

航空技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AERONAUTICAL LABORATORY

TR-34

高速軸流圧縮機の研究 II

—翼型と翼列の検討—

松木正勝・大山耕一・宮地敏雄

1963年1月

航空技術研究所

NATIONAL AERONAUTICAL LABORATORY

既 刊 報 告

TR- 1	遷音速風洞測定部に関する予備実験 Preliminary Investigation of N. A. L. Transonic Wind-Tunnel Test-Section	1960年2月	平木 一, 石井孝雄 大島信彦
TR- 2	遷音速風洞用 22.5 MW 主送風機 I. 模型送風機による性能試験 22.5 MW Main Blower for N. A. L. Transonic Wind Tunnel I. Performance Test of the Model Blower	1960年5月	山内正男, 松本正勝 塩入淳平, 富永守之
TR- 3	風洞用角度計の試作実験 An Experiment on Angle Measuring Instruments of Airplane Models in Wind Tunnel Test	1960年8月	小橋安次郎, 長洲秀夫 高島一明, 波木井潔
TR- 4	回転円板の強度 Strength of Rotating Discs	1960年9月	佐藤和郎, 永井文雄
TR- 5	航空技術研究所 (60 cm×60 cm) 遷音 速フラッター試験設備の計画と整備試験 Design and Development of N. A. L. 60 cm×60 cm Transonic Blowdown Wind Tunnel for Flutter Testing	1960年12月	中井暎一, 橋爪 宏 中村泰治
TR- 6	高温歪ゲージの温度特性 Temperature Characteristics of High Temperature Strain Gage	1960年12月	竹中幸彦
TR- 7	遷音速風洞の測定部 On the Transonic Test Section	1961年1月	村崎寿満
TR- 8	繰返し荷重装置試験の予備試験 Preliminary Study for Development of Repeated Load Testing Rigs for Full-Scale Aircraft Structures	1961年3月	竹内和之, 飯田宗四郎
TR- 9	遷音速流小擾乱理論の研究 (I) —非線型補正理論— Studies on the Small Disturbance Theory of Transonic Flow (I) —Non-Linear Correction Theory—	1961年3月	細川 巖
TR-10	喰違い角の大きい減速翼列の研究 Cascade Tests of High Stagger Compressor Blades	1961年3月	松本正勝, 高原北雄 西脇英夫, 森田光男
TR-11	軟鋼円板の回転による降伏 Yielding of Rotating Discs of Mild Steel	1961年4月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-12	薄肉開断面梁の自由振動について On the Natural Vibration of Thin- Walled Beams of Open Cross Section	1961年5月	川井忠彦, 塙 武敏
TR-13	衝撃波と境界層の干渉についての 実験的研究 Experimental Results of the Inter- action between Shock Wave and Turbulent Boundary Layer	1961年7月	須郷道也, 伝田幸雄
TR-14	電磁流体の圧縮性境界層 On Compressible Boundary Layer in Magnetodynamics	1961年7月	須郷道也, 小沢五郎
TR-15	振動翼用圧力ピックアップの試作・較正 Miniature Pressure Pickups for Measuring the Pressure on Oscillating Airfoils in Supersonic Flow	1961年8月	石井孝雄, 柳沢三憲
TR-16	放物型偏微分方程式の混合境界値問題 の差分法による数値解法 On the Difference Method Solutions of the Mixed Boundary Value Problems of Parabolic Partial Differential Equations	1961年11月	樋口一雄, 三好 甫
TR-17	荷電ビームによる気流密度測定の理論的考察 A Theoretical Comment on the Charge- Beam Method of Measuring Gas Density	1961年12月	和田 勇, 細川 巖 三好 甫
TR-18	前置静翼々列と喰違い角の大きい減速翼列の 二次元低速翼列性能と回転翼列性能との比較 Comparison of Inlet Guide Vane and High Stagger Compressor Blade Performance in a Rotor and in Cascade	1961年11月	松木正勝
TR-19	高速翼車の回転強度 Strength of High-Speed Rotor	1961年12月	佐藤和郎, 永井文雄

高速軸流圧縮機の研究 (I)*

— 翼型と翼列の検討 —

松木正勝**・宮地敏雄**・大山耕一**

An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (I)

— The Selection of Compressor Cascade —

By Masakatsu MATSUKI, Toshio MIYACHI, Koichi OYAMA

The aim of this study is to obtain the design methods of compressors which give a high pressure ratio per stage. In this report the case where the inlet velocity is lower than the cascade critical Mach number is investigated.

- 1) The NACA 65-series compressor blades were used as the blade profile. Then the relation between deflection angle and outlet angle at design point and stall point, stagger angle and inlet angle at design point, and critical Mach number and inlet angle at design point were obtained.
- 2) The relation between velocity triangle and incidence angle of the cascade was calculated.
- 3) The obtainable deflection angle at design point against outlet angle was determined under the condition where the axial velocity ratio of the stall point to the design point was given, and the incidence angle, the camber angle, the stagger angle, and the critical Mach number corresponding to the obtainable deflection angle at design point were determined.

1. は し が き

ジェットエンジン用軸流圧縮機では、効率が高いこと、作動範囲の広いことの他に軽量小型で大容量を消化することを要求される。軽量小型化のためには1段当りの圧力比を増して圧縮機の段数を減らすことおよび軸流速度を増して前面面積当りの流量を増加させることが必要であり、必然的に高速化の傾向をたどっている。

本研究はこれらの諸点を対象として高速軸流圧縮機の研究を進めたものである。研究開発は一般に、(a) 翼型の開発研究およびその翼型による二次元翼列の翼素性能試験。(b) 二次元翼列データを実際に圧縮機設計に役立てる際に必要となる翼型の選定および回転翼列試験、によって進められる。

* 昭和 37 年 12 月 25 日受付

** 原動機部

第 I 報は (b) の翼型の選定について検討したものであり、回転翼列の作動範囲におよぼす速度三角形の影響を解析し、それを用いて NACA 65 系翼型の選定方法を検討した結果を報告する。

2. 記 号

記号を下記のように定める。

C : 翼弦長	M_{cr} : 臨界マッハ数
C_{l_0} : 翼のそり度	N : 毎分回転数 rpm
C_p : 圧力係数	s : 翼列のピッチ mm
D : 拡散係数	t : 翼の厚さ mm
$C_{st} = (p_l - p_s) / (\gamma V^2 / 2g)$: 非圧縮性流れ に対する翼面圧力係数。	U : 動翼の周速度 m/s
p_l : 翼表面圧力 kg/m^2	V : 流速 m/s
p_s : 前方の流れの静圧 kg/m^2	α : 回転軸方向より測った流れの角度
γ : 前方の流れの比重量 kg/m^3	ϵ : 転向角
V : 前方の流れの速度 m/s	σ : c/s
M : マッハ数	ξ : 翼列の喰違い角
(添字) 1: 動翼前	des : 設計点
2: 動翼後すなわち静翼前	st : 失速点
3: 静翼後	' : 動翼に対する相対的な値
a : 軸流方向	

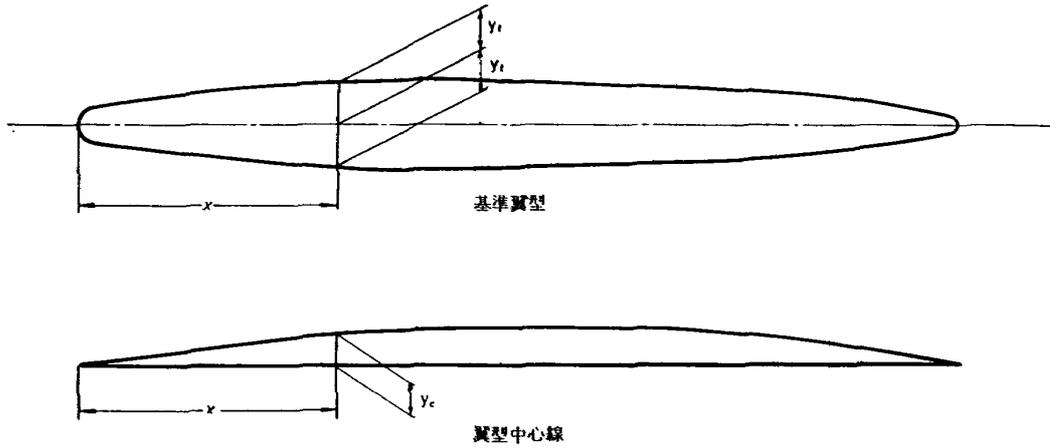
3. 翼型と翼列

3.1 翼 型

翼型としては各国においていろいろのものが用いられ、特に英国の C 4 は Howell によって詳しく研究されているが、生データが入手できず、かつ臨界マッハ数がやや低いので高速用としては不適當であり、高速軸流圧縮機用としては NACA 65 系翼型がもっぱら用いられている。これは、この翼型については完備した報告が入手でき、高速に適した圧力分布を持つために C 4 にくらべ臨界マッハ数がやや大きいからである。

ただし、この翼型は翼後縁付近が薄いために圧縮機用翼として製作するにあたって加工が複雑である上に、強度上からも好ましくないので、一般には後縁付近をやや厚く修正したものをを用いている。

第 1 図は NACA RM L 51 G 31 に示された翼型であって、厚さ 10% の場合の厚さ分布と



x	厚さ分布 $\pm y_c$		翼型中心線 $C_{l_0}=1.0$	
	65(216)-010 airfoil combined with $y=0.0015x$	derived 65-010 airfoil	中心線高さ, y_c	傾斜, dy/dx
0	0	0	0	
.5	.752	.772	.250	0.42120
.75	.890	.932	.350	.38875
1.25	1.124	1.199	.535	.34770
2.25	1.571	1.574	.930	.29155
5.0	2.222	2.177	1.580	.23430
7.5	2.709	2.647	2.120	.19995
10	3.111	3.040	2.585	.17485
15	3.746	3.666	3.365	.13805
20	4.218	4.143	3.980	.11030
25	4.570	4.503	4.475	.08745
30	4.824	4.760	4.860	.06745
35	4.982	4.924	5.150	.04925
40	5.057	4.996	5.355	.03225
45	5.029	4.963	5.475	.01595
50	4.870	4.812	5.515	0
55	4.570	4.530	5.475	-.01595
60	4.151	4.146	5.355	-.03225
65	3.627	3.682	5.150	-.04925
70	3.038	3.156	4.860	-.06745
75	2.451	2.584	4.475	-.08745
80	1.847	1.987	3.980	-.11030
85	1.351	1.385	3.365	-.13805
90	.749	.810	2.585	-.17485
95	.354	.306	1.580	-.23430
100	.150	0	0	
前線半径	.666	.687		

注 NACA RM L 51 G 31 の実験に用いられたのは 65(216)-010...の厚さ分布である。

第 1 図 翼 型

$C_{l_0}=1.0$ の場合の翼型中心線の座標と傾斜を示す。これらを組合せて翼型を作り、NACA 65 ($10 \times C_{l_0}$) t と称する。任意の C_{l_0} , t については第 1 図の C_{l_0} , t に比例させて x_u , y_u を定められる。また、上面および下面の座標 x_u , y_u および x_l , y_l は

$$\left\{ \begin{array}{l} x_u = x - y_t \sin \theta \\ y_u = y_c + y_t \cos \theta \end{array} \right\} \quad (1)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} x_l = x + y_t \sin \theta \\ y_l = y_c - y_t \cos \theta \end{array} \right\}$$

ここに

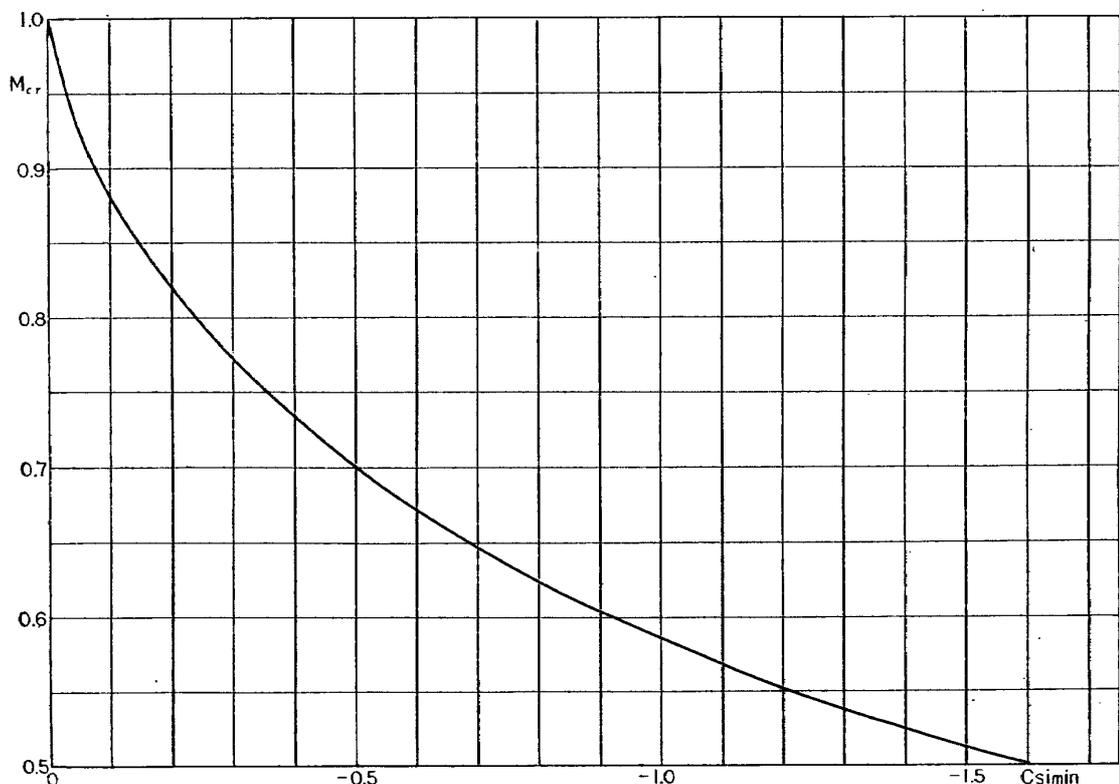
$$-90^\circ \leq \theta = \tan^{-1}(dy_c/dx) \leq 90^\circ$$

によって容易に定められる。

3.2 NACA 65 系翼列データの整理

NACA RM L 51 G 31 は 65 系翼型 (厚さ 10%) の二次元低速翼列試験の結果であるが、流入速度が増加して臨界マッハ数に達するまで翼面圧力分布はマッハ数とともに変化しても流出角および転向角はほとんど一定⁽²⁾であるので、臨界マッハ数以下ならば高速翼列の設計にも低速翼列試験結果を用いる。

ただし、この際には低速での翼面圧力分布から高速時の翼面圧力分布を推定して臨界マッハ数の



第 2 図 臨界マッハ数——非圧縮性流れの翼表面最低圧力係数

めやすを立てておかねばならない。低速翼列試験の場合は気流の圧縮性を無視して、翼面圧力係数は非圧縮性流れの翼面圧力係数 C_{st} に等しいと見なしてさしつかえない。

C_{st} と圧縮性流れの翼面圧力係数 C_{sc} との関係は Kármán-Tsien の式によると

$$C_{sc} = C_{st} / \left\{ \sqrt{1-M^2} + \left(\frac{M^2}{1+\sqrt{1-M^2}} \right) \frac{C_{st}}{2} \right\} \quad (2)$$

臨界マッハ数における C_{sc} と臨界マッハ数 M_{cr} との関係は、

$$C_{sc} = \frac{2}{\kappa M_{cr}^2} \left[\left(\frac{1 + \frac{\kappa-1}{2} M_{cr}^2}{1 + \frac{\kappa-1}{2}} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} - 1 \right] \quad (3)$$

(2), (3) 式より翼面上の最大負圧点での翼面圧力係数 $C_{st \min}$ は

$$C_{st \min} = \frac{2\sqrt{1-M_{cr}^2}(1+\sqrt{1-M_{cr}^2})Z}{M_{cr}[\kappa(1+\sqrt{1-M_{cr}^2})-Z]} \quad (4)$$

ここに、

$$Z = \left[\left(\frac{1 + \frac{\kappa-1}{2} M_{cr}^2}{1 + \frac{\kappa-1}{2}} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} - 1 \right]$$

κ : 比熱比

(4) 式の $C_{st \min} \sim M_{cr}$ の関係を第 2 図に示す。(2) 式および (4) 式より圧縮性を考慮した臨界マッハ数以下の高速における翼面圧力分布および臨界マッハ数を推定できる。

次に翼列の作動範囲について調べてみる。設計点 (圧力分布の形状から高速作動時に最適な迎え角を選定し設計点とした) は与えられているが、失速点については C4 において Howell の示したような明確な選定基準が与えられていないので、一案として次のような方法をとってみる。すなわち、失速点として、翼列性能曲線上で翼断面抗力係数が最小値の 1.5 倍となる転向角、またはこの転向角に対する迎え角が最大転向角に対する迎え角以上になるときは最大転向角に対応する点をとる。

迎え角が設計点より増加した場合の失速点を正失速点、減少した場合の失速点を負失速点とすると、設計点と正および負の失速点との間をそれぞれ設計点より正の作動範囲および負の作動範囲とよぶことができ、この両者を合わせたものが翼列の作動範囲となるわけである。

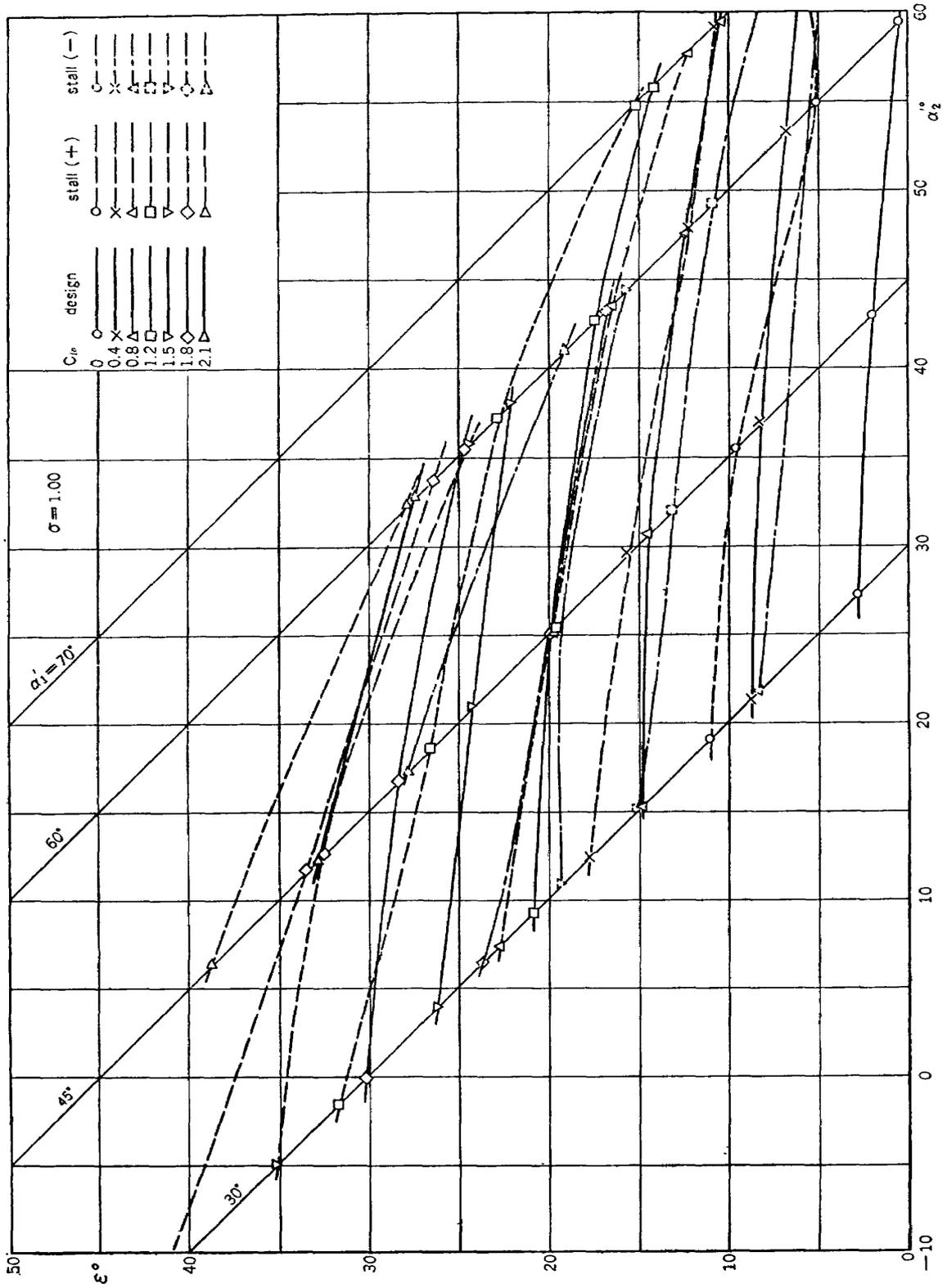
以上の方法により NACA のデータに従って弦節比 σ を一定とし各種の C_{li} について設計点および失速点における転向角——流出角を第 3 図, 第 4 図に、また設計点における喰違い角——流入角を第 5 図, 第 6 図に、設計点における臨界マッハ数——流入角を第 7 図, 第 8 図に示す。 $\sigma=0.5, 0.75,$

1.25 は C_{L0} および α_1' の実験範囲が狭いので省略し、データの豊富な $\sigma=1.0, 1.5$ の場合について整理した。

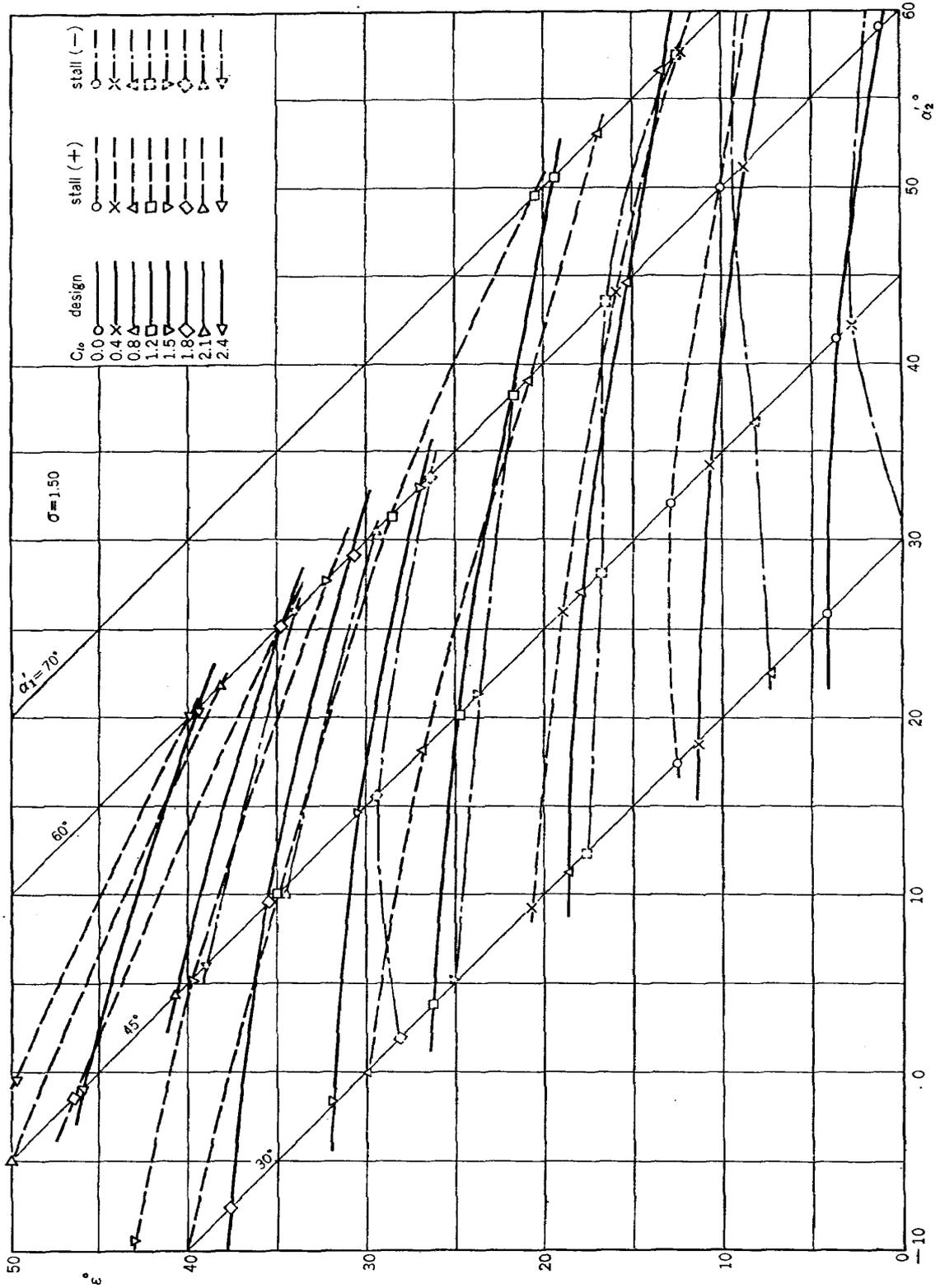
転向角は第3図 ($\sigma=1.0$) および第4図 ($\sigma=1.5$) に示すように流出角 α_2' について整理した。この理由は、流出角は二次元翼列としての性能を示す範囲内で全圧損失係数の小さな広い迎え角範囲にわたってほとんど一定値を示すこと、および回転翼列では喰違い角がある角度に固定され流出角一定で流入角が変化する場合が普通であるので、ある翼型、弦節比、喰違い角の翼列の場合に流出角に対する失速点従って作動範囲を求めるのが実際的であるからである。

