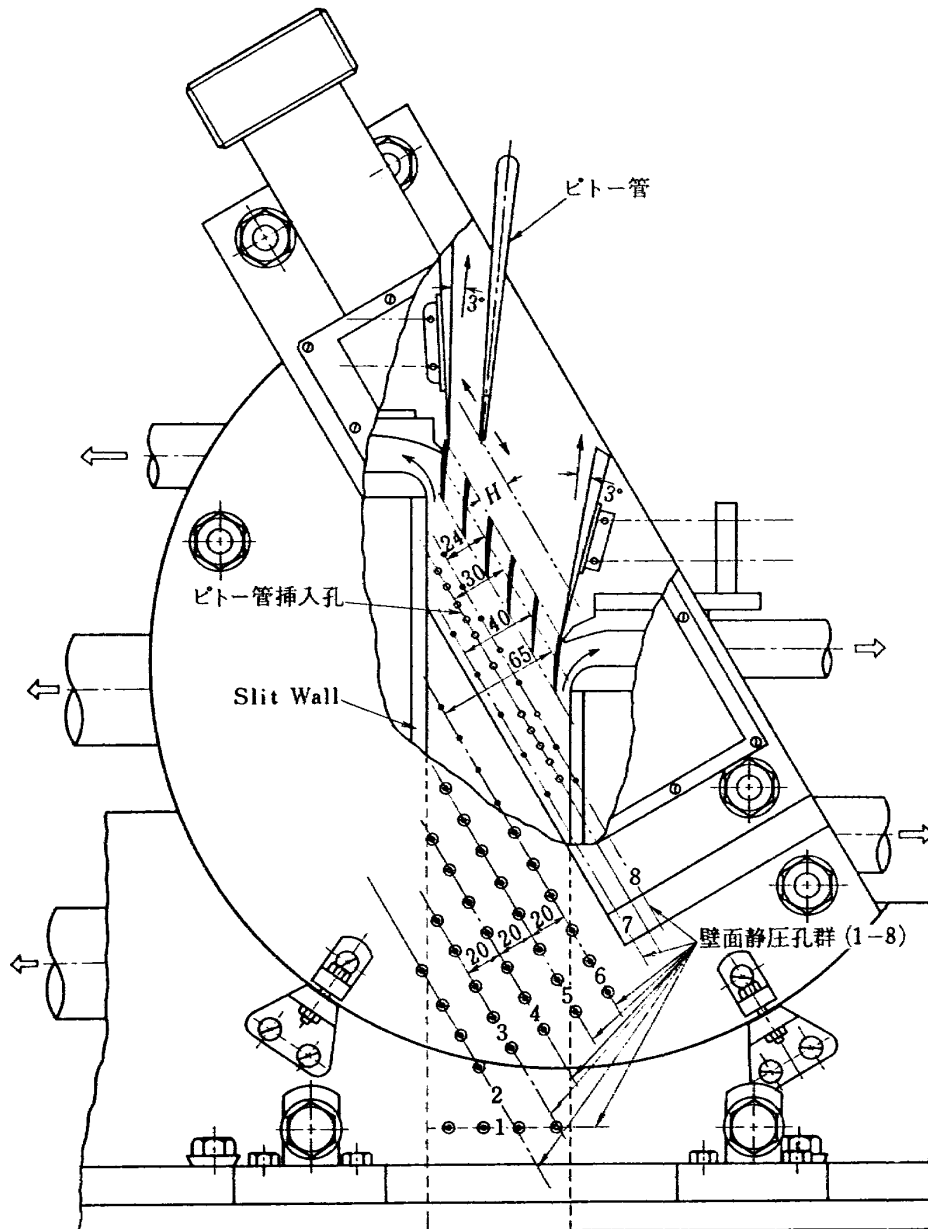


Fig. 1 風洞上部 (測定部) 略図

スリット壁背面の抽気ケース内の静圧は、主流静圧（壁面静圧孔）に等しいか、または、抽気時では少し低く（10 mmHg 以下）保持した。翼列端部については、翼列前後の静圧上昇が大であることに起因する端部付近での逆流およびそれが誘起する上流部壁面の境界層の剝離（特にスリット壁に正対する壁面について）を防ぐ目的で、両端での抽気を行なった。Fig. 1 に示す測定孔を用いて、円形断面の3孔ピトー管³⁾による翼列前気流計測を行なって、これらの抽気による影響について調べた。気流温度の計測には、集合胴に設けた白金抵抗温度計を用いた。翼列設定部側壁境界層の発達および剝離を防ぎ、データの二次元性を保つために、側壁に多孔壁を用い抽気を行なった。

翼列流出側では、やじり型5孔ピトー管による翼列後流計測を行ない、流出全圧、流出角および流出マッハ数の局所値を測定した。測定位置は翼列スパン中央部で、翼列後縁より1弦長後流である。前記の1弦長後流の測定位置は基準のものであり、後述する翼背面側後流と翼腹面側後流の測定等には、翼列後縁より1/4弦長から1弦長の間で計測した。このような計測位置（翼列後縁よりの位置。スパン中央部位置は固定）と翼列性能諸値との関係についての一例を Fig. 3.1 に示す。Fig. 3.1 によれば測定位置による翼列性能値の変化は小さい。軸流速度密度相乗比 (R_v 値、後述) をデータの二次元性の判定の指標として用い、その値を 1.0 近傍 ($0.95 \leq R_v \leq 1.05$) に維持し

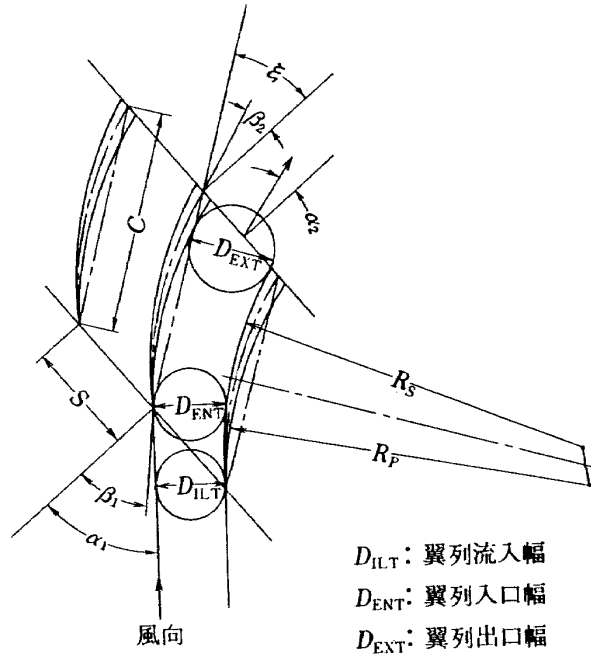


Fig. 2 翼列の記号

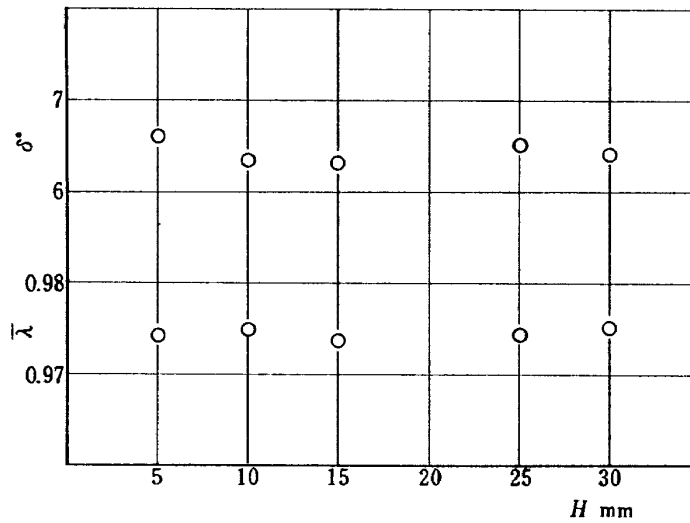


Fig. 3.1 トラバース位置 (H) と λ , δ との関係の一例

た。採用したデータは翼列中央部の1ピッチ間の局所値およびその平均値であるが、適時、翼列中央部3ピッチ間の計測を行なった。中央値に対するバラツキは、 α_2 で 1° 、 λ で 5% の程度である。設定翼枚数は風胴の構造上から、5~9 枚である。

s/c が小さく、流入マッハ数が増加すると翼列後流全域で全圧勾配のある流れが形成される。また、上述の、翼背腹面のウェーク (Wake) を (Fig. 13 参照) 計測する場合などに、計測位置 H を後縁に近づけると、さらにはげしい全圧勾配となる。

このような、全圧勾配のある流れの風向計測は問題

となるところであるが、文献 3) に示す、全圧勾配を考慮した補正を行ない、局所値を算出した。翼列節間中央部の勾配のゆるやかな所の計測値は文献 3) によれば、流出角の平均値に近いので、これと前記の補正局所値の1ピッチ平均値を比較した。また局所流出角のピッチ方向の分布を調べた。これらの結果、全圧勾配のある場合の補正が、ほぼ妥当であることを確認した。

面積平均と流量平均について

本実験では翼後縁厚みが 65 系統および DCA 翼型に比して非常に大であるので、これが後流におよぼす

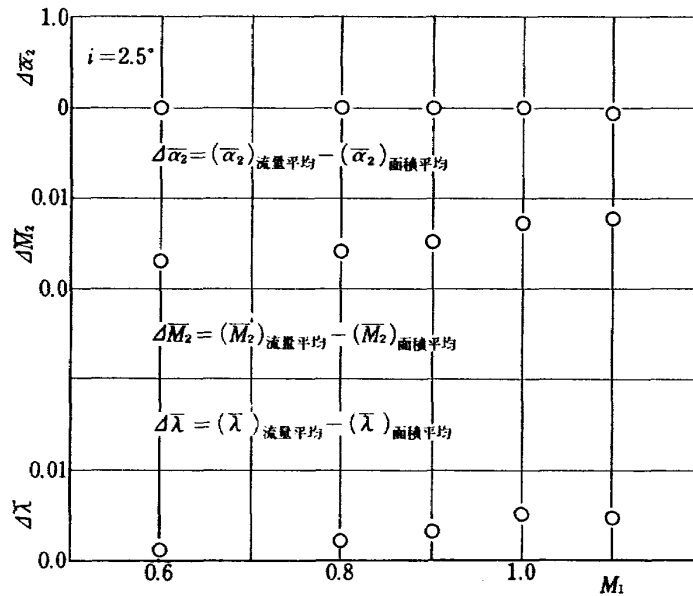


Fig. 3.2 面積平均と流量平均についての一例

影響を考慮して、流出角、流出マッハ数および流出全圧の局所値の平均については（平均流出角等の算出）面積平均値（下式参照、 $\bar{\alpha}_{2(A)}$ 、 $\bar{M}_{2(A)}$ 、 $P_{02(A)}$ ）と流量平均値（ $\bar{\alpha}_{2(M)}$ 、 $\bar{M}_{2(M)}$ 、 $P_{02(M)}$ ）を算出して比較した。Fig. 3.2 にその一例を示す。その結果両者の差が小さいので従来のおり²⁻⁴⁾面積平均値を実験結果の呈示に用い、 $\bar{\alpha}_2$ 、 \bar{M}_2 および P_{02} の記号で示す。

$$\bar{\alpha}_{2(A)} = \frac{1}{S} \int_0^S \alpha_{2i} dS, \quad \bar{M}_{2(A)} = \frac{1}{S} \int_0^S M_{2i} dS,$$

$$P_{02(A)} = \frac{1}{S} \int_0^S P_{02i} dS.$$

$$\bar{\alpha}_{2(M)} = \frac{\int_0^S \rho_{2i} V_{2ai} \alpha_{2i} dS}{\int_0^S \rho_{2i} V_{2ai} dS}, \quad \bar{M}_{2(M)} = \frac{\int_0^S \rho_{2i} V_{2ai} M_{2i} dS}{\int_0^S \rho_{2i} V_{2ai} dS},$$

$$P_{02(M)} = \frac{\int_0^S \rho_{2i} V_{2ai} P_{02i} dS}{\int_0^S \rho_{2i} V_{2ai} dS}.$$

$V_{2ai} = V_{2i} \cos \alpha_{2i}$: 局所軸流速度

実験レイノルズ数 (R_e) について

翼弦長を代表とする実験レイノルズ数は、 $3 \times 10^6 \sim 8 \times 10^5$ の範囲であった。文献 5) の例では、実験レイノルズ数が全圧損失係数値 ($\bar{\omega}$) に大きく影響する領域は、 $R_e < 2.8 \times 10^5$ の程度である。本実験では R_e を 3×10^5 以上に保つよう留意した。

5. 翼型について

BTE 翼型はすでに述べた設計概念であるので、次

の条件を与えて翼断面を決定した。

1. そり角 (ϕ) を定める。
2. 翼の最大厚み比 (RT_{MX} , Fig. 5 参照) を定めて、最大厚み位置 (l_{MX}) を翼後縁に置く。翼後縁の形状は基準とする喰い違い角 (ξ) で定まる翼列後縁にそう形状にする。
3. 翼の前縁頂角 θ_{APX} (翼断面の前縁点に於ける、翼背部曲線と翼腹部曲線の接線のなす角) を定める。
4. 翼の背面および腹面を円弧で構成する。そり線 (Camber-line) を円弧で近似する。

以上であるが、具体的には次の手順によった。1) ϕ に対して円弧のそり線を定める。2) そり線上に中心をもち、翼の後縁点 (翼弦とそり線の交点をそれぞれ前縁点および後縁点とする) を通り最大厚み (T_{MX}) を直径とする後縁厚み円を定める。3) この円に接し前縁点での接線のなす角が θ_{APX} に等しい二円 (翼断面の背面円および腹面円) を決定する。4) この二円を、前記の基準とする翼列設定条件で定まる翼列後縁線で切断して翼の後縁部を形成する。Fig. 5.1 および Fig. 5.2 の図中の諸元表に示す諸元で BTE 12, BTE 35-1, BTE 35-2 の翼型を製作した。Fig. 4.1 にその形状を示す。表 1.1 に BTE 翼型諸元を示す。表 1.2 にその諸元を示す 65 系統および DCA 翼型は、BTE 翼型と流入マッハ数特性について比較するために実験した翼型である。65 系統については、Fig. 4.2 に示すように、文献 9) に記載の 65 系統の基本の厚み分布に (図中点線で指示) 図中実線で示す

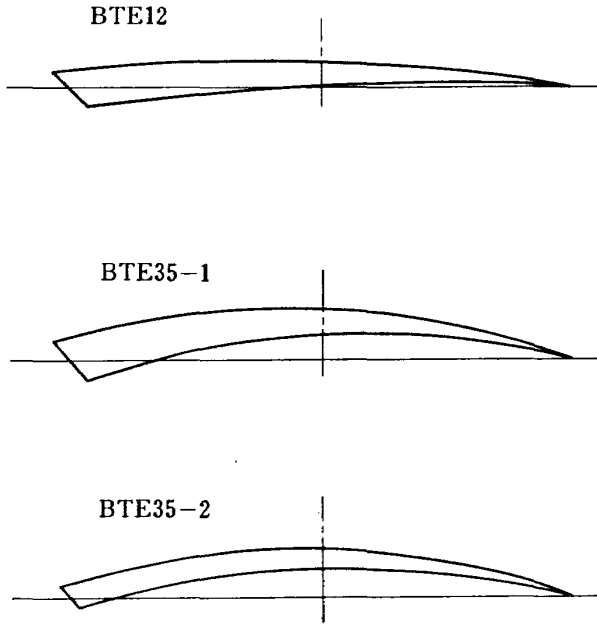


Fig. 4.1 翼形状 (1)

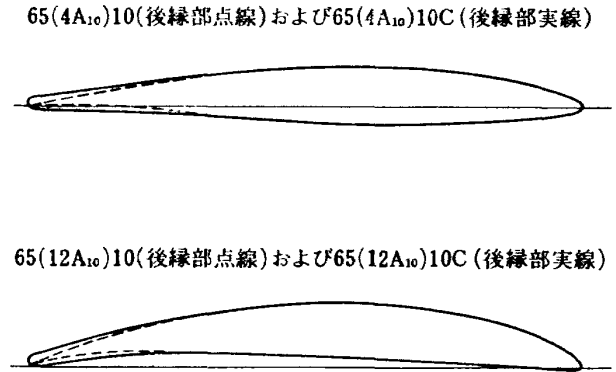


Fig. 4.2 翼形状 (2)

表 1.1 翼型諸元 1 (BTE 翼型) (記号については, Fig. 2, Fig. 5 参照)

翼型	ϕ°	$RT_{MX} \%$	$RT_{TE} \%$	$RL_{MX} \%$	R_S mm	R_P mm	C mm	θ_{APX}°
BTE 12	12	10	10	100	125.17	156.18	30	6
BTE 35-1	35	10	10	100	49.42	50.05	30	6
BTE 35-2	35	5	5	100	45.86	54.82	30	6

表 1.2 翼型諸元 2 (比較した翼型) (記号については, Fig. 2, Fig. 5 参照)

翼型	ϕ°	C mm	$RT_{MX} \%$	$RT_{TE} \%$	$RL_{MX} \%$
DCA 38	37.9	33	8.5	1	50
65(4A ₁₀)10C	10	30	10	2	40
65(12A ₁₀)10C	30	30	10	2	40

後縁厚みの修正をしたものである。BTE 35-2 の翼型は、後縁厚み比 ($RT_{TL}=RT_{MX}$) を BTE 35-1 の $1/2$ (5%) としたもので、 RT_{TL} の影響について知るために、 ϕ 、 θ_{APX} 等の諸元は BTE 35-1 に等しくなっている。Fig. 6.2 に示すように、その翼間通路幅比の分布は BTE 35-1 と DCA 38 のほぼ中間である。

以上の3種の翼型 (65 系統, DCA, BTE) の最大厚み位置率 RL_{MX} (Fig. 5) は、それぞれ 40%、50%、100% である。これらの翼型の翼間通路幅と翼列入口幅との比 ($AR_{EL}=D_i/D_{ENT}$) の翼弦方向への変化 (通路幅分布) について、Fig. 5.1, Fig. 5.2 に示す。Fig. 5.1 は、BTE 12 型とそり角 (ϕ) および

最大厚み比 (RT_{MX}) の等しい 65 系統および DCA 翼型との通路幅分布の比較であり、BTE 翼型について、その分布はほぼ直線的で、通路がゆるやかに拡大するという特徴が顕著に示されている。Fig. 5.2 は BTE 35-1 の場合であり、比較した 65 系統および DCA 翼型と対称的に、 AR_{EL} の変化率は翼後縁に向かって低下している。以上のように、Fig. 5 には、通路幅分布およびその変化率については各翼型の特徴が顕著に示されている。

なお、ここで示した 65 系統の翼型は、前述の後縁部の修正をしていない、文献 9) に示す標準のものである。Fig. 6.1, Fig. 6.2 に、BTE 翼型と、流入マッハ数特性を比較するために実験を行なった 65 系統