前述の失速点のとり方によると全般的にみて流出角の増加とともに作動範囲は正負ともに漸次減少する。流出角の小さいところでは正負の作動範囲は大体等しいが、流出角の増大に対して正の作動範囲の方が減少する割合が大きく、したがって流出角の大きいところでは負の作動範囲の方が大きくなる。これらの失速点が実際の軸流圧縮機の失速点と一致するかどうか、またどのような関係にあるかは回転翼列試験の結果に待たなくてはならない。前述の計算法によって求めた臨界マッハ数は第7図、第8図の実線のとおりであるが、図の破線で示した曲線は喰違い角の大きい場合についての資料(航技研報告 TR-10)⁽⁶⁾であって参考として併記した。両者の間にはかなりの差があり、回転翼列試験結果⁽⁷⁾が示すように TR-10の方が実際と合うことがわかっているが、ここでは喰違い角の小さい部分を主とするので NACA のデータを基準にして整理した。しかし、喰違い角の大きい部分については TR-10 を用いる方がよい。

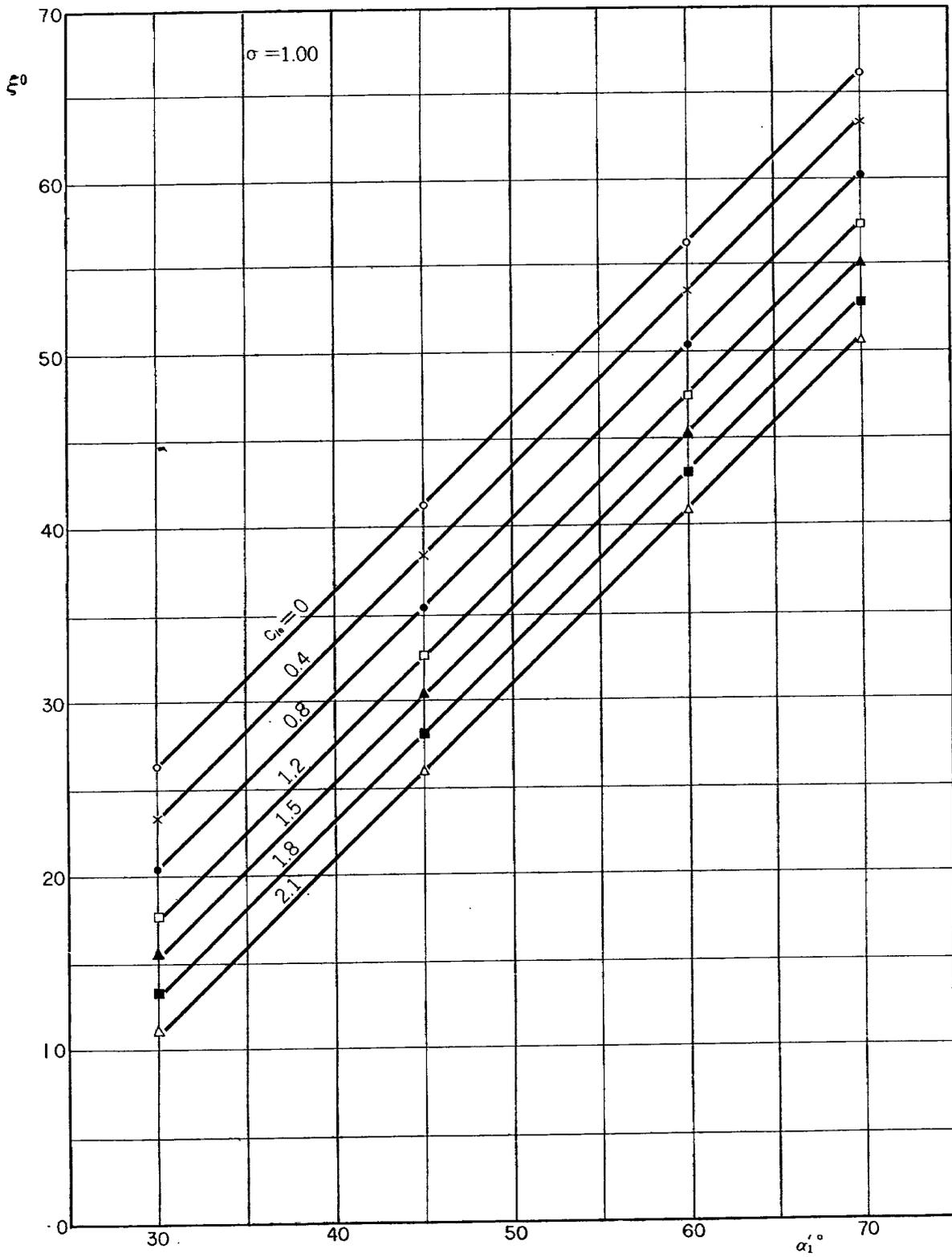
$\sigma=1.0, 1.5$ のいずれの場合も C_{L0} に関係なく α_1' が 60° の付近で M_{cr} は最大となることがわかる。



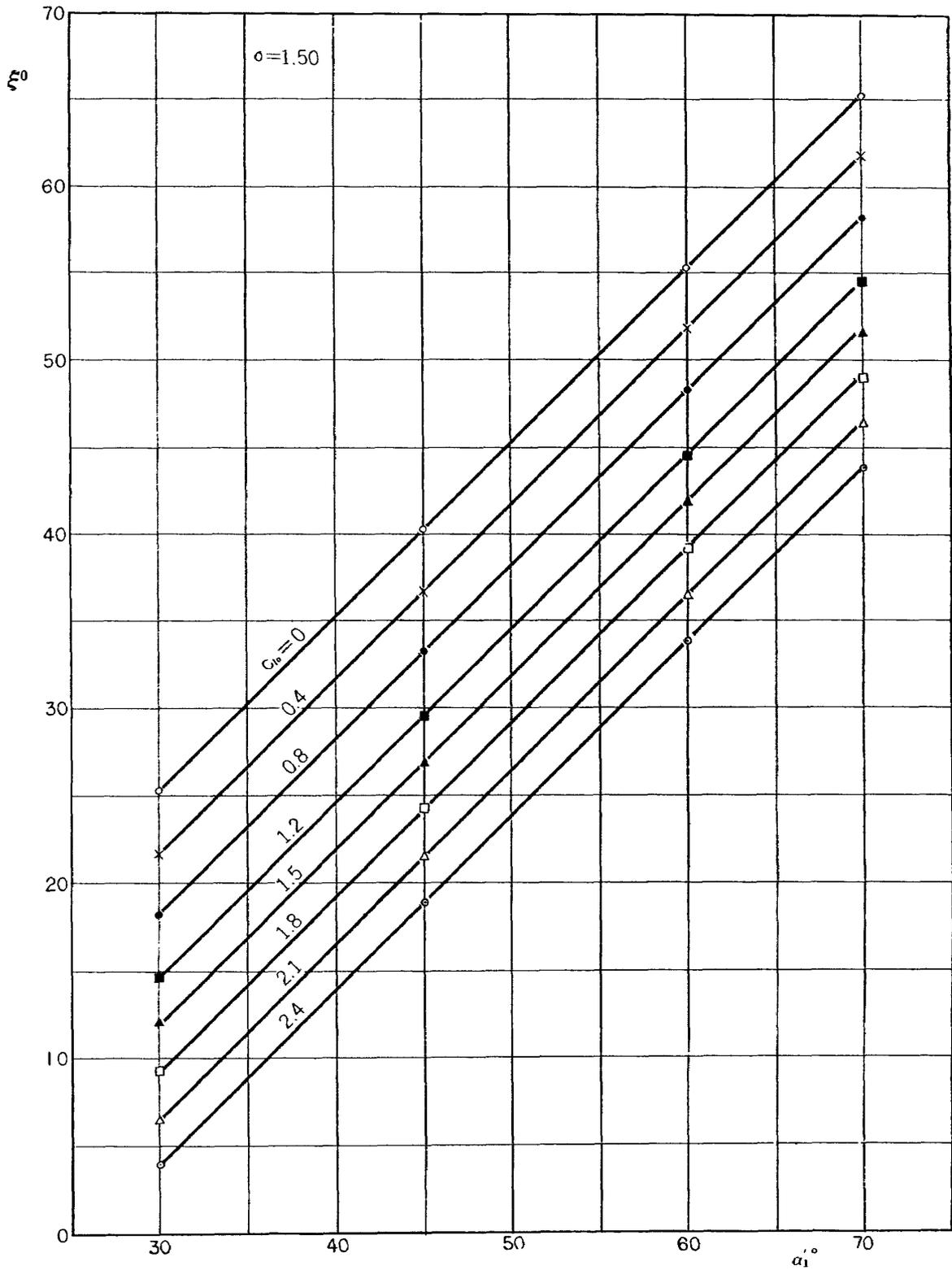
第3図 設計点および失速点における転向角——流出角



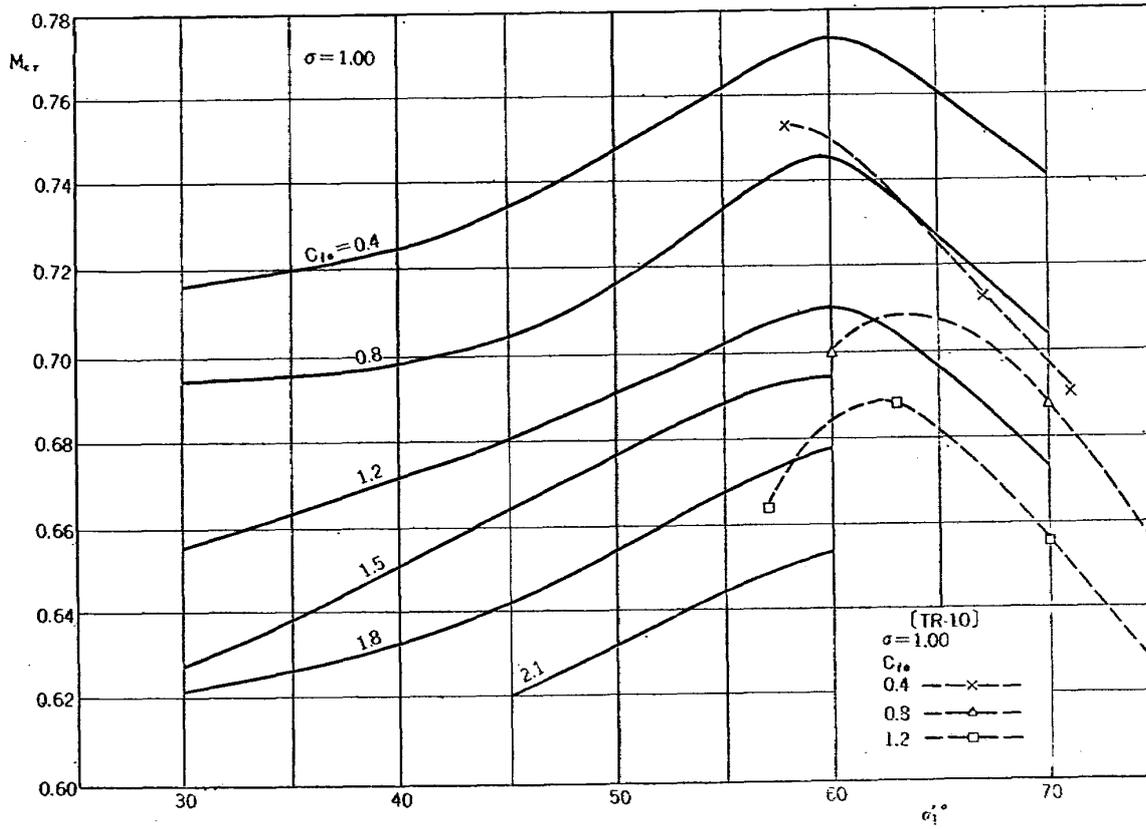
第4図 設計点および失速点における軸向角—流出角



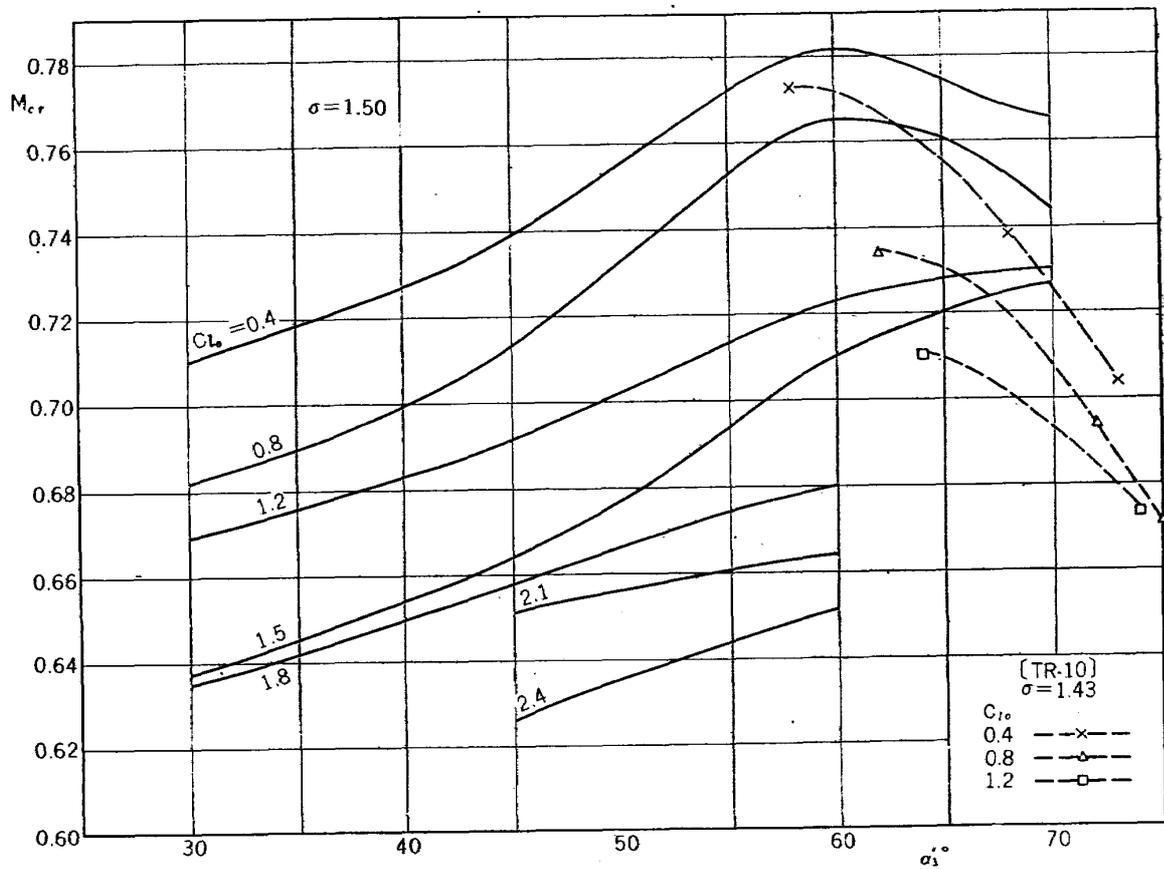
第5図 設計点における喰違い角—流入角



第6図 設計点における喉違い角—流入角



第7図 設計点における臨界マッハ数—流入角



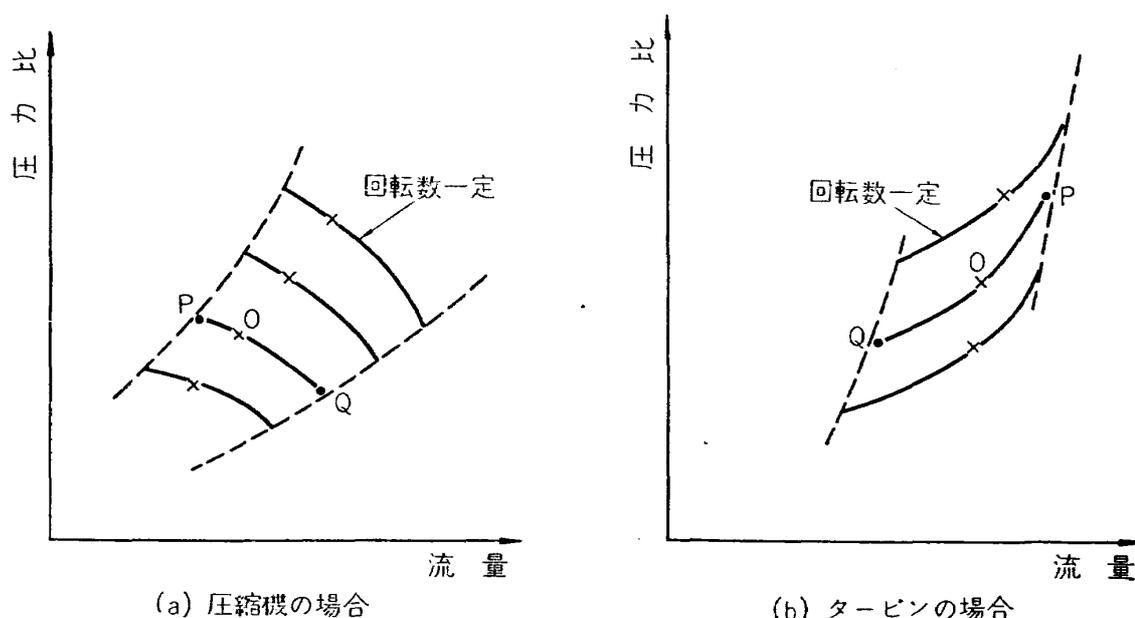
第8図 設計点における臨界マッハ数—流入角

4. 回転翼列の作動範囲と速度三角形

4.1 回転翼列の作動範囲

回転翼列試験では第9図のように回転数をパラメーターとして流量に対する圧力比の関係を求めることが普通に行われる。この場合、設計点O（たとえば二次元翼列試験の設計点に対応する点）を与えて、それより迎え角が増加した場合の正失速点P、迎え角が減少した場合の負失速点Qが求まるとPQがある回転数における作動範囲となる。二次元翼列データの失速点のとり方が適当であれば翼列データの失速点と回転翼列試験の失速点とは対応することになる。

二次元翼列データでは失速点および作動範囲は迎え角または転向角で表わしたが回転翼列試験では上述のとおり回転数と流量で表わすことになる。流量を表わす factor として軸流速度 V_a 、回転数を表わす factor として周速度 U を用いると回転翼列の失速点および作動範囲は U および V_a で表わされることになる。



第9図 回転翼列の特性曲線

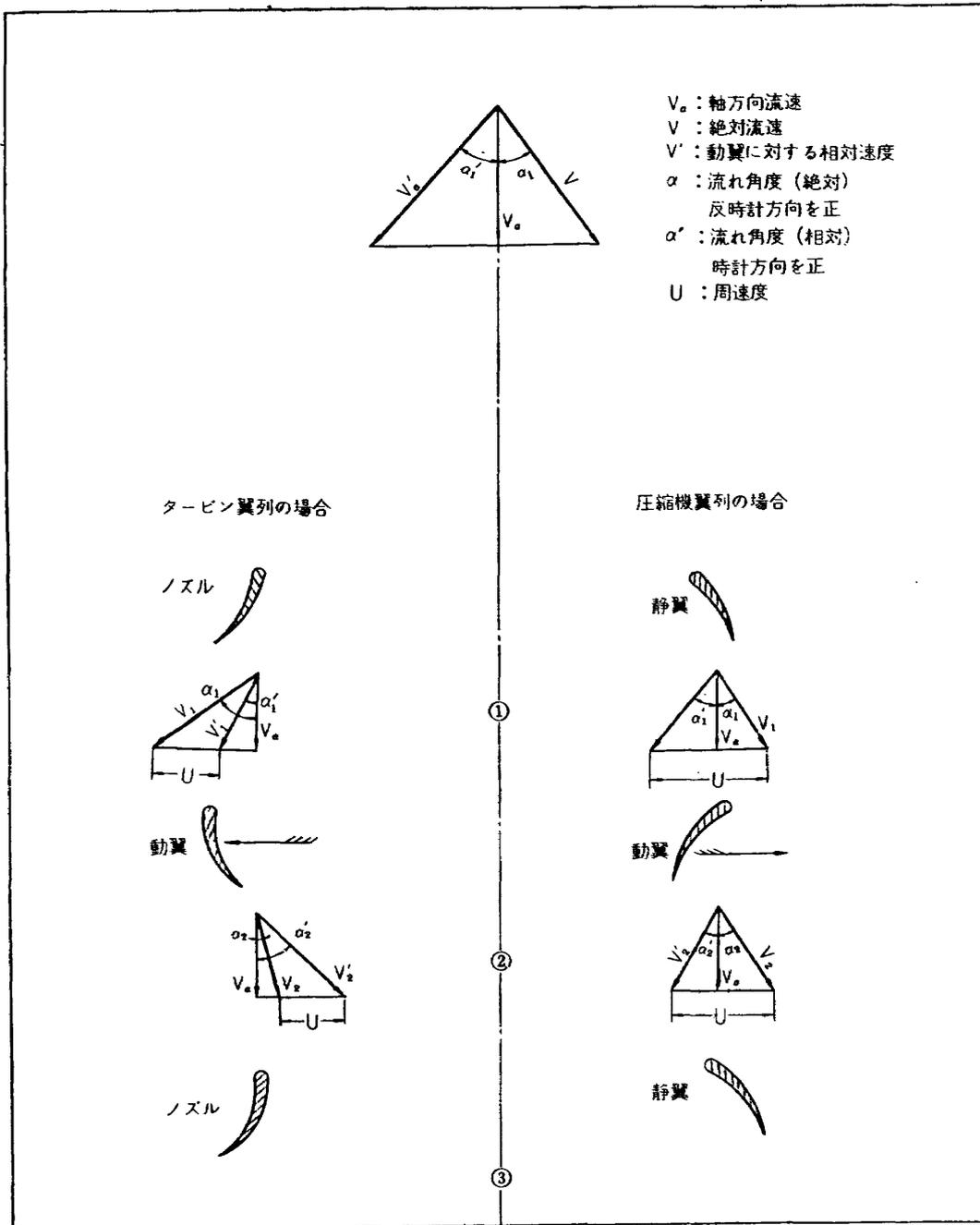
4.2 回転翼列と二次元翼列の作動範囲の関係

回転翼列と二次元翼列の作動範囲を比較するには U および V_a と迎え角 i との関係を求めることが必要である。回転翼列の速度三角形および符号を第10図のごとく定める。速度三角形は①の位置すなわち動翼入口と②の位置すなわち静翼入口について考える。

① 動翼の場合

α_1 は3節に述べたように一定値と考えてよい。迎え角 i は

$$i = \alpha_1' - \xi$$



第 10 図 速度三角形の記号

$$di = d\alpha_1'$$

であるから迎え角の変化の代わりに流入角の変化で表わすことができる。

第 10 図の速度三角形より

$$U = V_a(\tan \alpha_1' + \tan \alpha_1) \tag{5}$$

微分すると $\tan \alpha_1 =$ 一定として

$$d\alpha_1' = \cos^2 \alpha_1'(\tan \alpha_1' + \tan \alpha_1) \left[\frac{dU}{U} - \frac{dV_a}{V_a} \right] = K \left(\frac{dU}{U} - \frac{dV_a}{V_a} \right) \tag{6}$$

ここに

$$K = \cos^2 \alpha_1'(\tan \alpha_1' + \tan \alpha_1)$$

U と V_a の変化は流入角の変化に対して互に逆の作用をして打消し合うことがわかる。
 K は流入角の変化率を示す係数であって α_1 をパラメーターとする α_1' の函数である。
 K を α_1' で微分し $dK/d\alpha_1'=0$ とおいたときの最大最小値 $K_{(dK/d\alpha_1'=0)}$ は

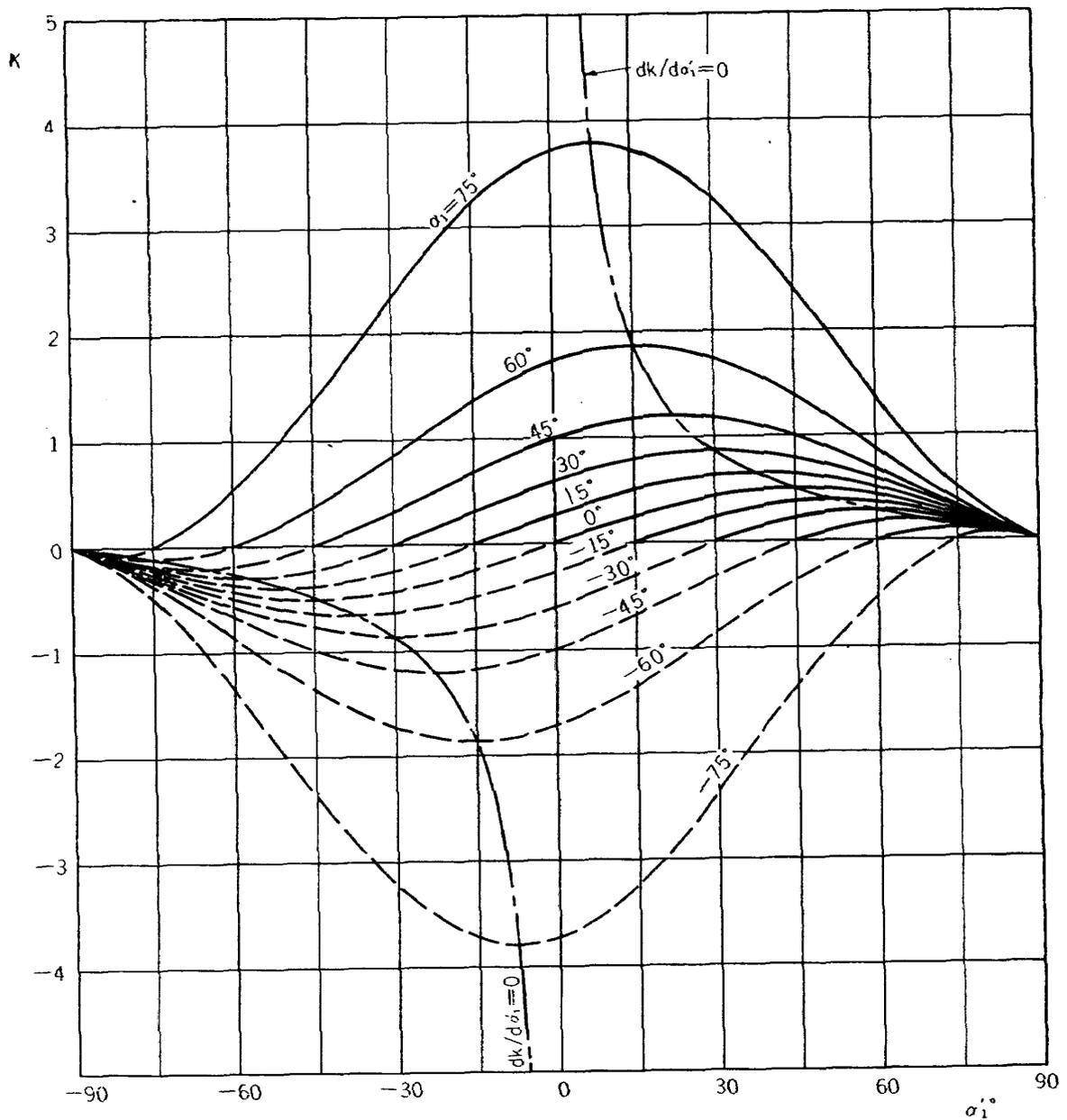
$$\frac{dK}{d\alpha_1'} = 1 - 2K \tan \alpha_1' = 0$$

$$K_{(dK/d\alpha_1'=0)} = \frac{1}{2 \tan \alpha_1'} \tag{7}$$

(6), (7) 式より $K_{(dK/d\alpha_1'=0)}$ と α_1 との間には

$$\tan \alpha_1 = K_{(dK/d\alpha_1'=0)} - \frac{1}{4K_{(dK/d\alpha_1'=0)}} \tag{7}'$$

$K \sim \alpha_1'$



第 11 図

軸流流入すなわち $\alpha_1=0$ の場合を基準として考えると

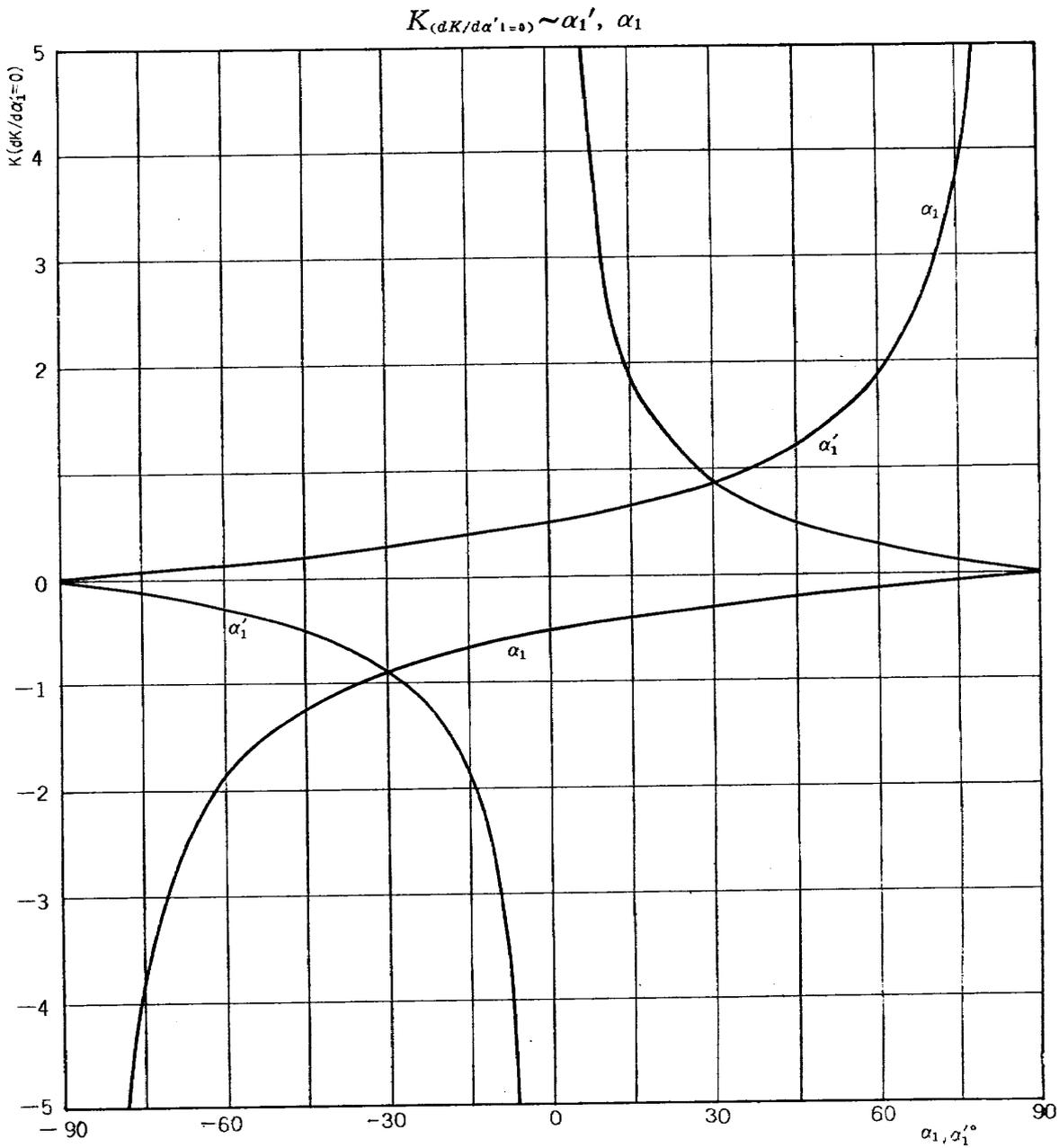
$$K_{(\alpha_1=0)} = \sin \alpha_1' \cos \alpha_1'$$

$$\frac{d\alpha_1'}{d\alpha_1'(\alpha_1=0)} = \frac{K}{K_{(\alpha_1=0)}} = 1 + \frac{\tan \alpha_1}{\tan \alpha_1'} \quad (8)$$

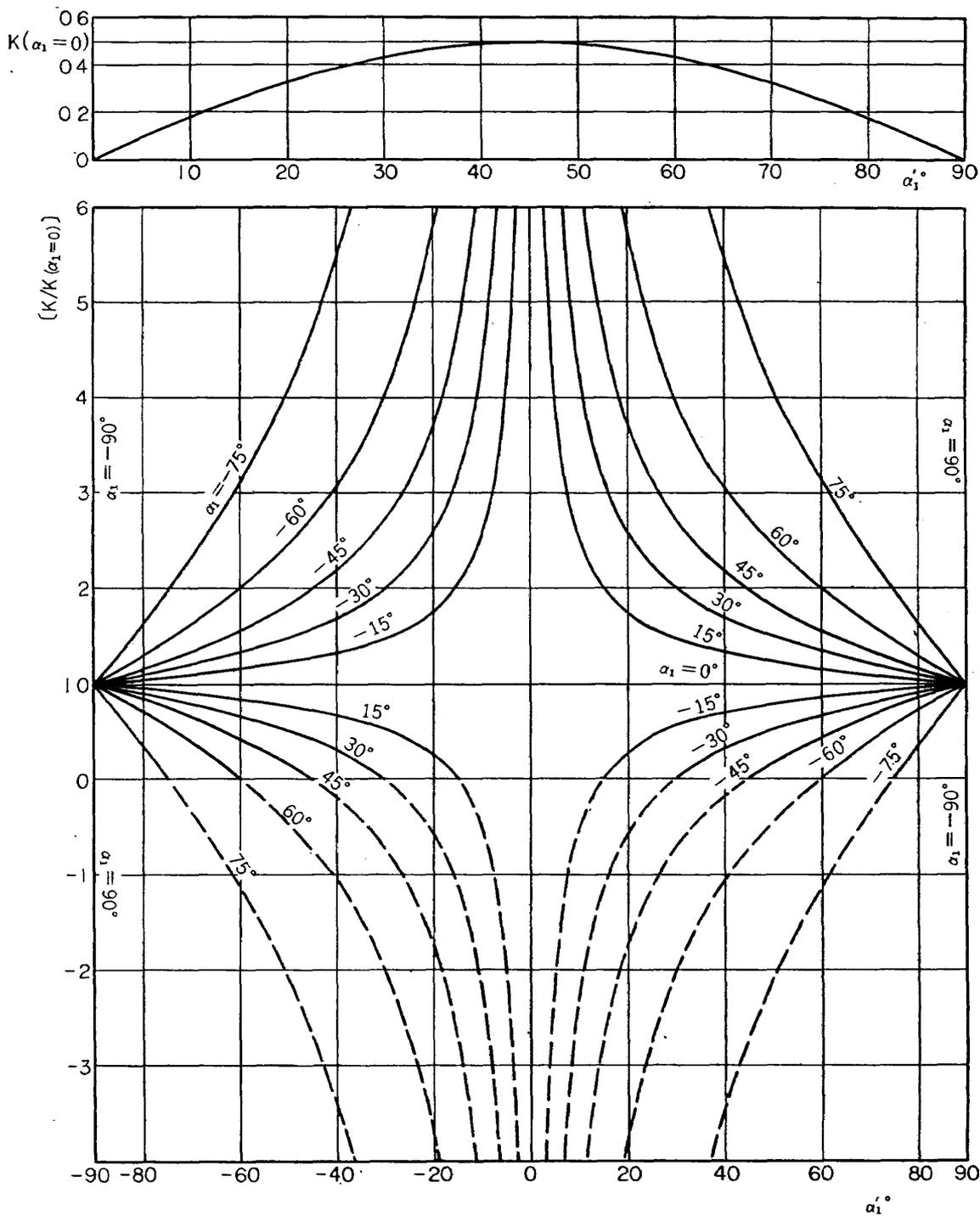
K , $K_{(dK/d\alpha_1'=0)}$, $K/K_{(\alpha_1=0)}$ をそれぞれ第 11 図, 第 12 図, 第 13 図に示す。

実線は圧縮機の場合であり, 破線はタービンの場合に相当する。

K は原点对線であり α_1 の増加とともに増大し, かつ最大最小値は $|\alpha_1'|$ の小さい方へ移動する。
 圧縮機とタービンとは迎え角変化の方向が逆である。



第 12 図



第 13 図

$K/K(\alpha_1=0)$ は $\alpha_1'=0$, $K/K(\alpha_1=0)=1$, に対称な曲線であって α_1 の影響がさらに大きく現われている。

軸流速度を ΔV_a , 周速度を ΔU だけ変化させた場合の流入角の変化 $\Delta\alpha_1'$ は (6) 式を積分すると,

$$\int_{\alpha_1'}^{\alpha_1'+\Delta\alpha_1'} \frac{1}{K} d\alpha_1' = \int_U^{U+\Delta U} \frac{dU}{U} - \int_{V_a}^{V_a+\Delta V_a} \frac{dV_a}{V_a}$$

$$\Delta\alpha_1' = \tan^{-1} \left\{ \left(1 + \frac{\Delta U}{U} \right) \left(\frac{1}{1 + \frac{\Delta V_a}{V_a}} \right) (\tan \alpha_1' + \tan \alpha_1) - \tan \alpha_1 \right\} - \alpha_1' \quad (9)$$

周速度一定のときは

$$\frac{\Delta U}{U} = 0$$

$$\Delta\alpha_1'_{(U=\text{const})} = \tan^{-1} \left\{ \left(\frac{1}{1 + \frac{\Delta V_a}{V_a}} \right) (\tan \alpha_1' + \tan \alpha_1) - \tan \alpha_1 \right\} - \alpha_1' \quad (10)$$

軸流速度一定のときは

$$\frac{\Delta V_a}{V_a} = 0$$

$$\Delta\alpha_1'_{(V_a=\text{const})} = \tan^{-1} \left\{ \left(1 + \frac{\Delta U}{U} \right) (\tan \alpha_1' + \tan \alpha_1) - \tan \alpha_1 \right\} - \alpha_1' \quad (11)$$

$\Delta\alpha_1'_{(U=\text{const})} = \Delta\alpha_1'_{(V_a=\text{const})}$ の条件は

$$\frac{\Delta U}{U} = -\frac{1}{1 + \frac{\Delta V_a}{V_a}} - 1 \quad (12)$$

すなわち周速度の変化は軸流速度の変化に換算できる。

$\Delta\alpha_1' = 0$ は (9) 式より α_1 に無関係に

$$\left(1 + \frac{\Delta U}{U} \right) \left(\frac{1}{1 + \frac{\Delta V_a}{V_a}} \right) = 1$$

のときであるから、

$$\frac{\Delta U}{U} = \frac{\Delta V_a}{V_a} \quad (13)$$

$U = \text{const}$, $\Delta V_a/V_a = 0.2, 0.1, -0.1, -0.2$, の場合の流入角変化 $\Delta\alpha_1'_{(U=\text{const})}$ を第 14 図～第 17 図に示す。これらは (11) 式よりそれぞれ $V_a = \text{const}$, $\Delta U/U = -0.167, -0.091, 0.111, 0.250$ に相当する。実線は圧縮機の場合であり、破線はタービンの場合に相当する。

(12), (13) 式の関係を第 18 図に示す。(12) 式は $\Delta U/U = -1$, $\Delta V_a/V_a = -1$ を漸近線とする直角双曲線である。

(9) 式の $1/1 + \frac{\Delta V_a}{V_a}$ は $\frac{\Delta V_a}{V_a} = -1$, $1/1 + \frac{\Delta V_a}{V_a} = 0$ を漸近線とする直角双曲線であって、 $\Delta V_a/V_a$ が 0 より増加する場合は漸次減少するけれども、0 より減少する場合は急激に増加する。このために $|\Delta\alpha_1'|$ は $\Delta V_a/V_a$ が正の場合よりも負の場合の方が大きくなるわけである。

第 19 図～第 21 図に $\alpha_1 = 0^\circ, \pm 30^\circ, \pm 45^\circ$, $U = \text{一定}$, の場合について $\Delta V_a/V_a$ をパラメータとする $\Delta\alpha_1' \sim \alpha_1'$ の関係を示す。 $|\alpha_1|$ が増大するにつれて $\Delta V_a/V_a$ の影響を大きく受けるこ

とがわかる。

② 静翼の場合

静翼の場合は第 10 図よりわかるように動翼に対して静翼は相対的に回転していることになるから動翼の場合と全く同じことが考えられる。

動翼の場合と静翼の場合の符号には次の関係がある。

$$\begin{array}{cc} \text{動翼} & \text{静翼} \\ \alpha_1 & \longleftrightarrow \alpha_2' \\ \alpha_1' & \longleftrightarrow \alpha_2 \end{array}$$

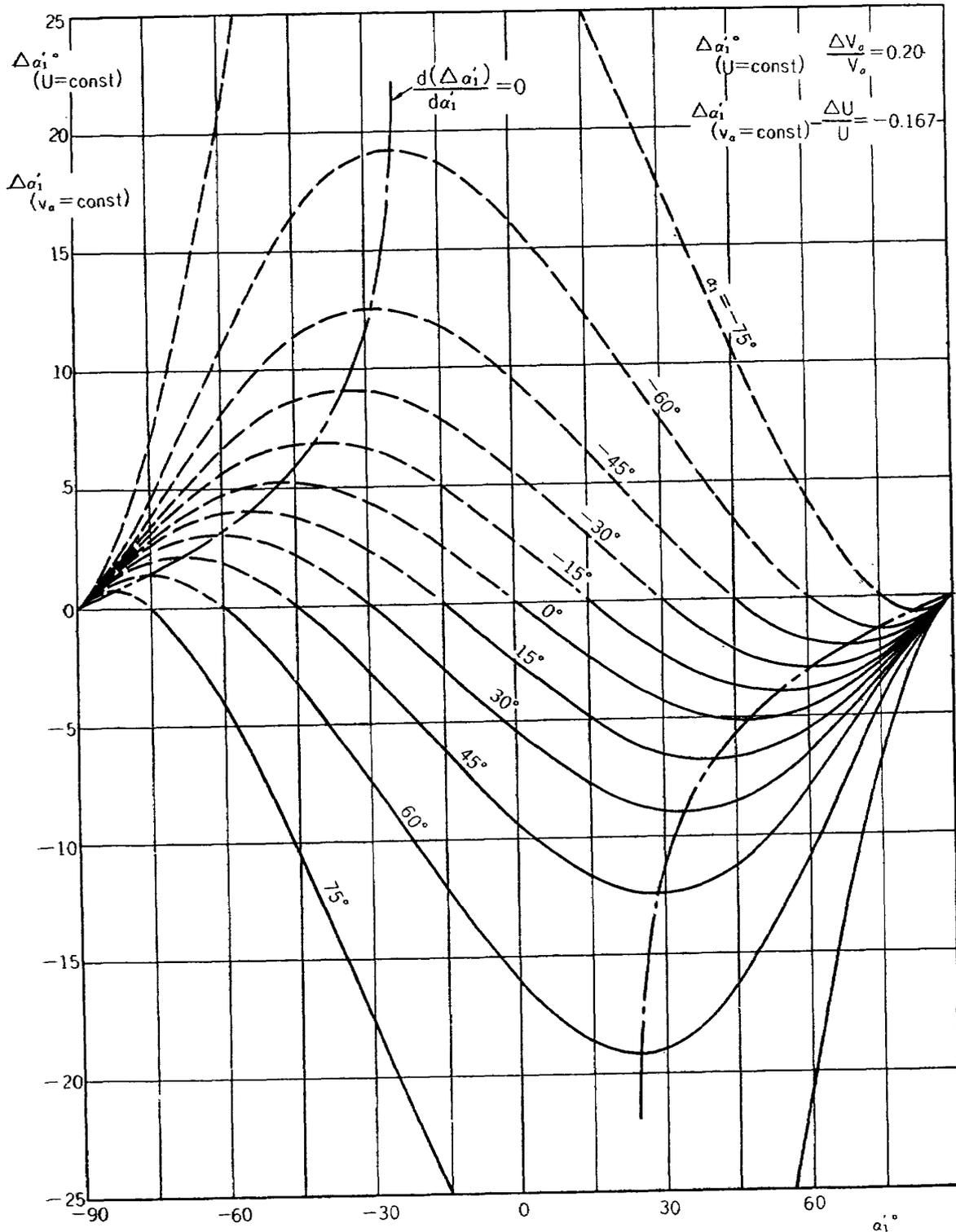
以上のことから回転翼列の作動範囲は二次元翼列データによる作動範囲すなわち翼列固有の作動範囲だけで定まるものでなく速度三角形の影響を大きく受けることがわかる。

$\Delta\alpha_1'$ は $\Delta V_a/V_a$ および $\Delta U/U$ の函数で表わされているから、ある流入角の変化 $\Delta\alpha_1$ に対して V_a および U の変化のパーセンテージが寄与するわけである。

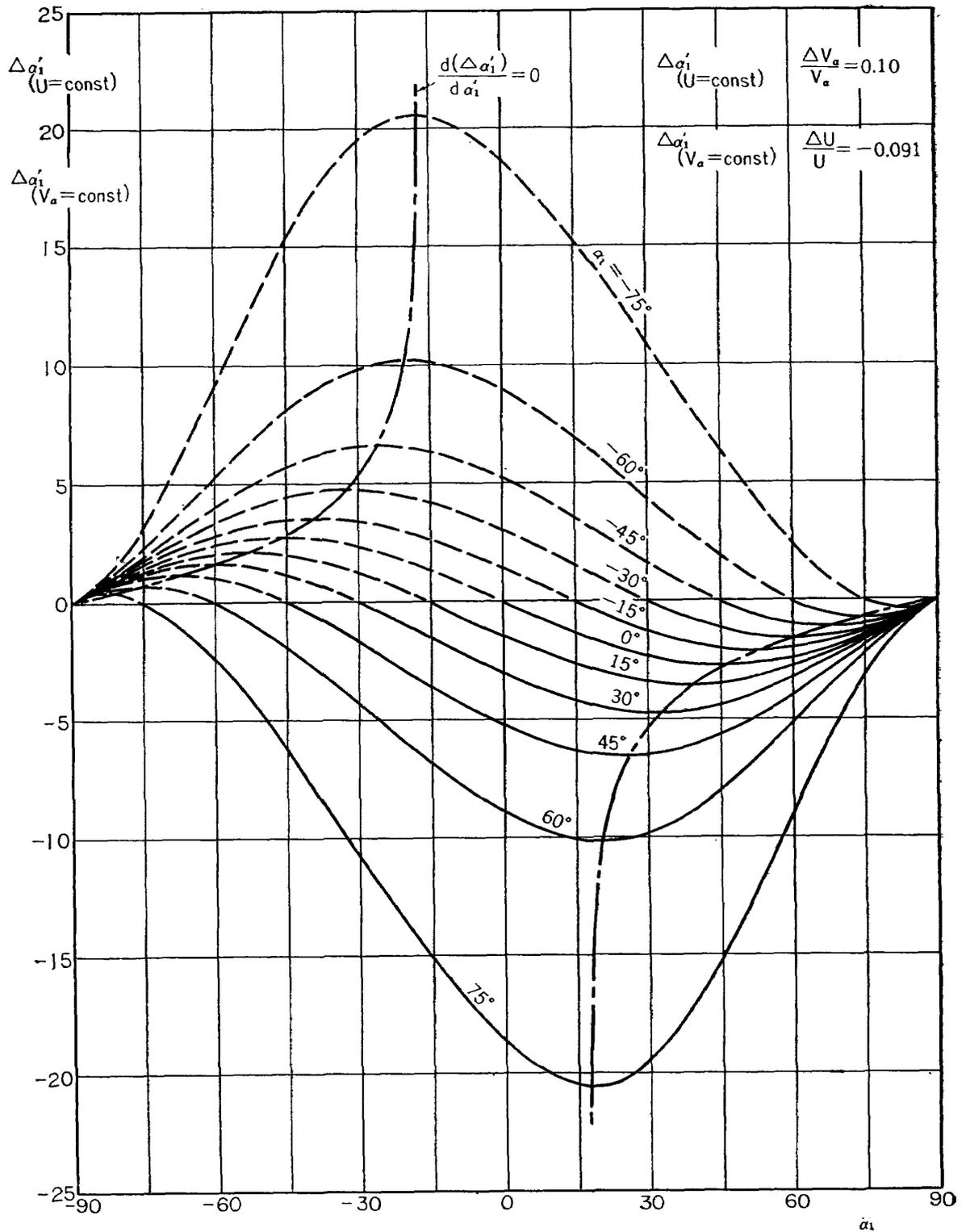
軸流圧縮機では、半径方向に翼型一定振れなし静翼が設計工作簡便のためしばしば用いられている。この場合は静翼前の動翼流出角 α_2' は外径側で大きく内径側で小さい。したがって、回転数および軸流速度が変化した場合の流入角の変化 $|\Delta\alpha_2|$ は外径側で大きく内径側では小さくなる。二次元翼列としての作動範囲は外径側では弦節比 σ が小さくなり作動範囲も小さくなる。したがって、回転翼列としての作動範囲は外径側でさらに小さくなる。

振れなし静翼前の動翼流出角 α_2' が半径方向に 15° から 45° まで変化している軸流圧縮機を回転数一定にして軸流速度を変化させた場合について調べてみよう。設計点より失速点までの作動範囲を軸流速度の変化 $\Delta V_a/V_{a,des}$ で表わして外径側と内径側とを比較してみると $\Delta V_a/V_{a,des}$ が $-0.1 \sim -0.2$ では静翼流入角 $\alpha_2=45^\circ$ のとき外径側の作動範囲は内径側の作動範囲の約 67% 以下、 $\alpha_2=30^\circ$ のときは約 57% 以下となる。 α_2 が増加すると内径側と外径側との作動範囲の差は減少することになる。