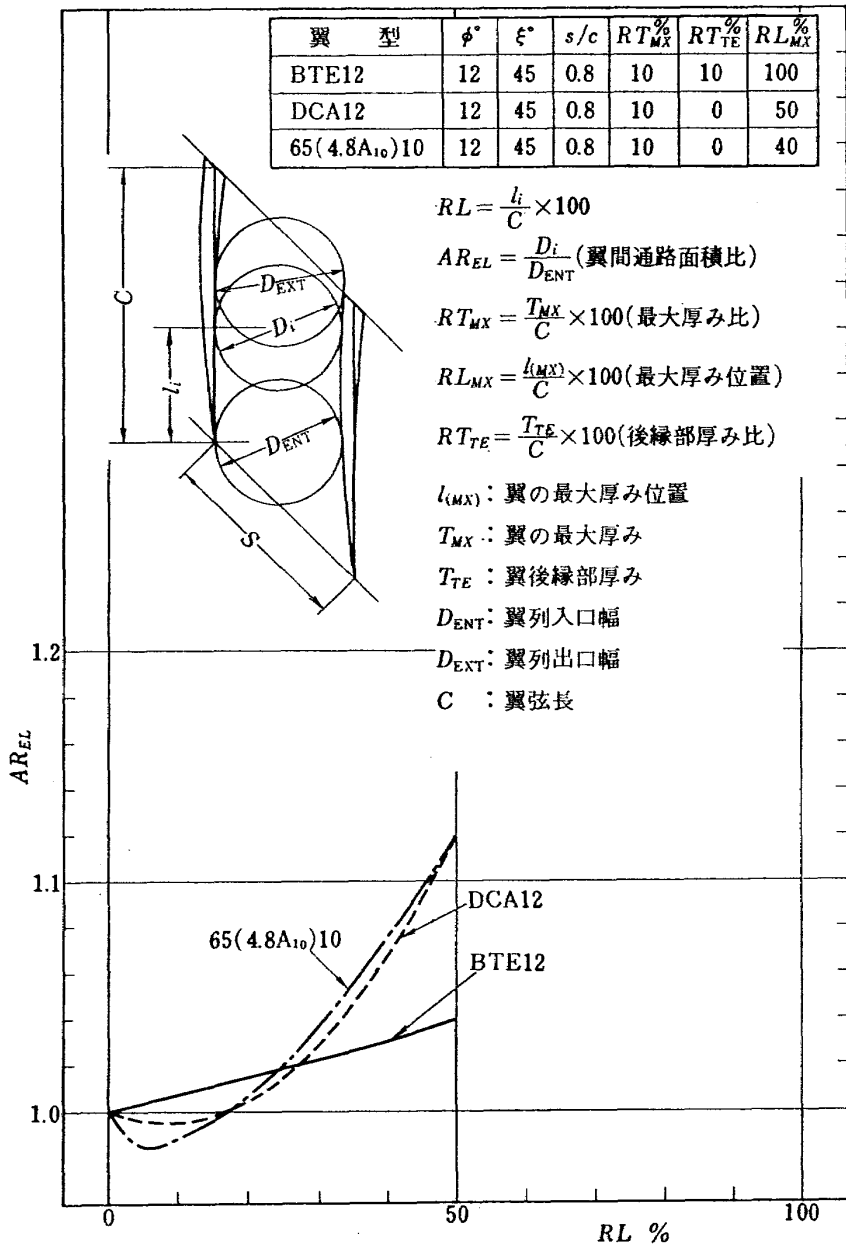


Fig. 5.1 翼間通路幅分布 1

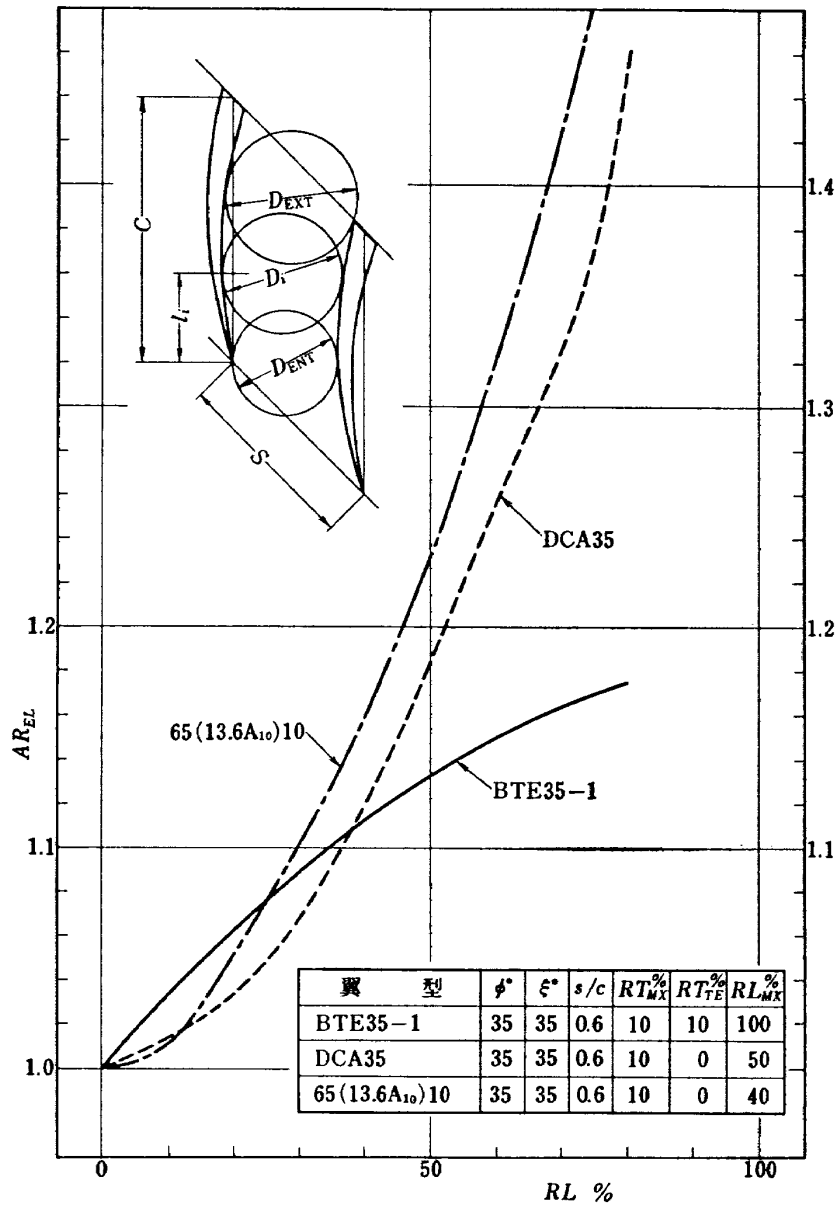


Fig 5.2 翼間通路幅分布 2

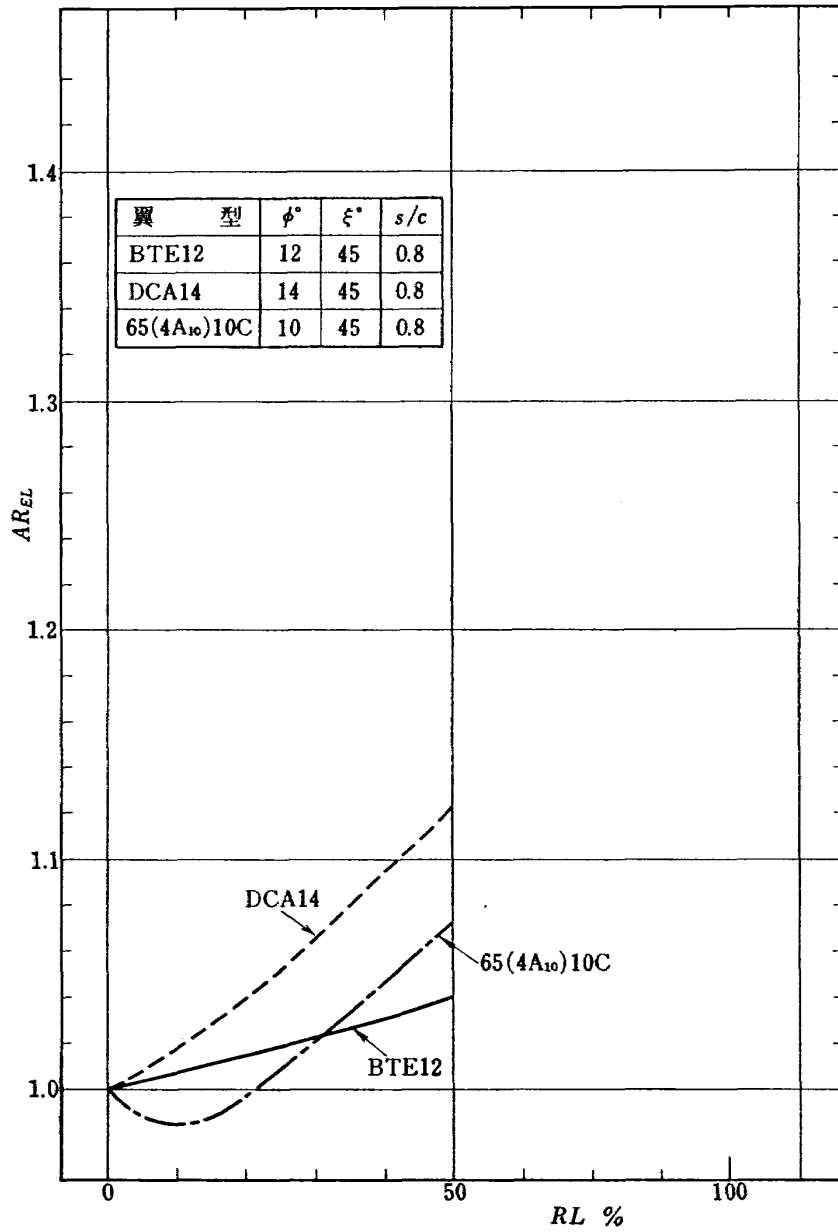


Fig. 6.1 翼間通路幅分布 65(4A₁₀)10C, DCA 14, BTE 12

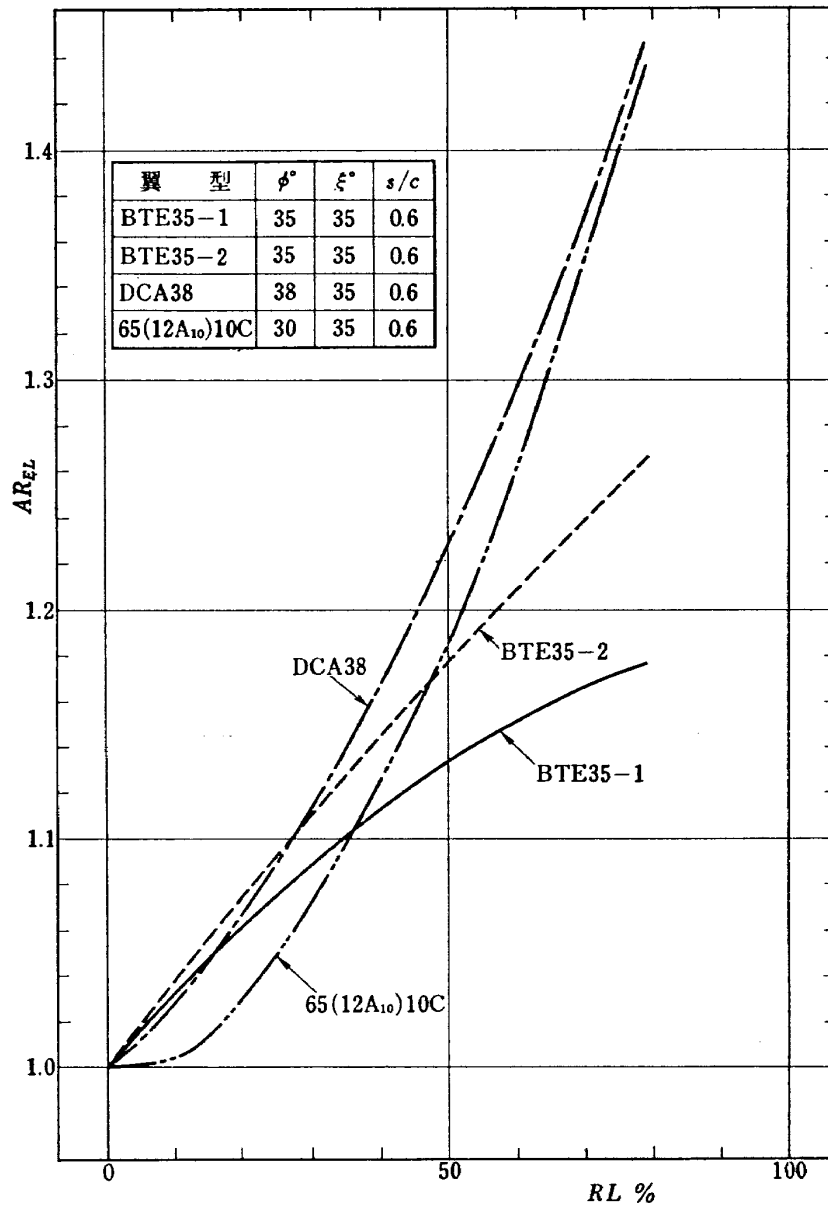


Fig. 6.2 翼間通路幅分布 65(12A₁₀)10C, DCA 38, BTE 35-1, BTE 35-2

および DCA 翼型の通路幅分布を BTE 翼型と共に示す。

(註) NACA 65 系統翼型のそり角 ϕ は (表 1.2, Fig. 5~6), 文献 5) の Fig. 126 に示されている Equivalent Camber Angle を意味するが, 特に ϕ_{eq} 等の記号を用いて他の翼型 (DCA, BTE) の ϕ と区別せず, 同一の記号 (ϕ) で表示する。

6. 実験結果およびその検討

BTE 12, BTE 35-1 の翼型は, すでに述べたように, そり角の影響について知るために, 前縁頂角 (θ_{APX}) および後縁厚み比 (RT_{TE}) を等しくして, そり角 (ϕ) のみを変えたもので, この二種の翼型の,

次に示す基準の翼配置 (翼列設定条件) を主とした実験を行なったので, その結果について述べる。

基準の翼配置

BTE 12	$\xi=45^\circ$	$s/c=0.8$	$i_D=4^\circ$
BTE 35-1	$\xi=35^\circ$	$s/c=0.6$	$i_D=4^\circ$

さらに喰い違い角 (ξ), 節弦比 (s/c) の影響について知るために, $\xi, s/c$ 変えて実験した結果を, 上述の基準とした翼配置の場合と比較して述べる。

また, BTE 翼型の特性 (全圧損失係数 (\bar{w}), 偏差角 (δ) 等の翼列性能諸値に対する, 流入マッハ数 (M_1), および入射角 (i) の影響) を, さらに明確にするために, 本実験での BTE 翼型とそり角および最大厚み比 (RT_{MX}) の近い 65 系統および DCA 翼型について

実験を行ない、上述の基準の翼配置に於ける BTE 翼型の翼列性能と比較する。特に、流入マッハ数特性について論ずる。BTE 翼型とこれらの翼型 (65 系統, DCA) との比較は、翼の形状を比較の主たる指標 (基準) とするならば、主として翼の最大厚み位置 (RL_{MX}) の影響と見なせる (表 1.1, 1.2)。一方、翼の後縁厚み比 (RT_{TE} ; BTE の場合は, $RT_{TE} \doteq RT_{MX}$) の影響について知るために、BTE 35-1 と、 ϕ および θ_{APX} が等しく、 RT_{TE} を 1/2 とした BTE 35-2 の場合について (前述の基準の翼配置で) 比較する。最大厚み位置の翼間通路幅分布に及ぼす影響については、Fig. 5 または Fig. 6 に判然と示されている。また、後縁厚み比の通路幅分布への影響については Fig. 6.2 に於て明瞭である。これらの翼型の形状および翼間通路幅分布の特徴等については、以後の各論に於て、実験結果と比較して、さらに詳細に論ずる。

実験結果の詳細について検討する前に、結果について総括的に述べるならば、65 系統翼型および DCA 翼型と BTE 翼型とを比較すると、低い流入マッハ数の領域 ($M_1 < 0.8$) では全圧損失係数値は BTE 型がこれらの翼型より高いが、高い流入マッハ数領域では、この関係が逆転して、BTE 翼型の全圧損失係数値は、これらの翼型に比して低く、限界流入マッハ数 (詳細後述) の増加を示した。また、偏差角 (δ) については、65 系統翼型や DCA 翼型の場合に示される一般的傾向と異なり、全圧損失係数値が増加 (流入マッハ数を増加した場合) しても δ 値は増加しない等の結果を得た。

6.1 BTE 翼型の実験結果*

Fig. 18, Fig. 19 に BTE 12, BTE 35-1 の翼型の入射角特性 (流入マッハ数をパラメーターとした場合の、全圧損失係数等の翼列性能諸値におよぼす入射角の影響) を示す。

Fig. 18 (BTE 12), Fig. 19 (BTE 35-1) 共に全圧損失係数値は実験マッハ数の全領域で高いが、Fig. 14 にも示すように、そり角に近い他の翼型 (DCA) と比較して、Fig. 18, Fig. 19 に示されている i の作動範囲 (註 1) は、ほぼ等しいか大である。註 1 で述べる Fig. 18, Fig. 19 の翼列設定条件での i_{MX} , i_{CN} ,

i_D について次に示す。

BTE 12	(Fig. 18)	$i_{CN} \doteq -1^\circ$	$i_{MX} \doteq 11^\circ$	$i_D \doteq 5^\circ$
BTE 35-1	(Fig. 19)	$i_{CN} \doteq -5^\circ$	$i_{MX} \doteq 5^\circ$	$i_D \doteq 0^\circ$

一方、文献 5) によれば、 $i_{\omega(\min)}$ (minimum loss incidence angle) は次式で算出される。

$$i_{\omega(\min)} = i_0 + n\phi$$

$$i_0 = (K_i)_{sh}(K_i)_t(i_0)_{10}$$

- **
- n : (Slop factor)
 - ϕ : (そり角)
 - $(K_i)_{sh}$: (形状係数)
 - $(K_i)_t$: (厚み係数)
 - $(i_0)_{10}$: (Zero camber incidence angle)

上式を用いて、BTE 12, BTE 35-1 の翼列設定条件について、 $(K_i)_{sh} = 0.7$ (二重円弧翼型の形状係数) を用い、 $i_{\omega(\min)}$ を算出し (小数点以下四捨五入)、本実験での i_D と比較し下表を得た。

	$i_{\omega(\min)}$	i_D
BTE 12	2°	5° $M_1 = 0.9$
BTE 35-1	1°	0° $M_1 = 0.9$

また、偏差角についても、実験マッハ数の全域 ($M_1 = 0.6 \sim 1.1$) で、入射角の作動範囲 (註 1) と対応した、 δ 値のほぼ一定な領域の存在することが Fig. 18, Fig. 19 に示されている。Carter の式および文献 5) で提唱されている下式を用いて偏差角 (δ) を、本実験の翼列設定条件について算出し、本実験での i_D 近傍の i に於ける δ 値と比較して下表に示す*

$$\delta = \delta_0 + m\phi$$

$$\delta_0 = (K_\delta)_{sh}(K_\delta)_t(\delta_0)_{10}$$

- **
- m : (Slop factor)
 - ϕ : (そり角)
 - $(K_\delta)_{sh}$: (形状係数)
 - $(K_\delta)_t$: (厚み係数)
 - $(\delta_0)_{10}$: (Reference deviation angle for zero camber)

	ζ_{NASA}	δ_{carter}	δ
BTE 12	5°	4°	6° $i = 4^\circ$ $M_1 = 0.9$
BTE 35-1	9°	7°	8.5° $i = -1.5^\circ$ $M_1 = 0.9$

(註) Carter の式, $\delta = m_c\phi\sqrt{s/c}$, m_c : 偏差角係数

これらについては参考例であり、種々の翼列設定条件 ($\xi, s/c$) に於ける比較を通じて、BTE 翼型に対する形状係数 ($(K_i)_{sh}$, $(K_\delta)_{sh}$) 等についてさらに詳細

* マッハ数特性及び入射角特性についての全図を集中して掲載する都合上、図を巻末に移す (BTE 12, BTE 35-1)。

** 数値については文献 5) の Fig. 137~172 を引用。

表 1.3 実験範囲

翼型	ξ°	s/c	i°	図番
BTE 12	45	0.6, 0.8, 1.0	-3, 0, 4, 6, 8, 10, 12	Fig. 18(i 特性) Fig. 20.1~20.8
	50	0.8	2	Fig. 20.9
	55	0.8	2	Fig. 20.10
BTE 35-1	30	0.6	-1.5	Fig. 21.1
	35	0.4, 0.6, 0.8	-4.5, -1.5, 2.5, 4.5	Fig. 19(i 特性) Fig. 21.2~21.7
	45	0.6	0.5	Fig. 21.8
BTE 35-2	30	0.8	-1.5	Fig. 22.1
	35	0.4, 0.6	2.5	Fig. 22.2~22.3

な評価がなされねばならないと考える。

入射角特性より、 i_D として、 5° (BTE 12)、 0° (BTE 35-1) が得られたが、この i_D 近傍の i として、今後は BTE 12 では $i=4^\circ$ (Fig. 20.4)、BTE 35-1 では $i=2.5^\circ$ (Fig. 21.5) を選び、65 系統翼型および DCA 翼型との、流入マッハ数特性等の比較に用いる。

Fig. 20.4 および Fig. 21.5 の流入マッハ数特性の詳細については、DCA 翼型等と比較して以後に論ずる。なお、各流入マッハ数特性については、各入射角特性 (Fig. 18, 19) と共に巻末に記載した (Fig. 20.1~20.10, Fig. 21.1~21.8, Fig. 22.1~22.3)。図には、 M_1 を横軸指標として、 R_v , $\bar{\epsilon}$, $\bar{\lambda}$, $\bar{\omega}$, $\bar{\lambda}_s$, C_{ps} , \bar{M}_2 の諸値を同時に示し、実験値間の対応について詳細な検討が容易なように配慮した。以後の項においては、これらの図より逐次引用する。(なお引用を容易にするために表 1.3 に、 ξ , s/c , i の翼列設定条件に対して整理して、図番を付した)。

註 1. 二次元翼列の入射角の作動範囲について。

低いマッハ数領域では、正負の失速入射角を、最低全圧損失係数値 ($\bar{\omega}_{\min}$) の 2 倍の $\bar{\omega}$ 値に対応する入射角と定義している⁵⁾、本報告もこれにならない、 i_{MN} を負の失速入射角、 i_{MX} を正の失速入射角とし、 M_1 をパラメーターとした場合に、 $\Delta i = i_{MX} - i_{MN}$ を i の作動範囲と呼ぶ。しかし、 M_1 を増加させると、遷音速領域付近では、低速の領域で得た i_{MN} 値 (一般に負の i) 以前の大きい i でチョーキングが起る。任意の翼型に対して、翼列設定条件 (ξ , s/c) を固定すれば、個々の M_1 ($M_1 < 1.0$) に対して、チョーキングが起る入射角 (i_c) がそれぞれ存在する。すなわち、Fig. 2 に示す (D_{ENT}/D_{ILT}) 値が 1.0 以下の i の場合には、それに対応するチョーク流入マッハ数 (M_C) が存在する⁴⁾。 ($D_{ENT}/$

D_{ILT}) < 1.0 の場合、 i を小さくすれば、それに対応して、 M_C 値も低下する。文献 4) によれば、 $0.9 < M_C < 1.0$ の範囲のチョーキングマッハ数に対応する (D_{ENT}/D_{ILT}) 値は 1.0 より 1.02 の間にある (ϕ が小さく、 RT_{MX} の小さい DCA 翼型の場合であるが、 M_C が 1.0 に近づくに従って、チョーキングの判定がむつかしくなり (実験がむつかしくなる)、実験値 (M_C) がバラックようである)。遷音速領域の実験では、この i_c が、当然 M_1 をパラメーターとした i の作動範囲の下限値となる。

本実験では、 M_1 が 0.9 の付近の翼列性能等を重視して論ずるので、(D_{ENT}/D_{ILT}) $\doteq 1.00$ に対応する i を i_{CN} とし、 $i_{MN} = i_{CN}$ として、作動範囲の定義を、 $\Delta i = i_{MX} - i_{MN}$ とする。次いで、 $i_D = i_{MX} - 1/2 \Delta i = 1/2 (i_{MX} + i_{MN})$ を定義し設計入射角とする。

註 2. 限界流入マッハ数 (M_{1LM}) について。

負荷係数の一つである C_{ps} 値は、一つの翼型 (65 系統、DCA 型と云う種類以外に、 ϕ , RT_{MX} , RT_{LE} , RT_{TE} (記号は、Fig. 5.1 を参照) を要素とする) について、翼列設定条件 (i , ξ , s/c) を固定すれば、流入マッハ数に対して、最大値が存在し、二重円弧翼型での実験結果によれば、この負荷係数としての意味を持つ C_{ps} 値の最大点での M_1 値と、 $\bar{\omega}$ 値が M_1 の増加に対して急な増加を示す点での M_1 値とはほぼ対応しており、 i_D 近傍の i については、各 i 共にほぼ等しい M_1 値で C_{ps} が最大になる結果が得られている⁴⁾。この C_{ps} の最大値に対応する流入マッハ数値を、二次元翼列に於ける流入マッハ数の一つの限界値と考え、限界流入マッハ数 (M_{1LM}) と名付ける。二重円弧翼型について、その遷音速二次元翼列実験によれば、この M_{1LM} 値は ϕ の増加と共に低下する。その一例に

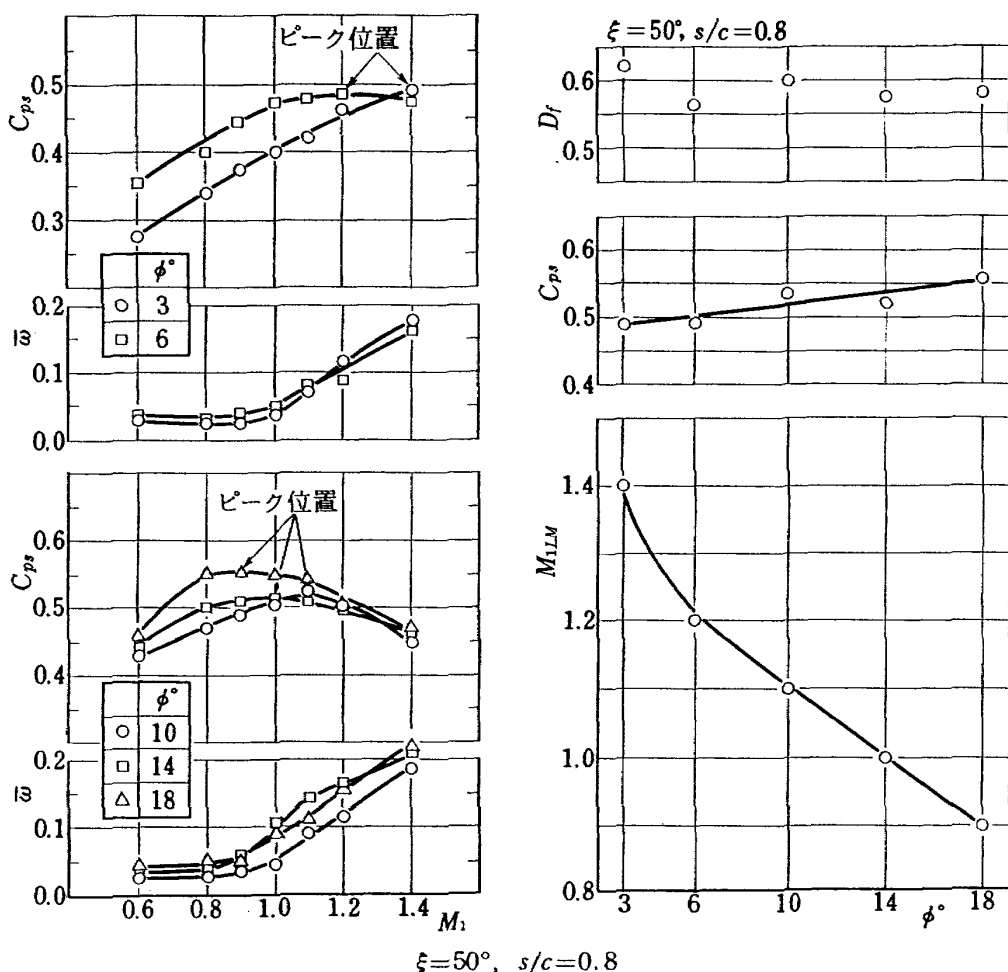


Fig. 7 DCA 翼型の限界流入マッハ数 (M_{1LM}) とそり角との関係についての一例

ついて Fig. 7 に示す。Fig. 7 では M_{1LM} 値がほぼ直線的に変化しているが、これは、実験流入マッハ数の設定が 0.1 とびであり、0.1 以下を四捨五入した様な結果となったのであろう。さらに、 M_1 の設定の幅を小さくすれば、 M_{1LM} 値はもっとバラッキが生ずると予想されるが、Fig. 7 の右図は M_{1LM} 値への ϕ の影響を象徴的に示している。

6.2 ξ および s/c の影響について

Fig. 8 および Fig. 9 に、それぞれ BTE 12 型および BTE 35-1 型についての、 ξ および s/c が i 近傍 ($i=4^\circ, 2.5^\circ$) の i に於ける流入マッハ数特性におよぼす影響について示す。

一般に s/c を減少せしめると、高い流入マッハ数に於ける性能を改善する傾向にあるが、Fig. 8 (上段) については、 $s/c=1.0$ および 0.8 は、 δ 値、 C_{ps} 値、 $\bar{\omega}$ 値共にほとんど等しく、又その傾向 ($d\delta/dM_1$) についても変化がないが、 $s/c=0.6$ については、Fig. 9 (上段) の場合と対称的に、 M_1 の全域で性能の低下

が見られる。これは、後縁厚み (T_{TE}) が大であるために、 s/c を減少させることにより、Abrupt Exit Area Ratio^{(1), (8)} (ピッチ長と後縁部出口長との比、 $(S/(S-T_{TE}))$) が過大となるのが原因と考えられる。Fig. 9 (上段) についてはこれと反対に、Abrupt Exit Area Ratio が ϕ に対して過小と考えられ、 $s/c=0.4, 0.6$ に比して、 $s/c=0.8$ の性能の低下が著しい。

しかし、Fig. 8 (BTE 12) と比較して、Fig. 9 (BTE 35-1) の場合は、 s/c に対する、 δ 値の点がバラッキその影響の強さを示している。

一方、 ξ については、Fig. 8, Fig. 9 では、 ξ の増加に対して C_{ps} 値の増加が得られており、一般的な傾向を示している。Fig. 8 に於ては、 $\delta, \bar{\omega}$ 値共に ξ の影響 (この範囲では) がほとんど現われていず、 C_{ps} 値を考慮すれば、 ξ のさらに高い領域での設定が可能であろう。Fig. 9 では、 s/c の場合と同様に、Fig. 8 に比して、 ξ の影響が大である。特に $\xi=45^\circ$ の δ は、 $\xi=35^\circ$ に対して急増しているが、これは C_{ps} 値が高く、一般に指摘されている限界値 (0.6~0.7) に近