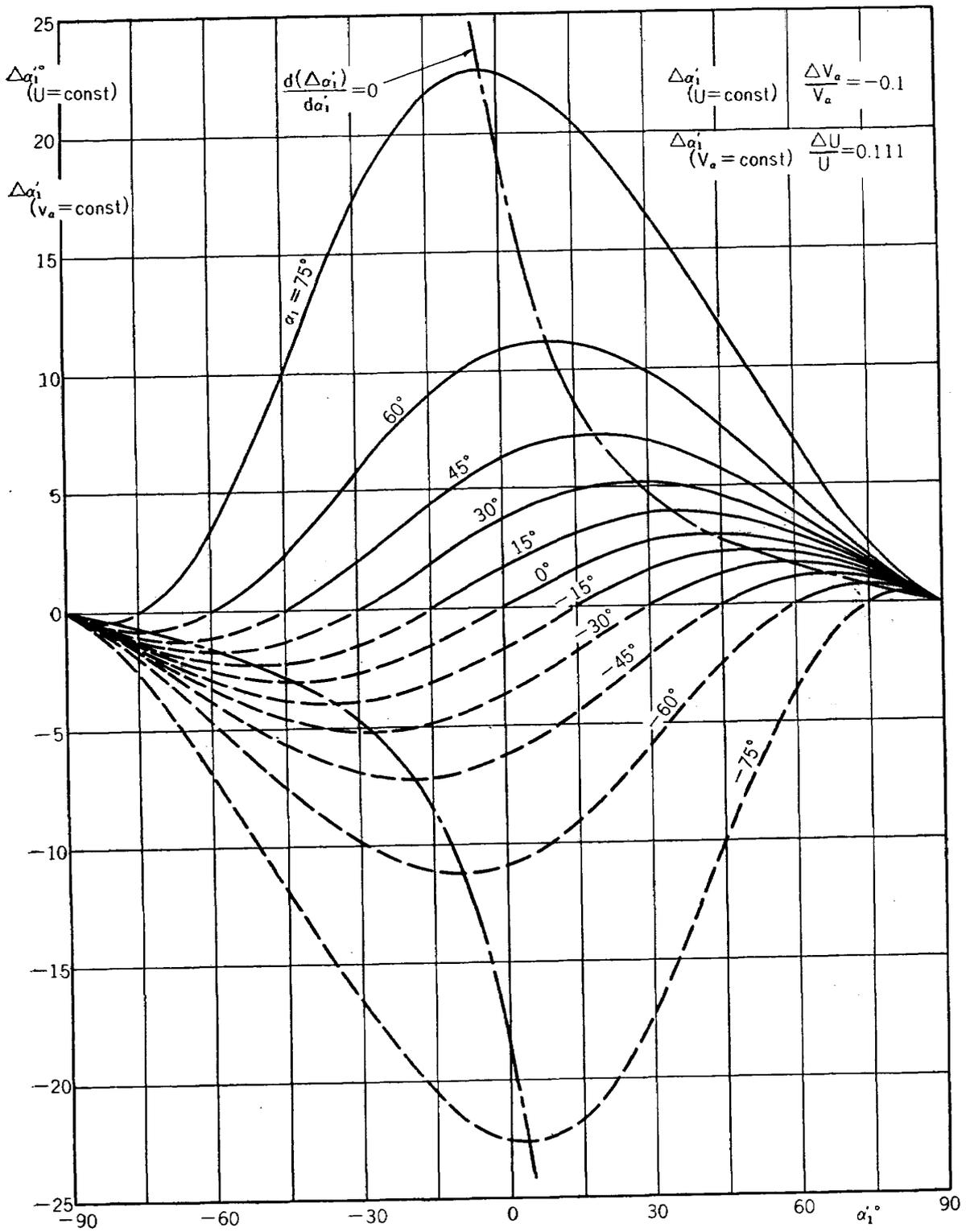
回転翼列では、どの部分が最も失速しやすいかということは設計によって左右されるわけであって、翼列のすべての部分が同時に失速点に達するように設計することも可能なわけである。これらは二次元翼列データの作動範囲と回転翼列の作動範囲との関係を吟味すると推定できよう。



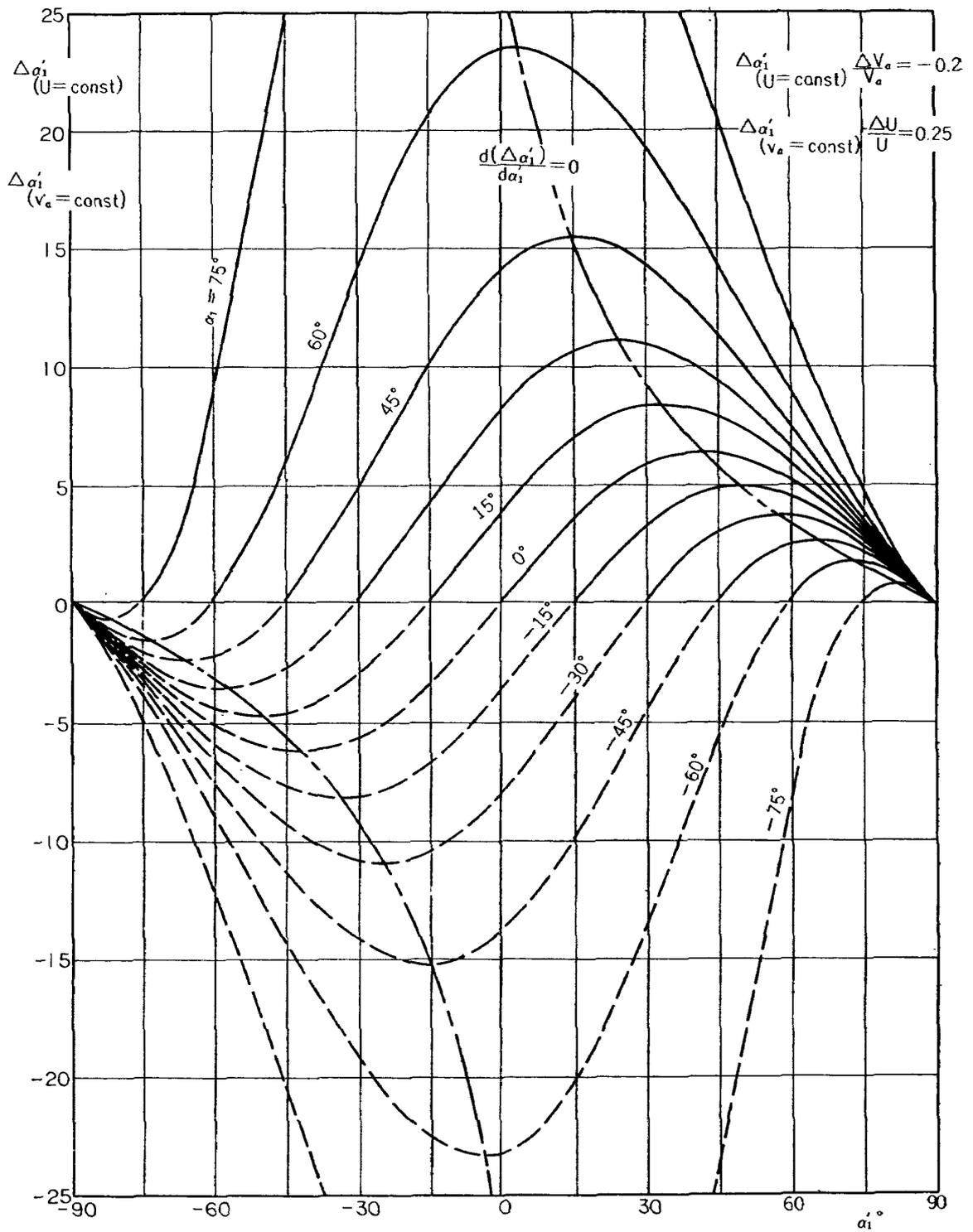
第 14 図



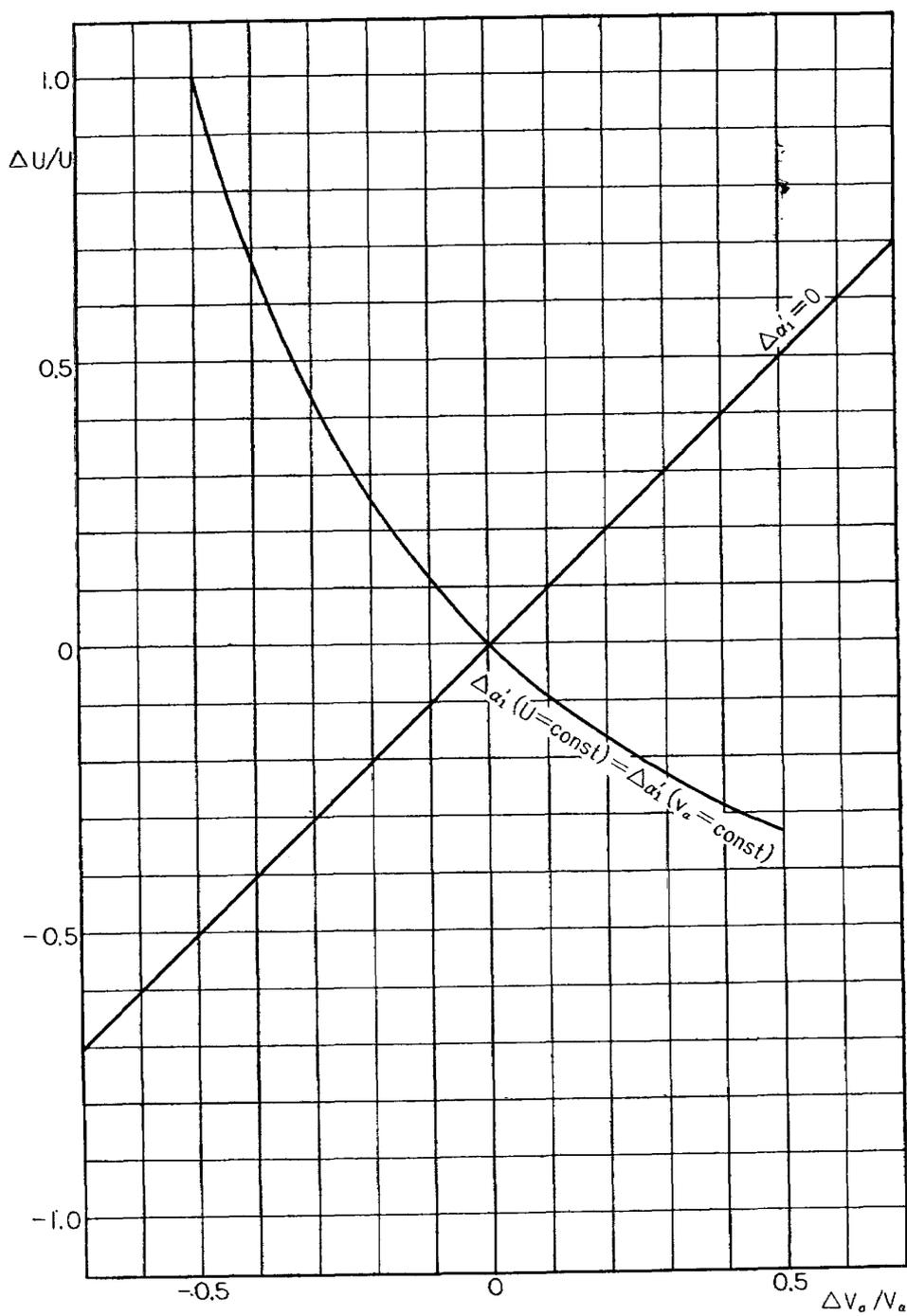
第 15 図



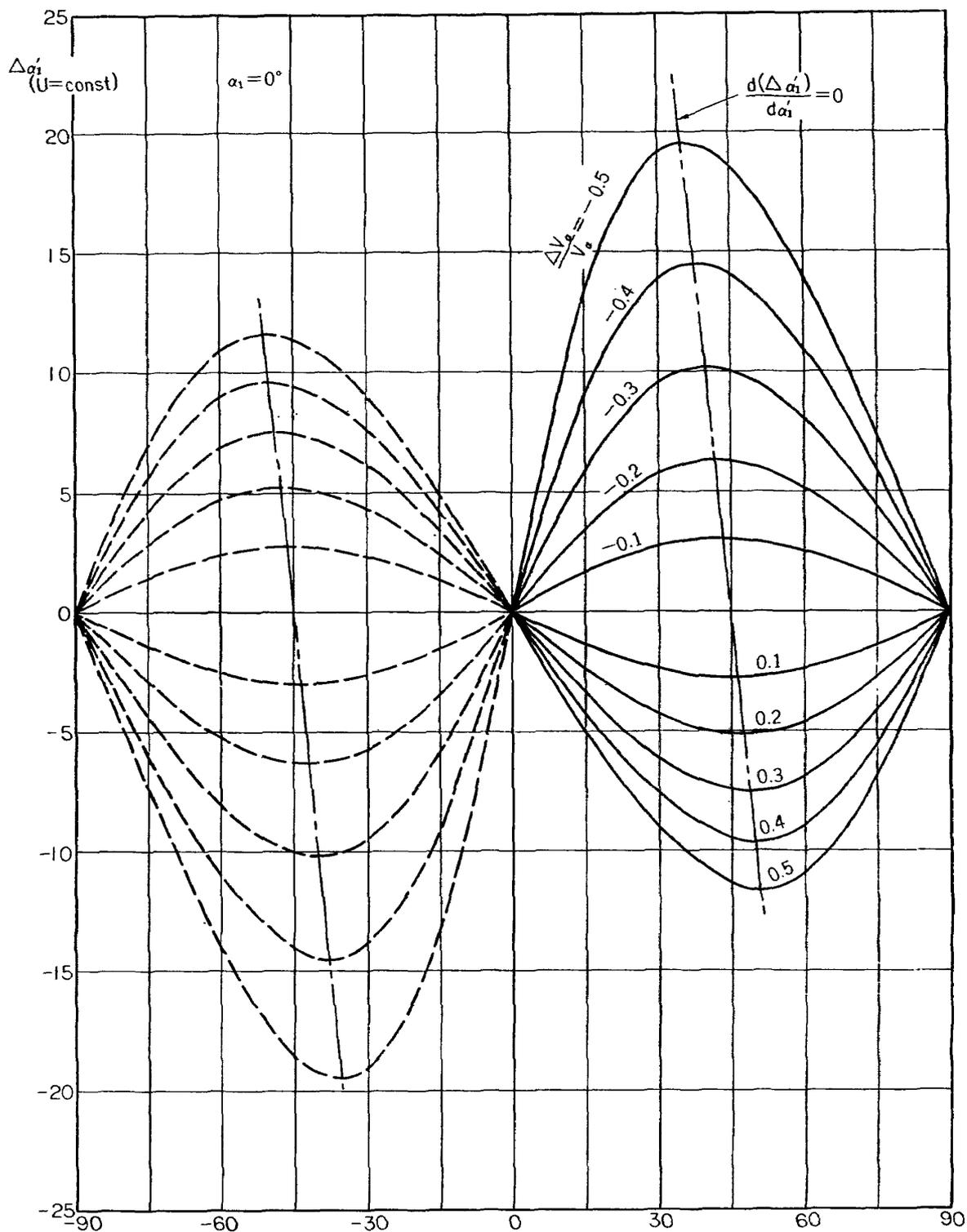
第 16 図



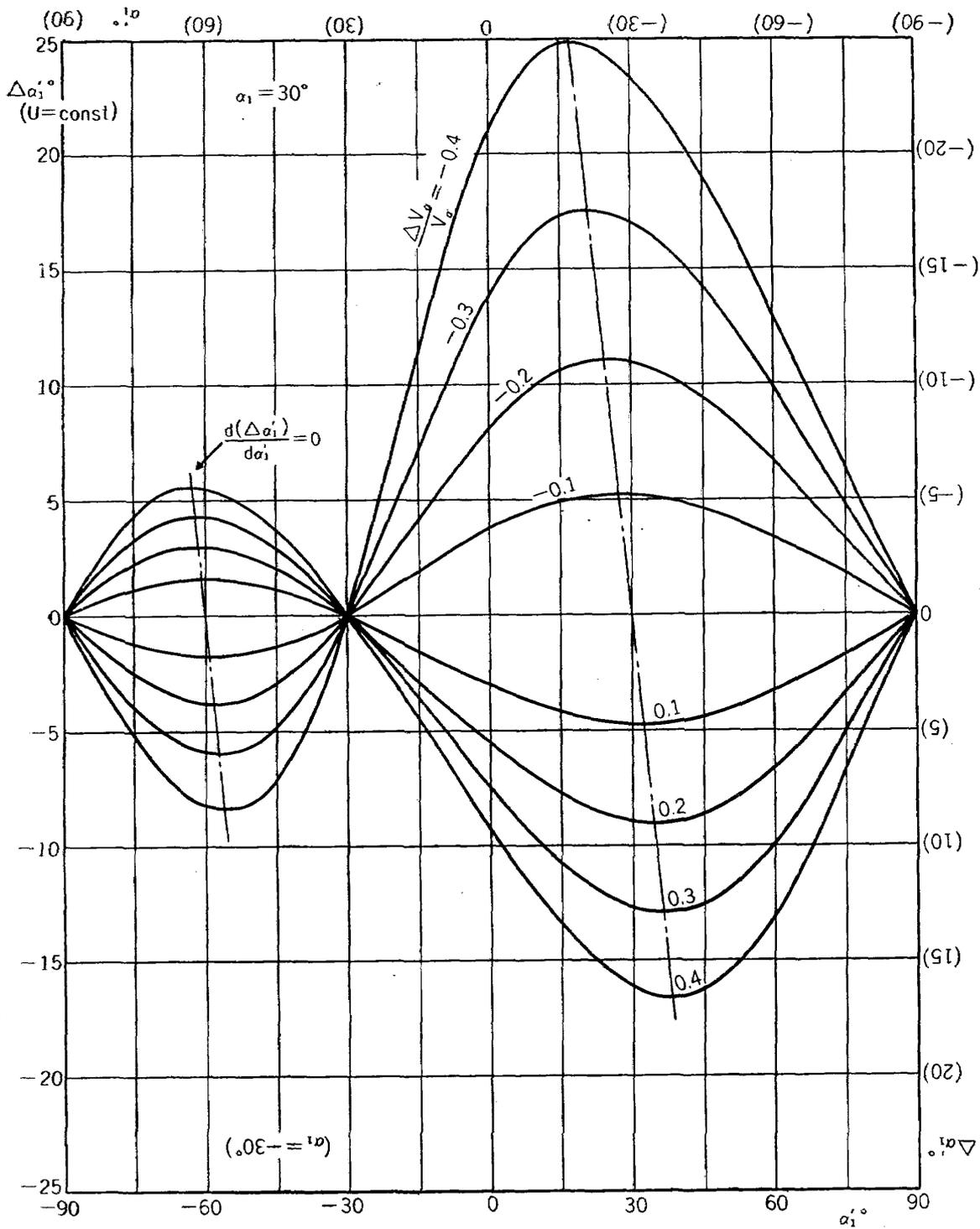
第 17 图



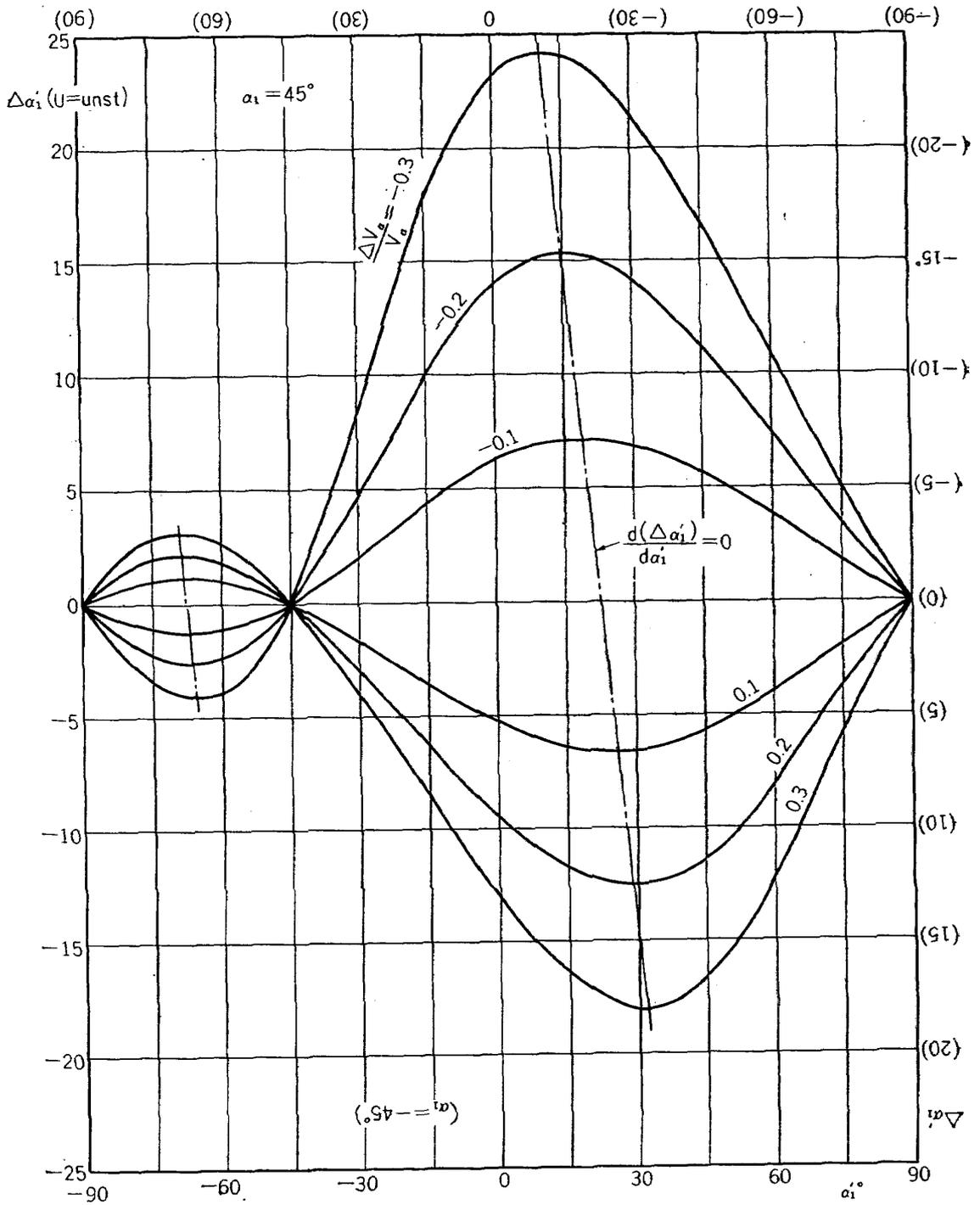
第 18 図



第 19 図



第 20 図



第 21 図

5. 設計点から失速までの軸流速度変化率を一定とする

NACA 65 系圧縮機用翼型の選定

回転翼列では半径方向に当然弦節比は変化し、設計上の都合で流入角流出角も半径方向に変化するのが普通である。設計点より失速点までの余裕すなわち作動範囲の小さい箇所があると、その部分より失速しそれによって回転翼列の作動範囲は限定されるからなるべく半径方向に作動範囲が一定であることが望ましい。

回転数を一定にして軸流速度を変化させたときの作動範囲すなわち設計点から失速点までの軸流速度の変化率を一定とした場合の翼型を調べておくと失速特性に対して合理的な設計ができるばかりでなく設計された圧縮機の特性を推定するのに便利である。

正および負の失速点すなわち設計点より正の作動範囲と負の作動範囲があるが設計上の問題となるのは正の失速点すなわち正の作動範囲である。二次元翼列データの作動範囲は3節にのべたように負の作動範囲の方が大きい。圧縮機用回転翼列では、回転数一定にして軸流速度を変化させた場合の流入角の変化は4節にのべたように負の失速点に近づく場合の方が小さいから、負の作動範囲は正の作動範囲に比較して二次元翼列の場合よりもさらに大きいことになる。これらの理由から正の作動範囲の方を対象として翼型を求めることにする。