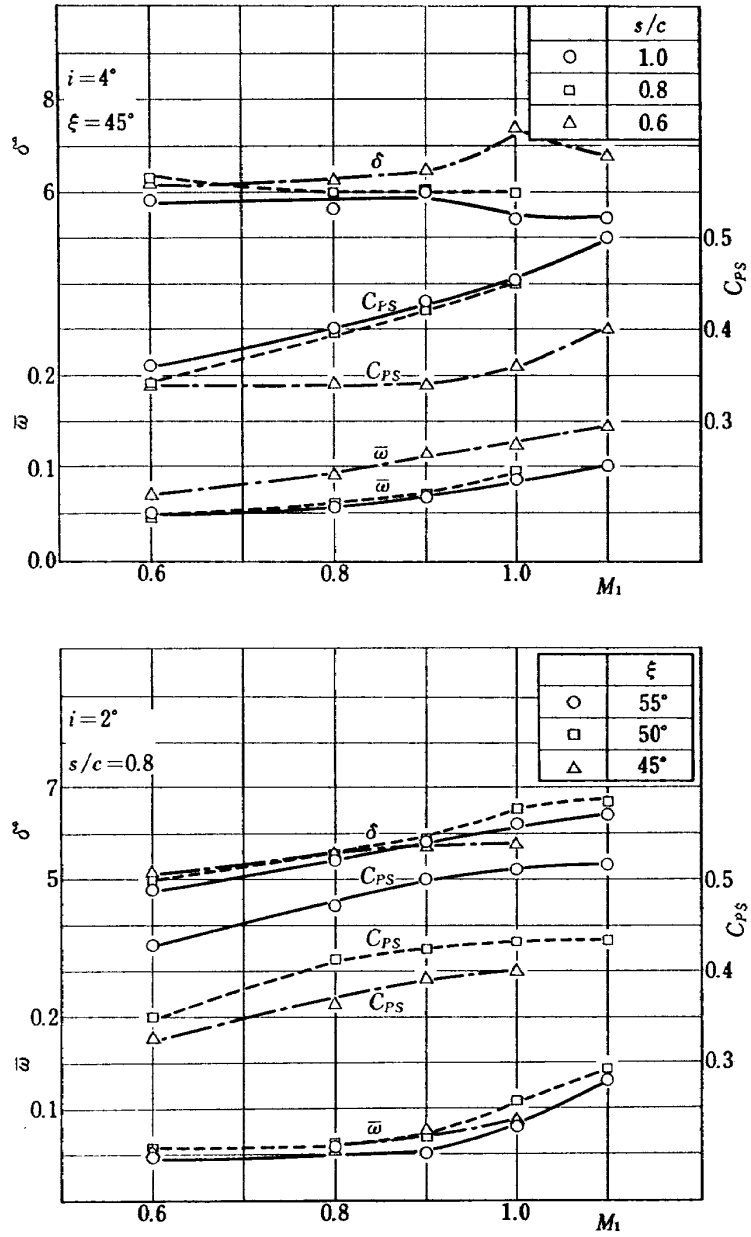


Fig. 8 $s/c, \xi$ の影響について (BTE 12)

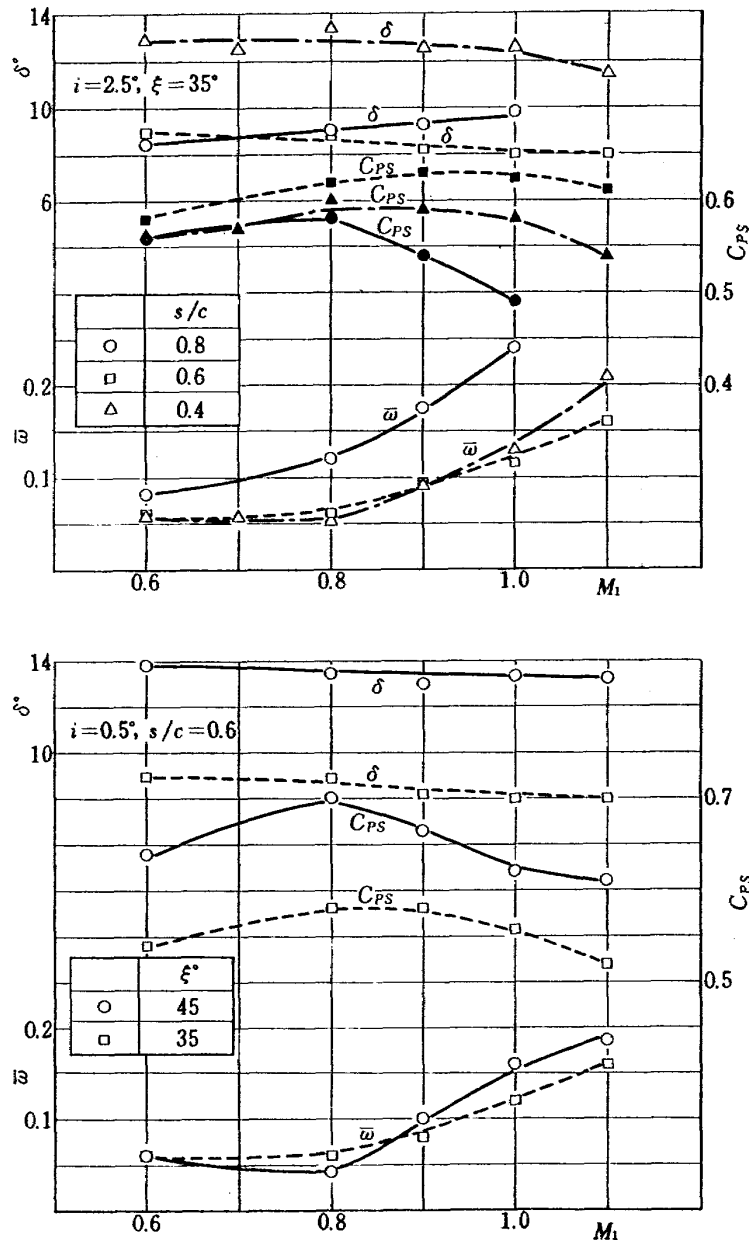


Fig. 9 $s/c, \xi$ の影響について (BTE 35-1)

い為と考えられる。すなわち、 w 値が $M_1 \approx 0.8$ で $\xi = 35^\circ$ の場合に比して $\xi = 45^\circ$ の場合には急激に増加し、 $M_1 > 0.8$ の場合、 $\xi = 35^\circ$ の w に対して $\xi = 45^\circ$ の場合では w の逆転が見られる。このことは (Fig. 8 の場合と異なり) M_{1LM} 値が減少していることとも対応している。

以上を総合すれば、BTE 翼型についても、 ϕ の大きい場合は、小さい場合に比して、 $s/c, \xi$ の影響は大であると言う、一般的な傾向を示す。本実験の基準とした $s/c, \xi$ は (この実験の範囲内で) ほぼ性能の良好な範囲であった。

6.3 流入マッハ数特性について (BTE 翼型と 65 系統および DCA 翼型との比較)

BTE 12 ($\phi = 12^\circ$) とそり角の近い、65 系統翼型 ($\phi = 10^\circ$) と DCA 翼型 ($\phi = 14^\circ$, 最大厚み比が 5% と小さい) との前記 i_D 近傍の i に於ける流入マッハ数特性についての比較を Fig. 10 に示す。図は高い流入マッハ数の領域 ($0.9 < M_1 < 1.2$) での、BTE 翼型の特性が、比較した他の翼型に比して、良好であることを顕著に示している。すなわち、 w 値については、低い流入マッハ数 ($M_1 \approx 0.6$) では、65 系統、DCA、BTE の順で高くなっているが、高い M_1 ($M_1 > 0.95$) ではこの関係が逆転している。特に 65 系統の翼型では、 M_1 の増加に対して、 w 値の急激な増加を示しているが、これは Fig. 6.1 に示す通路分布の特性と対応しており、翼間通路内に幾何学的スロート

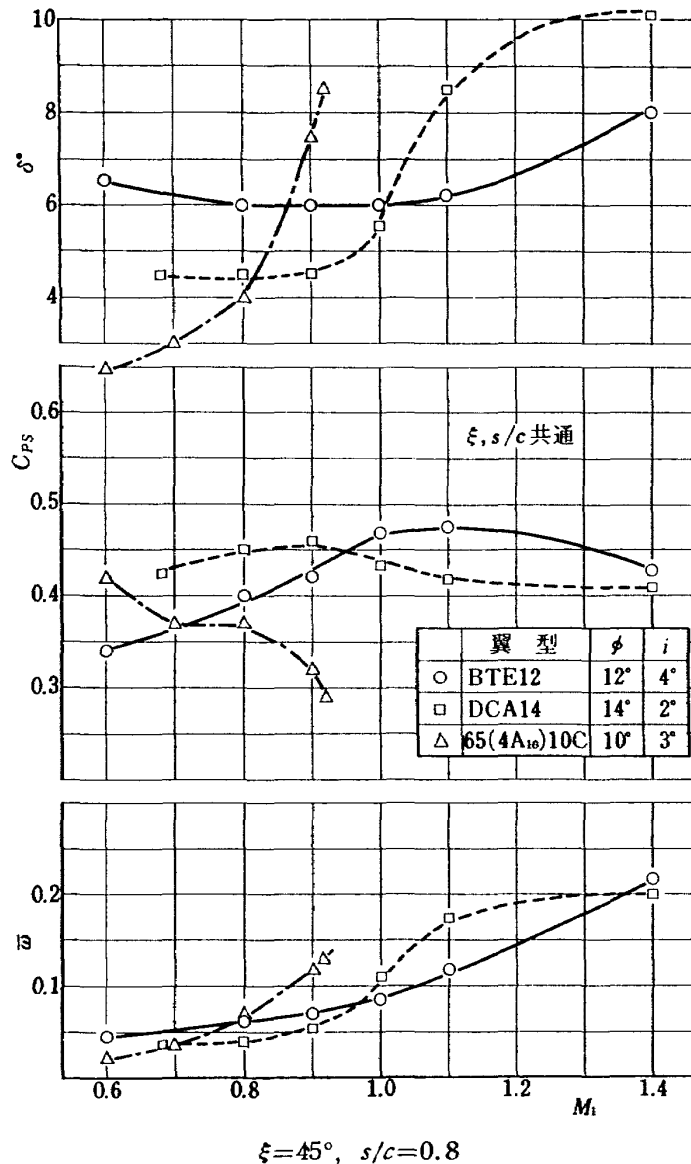


Fig. 10 BTE 翼型と 65 系統および DCA 翼型との流入マッハ数特性についての比較 1 ($\phi=12^\circ$ 近傍)

の存在する翼列の遷音速領域に於ける性能の低下を明確に示していると考えられる。偏差角(δ)は、 \bar{w} 値の上述の議論とよく対応しており、流入マッハ数に対する各翼型の特徴を顕著に示しており、BTE 翼型では流入マッハ数の増加 ($M_1 < 1.1$) に対しほぼ一定である。

以上の事項は、各翼型を比較した場合に、限界流入マッハ数の変化とよく対応しており、65 系、DCA、BTE の順で限界流入マッハ数が、順次高くなっている。

BTE 35-1 ($\phi=35^\circ$) について、65 系および DCA 翼型との同様の比較を、Fig. 11 に示す。BTE 翼型では、高い流入マッハ数 ($M_1 > 0.7$) での特性が、他の翼型と比較して改善されている。特に偏差角については、実験流入マッハ数の全域でほぼ一定であり、

M_1 の増加に対して安定した対応 (変化) を示している。

限界流入マッハ数は、65 系統、DCA、BTE の順で順次高くなっている。一方、Fig. 6.2 によれば、(D_{ENT}/D_{ILT}) 値は、65 系統と DCA 翼型では、ほぼ等しいが、後縁方向に向っての通路幅分布の変化率 (dAR_{EL}/dRL) については、65 系統が高い、このことは、翼の最大厚み位置 (RL_{MX}) が、翼後縁付近の通路幅の分布に及ぼす影響を顕著に示している。

Fig. 10 および Fig. 11 について総括すれば、BTE 翼型は他の翼型と比較して、 $M_1=1.0$ の近傍の遷音速領域で、 \bar{w} 値、 δ 値、および限界流入マッハ数等の翼列性能値の改善が得られており、この領域での特性が良好であると云える。しかし Fig. 10 の場合は、

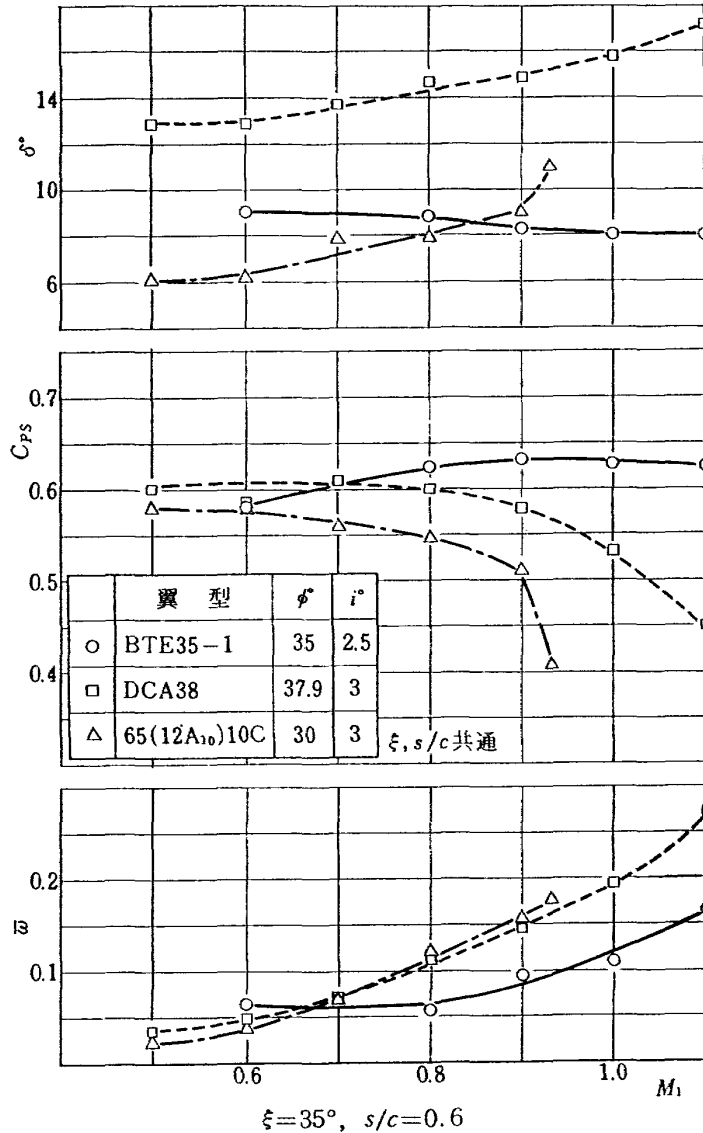


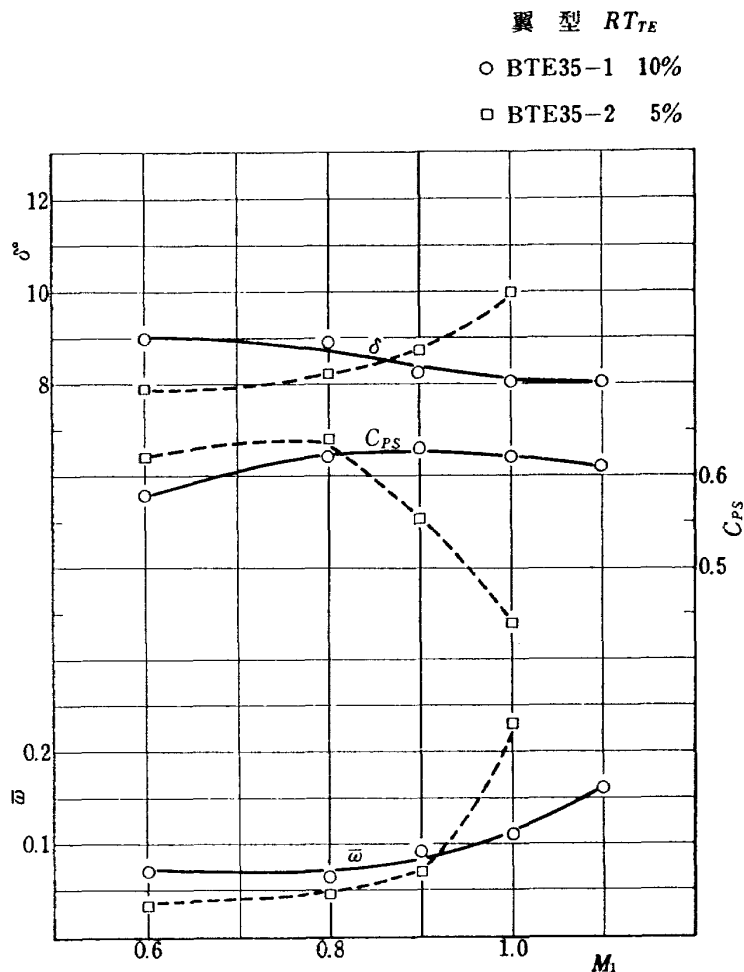
Fig. 11 BTE 翼型と 65 系統および DCA 翼型との流入マッハ数特性についての比較 2 ($\phi=35^\circ$ 近傍)

ϕ が小さく、従って、負荷を示す C_{ps} も低いにも拘らず、 $\bar{\omega}$ 値は Fig. 11 とほぼ同程度である。また δ 値についても、DCA 翼型と比較して、 M_1 の増加に対して安定した変化を示してはいるが、 δ 値自体はかなり高く、 M_1 が 0.6~0.8 の近傍での (特に上述の、 ϕ が小さいと云う事を考慮すると) δ 値と C_{ps} 値および $\bar{\omega}$ 値は、Fig. 11 の場合と比較して改善されていない。これらの事から、 ϕ が大である場合に BTE 翼型が、他の翼型 (DCA, 65 系) と比較して、高マッハ数領域でより有効であることが予想される。

註 3. Fig. 10 に示す、 $M_1 = 1.4$ の場合は、 $M_1 = 1.0$ 近傍の性能が、DCA 翼型と比較して、良好であるにも拘らず、BTE と DCA 翼型は同程度になっている (BTE 35-1 の場合 (Fig. 21.5) も、 $M_1=1.4$ での性能は非常に悪い)。

このことは、BTE 翼型の当初の目的が超音速領域での性能改善にあることを想起すると、問題である。

すなわち、BTE 翼型の設計思想の一つである、高マッハ数領域で、翼背面での剝離等による損失の激化を防ぐ事に BTE 翼型が後述するような (Fig. 12, 13) 効果を持っている事実と相反する様であるが、一方、前述の、 ϕ が小さい場合の性能が、 ϕ が大である場合と比して同程度であること、また、低い M_1 での性能が悪く、特に $\bar{\omega}$ 値が高い事等に関連させると、流入マッハ数が高い領域全般で、そり角 (ϕ) の大きさに関係なく、BTE 翼型が有効であるのではなく、DCA 翼型ではそり角に対して最適な流入マッハ数の限界が存在するが、BTE 翼型についても同様な関係 ($M_1: \phi$) が存在し、かつそ



$\phi=35^\circ, s/c=0.6, \xi=35^\circ, i=2.5^\circ$

Fig. 12 翼後縁厚み比の影響について

の範囲がかなり狭い事を予想させる。よって、低マッハ数領域での性能の改善および、その効果的な適用範囲 ($\phi, s/c, \xi, M_1$ 等) の確認が BTE 翼型についての今後の問題であろう。

6.4 後縁厚み比の影響について

翼の後縁厚み比 (RT_{TE}) が翼列性能に及ぼす影響について知るために、BTE 35-1 に対して ϕ および θ_{APX} が等しく、 RT_{TE} が 1/2 である BTE 35-2 翼型と BTE 35-1 との流入マッハ数特性についての比較を Fig. 12 に示す。BTE 35-2 の翼間通路幅分布は、BTE 35-1 と DCA 38 との中間的なものとなっており、翼列入口より出口へほぼ直線的に変化 (増加) している (Fig. 6.2)。

BTE 35-2 の場合は (Fig. 12), 低い M_1 での ω 値および δ 値が BTE 35-1 に比して改善されている。すなわち、低い流入マッハ数の領域での特性が良好となった。また、これを Fig. 11 に示す DCA 38 と比較すると、BTE 35-2 の $M_1 < 0.8$ の領域での流

入マッハ数特性についての優越性が明瞭である。しかし、 $M_1 > 0.9$ に於て BTE 35-2 の性能が急激に低下するのが Fig. 12 で見られ、また限界流入マッハ数も BTE 35-1 に対して低下している。Fig. 11, Fig. 12 に於ける DCA 38, BTE 35-1, BTE 35-2 の比較は、後縁厚み比および最大厚み位置の影響について端的に示している。すなわち、 RT_{TE} 値を小さくすると、 M_{1LM} 値は低下するが、この M_{1LM} 値以下の流入マッハ数領域での翼列性能が向上する。次いで、さらに、最大厚み位置 (RL_{MX}) を後縁より前縁方向 (DCA では、50%) に変化させると、 M_{1LM} 値はさらに低下するが、高亜音速領域 ($M_1 > 0.7$) での向上は得られない。

6.5 翼列後流での全圧損失分布の翼背面側部分と翼腹面側部分について

Fig. 13.1 に示すように、翼列の Wake を背面側と腹面側に分け、この背面側部分と腹面側部分の全圧損失比を次のように定義する。

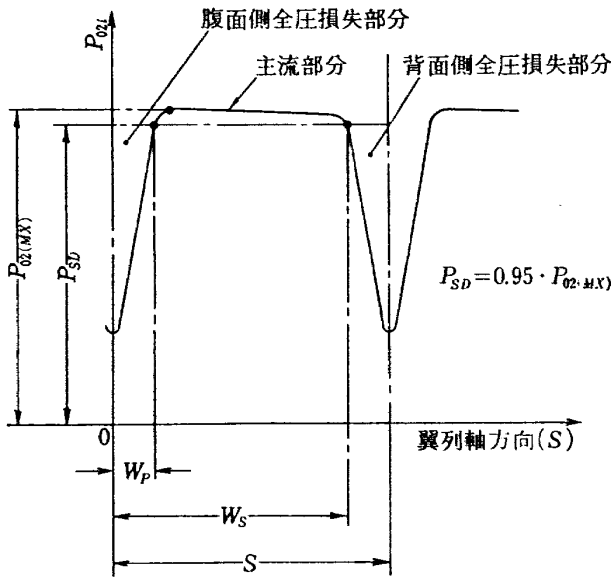


Fig. 13.1 ウェークに於ける背面側全圧損失と腹面側全圧損失について

$$RL_{WP} = \frac{\left[P_{01} - \frac{\int_0^{W_P} \rho_{2i} V_{2ai} P_{02i} dS}{\int_0^{W_P} \rho_{2i} V_{2ai} dS} \right]}{\left[P_{01} - \frac{\int_0^S \rho_{2i} V_{2ai} P_{02i} dS}{\int_0^S \rho_{2i} V_{2ai} dS} \right]} \times \left[\frac{\int_0^{W_P} \rho_{2i} V_{2ai} dS}{\int_0^S \rho_{2i} V_{2ai} dS} \right]$$

$$= \frac{P_{01} \int_0^{W_P} \rho_{2i} V_{2ai} dS - \int_0^{W_P} \rho_{2i} V_{2ai} P_{02i} dS}{P_{01} \int_0^S \rho_{2i} V_{2ai} dS - \int_0^S \rho_{2i} V_{2ai} P_{02i} dS}$$

RL_{WP} と同様に RL_{WS} を定義して、

$$RL_{WS} = \frac{P_{01} \int_{W_S}^S \rho_{2i} V_{2ai} dS - \int_{W_S}^S \rho_{2i} V_{2ai} P_{02i} dS}{P_{01} \int_0^S \rho_{2i} V_{2ai} dS - \int_0^S \rho_{2i} V_{2ai} P_{02i} dS}$$

上式は、Fig. 13.1 に示す、背面側と腹面側の流量平均全圧損失を流入全圧 (P_{01}) で除して無次元化した全圧損失比を流量平均 (1ピッチ平均) の総全圧損失比 ($\Delta P_0/P_{01} = 1 - \lambda$) で除したもので、部分全圧損失比 (全損失に占める割合) と名付ける。Fig. 13.2 ~ Fig. 13.4 に、流入マッハ数が部分全圧損失比に及ぼす影響について、BTE 翼型と 65 系統翼型および DCA 翼型とを対比して示す。

特に BTE 翼型は、高マッハ数領域に於ける翼背面側での、翼面最高マッハ数の増加およびそれに伴う剥離による損失の増加を押えるのを主目的として提唱されている翼型であるので、背面側の部分全圧損失比 (RL_{WS}) に注目して考察する。

Fig. 13.2 ~ Fig. 13.4 には、 $\bar{\omega}$ 値、 C_{ps} 値を同時に提示することにより、部分全圧損失比とこれら諸性能値および限界流入マッハ数 (M_{1LM}) との対比が容易なように配慮した。

Fig. 13.2, Fig. 13.3 共に BTE 翼型の RL_{WS} 値は安定した変化を示しているのに比べ、65 系統翼型および DCA 翼型は、Fig. 13.2, Fig. 13.3 の両図共に、それぞれ M_{1LM} 値付近で急増しており、それ以後の M_1 に於ては、 RL_{WS} 値は、各翼型を比較してその M_{1LM} の大きさの順序と正反対に BTE, DCA, 65 系統の順で高くなっている。これらの事実は、流入マッハ数特性および限界流入マッハ数の項で考察した結果をよく説明しており、翼背面の気流の制御という視点からは、BTE 翼型の設計概念の妥当性を裏付けている。

Fig. 13.4 は後縁厚み比を小さくし、翼背面の曲率を増加した影響をよく示しており、Fig. 9 で検討した結果ともよく対応している。

註 4. Fig. 13 に於て、 RL_{WS} 値が急昇した後に下降する場合については、流入マッハ数が M_{1LM} 値を越えており、後流全域にわたって Wake が拡がり、フラットな主流部分が消失した場合に対応する。

また、 $RL_{WP} + RL_{WS}$ の値が 1.0 にならない場合が低マッハ数領域に於ても現われるのは $P_{SD} = 0.95 \times P_{02(MX)}$ ($P_{02(MX)} = P_{01}$) を用いて、背面側、主流部分、腹面側を区分するので、ウェーク形状がなだらかな場合などに、主流部分に部分全圧損失が算入される結果である。

6.6 入射角特性についての比較

Fig. 14 に BTE 12, BTE 35-1 と、これら翼型とそり角 (ϕ) の近い DCA 翼型との入射角特性についての比較を示す。DCA 38 の場合は、作動範囲を比較するために、 $i=0^\circ$ の位置を 4° 、負の方向に移して (0° の点図示) 示した。BTE 12 と DCA 14 の場合は、作動範囲はほぼ等しい。又 C_{ps} 値および δ 値ともほぼ一致しているが、高い i での δ 値は、BTE 翼型の方が小さい。 $\bar{\omega}$ 値は $M_1=0.8$ では、DCA 14 が低いが、 $M_1=1.0$ 付近でほぼ等しくなる傾向を示している。

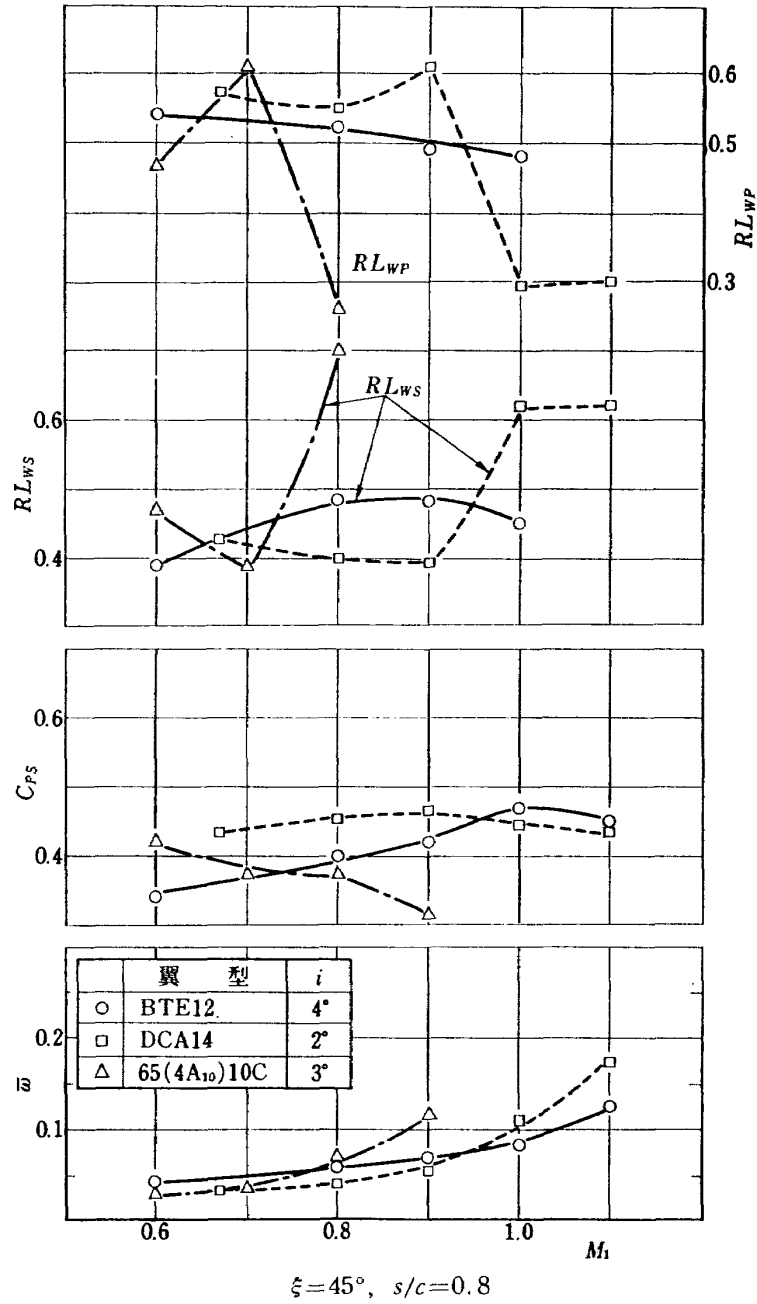


Fig. 13.2 部分全圧損失比の背面側および腹面側部分について 1

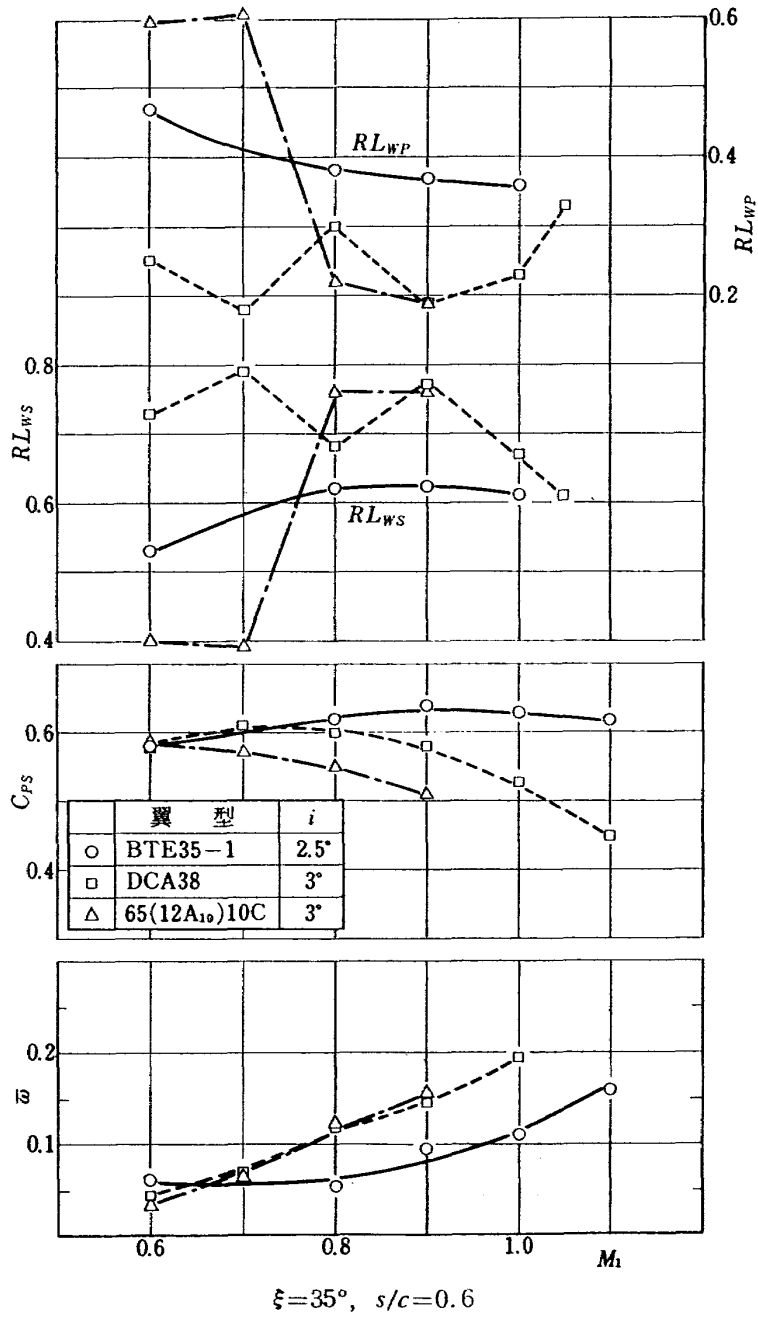


Fig. 13.3 部分全圧損失比の背面側および腹面側部分について 2

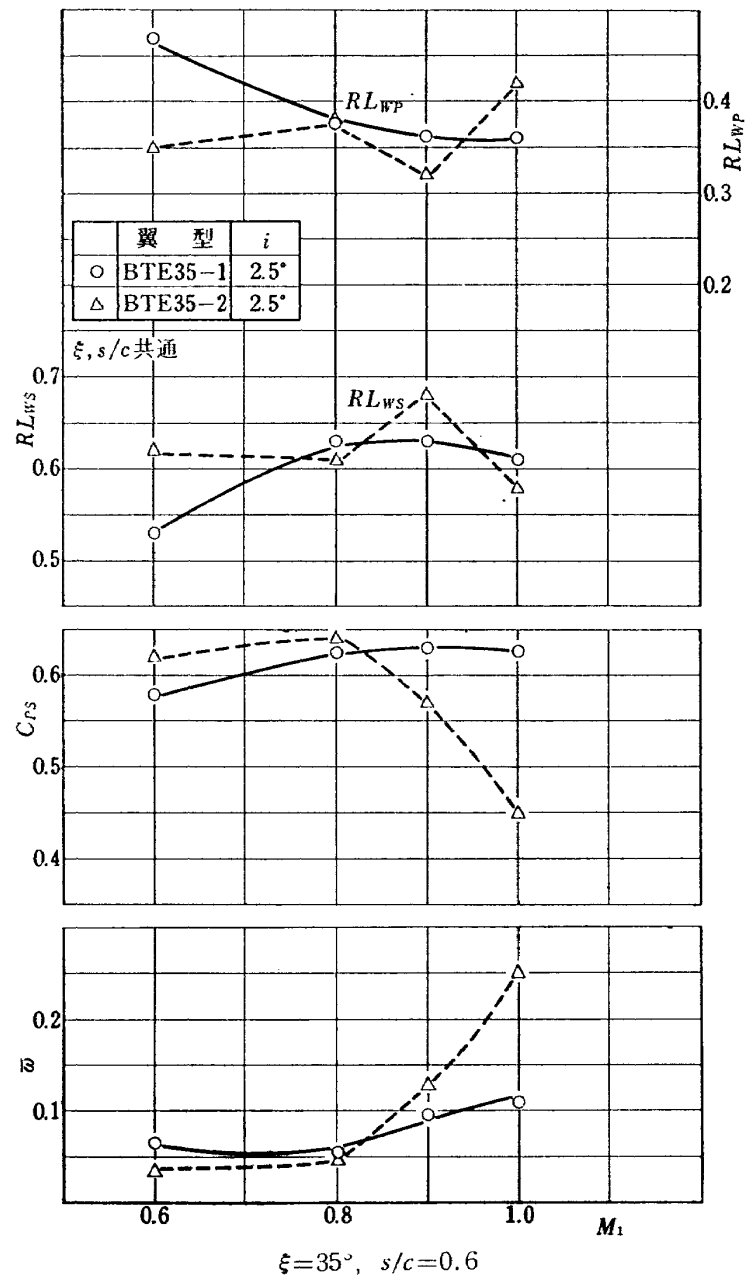


Fig. 13.4 部分全圧損失比の背面側および腹面側部分について3

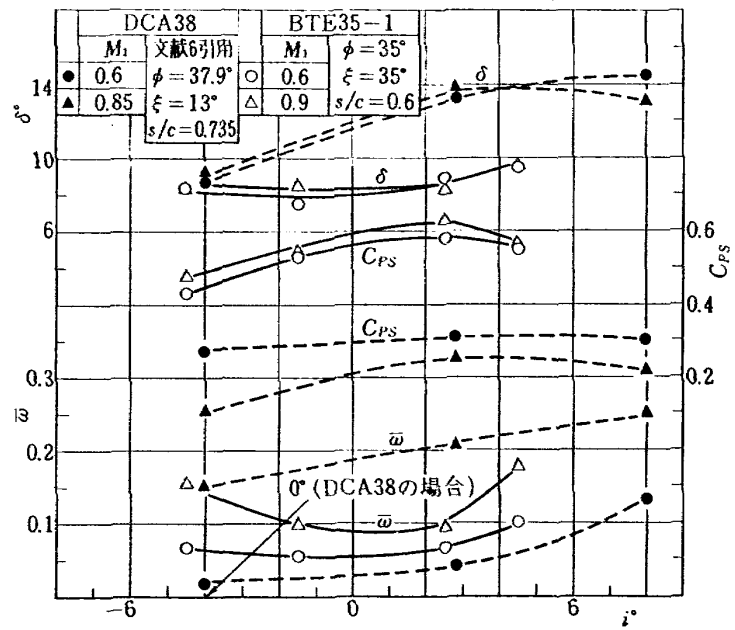
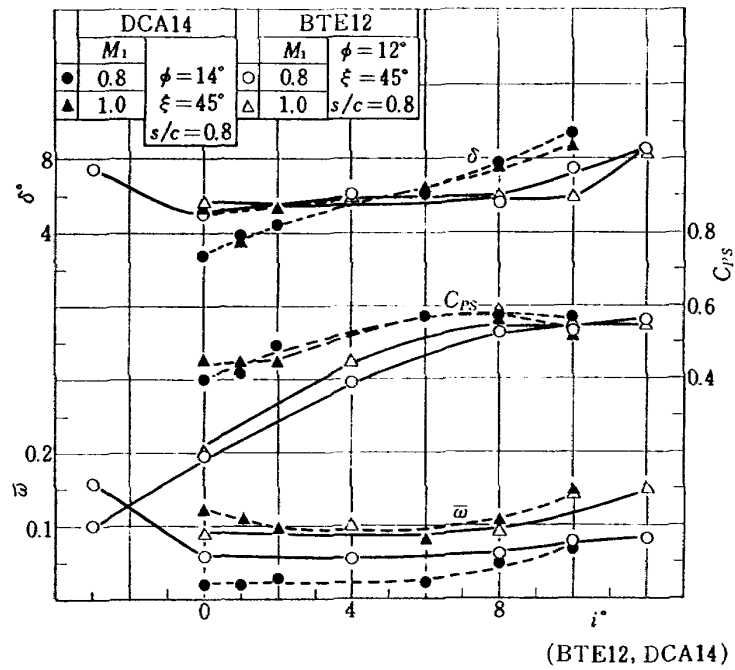


Fig. 14 入射角特性についての比較 (BTE 35-1, DCA 38)

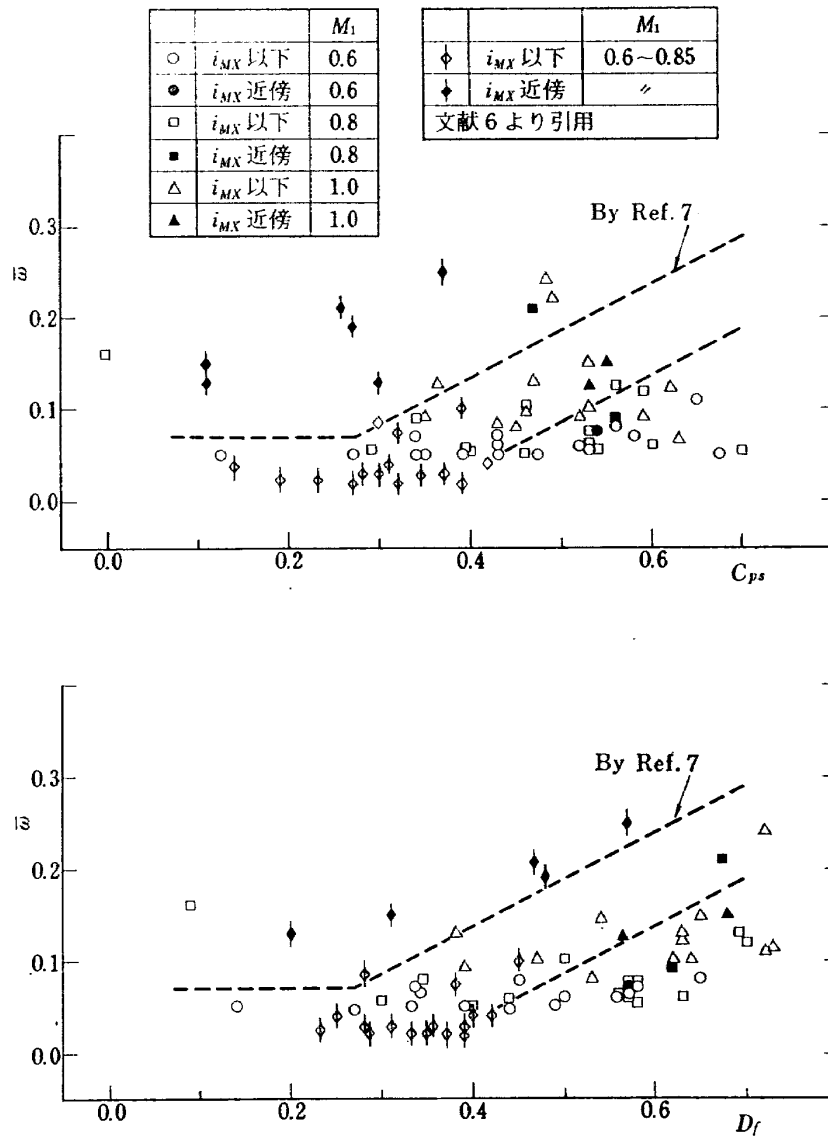


Fig. 15 $\bar{\omega}$; D_f , C_{ps} の関係についての一例 (BTE 12, BTE 35-1)

BTE 35-1 と DCA 38 の比較では、 $\bar{\omega}$ 値については、 $M_1=0.6$ では、DCA 翼型が低い、 $M_1=0.9$ では BTE 翼が低い。また、 δ 値については、比較した全域で BTE 翼型が、DCA 翼型にして小さい。

作動範囲の幅はほぼ同程度である。以上を総括すると、入射角特性についても、流入マッハ数特性と同様に、そり角が大きい場合に、対応するそり角の DCA 翼型と比較して、高マッハ数での性能の改善がより著しい。

6.7 $\bar{\omega}$; C_{ps} , D_f の関係についての一例

Fig. 15, Fig. 16 に $\bar{\omega}$; C_{ps} , D_f および C_{ps} ; D_f の (本実験での) 関係についての一例を示す。また、

Fig. 17 に DCA 翼型の結果を引用して比較の参考とした。

なお、Fig. 15 に於ける引用例⁶⁾では、文献中の $\bar{\omega}$, C_{ps} , ε , α_1 , ξ , s/c の諸値より、 $P_{02}=760\text{mmHg}$ (平均流出静圧), $T_0=380^\circ\text{K}$ (流入出全温) を仮定して、 D_f (◁印) を算出し、同時に計算される R_0 値が $0.95 < R_0 < 1.05$ の範囲のものを引用した。Fig. 15 に於ける本実験例 (BTE 翼型) では D_f , C_{ps} の高い領域での $\bar{\omega}$ 値が小さく、 D_f , C_{ps} の低い領域では、DCA 翼型に比較して $\bar{\omega}$ 値が大きい様子が示され、これまでの議論を裏付けていると思われる。

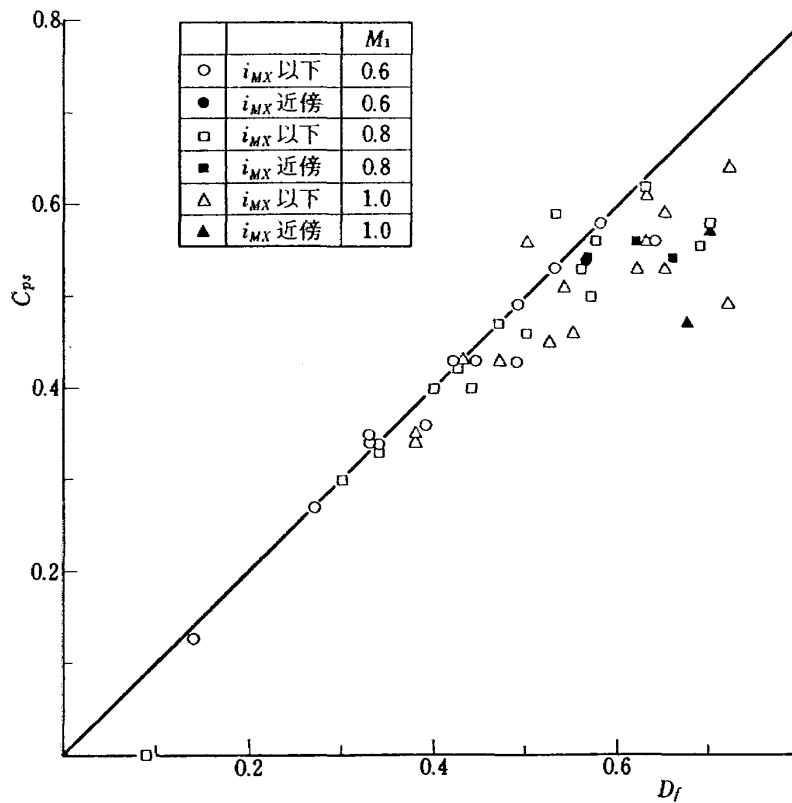


Fig. 16 D_f ; C_{ps} の関係についての一例 (BTE 12, BTE 35-1)

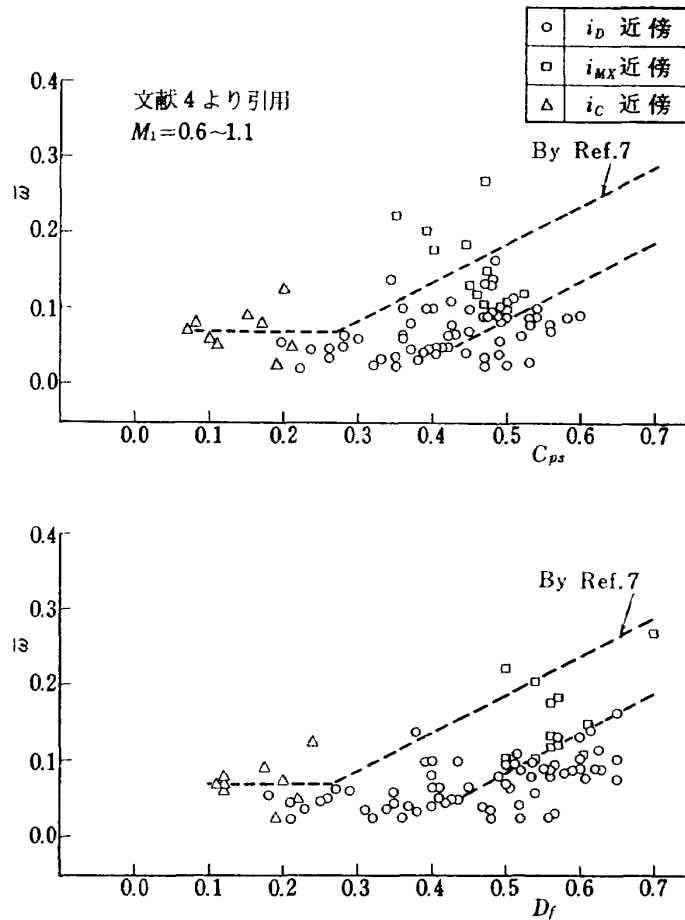


Fig. 17.1 DCA 翼型の $\bar{\omega}$; D_f , C_{ps} の関係について (参考例)