設計点より正失速点までの余裕を正失速点の軸流速度 V_{ast} と設計点の軸流速度 V_{ades} との比 V_{ast}/V_{ades} で表わすと

$$V_{ast}/V_{ades} = 1 + \frac{\Delta V_a}{V_{ades}}$$

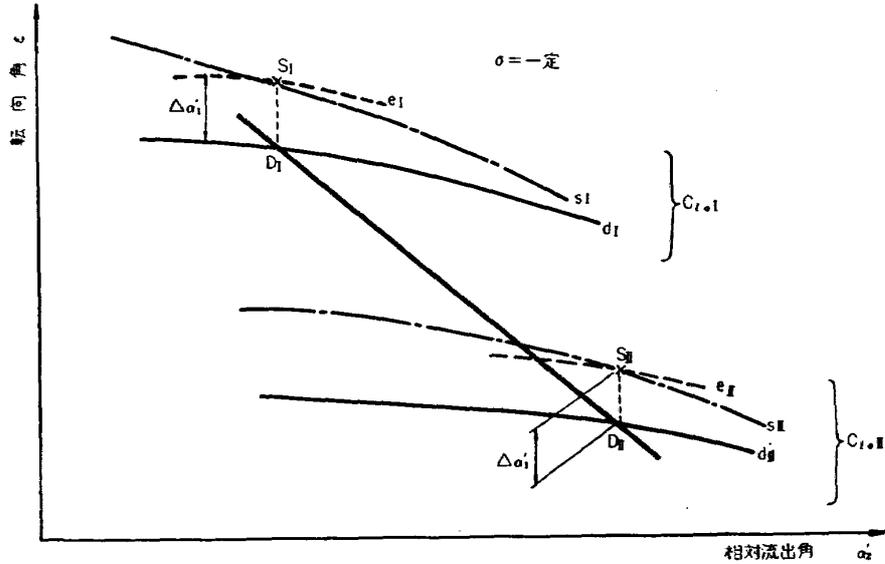
$$\alpha'_{1st} = \alpha'_{1des} + \Delta\alpha'_1$$

流出角一定として

$$\varepsilon_{st} = \varepsilon_{des} + \Delta\alpha'_1$$

動翼の場合の記号を用いて表わすことにする。

第3図および第4図より $\sigma = \text{一定}$ の場合について各翼そり度 C_{l0I}, C_{l0II}, \dots の正失速点を示す曲線 s_I, s_{II}, \dots と設計点を示す曲線 d_I, d_{II}, \dots を第22図のように描く。次に α_1 および $\Delta V_a/V_{ades}$ をパラメーターとし α'_1 に対応する $\Delta\alpha'_1$ を(10)式より求め曲線 e_I, e_{II}, \dots を描き s_I, s_{II}, \dots との交点 S_I, S_{II}, \dots を得る。 S_I, S_{II}, \dots より α'_1 軸へ垂線を下し曲線 d_I, d_{II}, \dots との交点 D_I, D_{II} を求めると、 D_I, D_{II}, \dots は V_{ast}/V_{ades} を与えた値とする失速点に対して等しい余裕の条件を持つ翼型 C_{l0I}, C_{l0II}, \dots の設計点である。 D_I, D_{II}, \dots を結ぶ曲線は $\sigma = \text{一定}$ の場合、ある $\alpha_1, V_{ast}/V_{ades}$ に対して設計点としてとりうる転向角と流出角の関係を示す。



第 22 図 設計転向角の求め方

このようにして求めた $\epsilon \sim \alpha_2'$ 曲線に対応する喰違い角 ξ , 臨界マッハ数 M_{cr} , 翼そり度 C_{l_0} は第 5 図~第 8 図より求まる。

弦節比 $\sigma = 1.00, 1.50$, V_{ast}/V_{ades} および α_1 を第 1 表のように組合せた場合について流出角に対する設計点の転向角 ϵ , 臨界マッハ数 M_{cr} , 翼そり度 C_{l_0} , 喰違い角 ξ の関係を求めたものを第 23 図~第 36 図に示す。

これらを V_{ast}/V_{ades} について整理したものを第 37 図~第 42 図に示す。

$\epsilon \sim \alpha_2'$ 線図には比較のため拡散係数 D

$$D = 1 - \frac{V_2'}{V_1'} + \frac{\Delta W}{2\sigma V_1'} = 0.4, 0.5, 0.6$$

を記入してある。

第 1 表

σ	V_{ast}/V_{ades}	α_1
1.00	0.80	-25°
		-15
		0
1.50	.85	15
		25
		35
		45

6. む す び

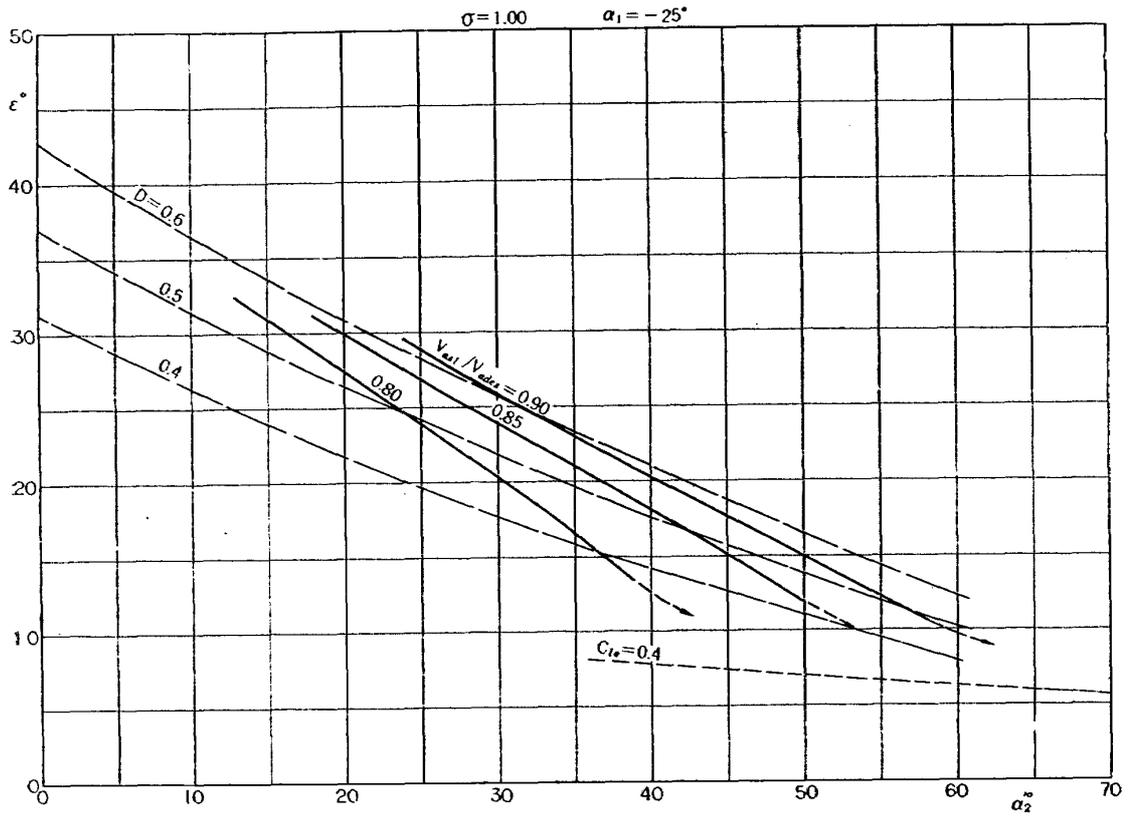
二次元翼列と回転翼列との作動範囲の関係を 4 節に求め、それを用いて回転数一定で設計点から失速までの軸流速度変化率 V_{ast}/V_{ades} を一定とした場合の設計点の求め方を NACA 65 系圧縮機用翼型の場合について 5 節にのべた。

失速点は二次元翼列性能曲線より求めたので、旋回失速の発生点に及ぼす絶対流入角 α_1 の影響は考慮されていない。

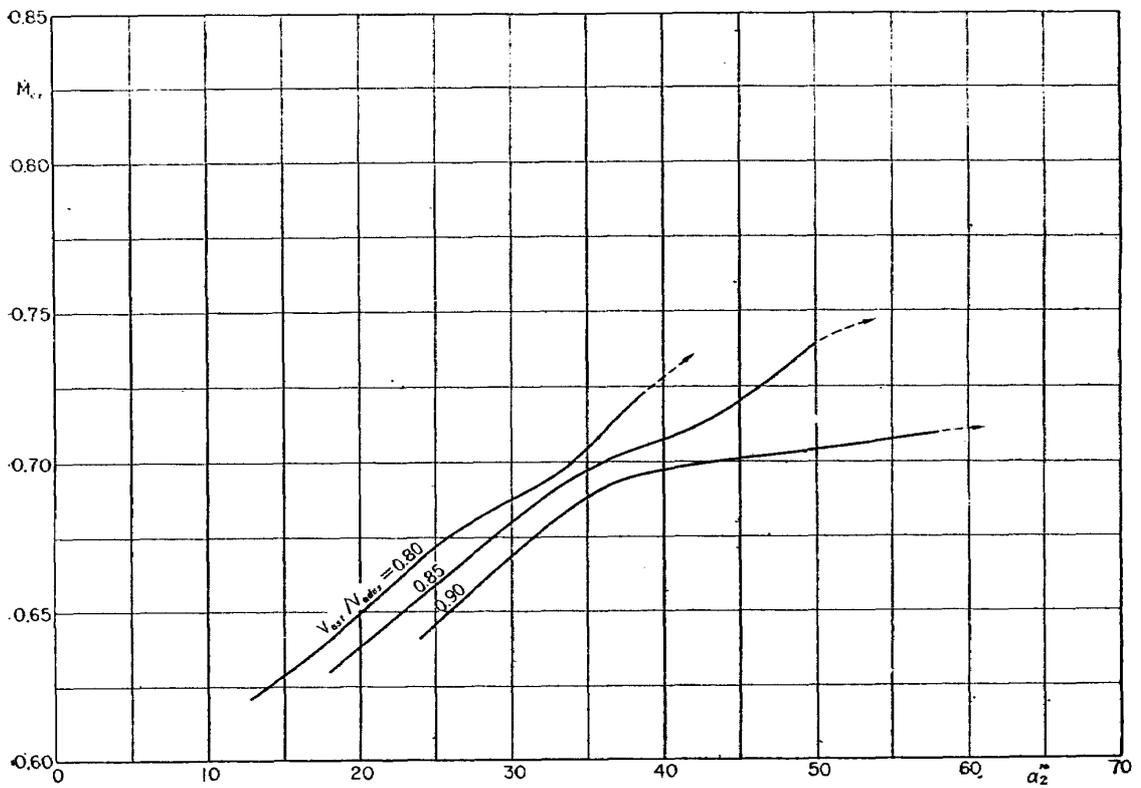
失速点のとり方は 3 節にのべたように一つの提案であって、この方法が妥当であるかどうかは今後の回転翼列試験の結果に待つわけである。

文 献

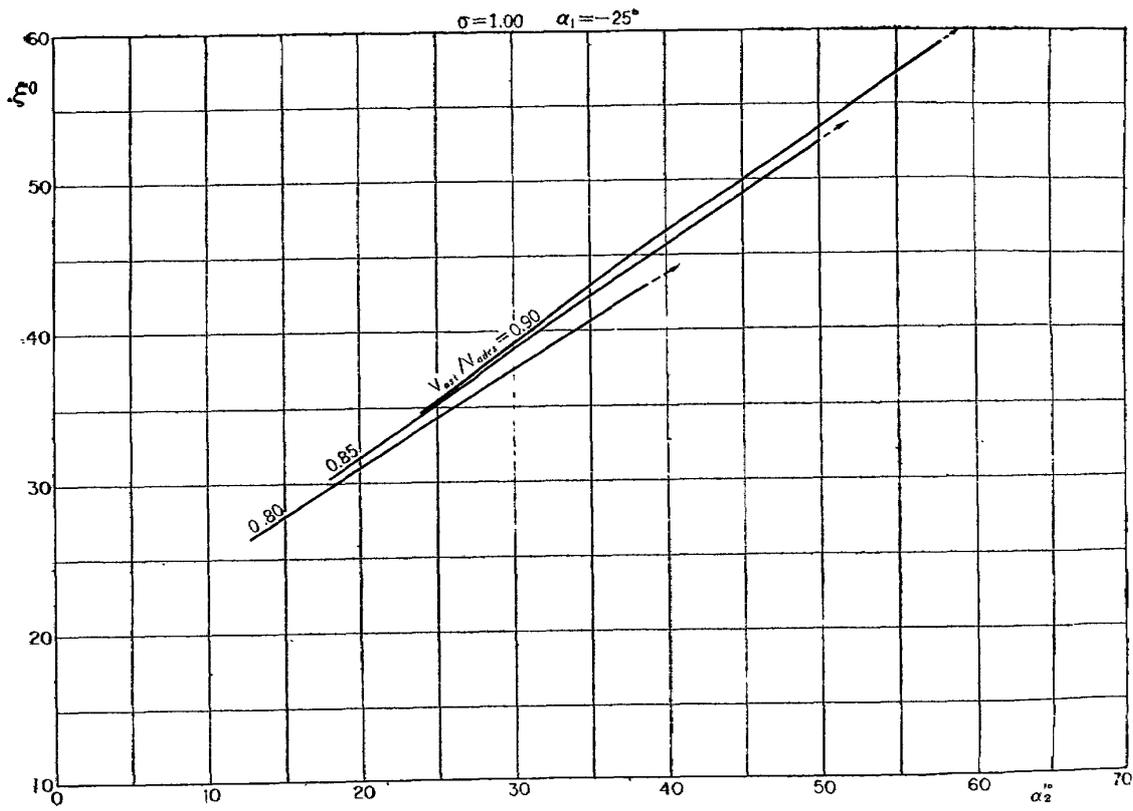
- (1) L. C. Herrig, J. C. Emery, & J. R. Erwin: NACA RM L 51 G 31 (1951).
- (2) W. B. Briggs: NACA TN 2649.
- (3) A. R. Felix: NACA TN 3913 (1957).
- (4) A. R. Howell: Proc. Inst. Mech. Engrs. 153 (1945) 452.
- (5) S. Lieblein, F. C. Schwenk, & R. L. Broderick, NACA RM E 53 D 01 (1953).
- (6) 松木, 高原, 西脇, 森田, 航空技術研究所報告 TR-10 (1961-3).
- (7) 松木正勝, 航空技術研究所報告 TR-18 (1961-11).