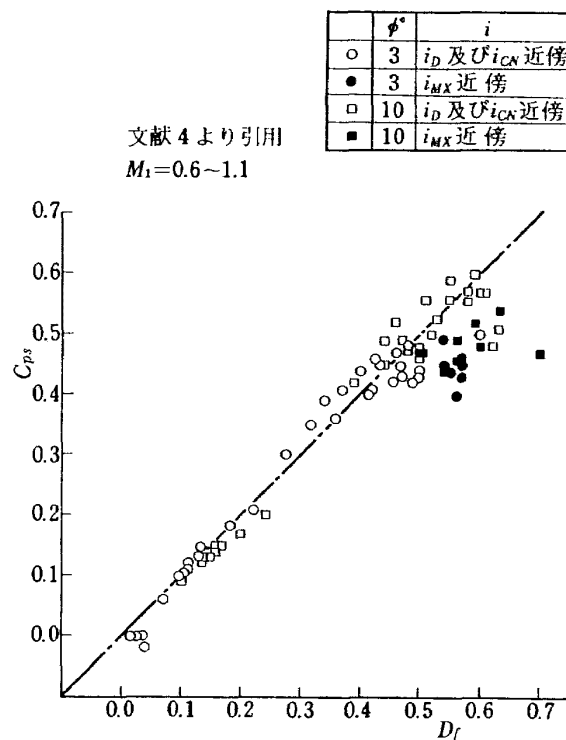


Fig. 17.2 DCA 翼型の D_f ; C_{ps} の関係について (参考例)

7. む す び

そり角 12° , 35° の BTE 翼型について、最高流入マッハ数を 1.4 までとした、遷音速二次元減速翼列実験を行い次の結果を得た。

1. 流入マッハ数、喰い違い角、節弦比および入射角を変化させた実験を行い、平均全圧損失係数、偏差角および転向角等の翼列性能値に及ぼすそれらの影響について測定した。

2. 設計入射角の近傍に於て、65 系統翼型および DCA 翼型との、流入マッハ数特性の比較検討を行った結果、実験した BTE 翼型の全てに、 $M_1=1.0$ の近傍の流入マッハ数領域で、対応するそり角の 65 系統翼型および DCA 翼型に比して、翼列性能諸値が良好であり、限界流入マッハ数の増加が得られた。一方 $M_1=0.6$ の近傍の流入マッハ数の領域では、比較した翼型に対して、全圧損失係数値が BTE 翼型全般について大であった。

3. 翼列後流に於ける全圧損失分布について、65 系統翼型および DCA 翼型との詳細な比較の結果、BTE 翼型では、比較した他の翼型と異り、流入マッハ数の増加に対し全損失に対する翼背面での損失の占める割合の増加が小さく、緩慢な変化を示した。これは BTE 翼型の基本概念の妥当性を示すと考えられる。

4. 入射角の作動範囲は、 $M_1 \geq 0.8$ に於て、対応するそり角の DCA 翼型と比較して、同程度か、または広い範囲を示した。また、偏差角については、Carter の方法および NASA の方法によって算出した値と比較した結果、ほぼ同程度であった。

5. 後縁厚みの影響について実験した結果、後縁厚みを小さくすれば、限界流入マッハ数が低下するが、その近傍および以下の流入マッハ数の領域で、後縁厚みが大である場合と比較して、全圧損失係数値の改善が得られた。

以上の実験結果より、BTE 翼型の二次元翼列性能について、本実験の範囲で次の結論を得た。

翼後縁に最大厚み位置を置き、このために得られる翼背面の曲率の低下により、高いマッハ数領域における、翼背面での損失の急増を防止すると云う、BTE 翼型の基本概念は、二次元減速翼列実験の結果より、その妥当性が証明されたが、一方、翼後縁に最大厚みが位置することにより生ずる後縁渦が誘起する損失は、翼後縁厚みが小さい翼型に比して、はるかに大である事も同時に示された。この後縁厚みによる損失

が、前述の翼背面損失の改善を越え得る事も、 $M_1=1.0$ での性能が DCA 翼型に比して改善したにも拘らず、 $M_1=1.4$ で低下したという実験結果から推測すれば、十分予想される。

BTE 翼型の改善については、翼背面での損失の増加を防止するために、翼後縁厚みを増大させる結果、必然的に後縁渦損失が増大する問題について明らかにする必要があるが、さらに DCA 翼型、MCA 翼型¹¹⁾ (多重円弧翼型; 衝撃波損失を低下させる目的で、翼面での気流マッハ数が最大となる翼弦中央より前縁部での翼背面の曲率を亜音速減速領域である翼弦中央より後縁部に比して小さくした円弧断面の翼型) 等の高マッハ数の領域で有効とされている他の翼型との関連に於て、BTE 翼型としての有効な適用範囲 (流入マッハ数の限界値と ϕ との関係等) を実験的に明らかにする等の諸問題について地道で詳細な実験的研究がさらに必要と考えられる。

本実験ではこれらの問題の解明については十分ではなく、また二次元翼列性能の解析および改善に必要な翼面静圧分布 (特に翼背面での) について測定出来なかったが、将来、実験装置の改良等に努めてこれらを補い、前述の問題点について報告したいと考えている。

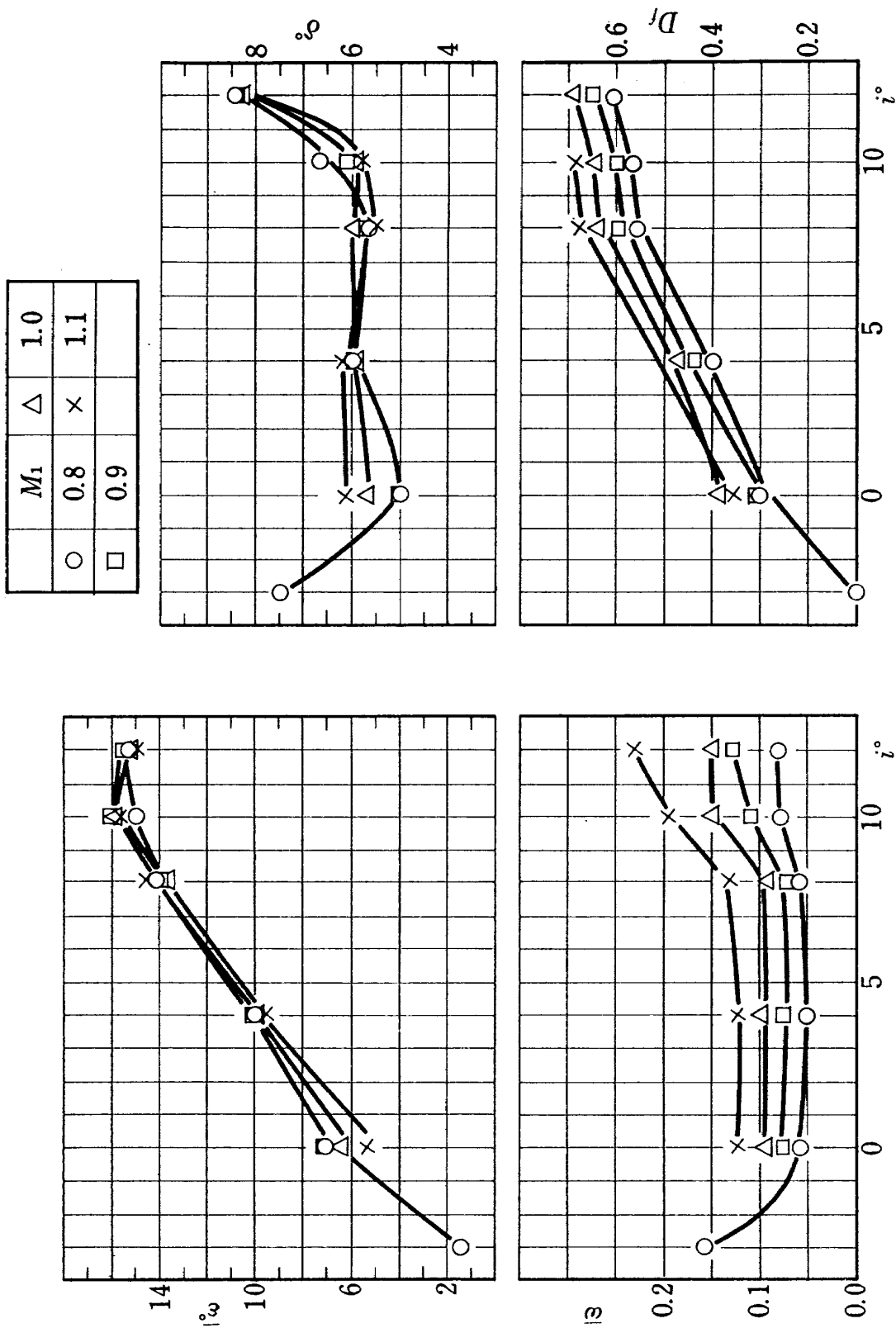
おわりに、この小実験が、遷音速領域での軸流圧縮機の翼断面形状の改良へのつのヒントともなれば幸いと考えます。

本報告を結ぶにあたり、この研究の機会と援助を与えられた松木原動機部長、模型の製作について援助と協力を得た、工作課の方々、実験にさいして、常にかわらぬ協力を得た、空気源担当の方々に末筆ではありますが衷心よりの謝辞を申し述べます。

文 献

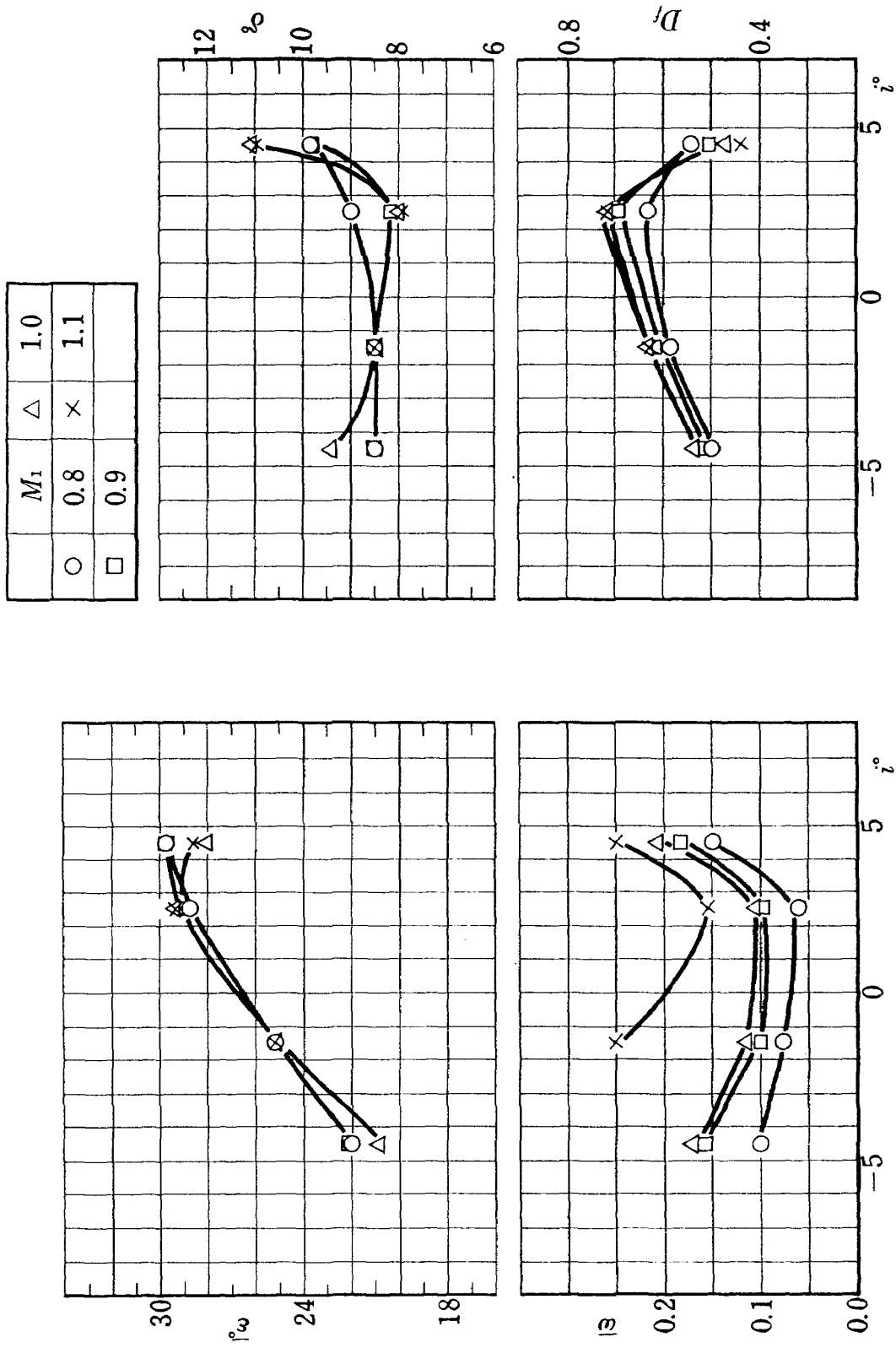
- 1) Jahrbuch 1962 der WGLR.
J. Chauvin: The Concept of Blunt Trailing Edge Blading for Use in Supersonic Compressors.
- 2) 日本機械学会講演論文集 No. 720-15, 1972.
坂口 一, 近藤 博, 高森 晋: 二重円弧翼型の遷音速二次元翼列実験
- 3) NAL TM 141, 1968.
近藤 博, 坂口 一, 八山 優, 高森 晋: 超音速二次元翼列予備実験風洞について
- 4) NAL TR 300, 1972.
坂口 一, 近藤 博, 高森 晋, 岩下敬吾: そり角の小さい遷音速二重円弧二次元翼列実験

- 5) NASA SP 36, Chapt. VI, 1965.
S. Lieblein: Experimental Flow in Two-Dimensional Cascades, Aerodynamic Design of Axial-Flow Compressors,
- 6) NAL TR 152, 1968.
近藤 博, 藁田光弘, 山崎紀雄, 古川 昇: 二次元二重円弧翼列の遷音速実験
- 7) NACA RM E 53 D 01, 1957.
S. Lieblein, F.C. R.L. Broderick: Diffusion Factor for Estimating Losses and Limiting Blade Loadings in Axial-Flow Compressor Blade Elements.
- 8) von Karman Institute for Fluid Dynamics, Internal Note 22, 1967.
J. Chauvin and F. Breugelmans: Application of Blunt Trailing Edge Bladings to Supersonic Compressor Stages.
- 9) NACA TN 3926, 1957.
L.J. Herring, J.C. Emery, and J.R. Erwin: Systematic Two-Dimensional Cascade Tests of NACA 65-Series Compressor Blades at Low speeds.
- 10) NAL TR 24, 1962.
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
- 11) NASA CR 5482, 1967.
D.R. Seyler and L. H. Smith, Jr.: Single Stage Experimental Evaluation of High Mach Number Compressor Rotor Blading. Part I Design of Rotor Blading.



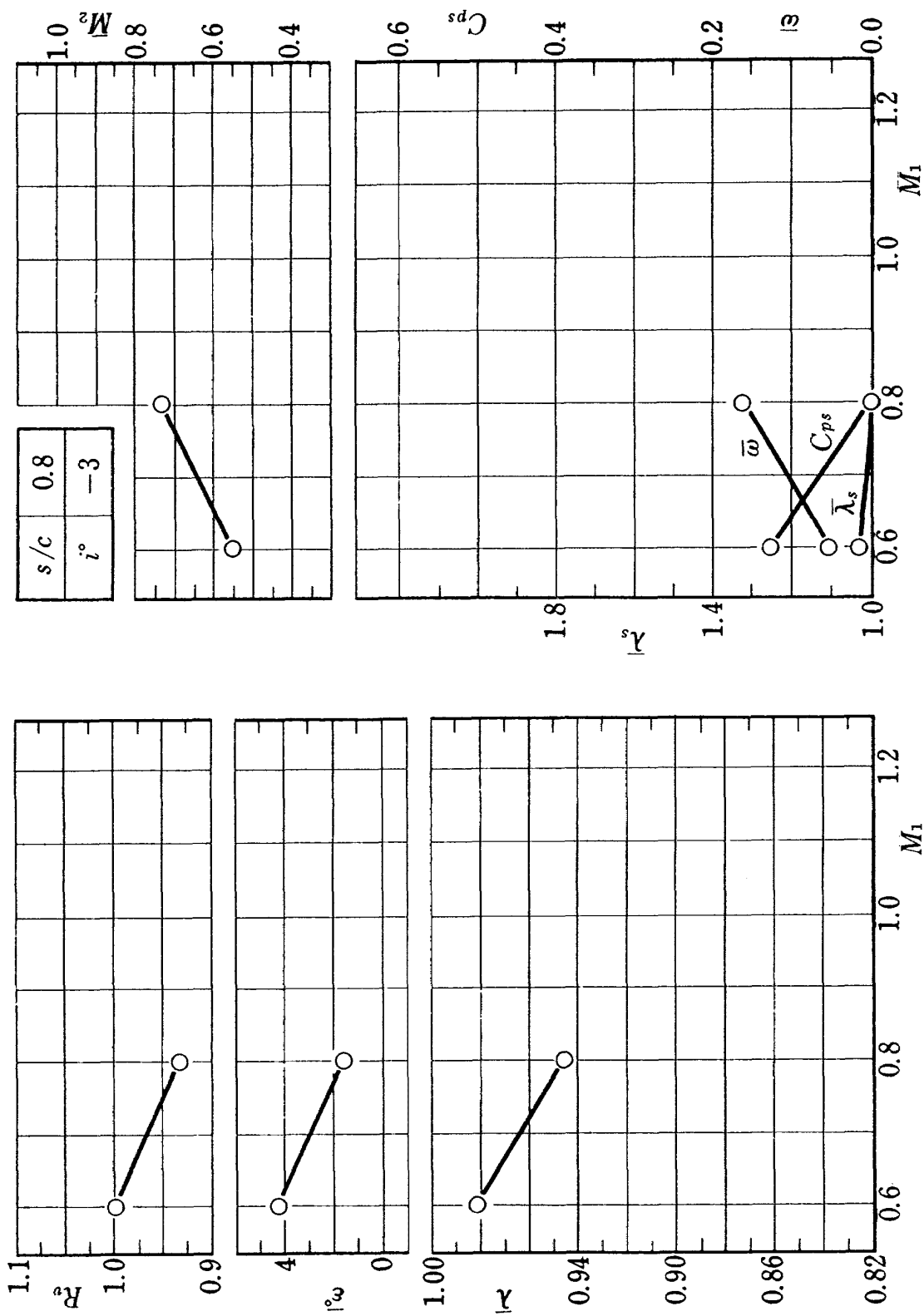
(BTE12: $\phi=12^\circ$, $\xi=45^\circ$, $s/c=0.8$)

Fig. 18 入射角の影響



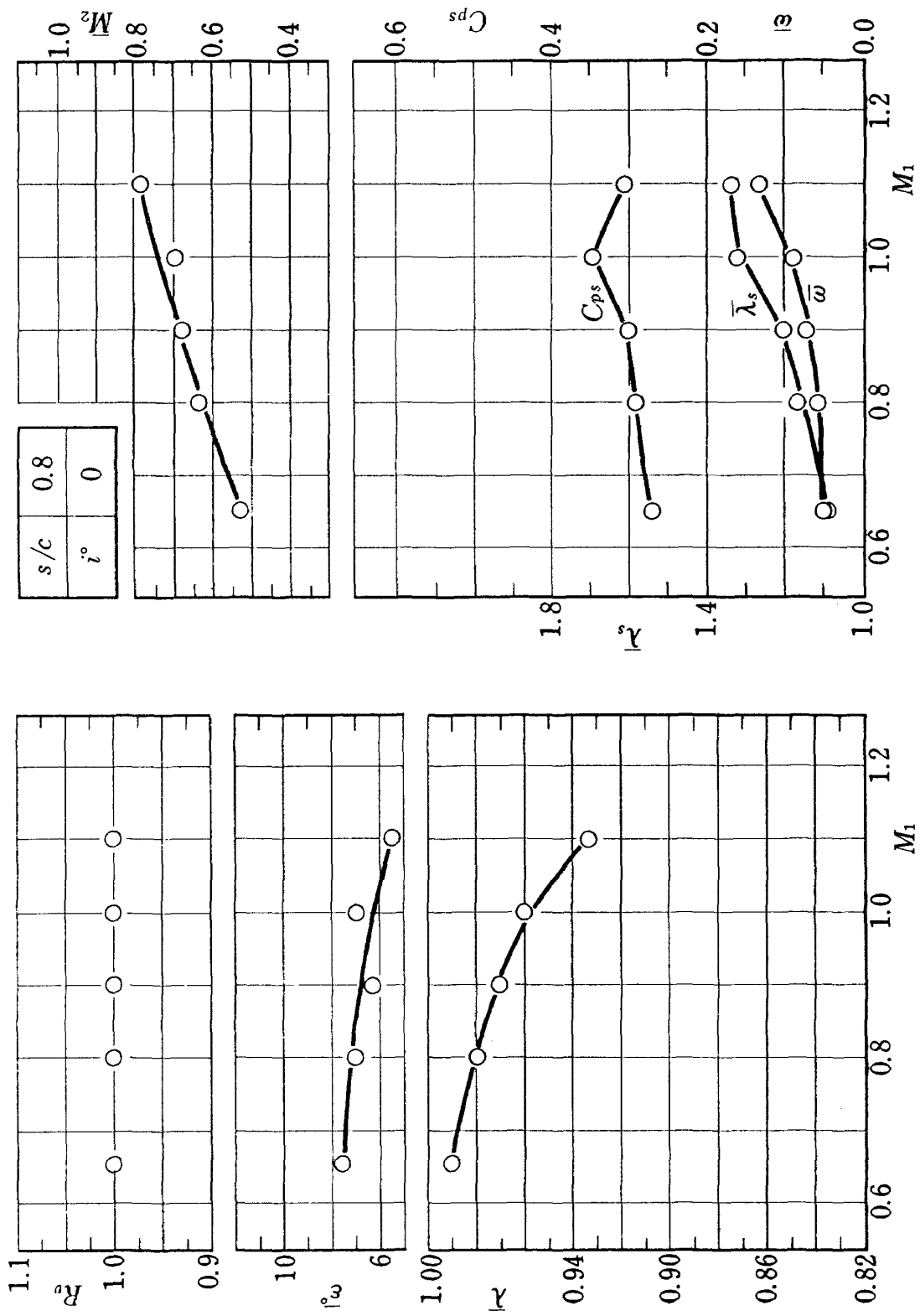
(BTE 35-1: $\phi=35, \xi=35, s/c=0.6$)

Fig. 19 入射角の影響

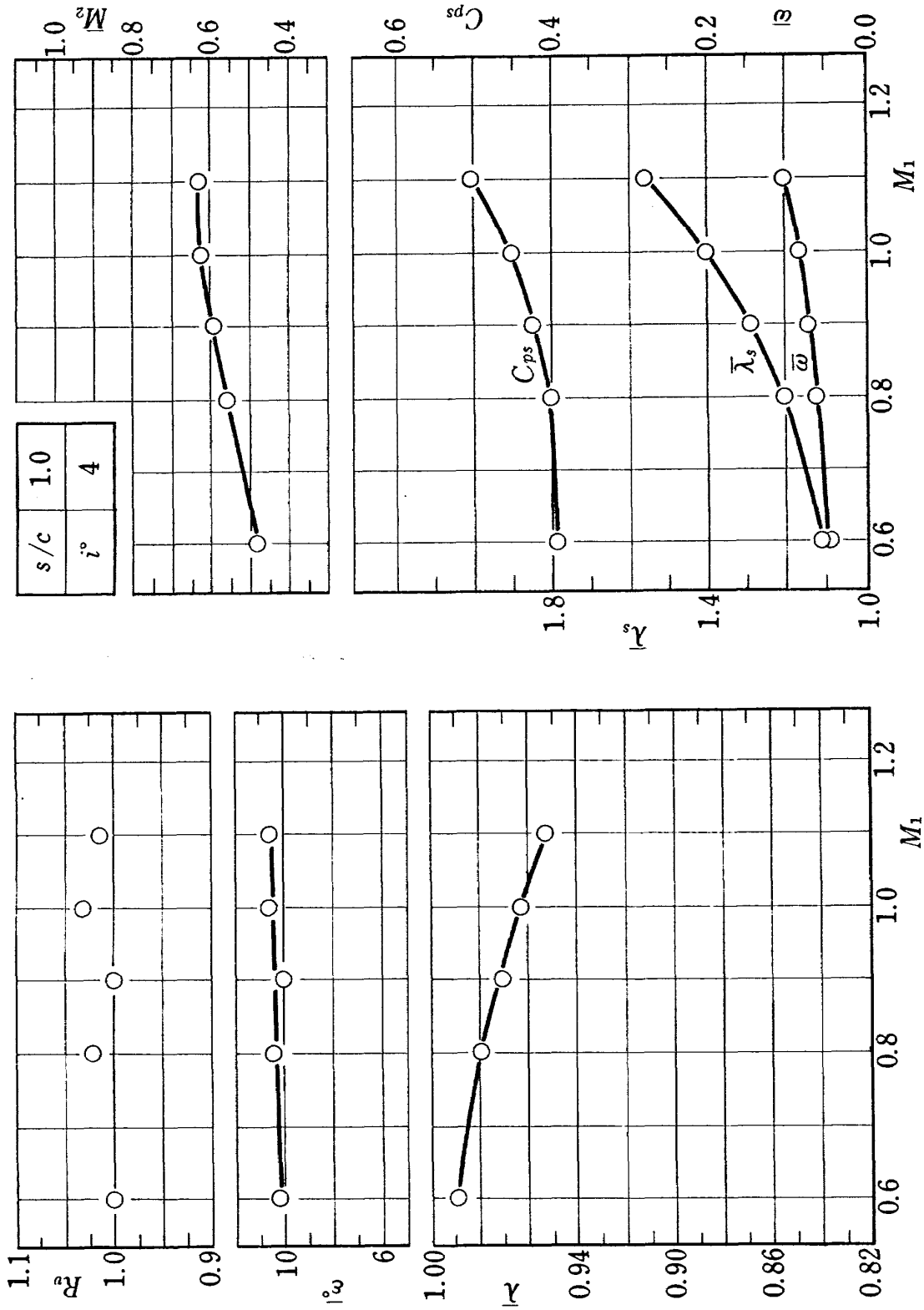


(BTE12: $\phi=12^\circ$, $\xi=45^\circ$)

Fig. 20.1 流入マッハ数の影響

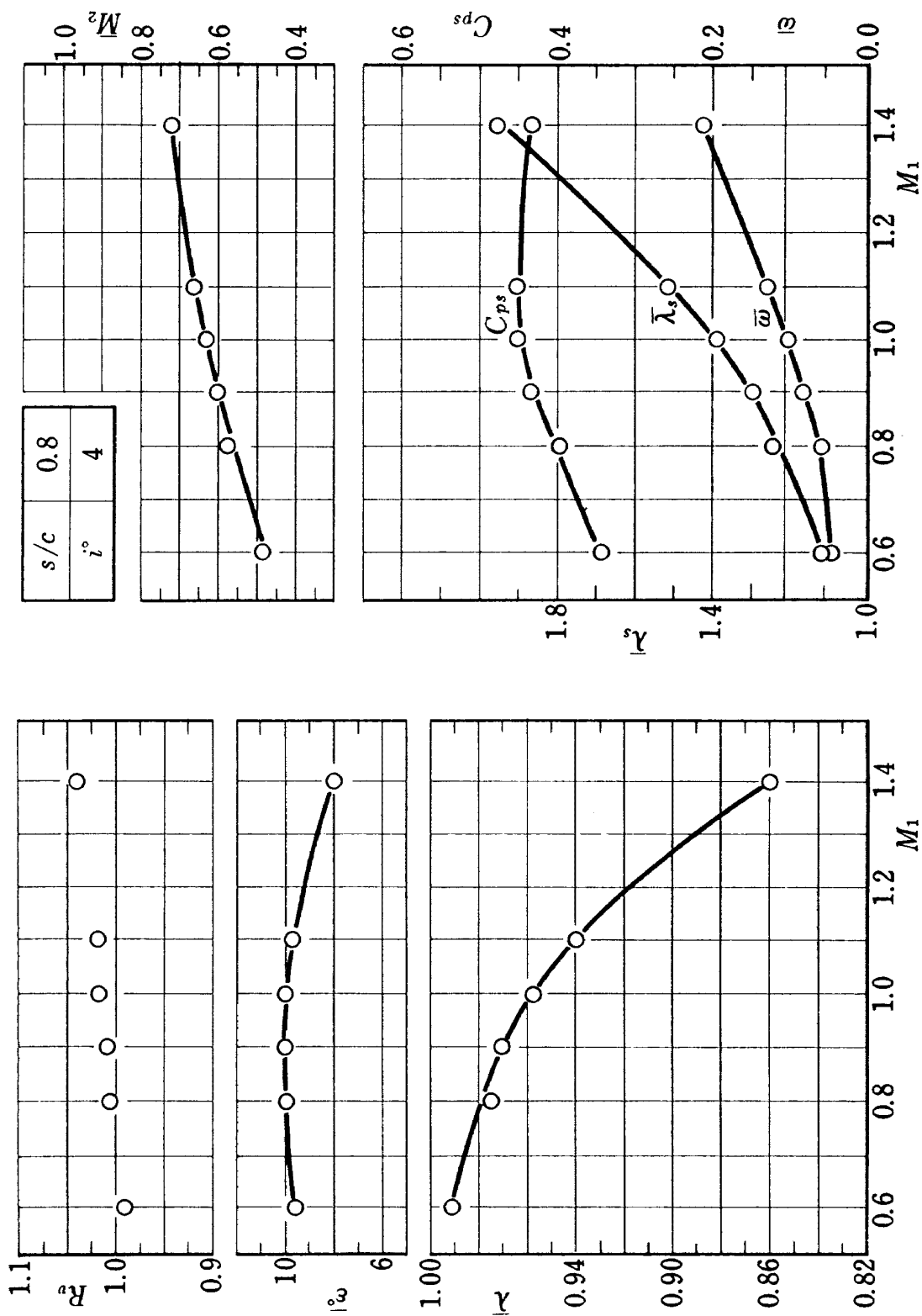


(BTE 12: $\phi=12^\circ$, $\epsilon=45^\circ$)
 Fig. 20.2 流入マッハ数の影響

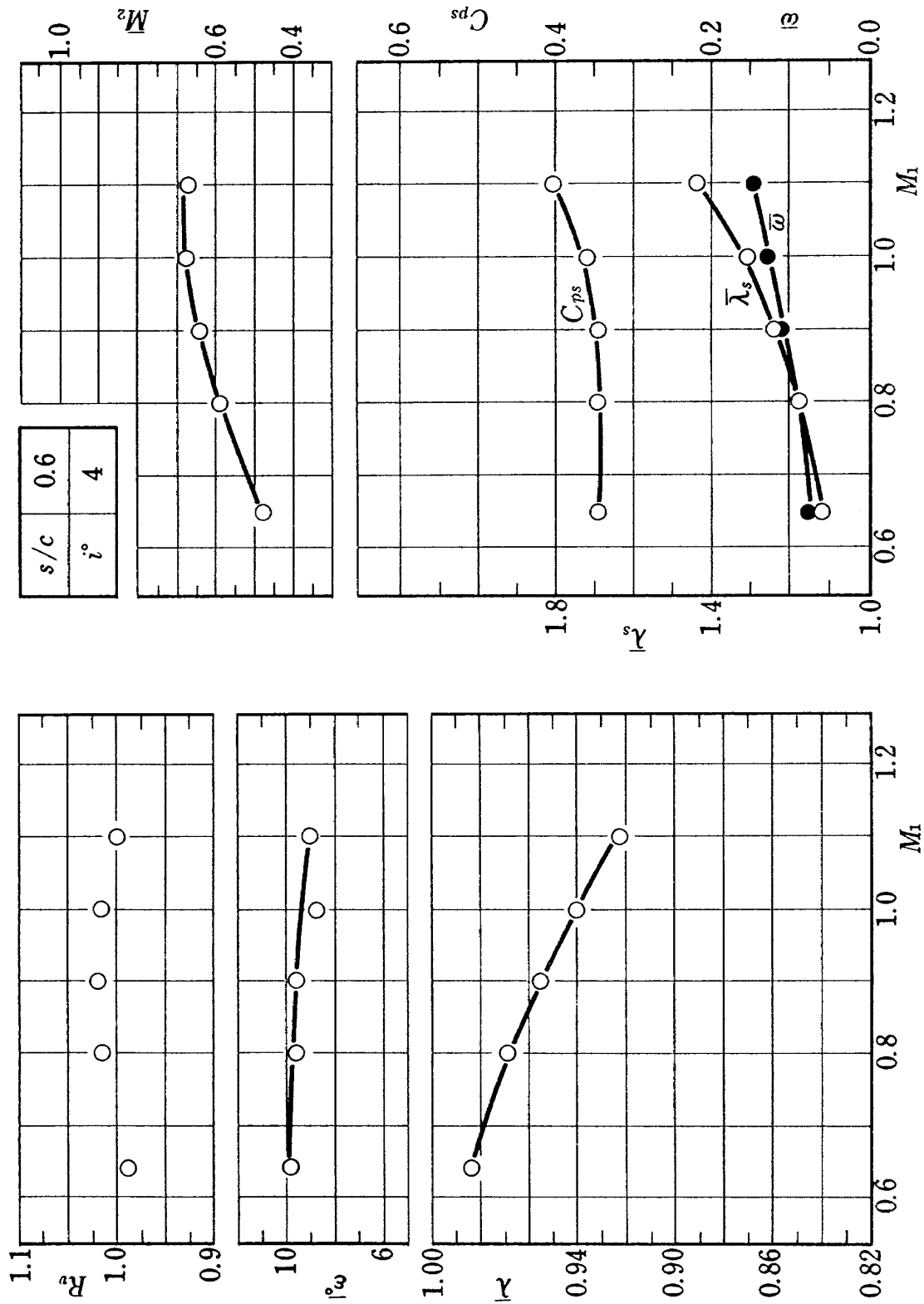


(BTE 12: $\phi = 12^\circ$, $\xi = 45^\circ$)

Fig. 20.3 流入マッハ数の影響

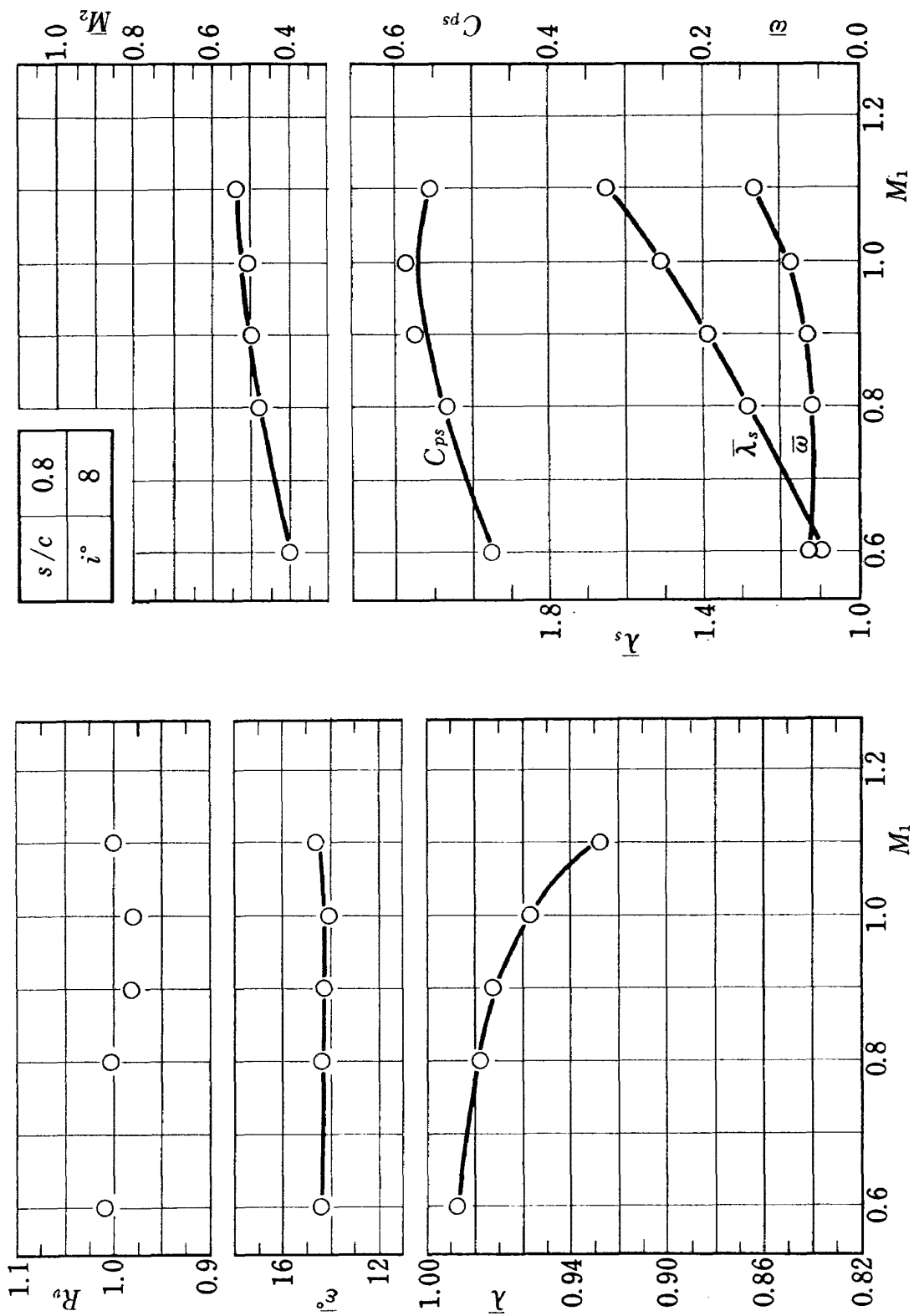


(BTE 12: $\phi=12^\circ, \xi=45^\circ$)
 Fig. 20.4 流入マッハ数の影響



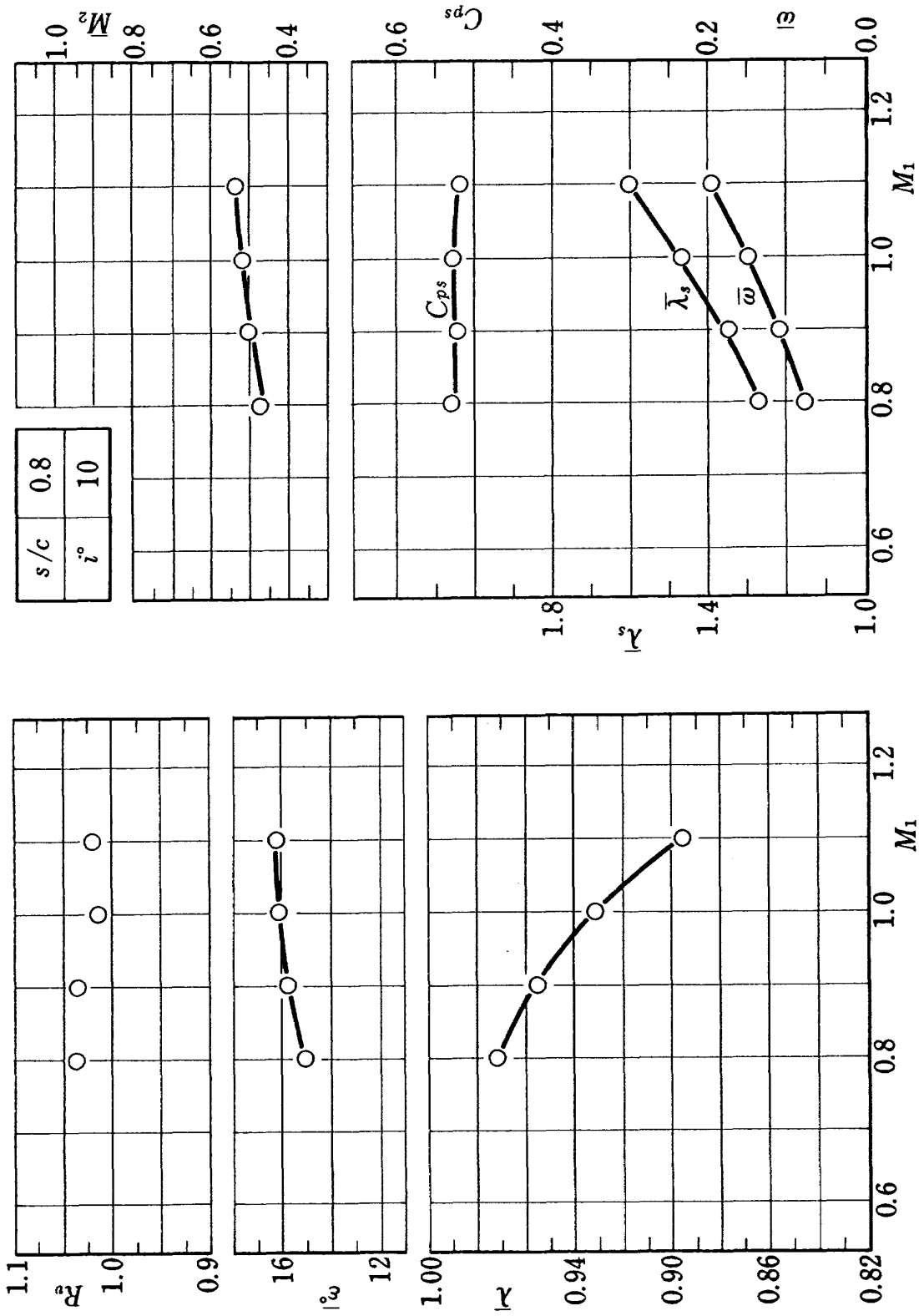
(BTE 12: $\phi=12^\circ$, $\xi=45^\circ$)

Fig. 20.5 流入マッハ数の影響



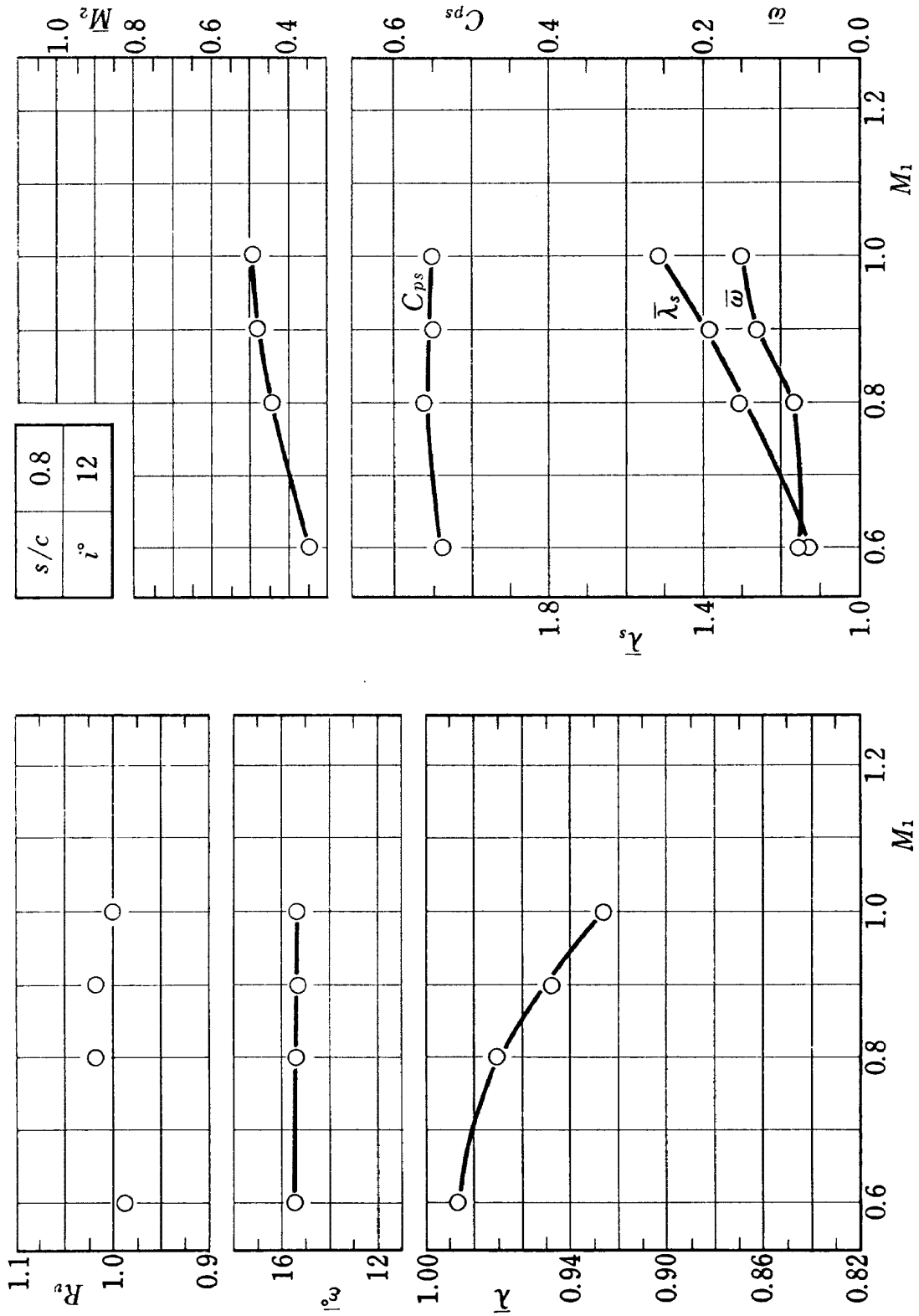
(BTE12: $\phi=12^\circ$, $\xi=45^\circ$)

Fig. 20.6 流入マッハ数の影響

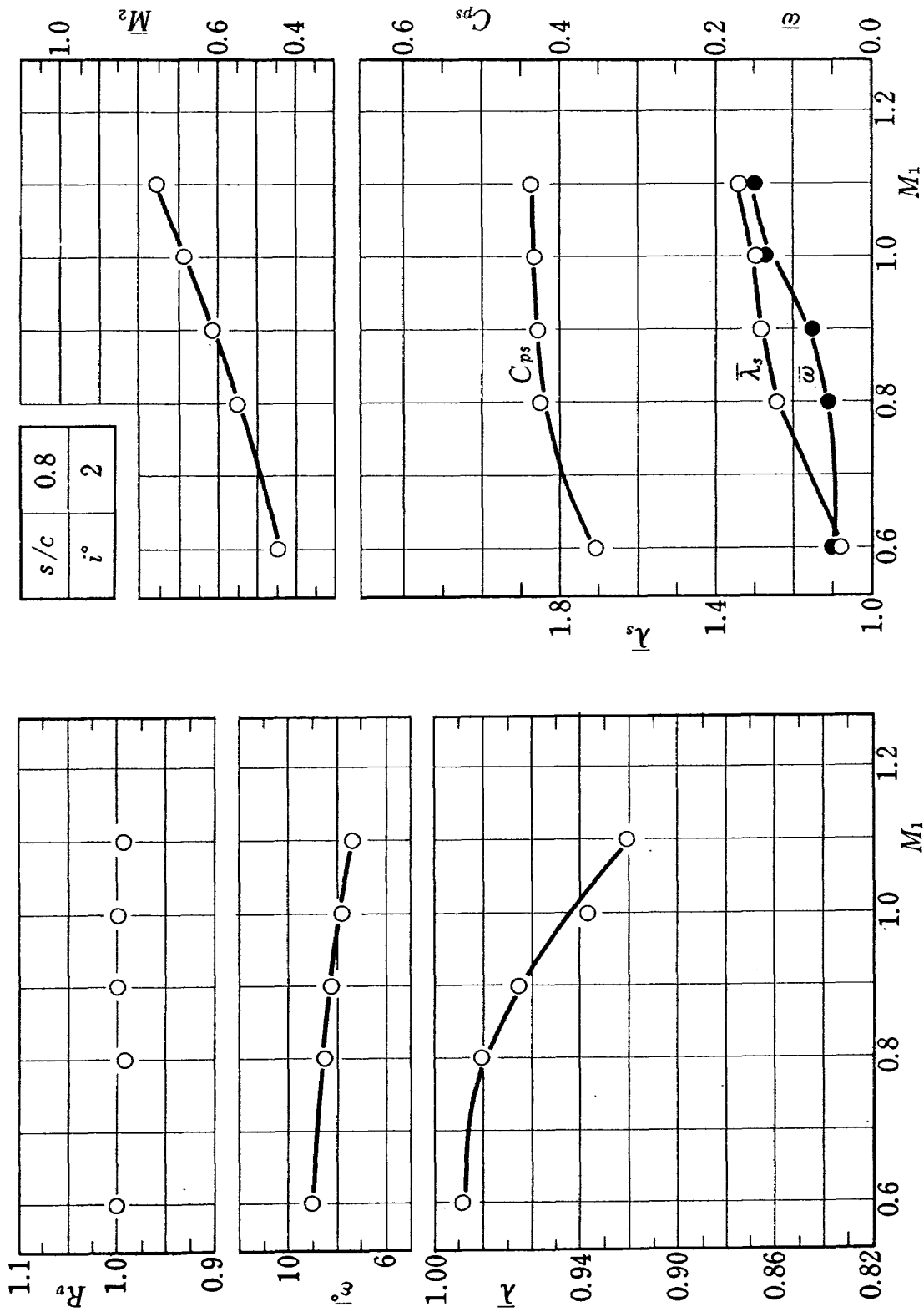


(BTE 12: $\phi=12^\circ$, $\xi=45^\circ$)