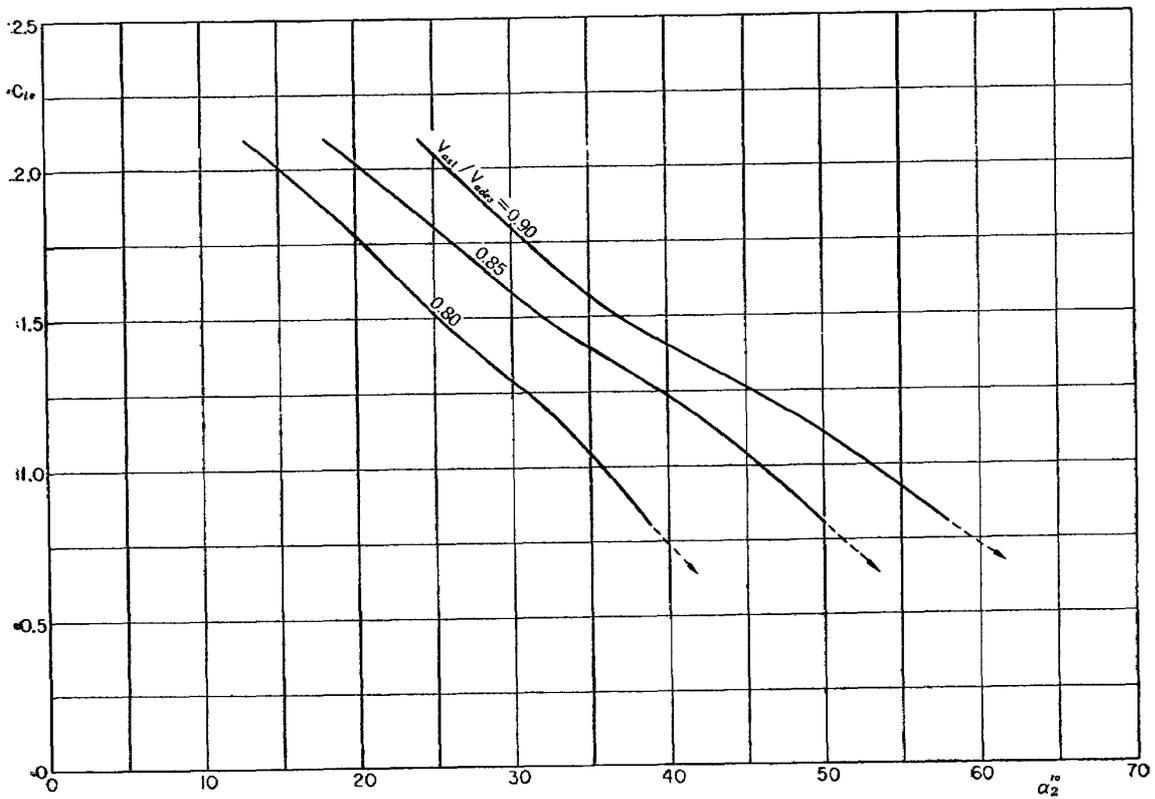
第 23 図 (a) 転向角—流出角



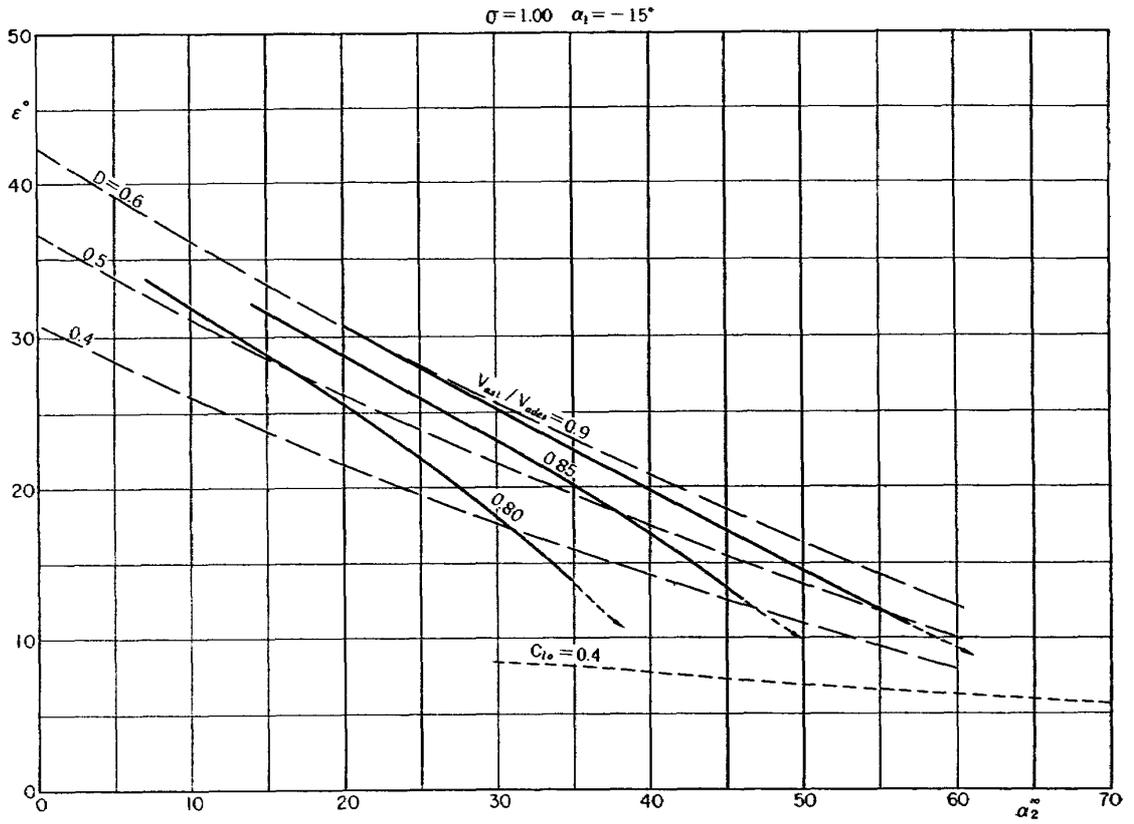
第 23 図 (b) 臨界マッハ数—流出角



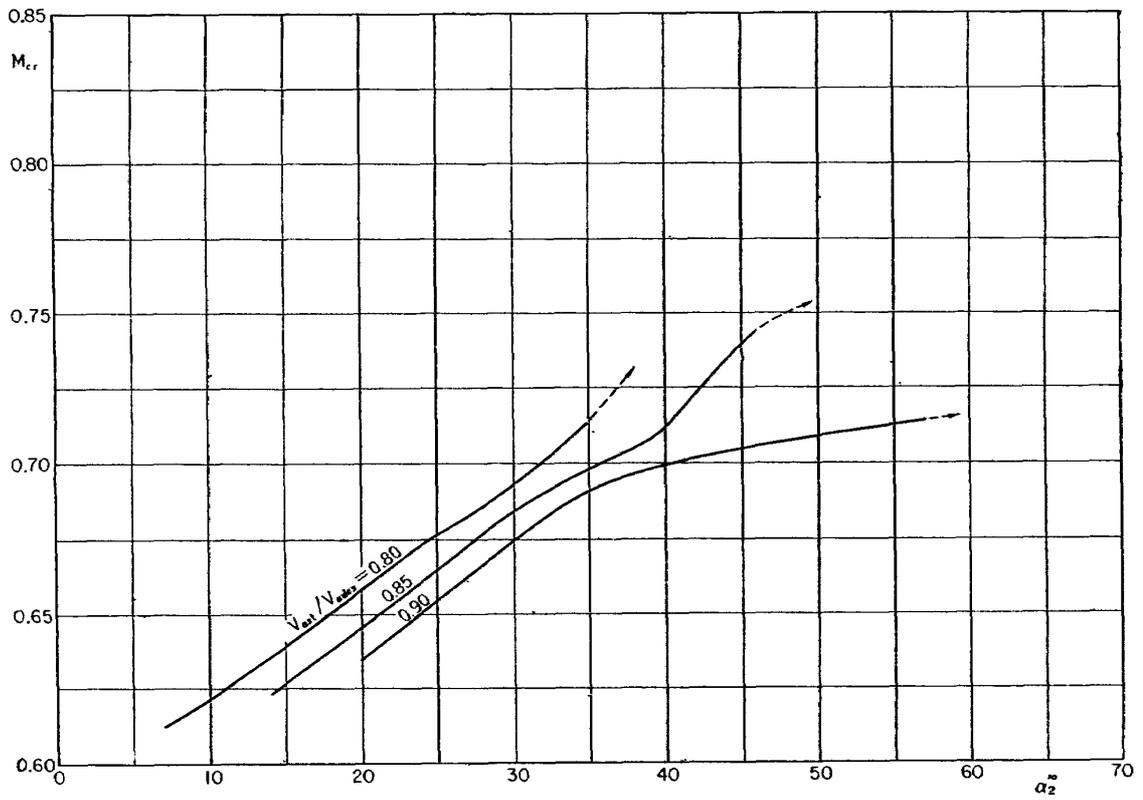
第 23 図 (c) 喰違い角—流出角



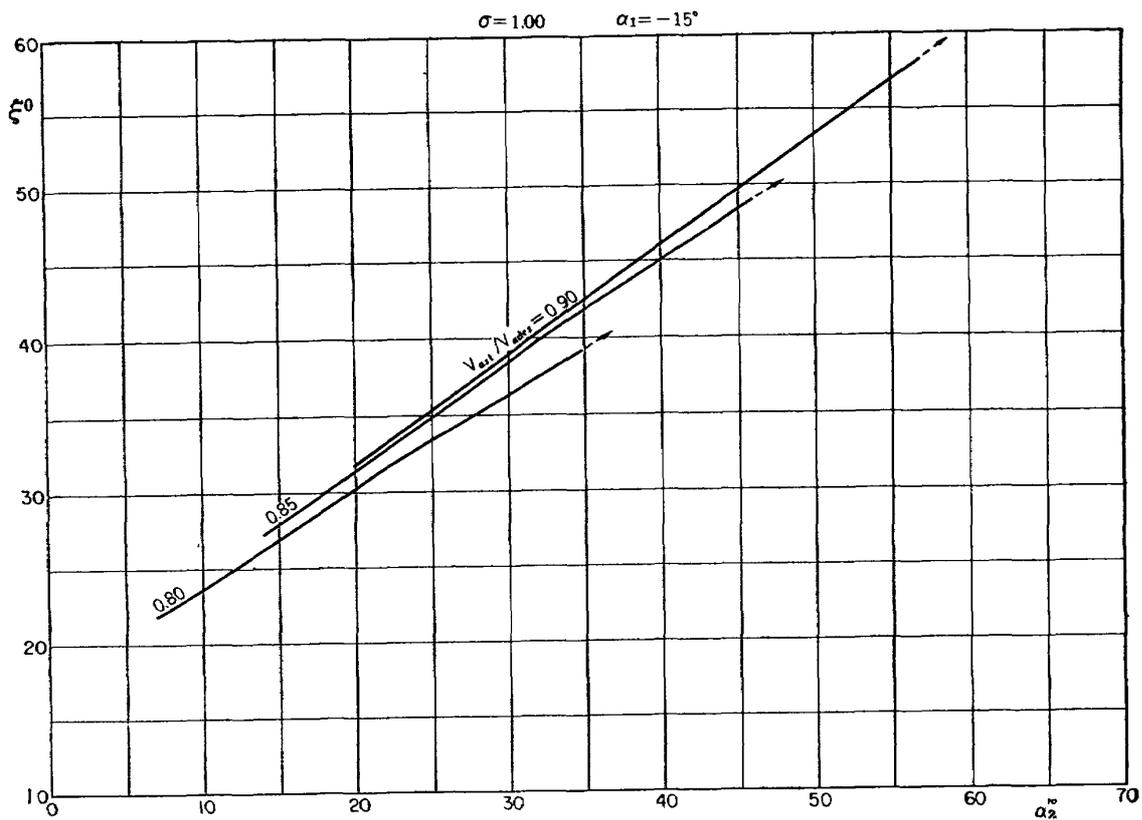
第 23 図 (d) 翼のそり度—流出角



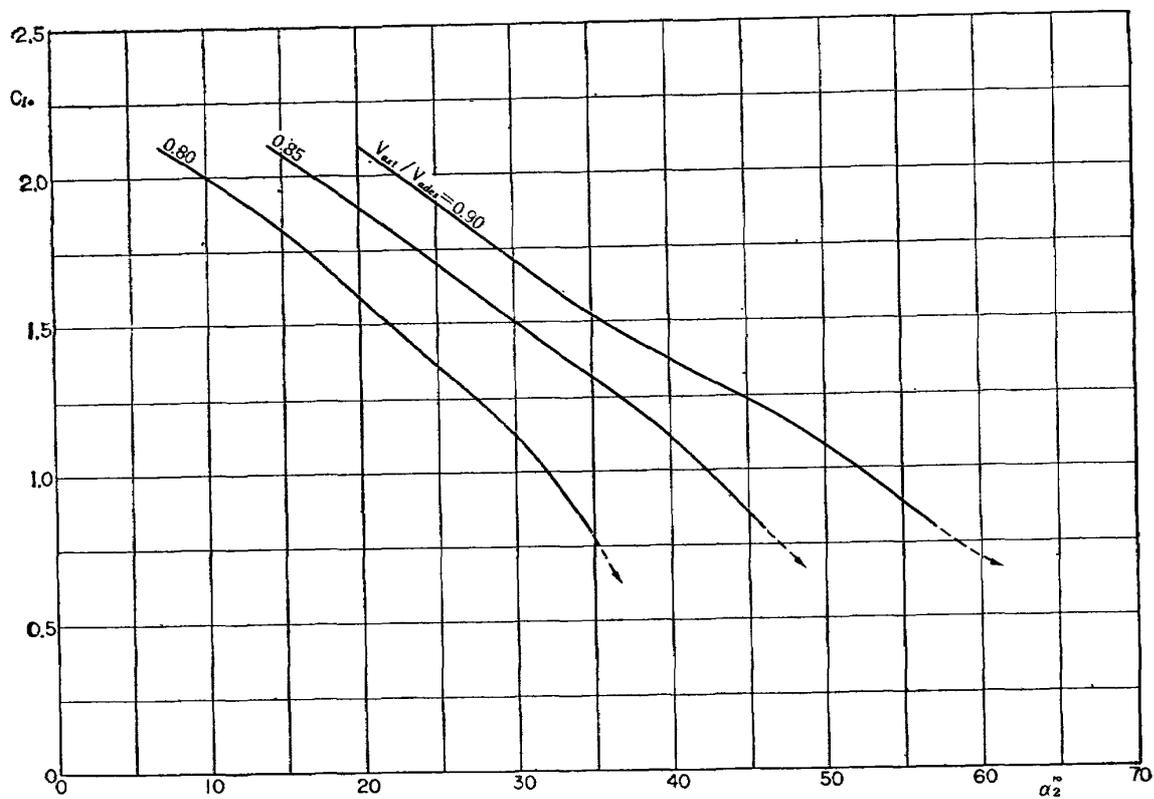
第 24 図 (a) 転向角—流出角



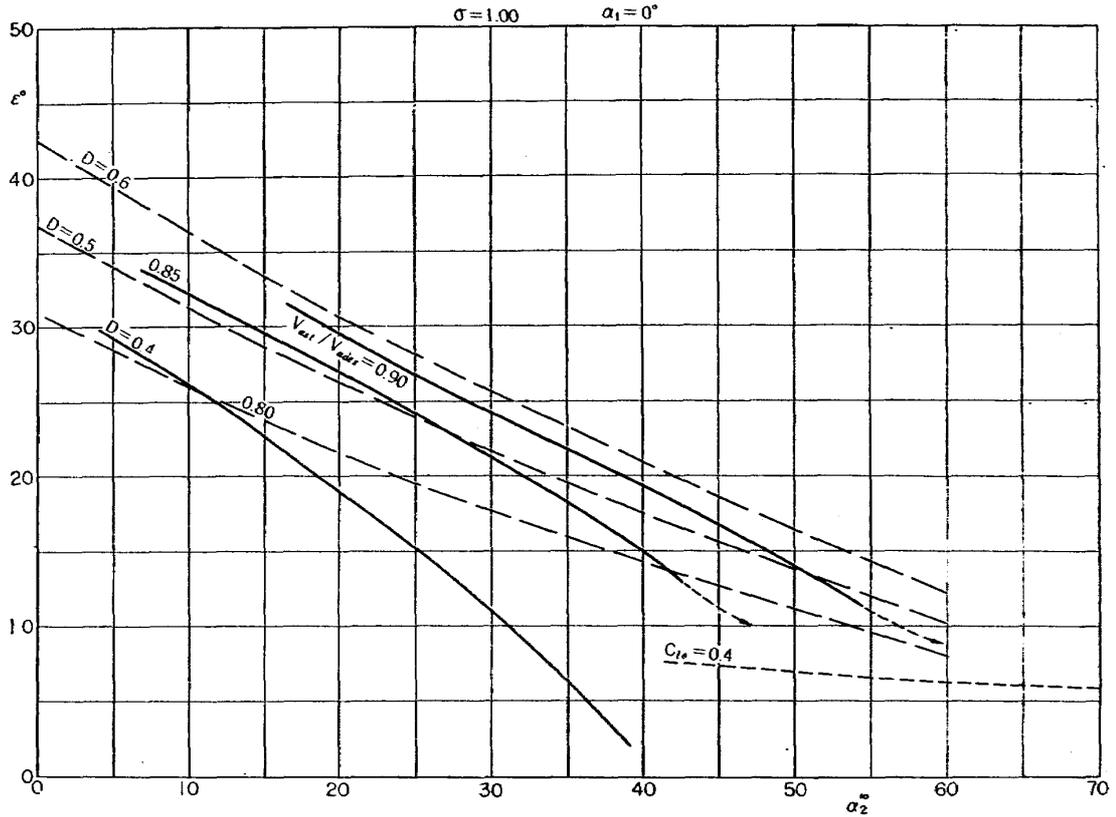
第 24 図 (b) 臨界マッハ数—流出角



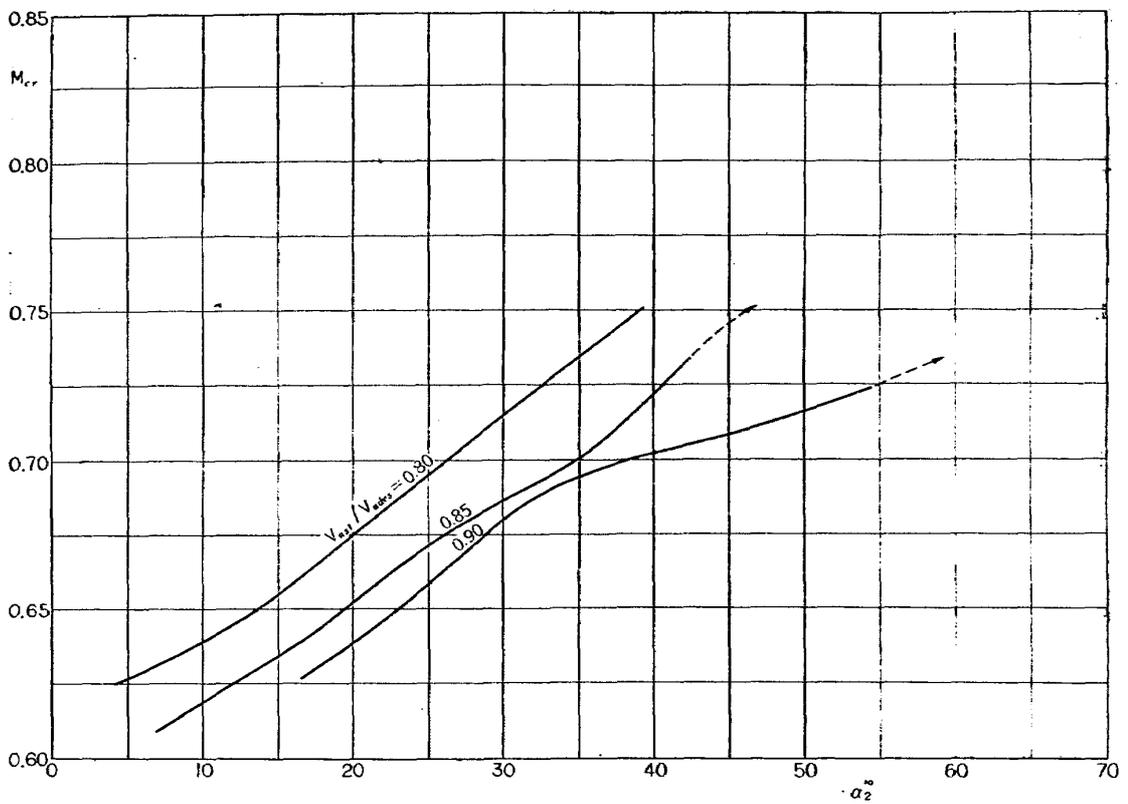
第 24 図 (c) 喰違い角—流出角



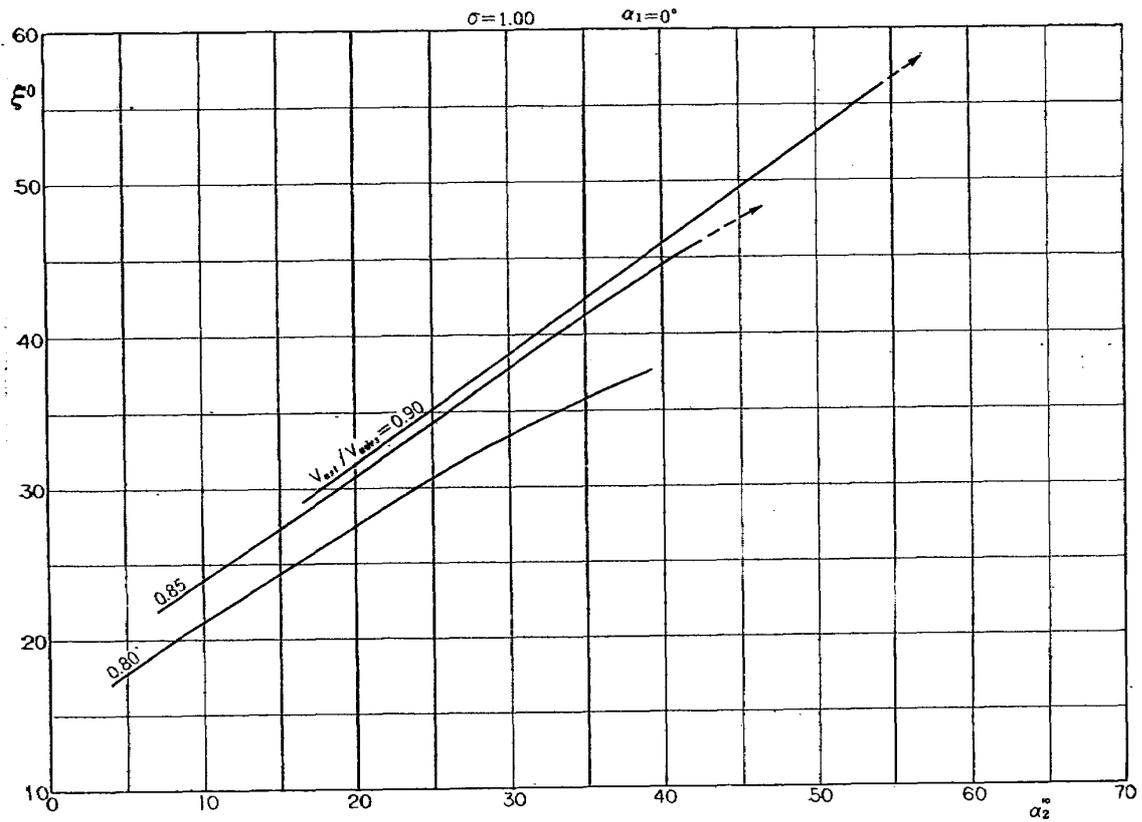
第 24 図 (d) 翼のそり度—流出角



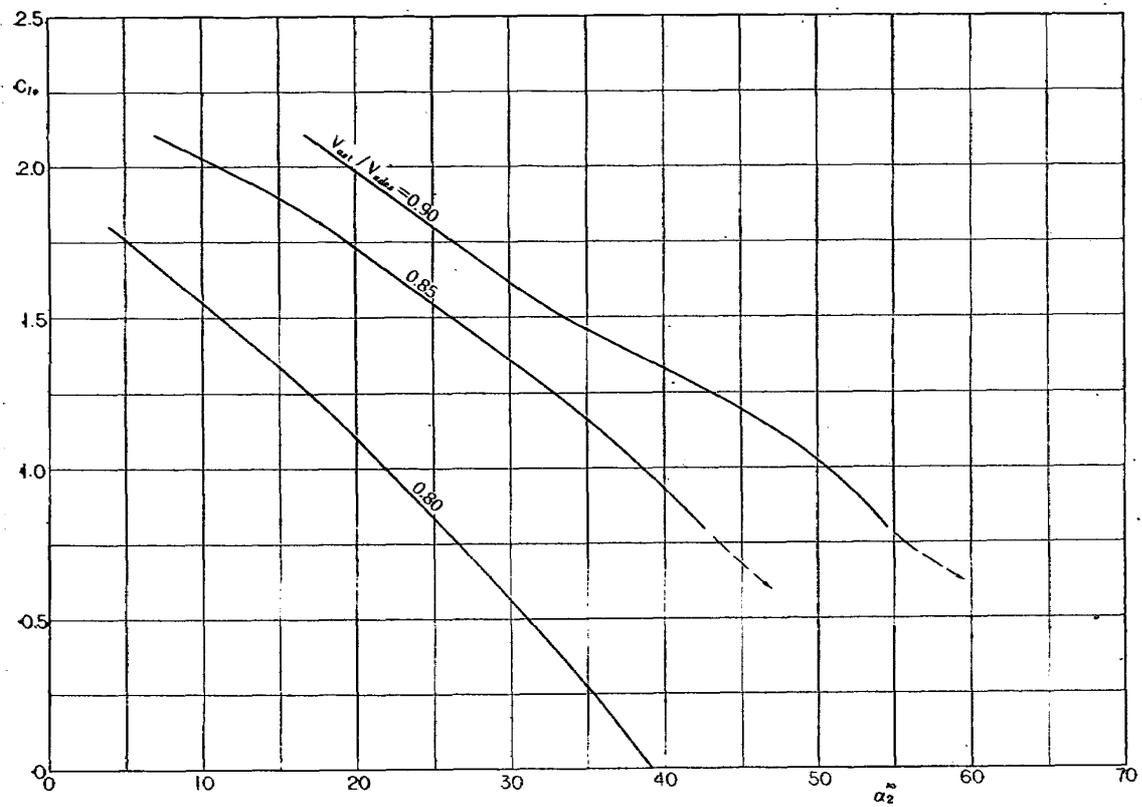
第 25 図 (a) 転向角—流出角



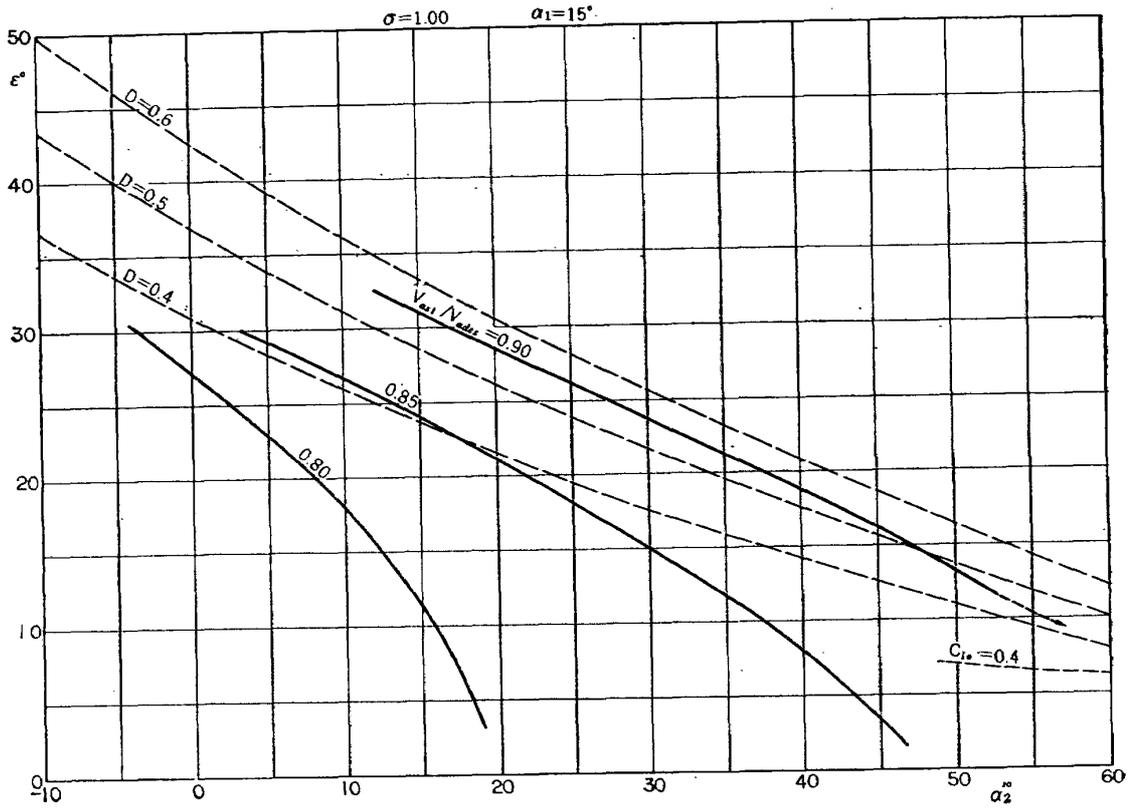