Fig. 20.7 流入マッハ数の影響

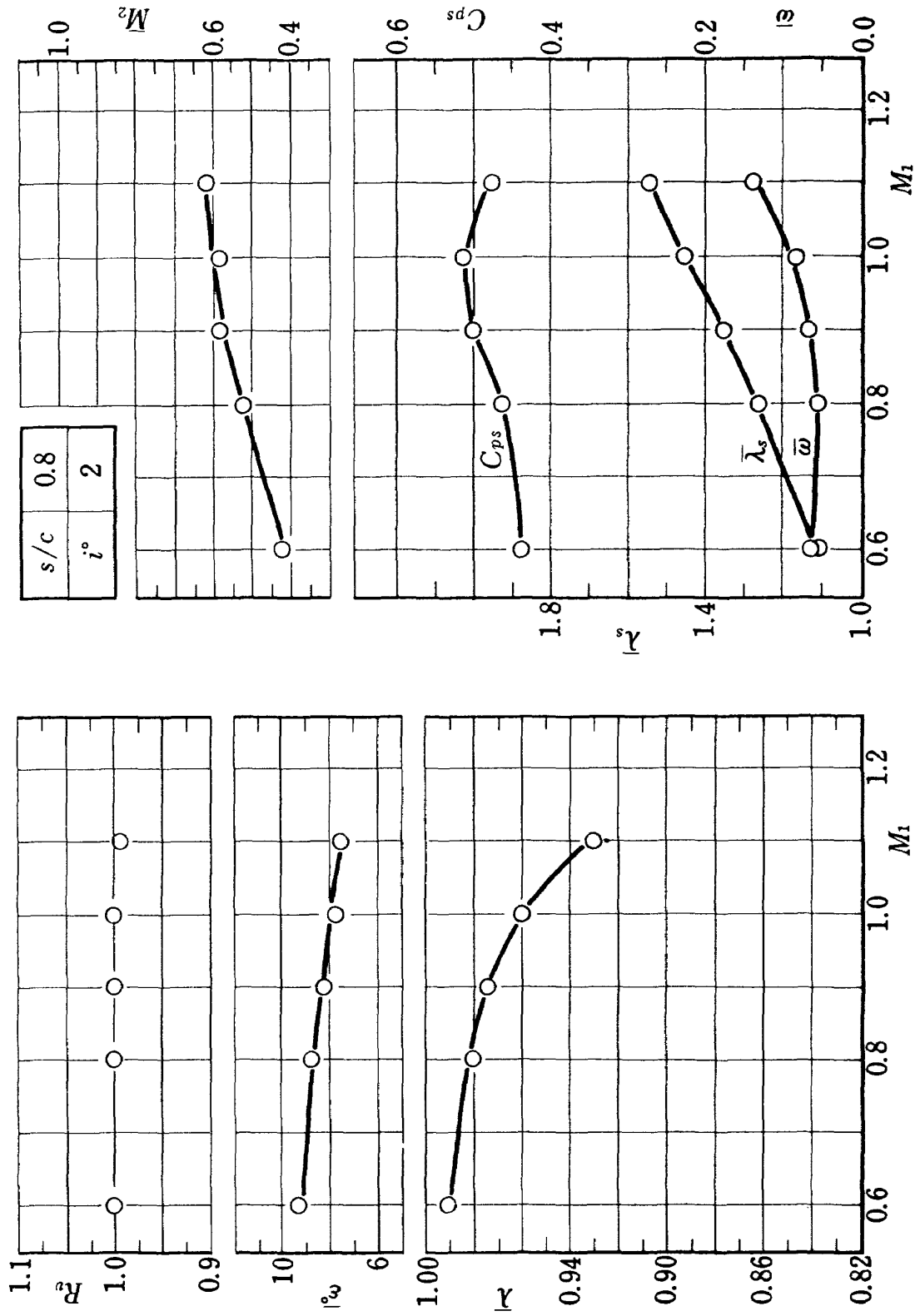


(BTE 12: $\phi=12^\circ, \xi=45^\circ$)
 Fig. 20.8 流入マッハ数の影響



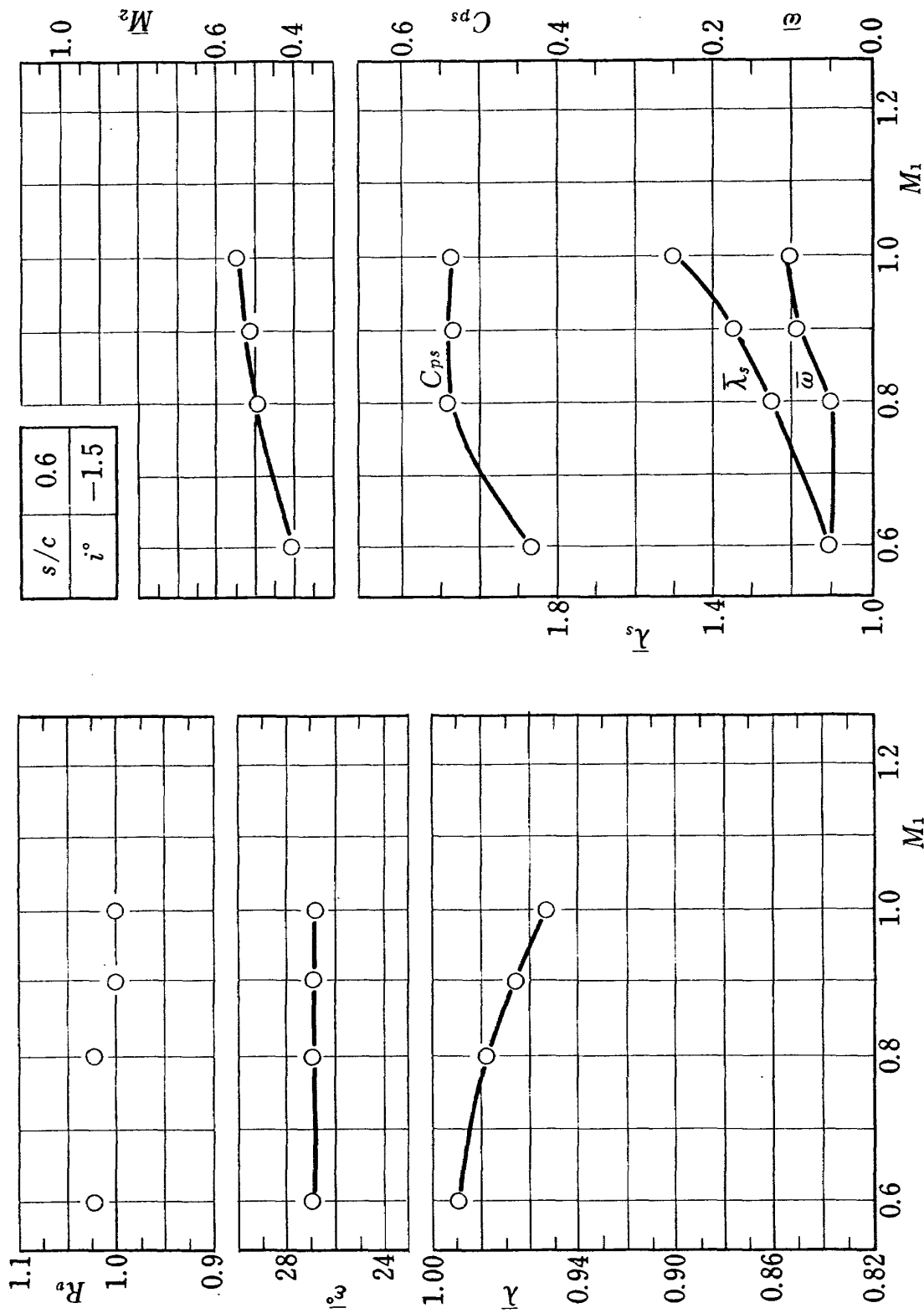
(BTE 12: $\phi=12^\circ, \xi=50^\circ$)

Fig. 20.9 流入マッハ数の影響



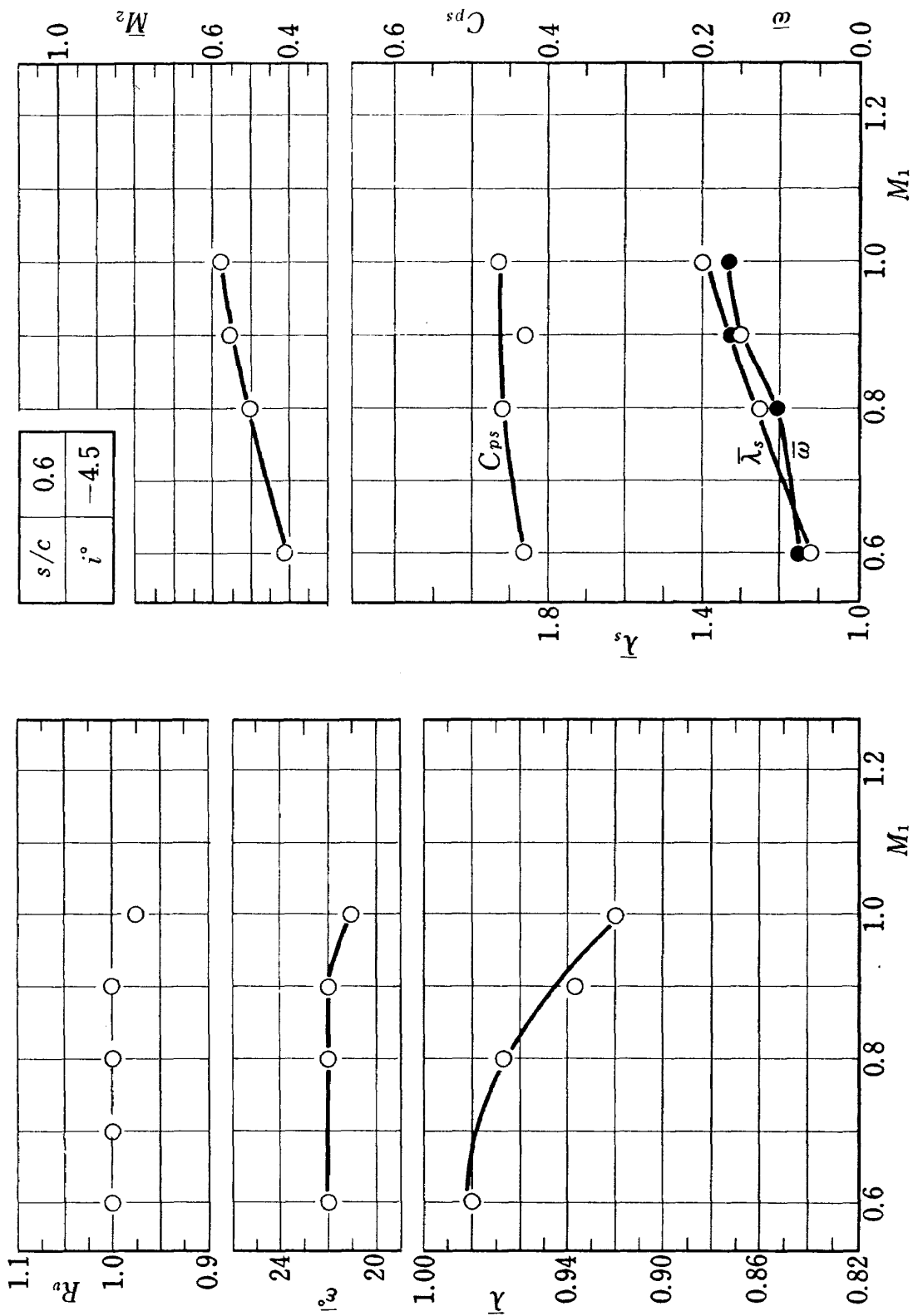
(BTE 12: $\phi=12^{\circ}$, $\xi=55^{\circ}$)

Fig. 20.10 流入マッハ数の影響



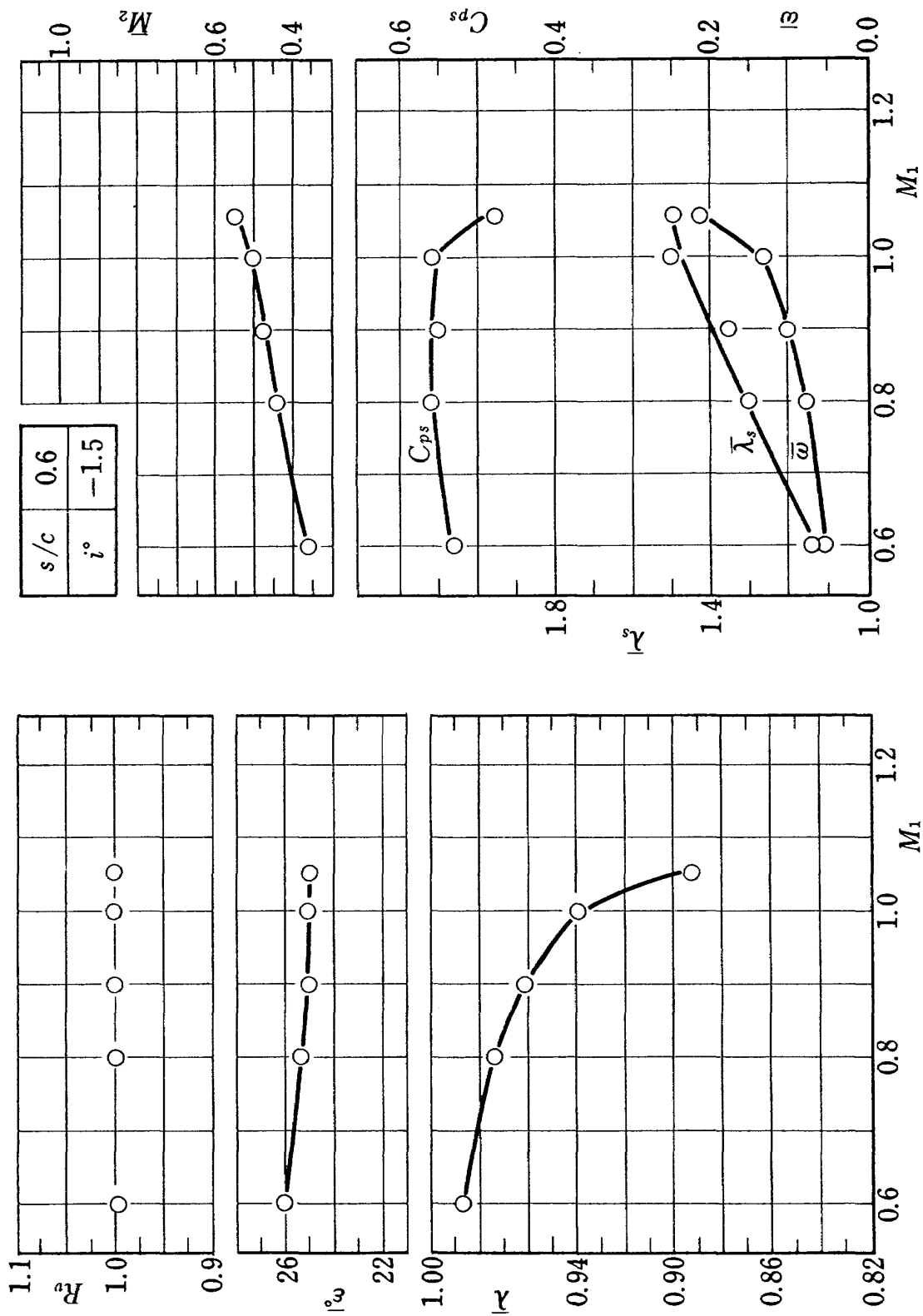
(BTE 35-1: $\phi = 35^\circ$, $\xi = 30^\circ$)

Fig. 21.1 流入マッハ数の影響



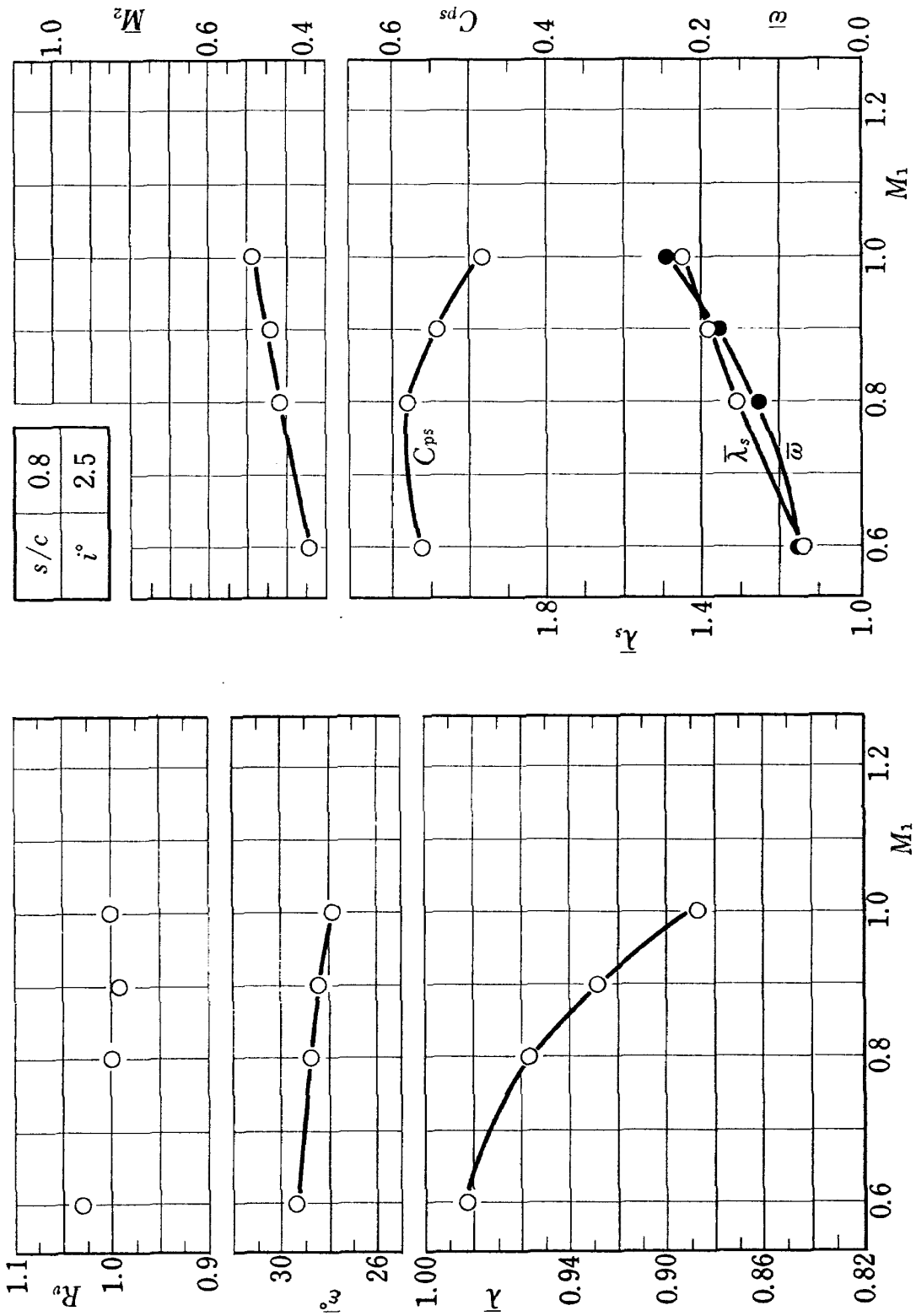
(BTE 35-1: $\phi=35^\circ$, $\xi=35^\circ$)

Fig. 21.2 流入マッハ数の影響

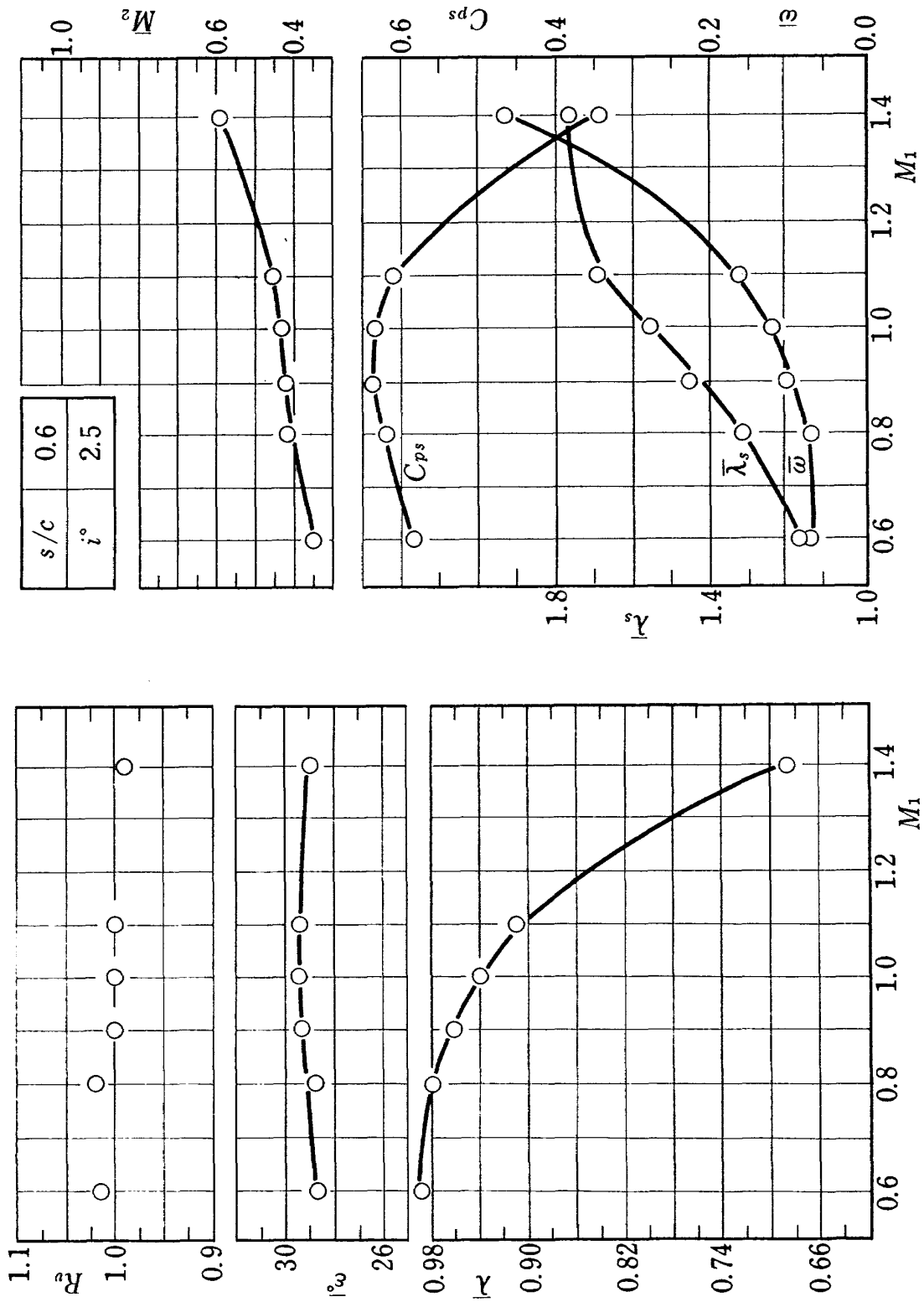


(BTE 35-1: $\phi=35^\circ$, $\xi=35^\circ$)

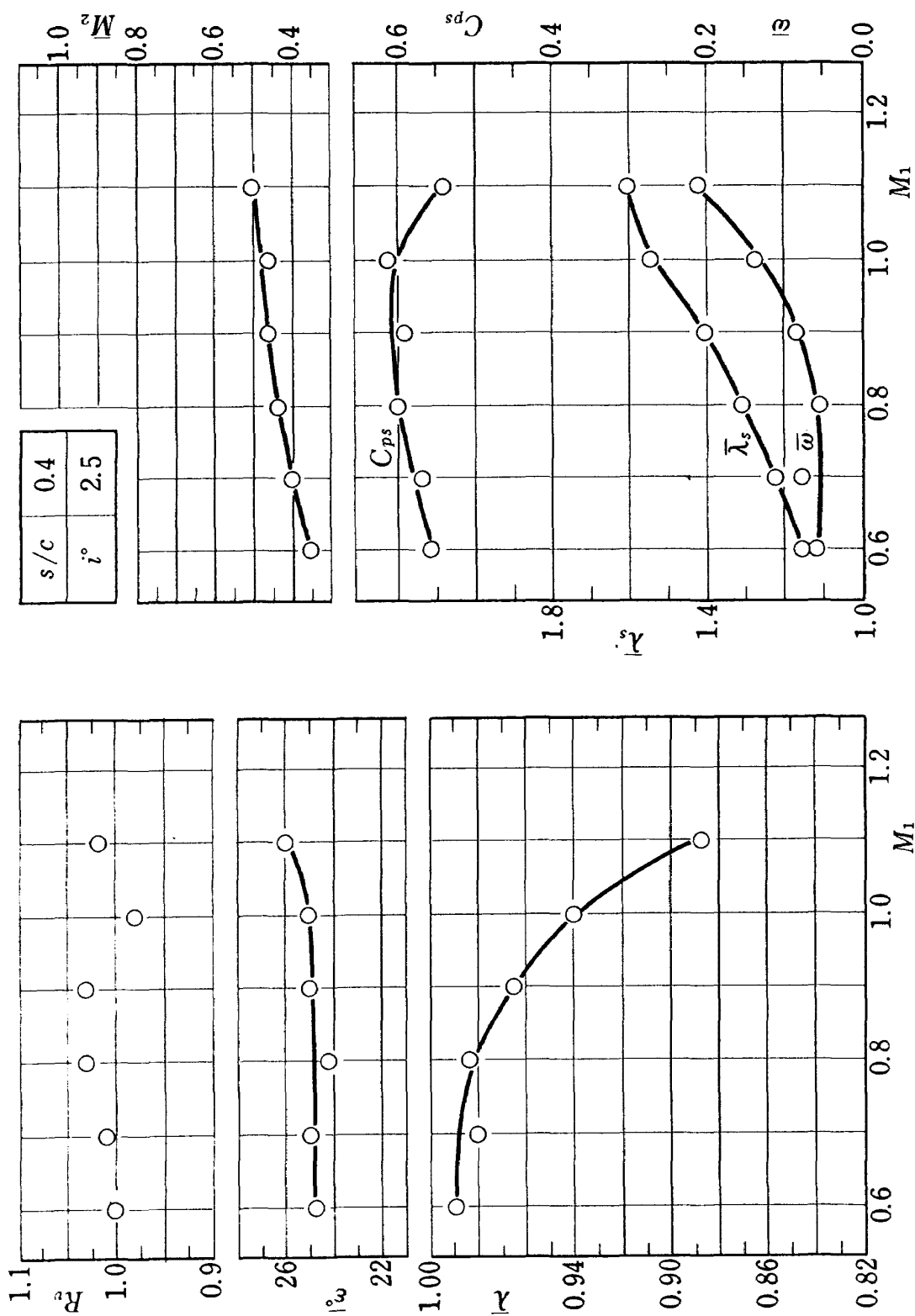
Fig. 21.3 流入マッハ数の影響.