第 25 図 (b) 臨界マッハ数—流出角



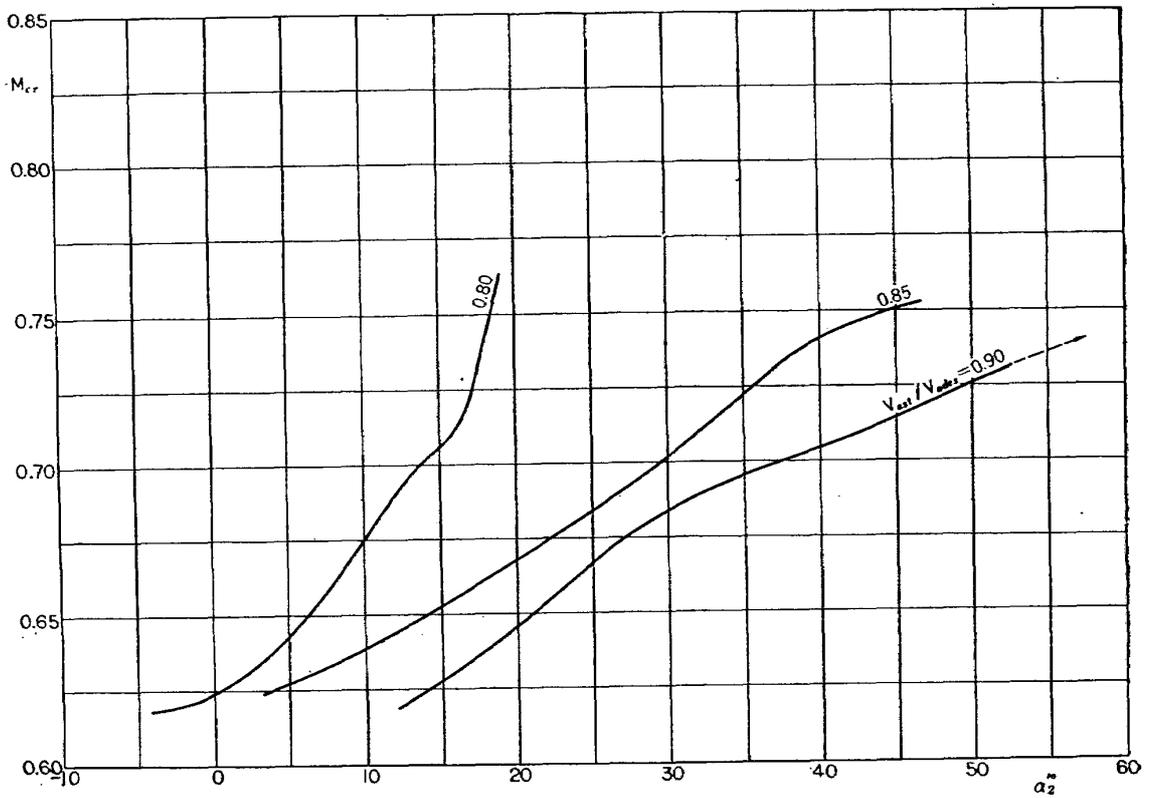
第 25 図 (c) 喰違い角—流出角



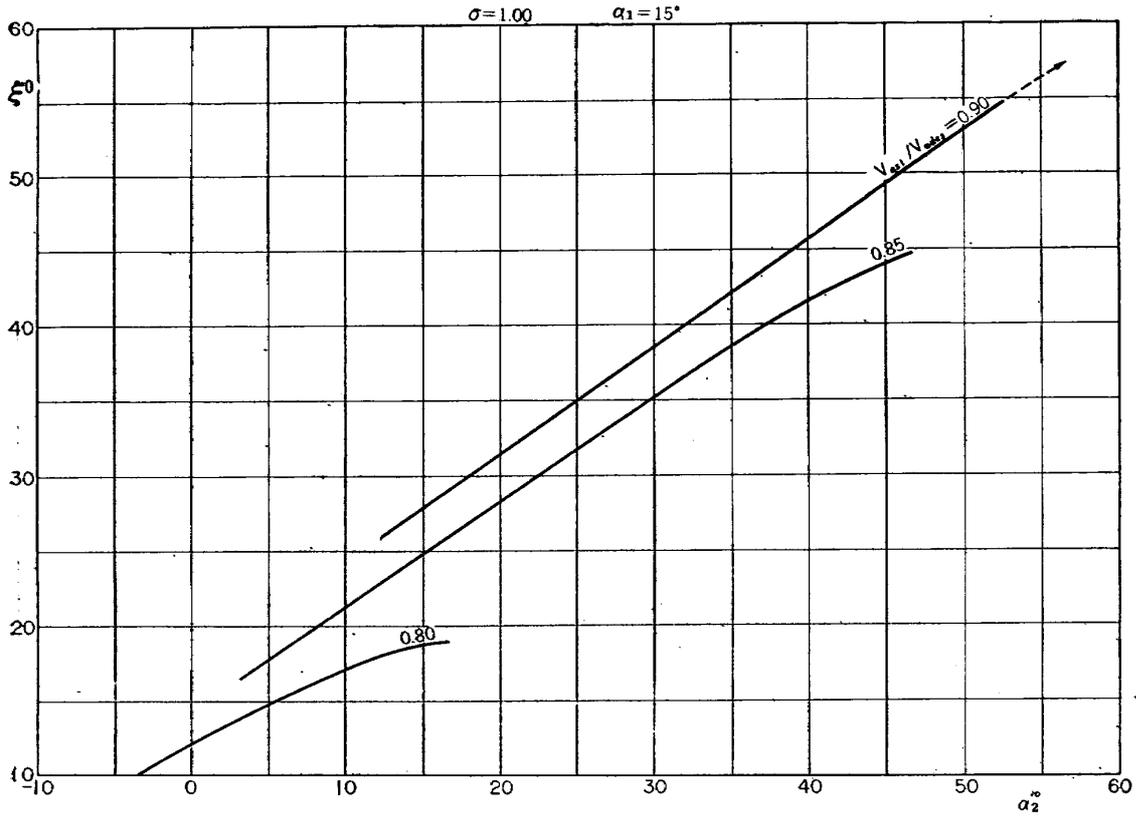
第 25 図 (d) 翼のそり度—流出角



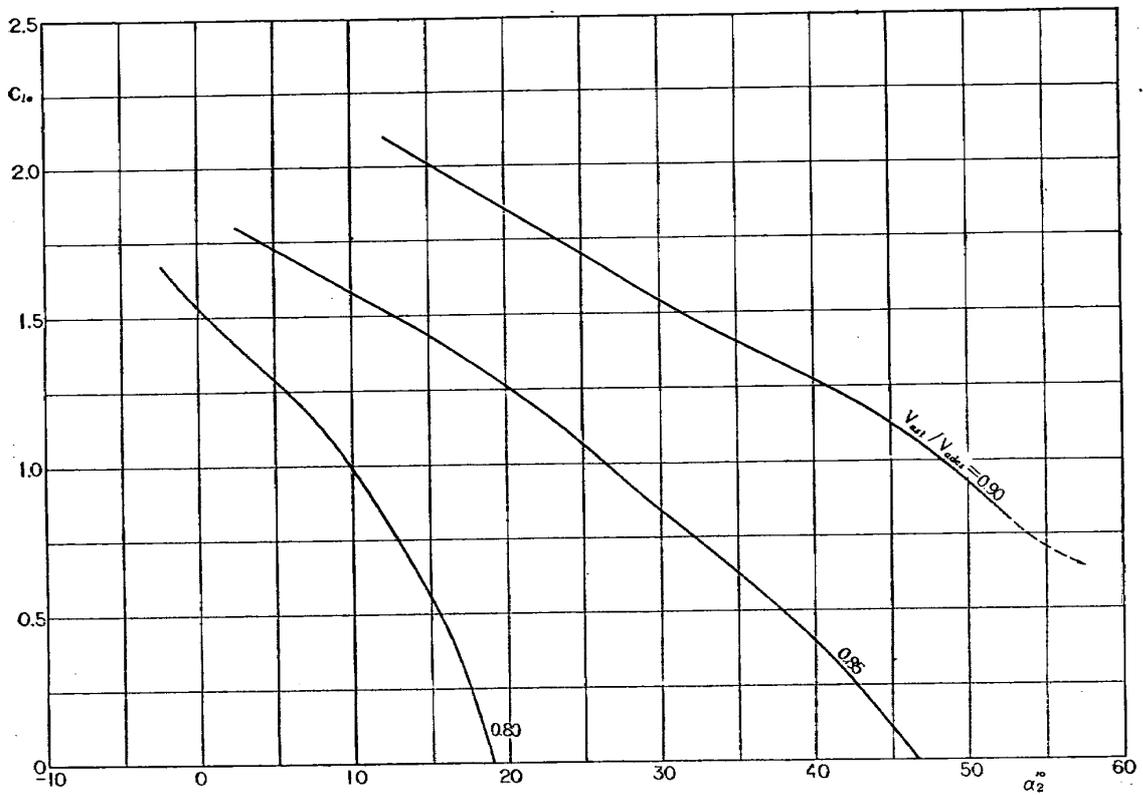
第 26 図 (a) 転向角—流出角



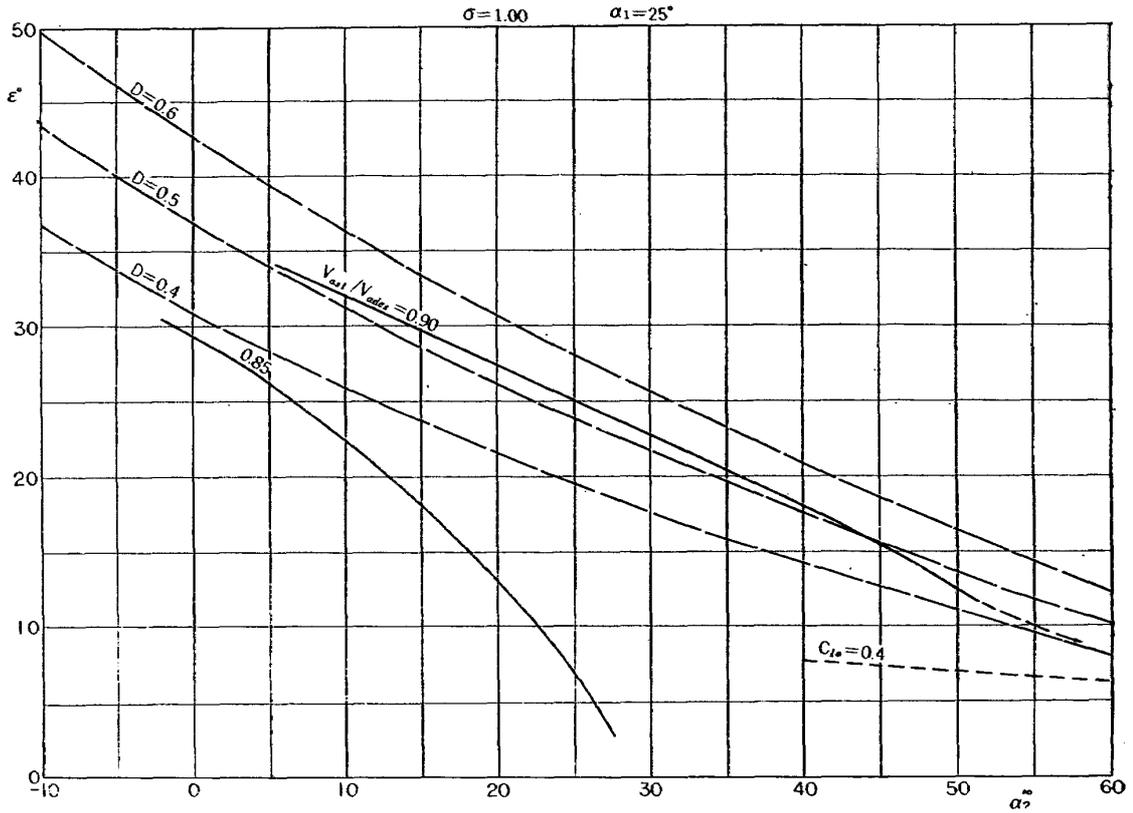
第 26 図 (b) 臨界マッハ数—流出角



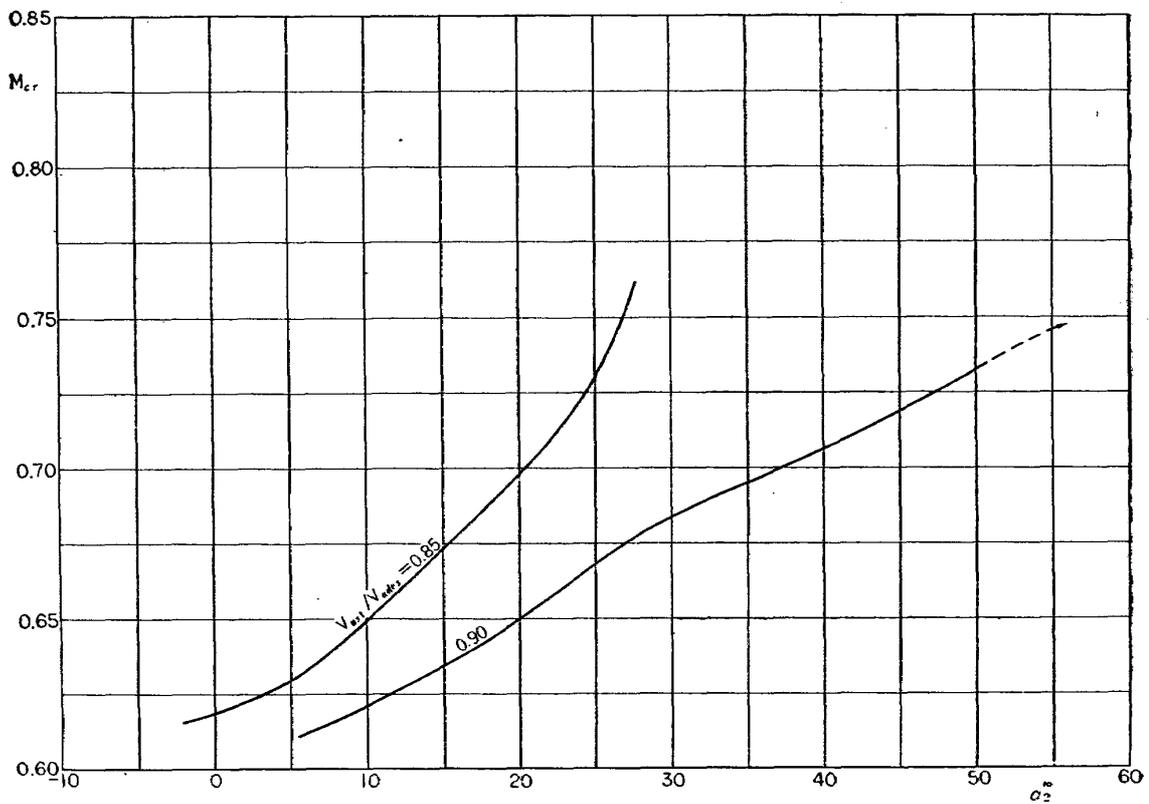
第 26 図 (c) 喰違い角—流出角



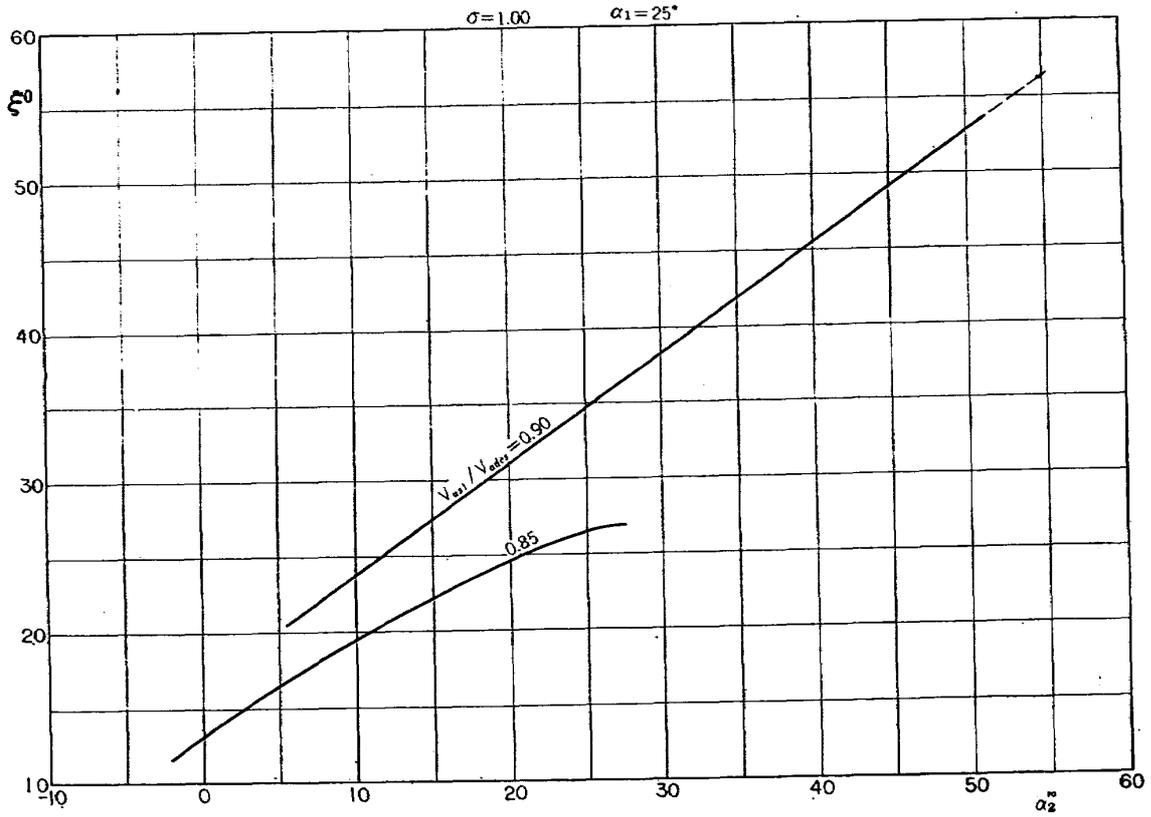
第 26 図 (d) 翼のそり度—流出角



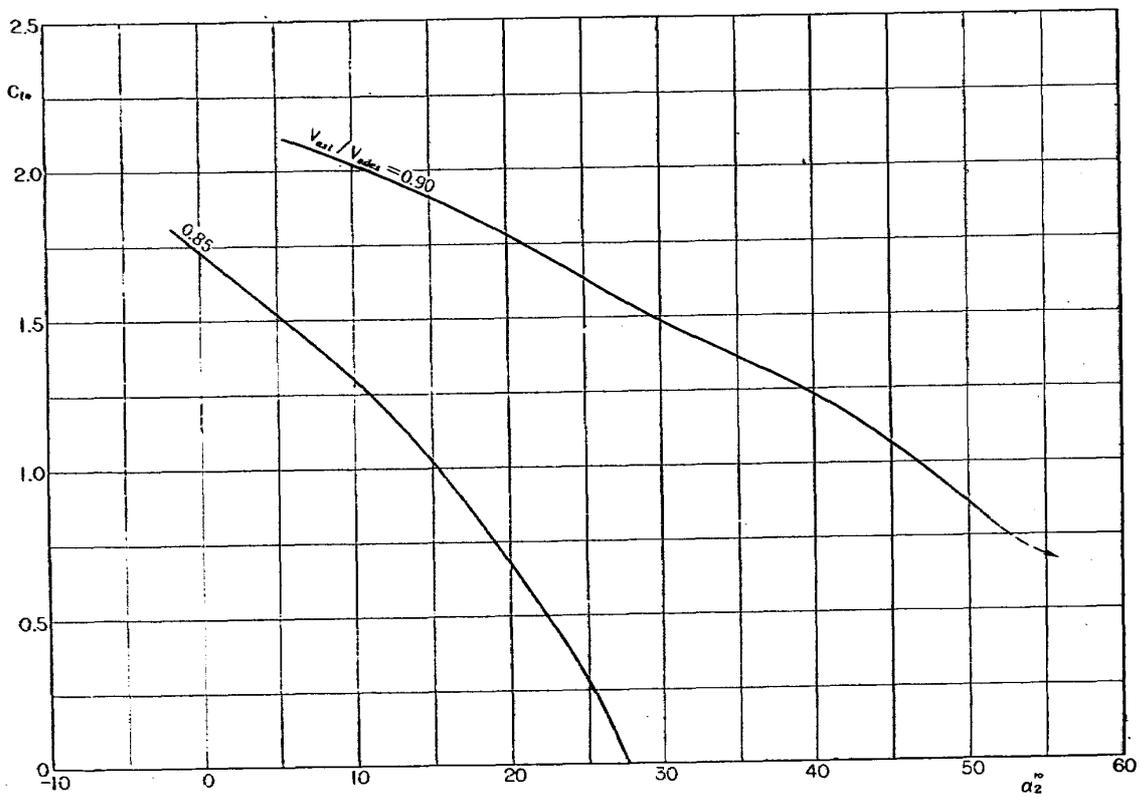
第 27 図 (a) 転向角—流出角



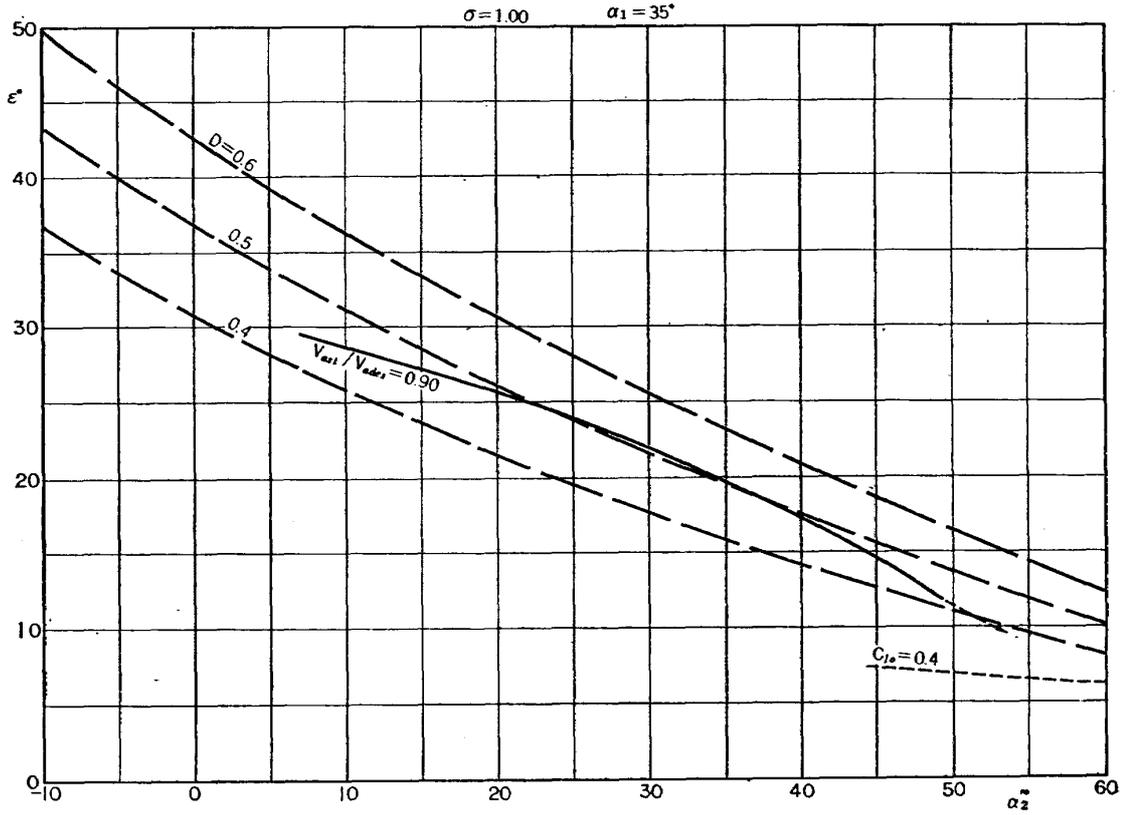
第 27 図 (b) 臨界マッハ数—流出角



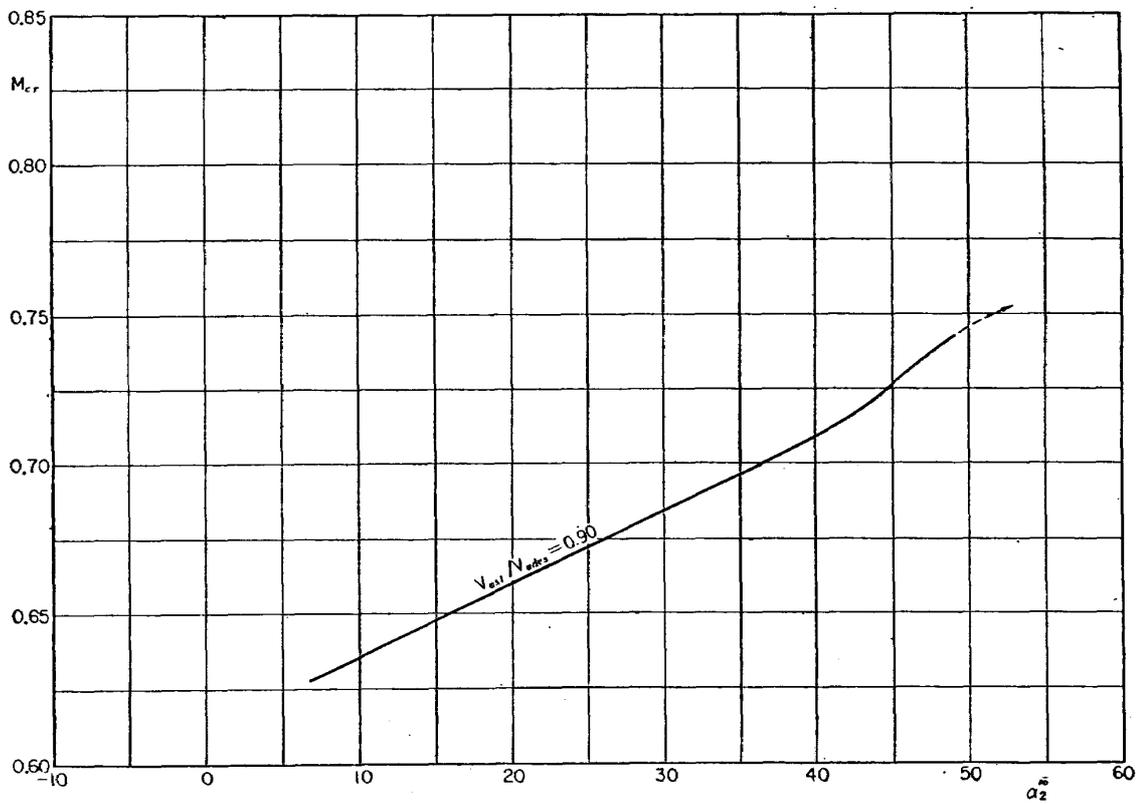
第 27 図 (c) 喰違い角—流出角



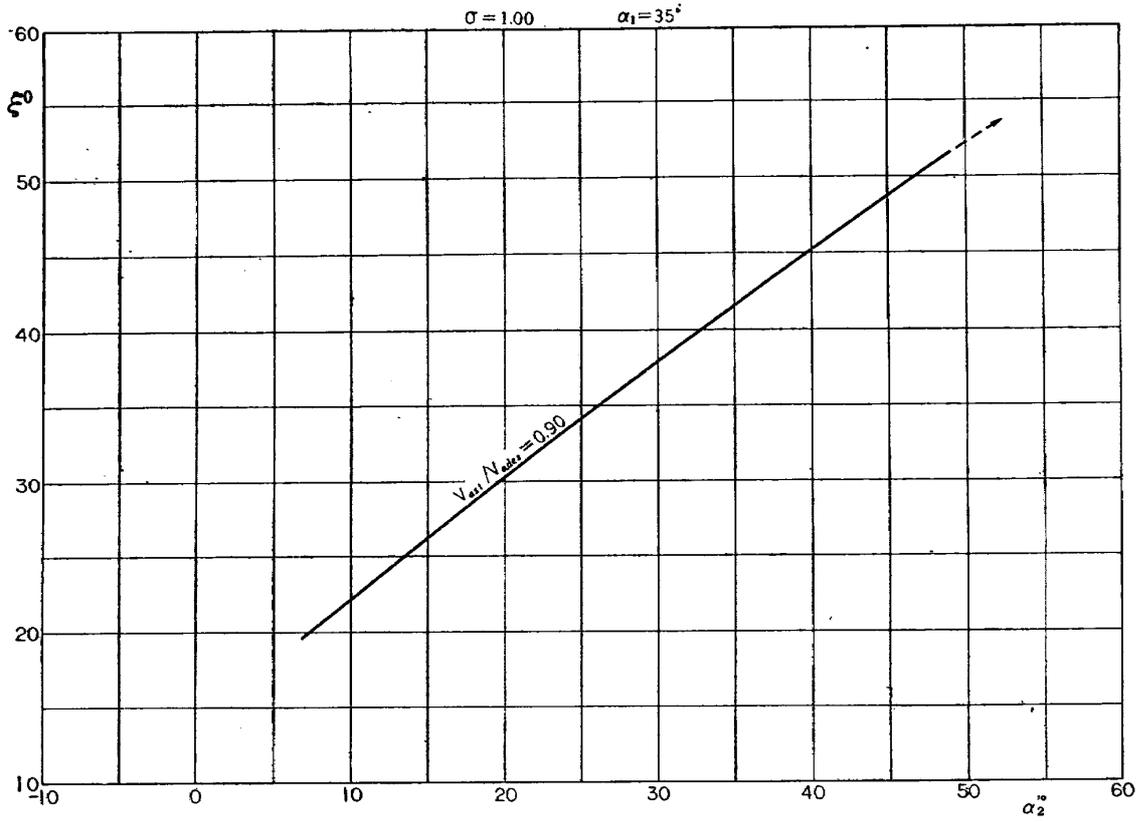