(BTE 35-1: $\phi=35^\circ, \xi=35^\circ$)
 Fig. 21.4 流入マッハ数の影響

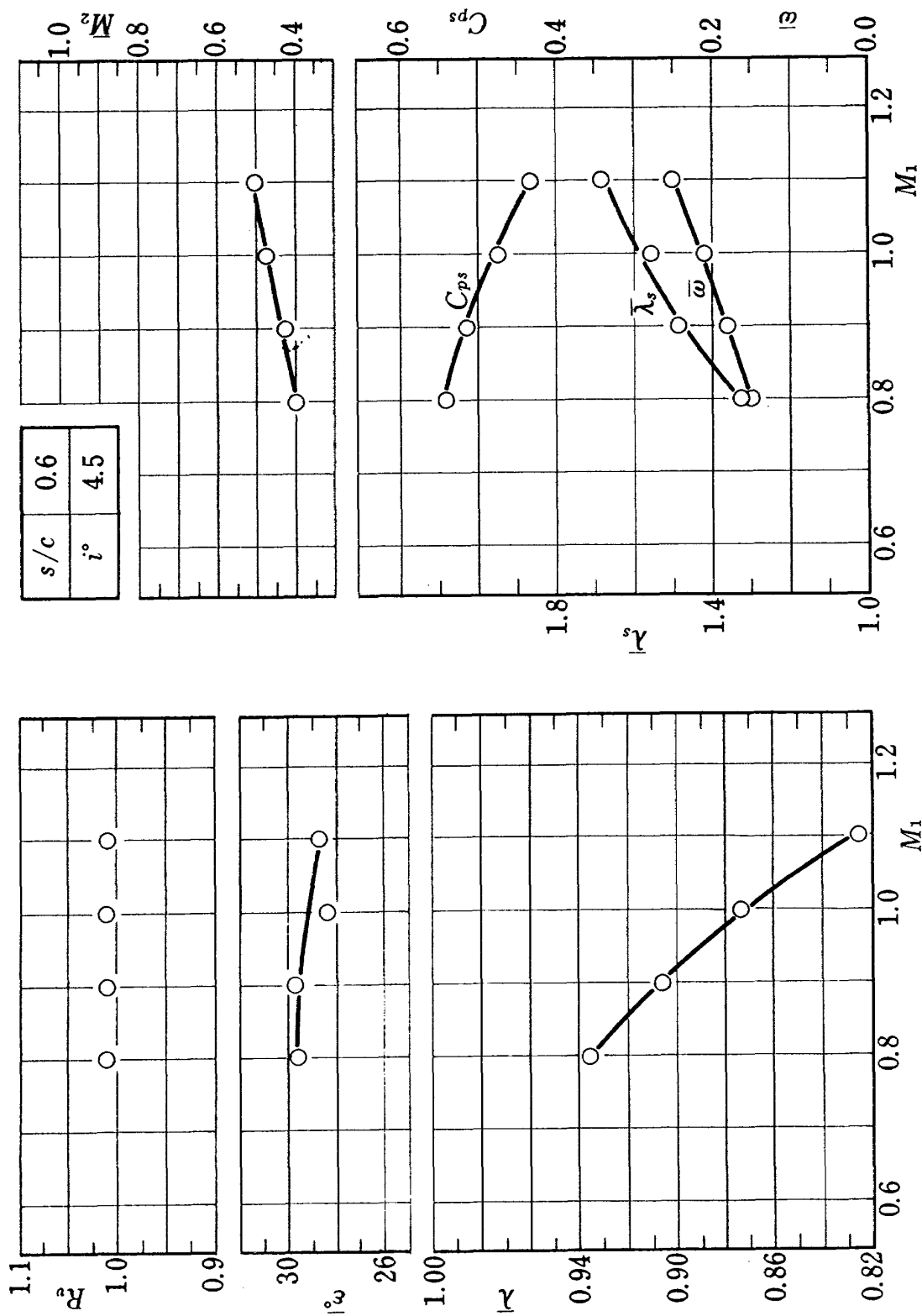


(BTE 35-1: $\phi=35^\circ$, $\xi=35^\circ$)
 Fig. 21.5 流入マッハ数の影響



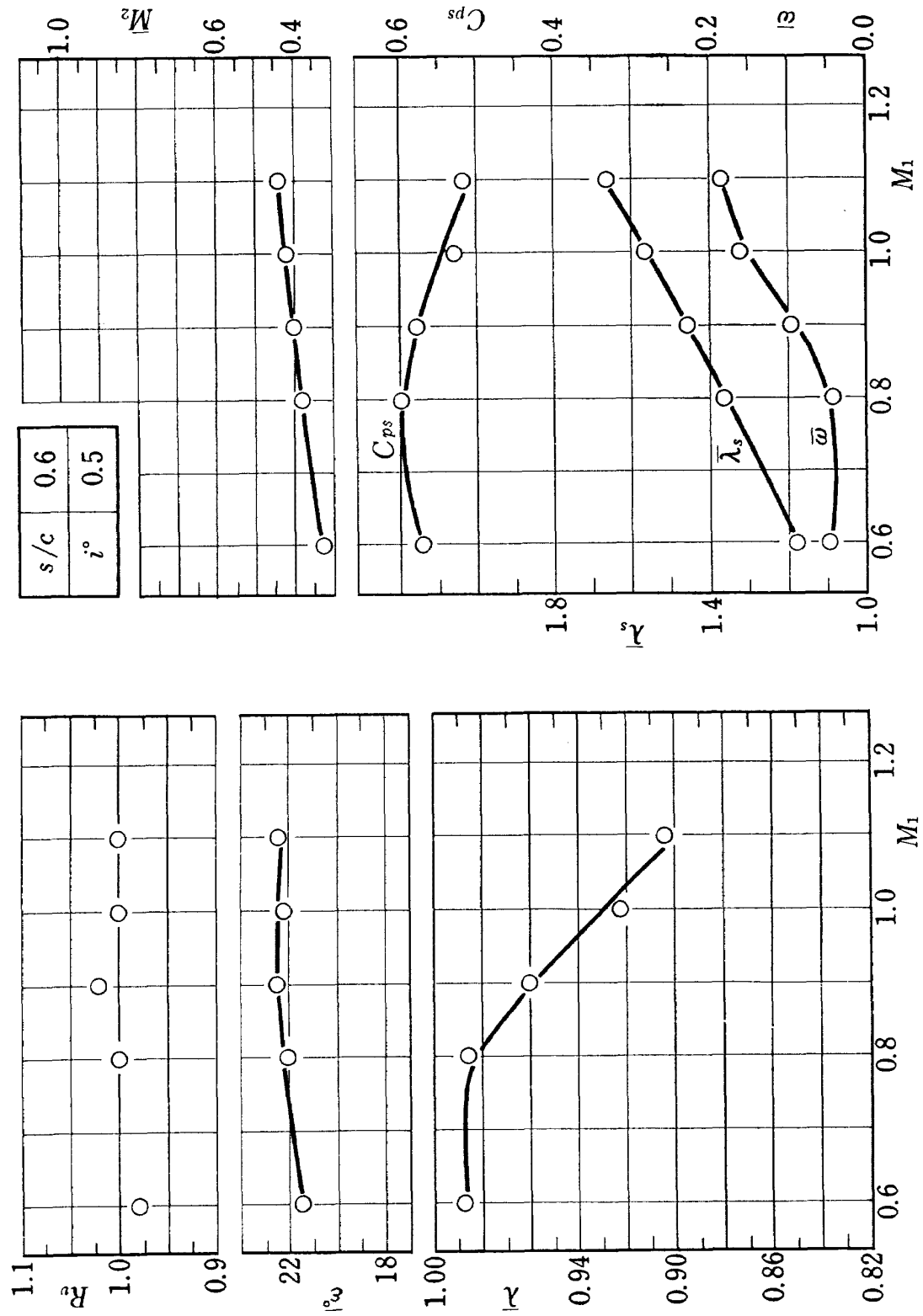
(BTE 35-1: $\phi=35^\circ, \xi=35^\circ$)

Fig. 21.6 流入マッハ数の影響



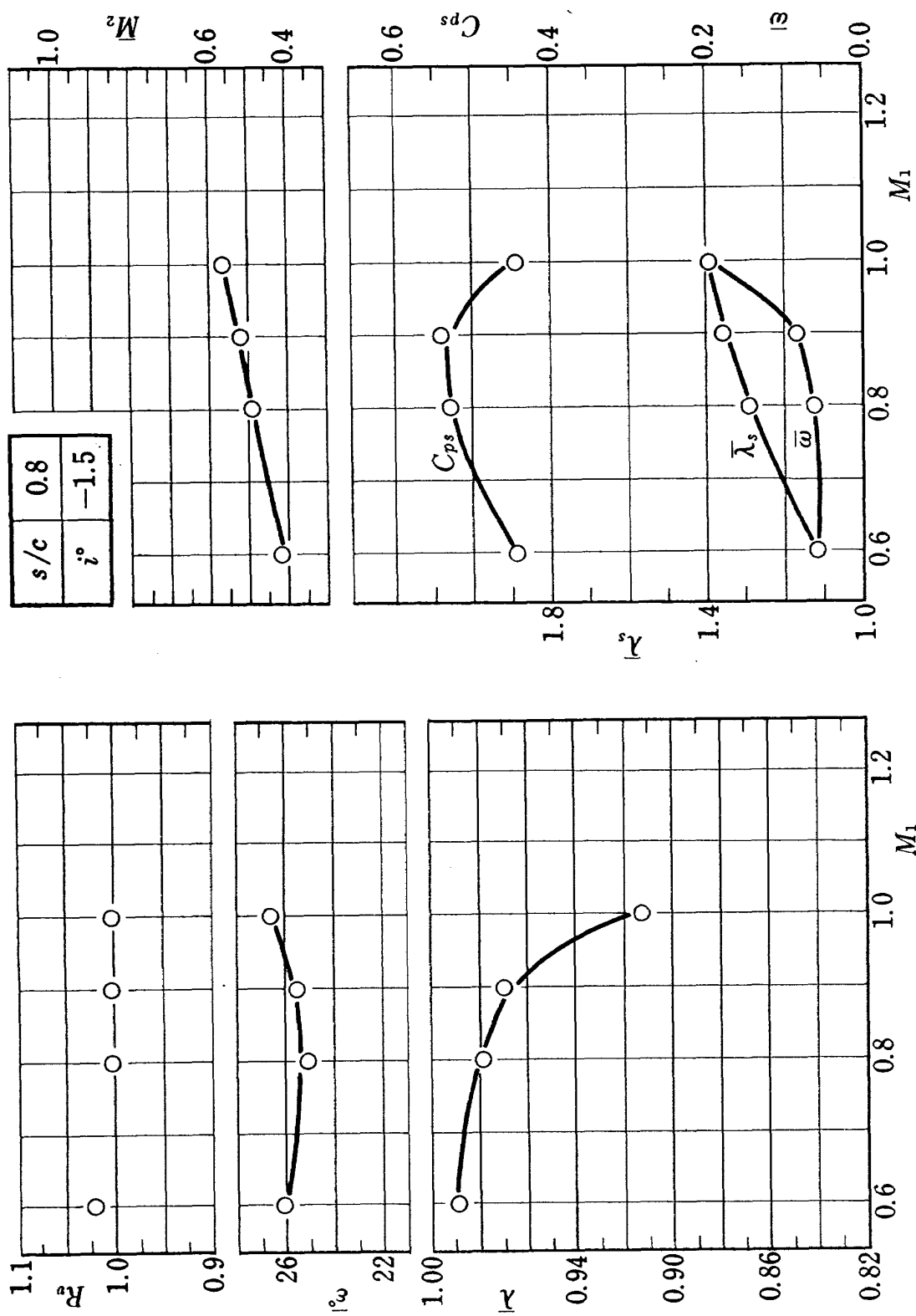
(BTE 35-1: $\phi=35^\circ$, $\xi=35^\circ$)

Fig. 21.7 流入マッハ数の影響



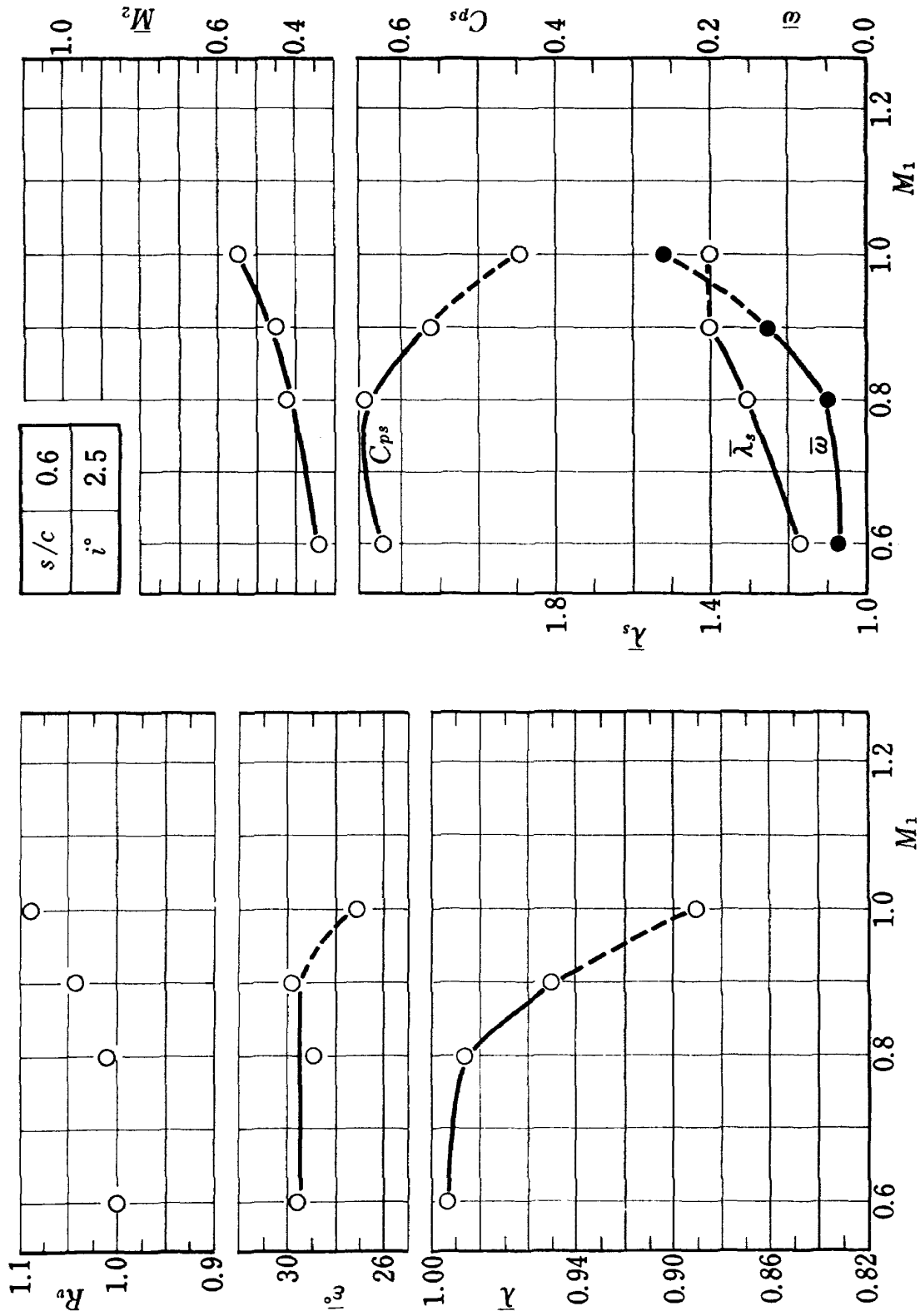
(BTE 35-1: $\phi=35^\circ, \xi=45^\circ$)

Fig. 21.8 流入マッハ数の影響



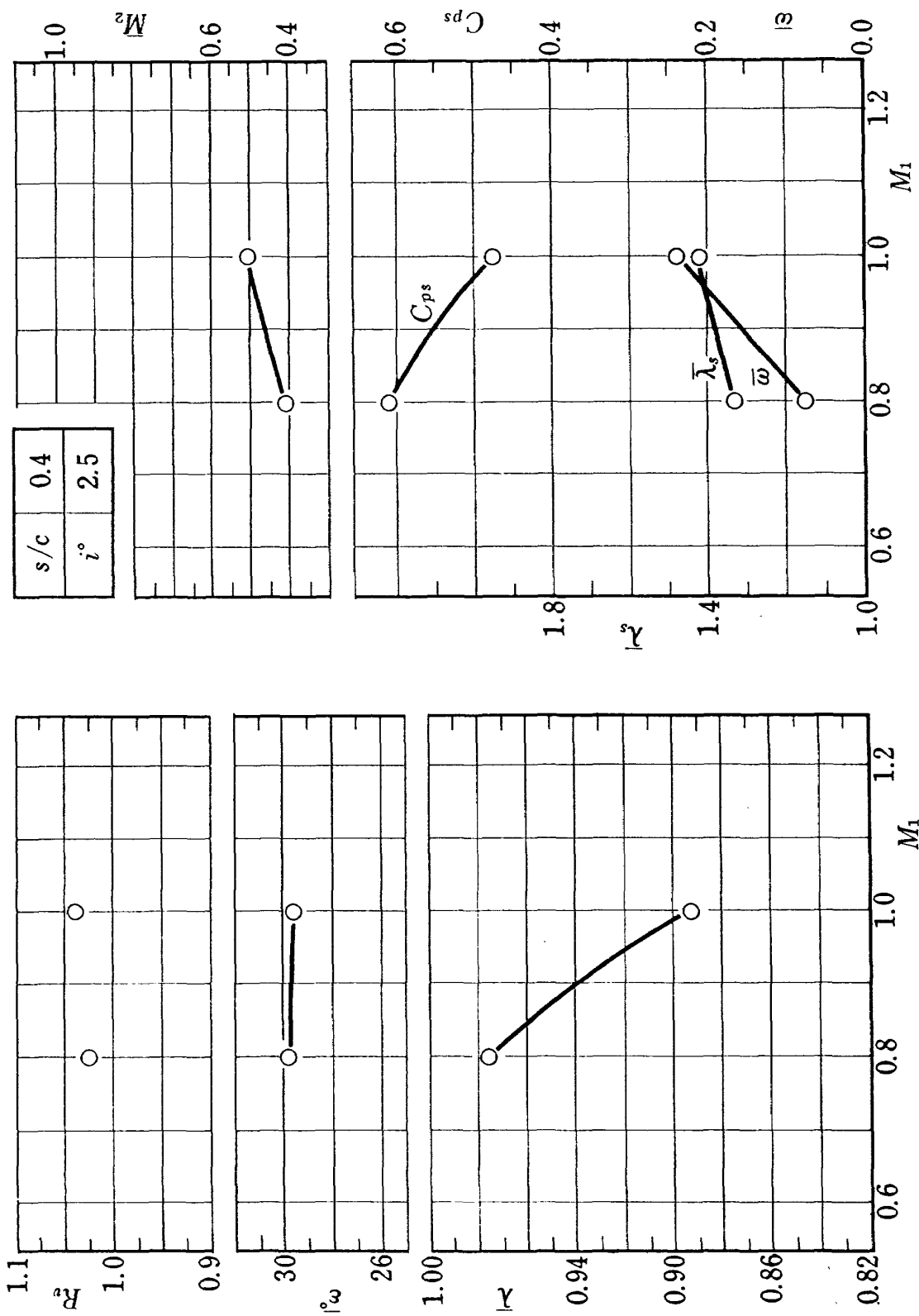
(BTE 35-2: $\phi=35^\circ$, $\xi=30^\circ$)

Fig. 22.1 流入マッハ数の影響



(BTE 35-2: $\phi=35^\circ$ $\xi=35^\circ$)

Fig. 22.2 流入マッハ数の影響



(BTE 35-2: $\phi=35^\circ$, $\xi=35^\circ$)
 Fig. 22.3 流入マッハ数の影響

NAL TR-313 正 誤 表

頁	誤				正							
10	BTE 12	$\xi=45^\circ$	$s/c=0.8$	$i_D=4^\circ$	BTE 12	$\xi=45^\circ$	$s/c=0.8$	$i_D=4^\circ$				
	<u>E</u> TE 35-1	$\xi=35^\circ$	$s/c=0.6$	$i_D=4^\circ$	<u>B</u> TE 35-1	$\xi=35^\circ$	$s/c=0.6$	$i_D=2.5^\circ$				
11		ζ_{NASA}	δ_{cartre}	δ			δ_{NASA}	δ_{carter}	δ			
	BTE 12	5°	4°	6°	$i=4^\circ$	$M_1=0.9$	BTE 12	5°	4°	6°	$i=4^\circ$	$M_1=0.9$
	BTE 35-1	9°	7°	8.5°	$i=-1.5$	$M_1=0.9$	BTE 35-1	9°	7°	8.5°	$i=-1.5$	$M_1=0.9$

一 印：訂正箇所

TR-303	ジンバルエンジン駆動用油圧制御系に適した IDPF サーボバルブの研究 Studies of IDPF Servo Valve Appropriate for Gimbale Engine Positioning Hydraul- ic Control Systems	1972年11月	畑山茂樹
TR-304	ドラッグカップ型ジャイロモータの同期化制御 の研究 Study on a Synchronizing Control of a Drag-Cup Gyro Motor	1972年11月	山田 博
TR-305	オイラー角表示による座標変換のアルゴリズム Coordinate Transformation Algorithm by the Eulerian Angles Representation	1972年11月	狼 嘉彰
TR-306	フライングテストベッド用付帯設備の計画 System Design of Facilities for VTOL Flying Test Bed at National Aerospace Laboratory	1972年11月	滝沢直人, 波谷昭義 小川敏雄, 藤枝敦俊 甲斐忠夫, 宮本義人 田辺義一, 小野幸一 竹内和之
TR-307	プラズマ風洞アーク加熱器, ノズル流および ノズル噴流に対する諸考察 Some Characteristics of the Arc-Heater, Nozzle Flow, and the Underexpanded Jet in the NAL 60 kW Plasma Wind Tunnel	1972年12月	松崎利一, 平林則明
TR-308	固体ロケット推進薬の超音波探傷 On the Ultrasonic Inspection of Separation in Solid Propellant Rocket Motors	1972年12月	清水盛生, 野口義男 種村利春
TR-309	複数翼をすぎる二次元, 非圧縮, ポテンシャル 流れの緩和法による計算 A Numerical Calculation of a Two-Dimen- sional Incompressible Potential flow Around a Set of Airfoils by Applying the Relaxation Method	1973年1月	中村正義
TR-310	圧縮流体の Navier-Stokes 方程式に対する数 種の差分法とその評価 An Evaluation of Several Difference Me- thods for Compressible Navier-Stokes Equations	1973年3月	石黒登美子
TR-311	界面最大引張り応力基準での固体推進薬での降 伏曲面 (三次元) について On a Failure Criterion of a Solid Propel- lant under Tri-axial Stress Fields	1973年3月	遠藤修司, 河田幸三
TR-312	最適制御理論を応用したフレア制御系につい て Simulation Study on Flare Control System by Optimization Theory	1973年3月	渡辺 顕・堀川勇壮

航空宇宙技術研究所報告 313 号

昭和 48 年 3 月 発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町 1880
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)●182

印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川 2-27-12