第 27 図 (d) 翼のそり度—流出角



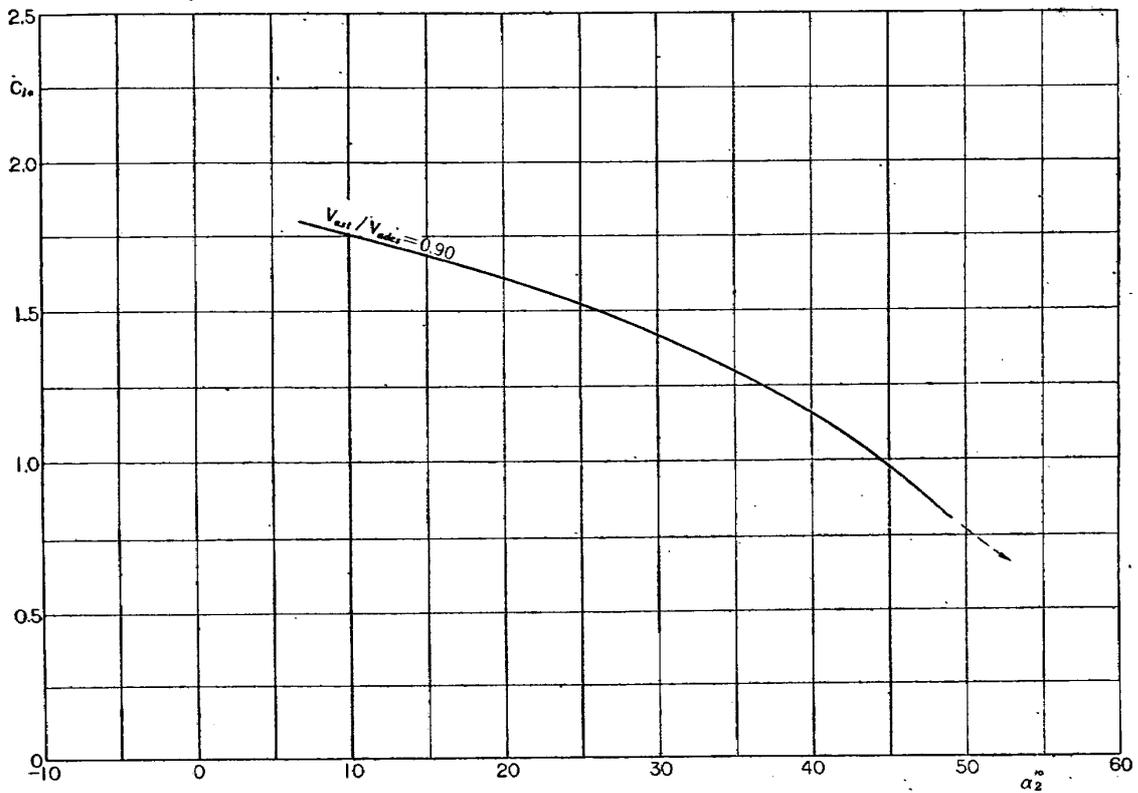
第 28 図 (a) 轉向角—流出角



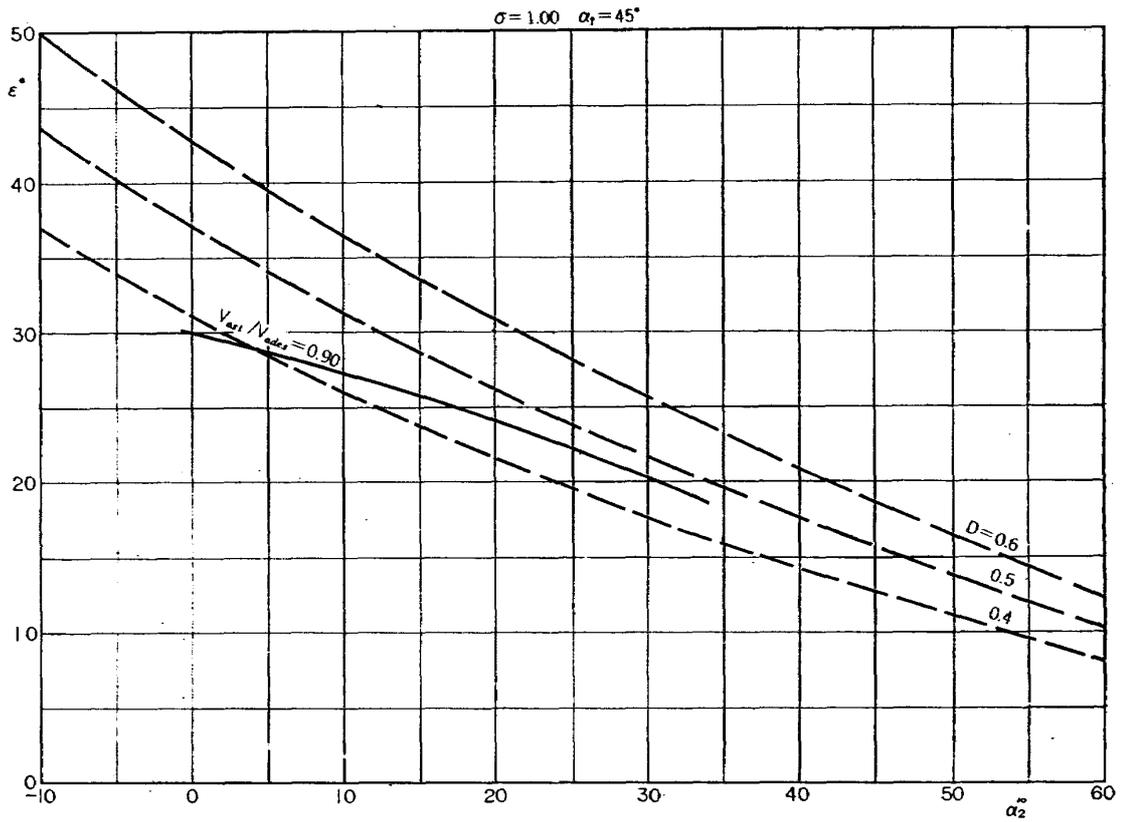
第 28 図 (b) 臨界マッハ数—流出角



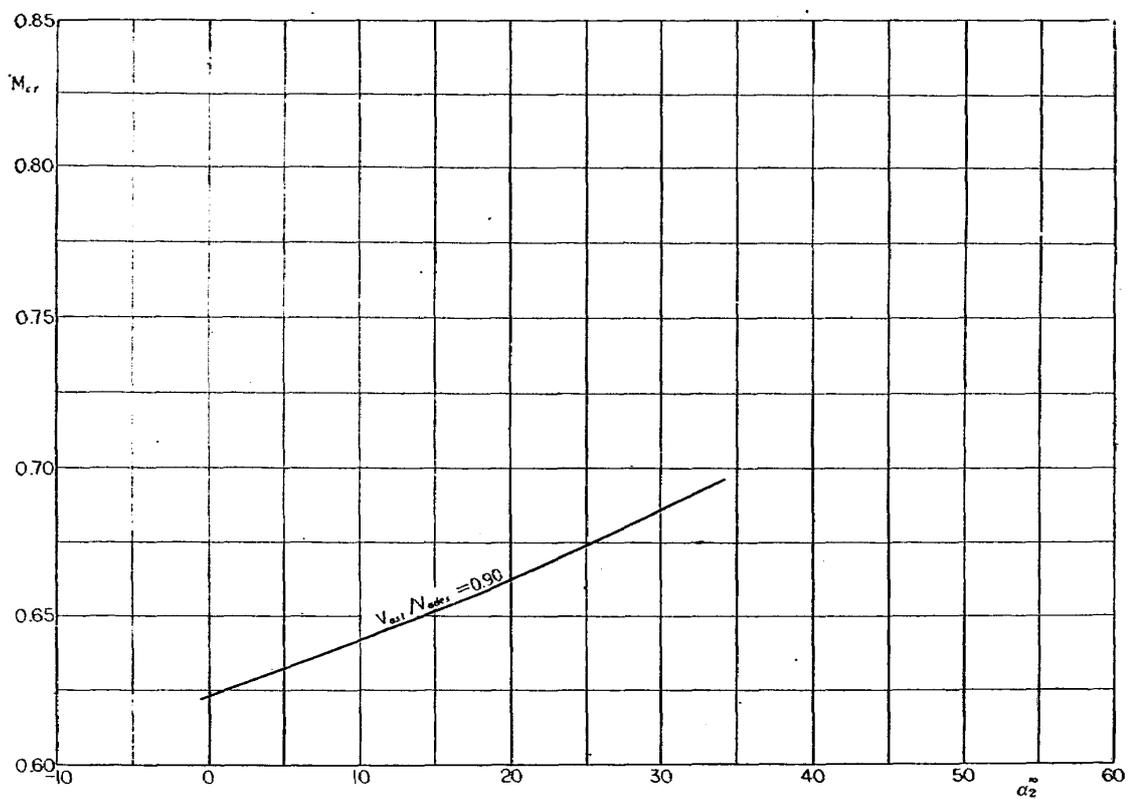
第 28 図 (c) 喰違い角——流出角



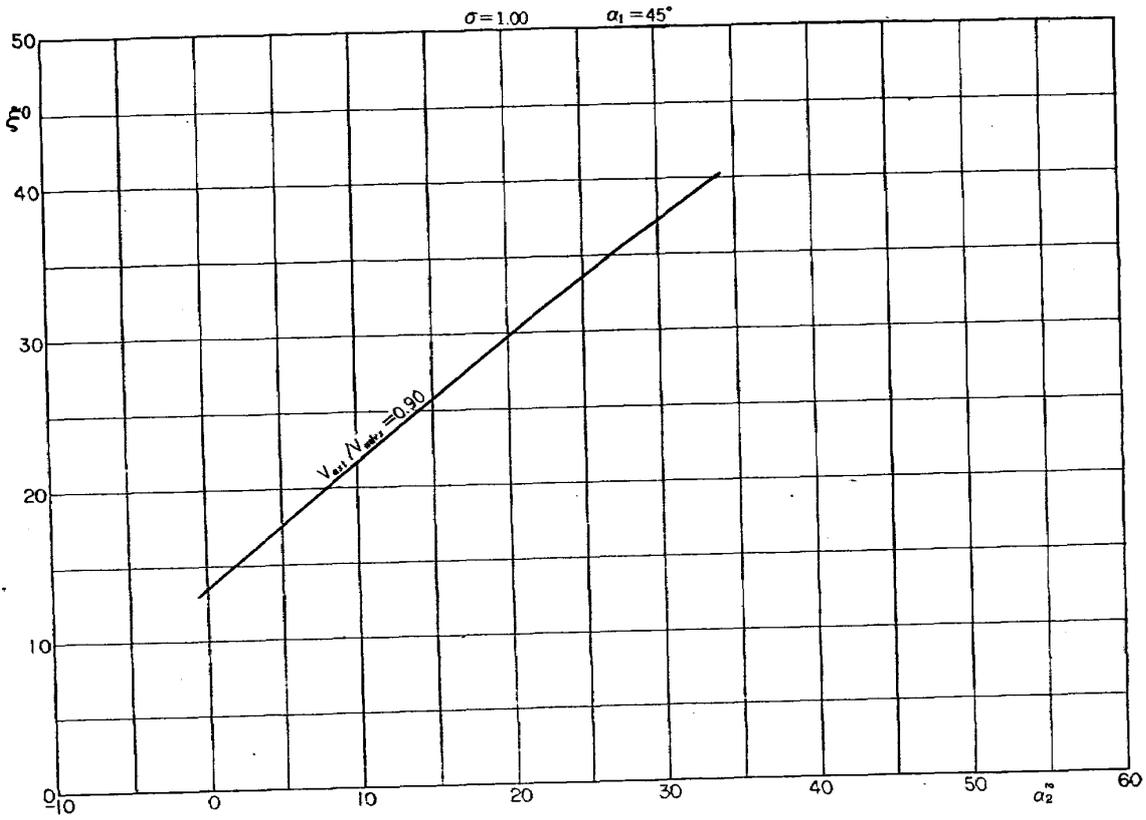
第 28 図 (d) 翼のそり度——流出角



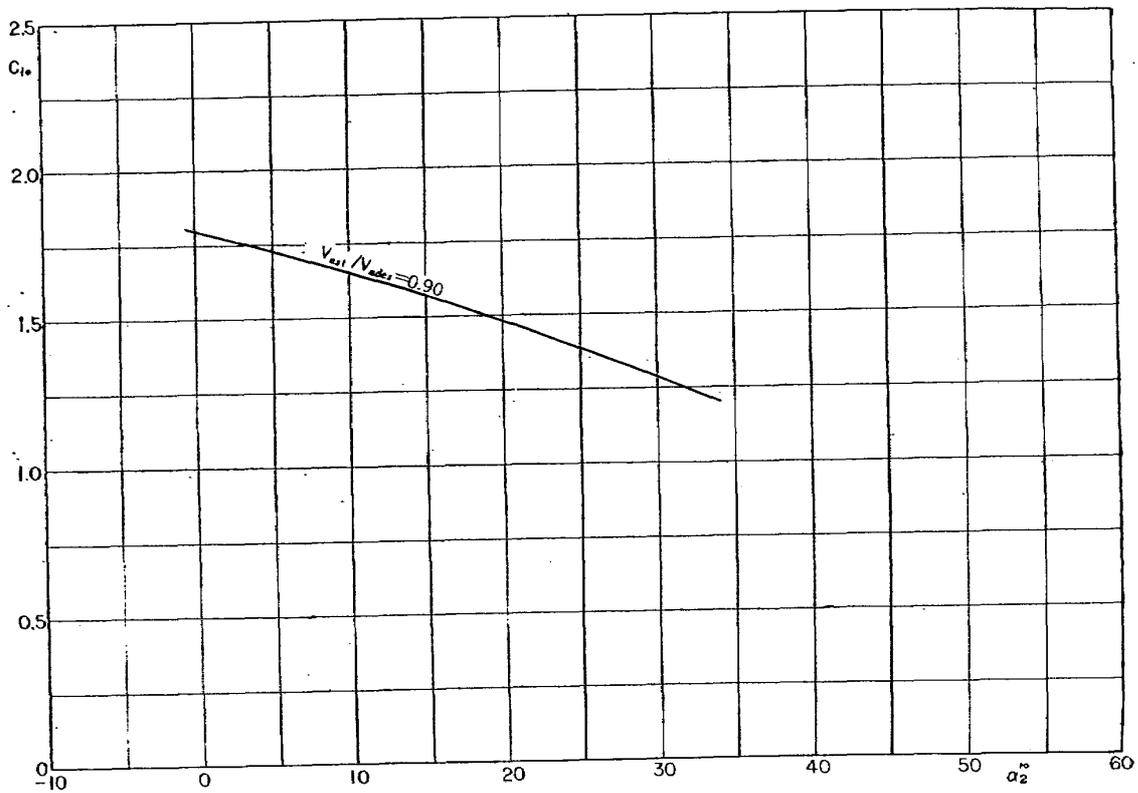
第 29 図 (a) 転向角—流出角



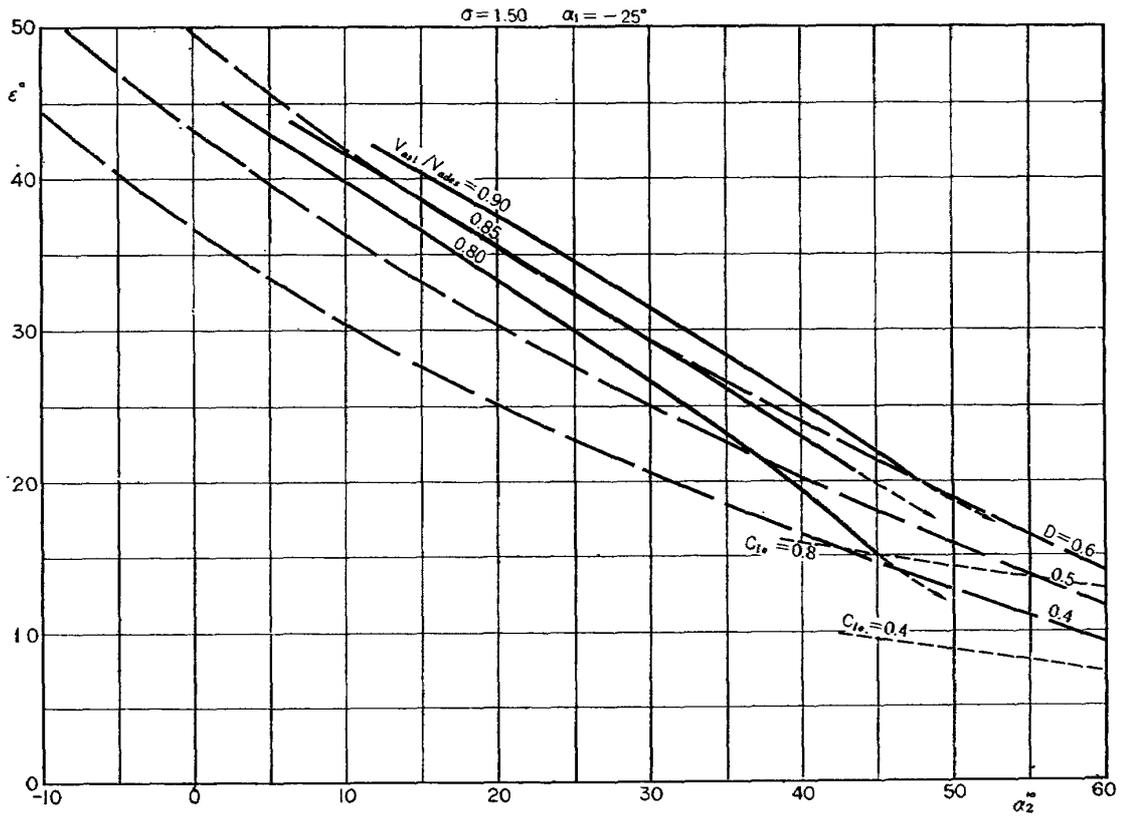
第 29 図 (b) 臨界マッハ数—流出角



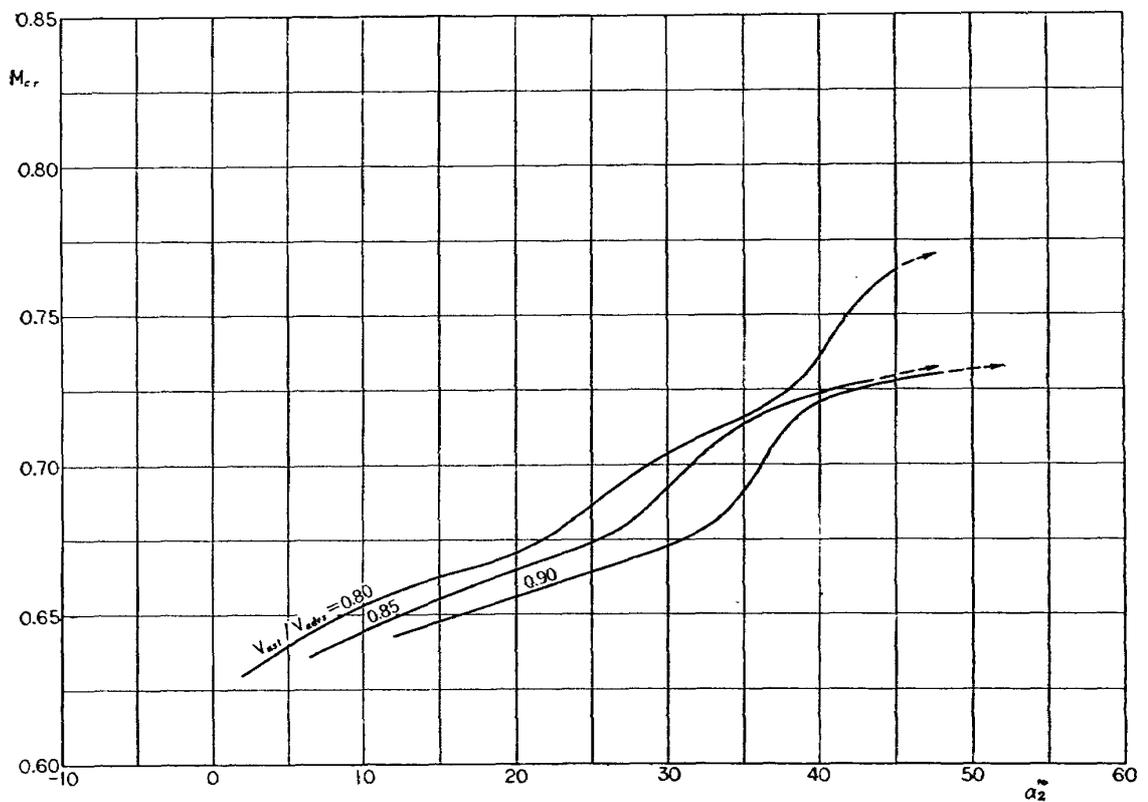
第 29 図 (c) 喰違い角——流出角



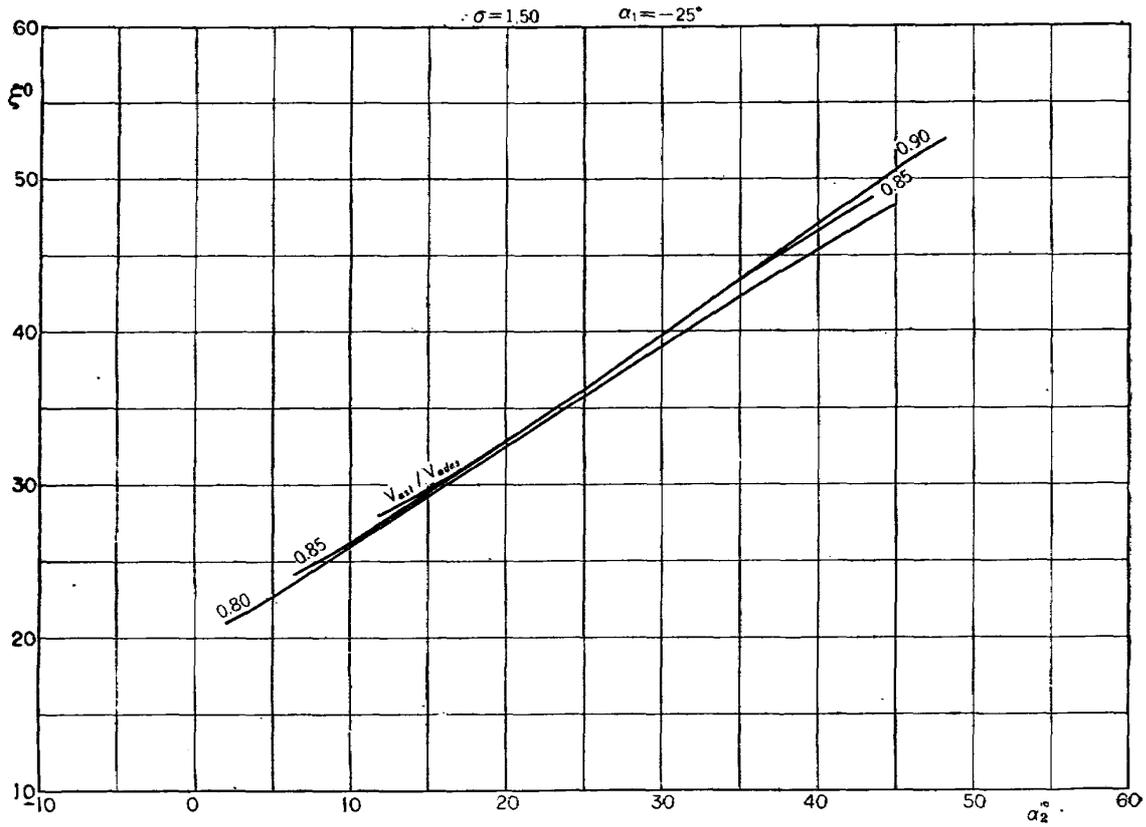
第 29 図 (d) 翼のそり度——流出角



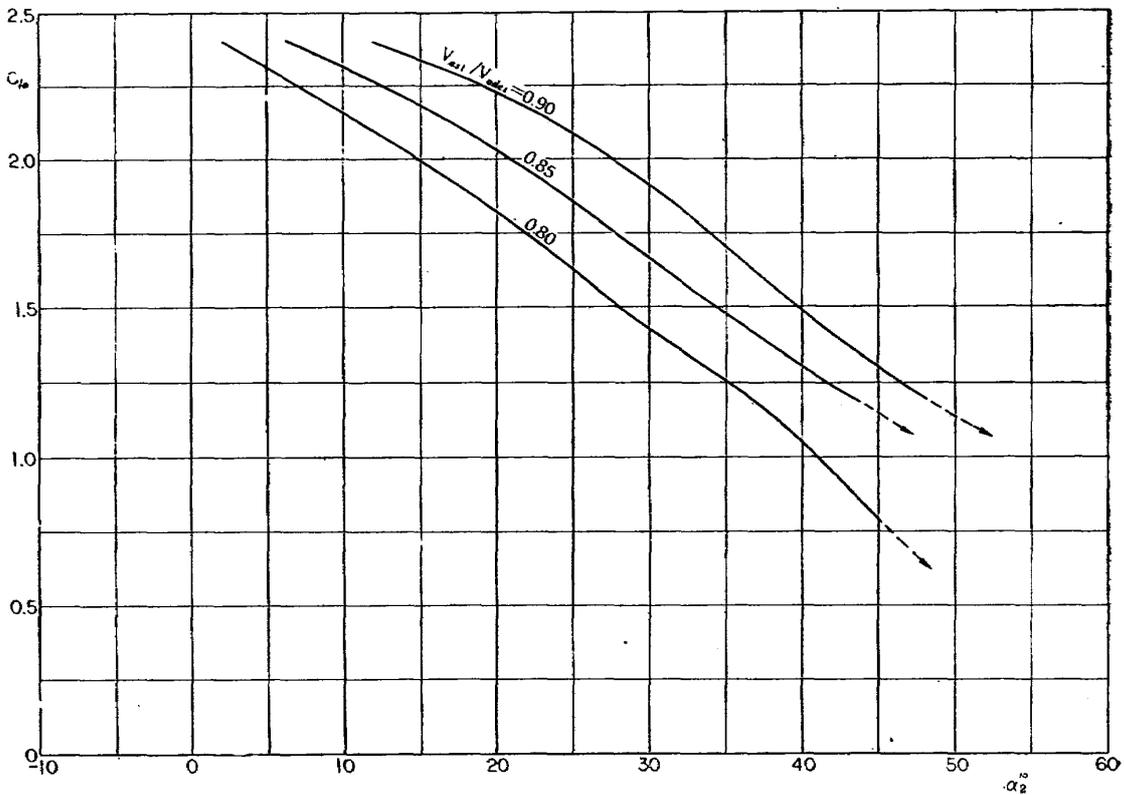
第 30 図 (a) 転向角—流出角



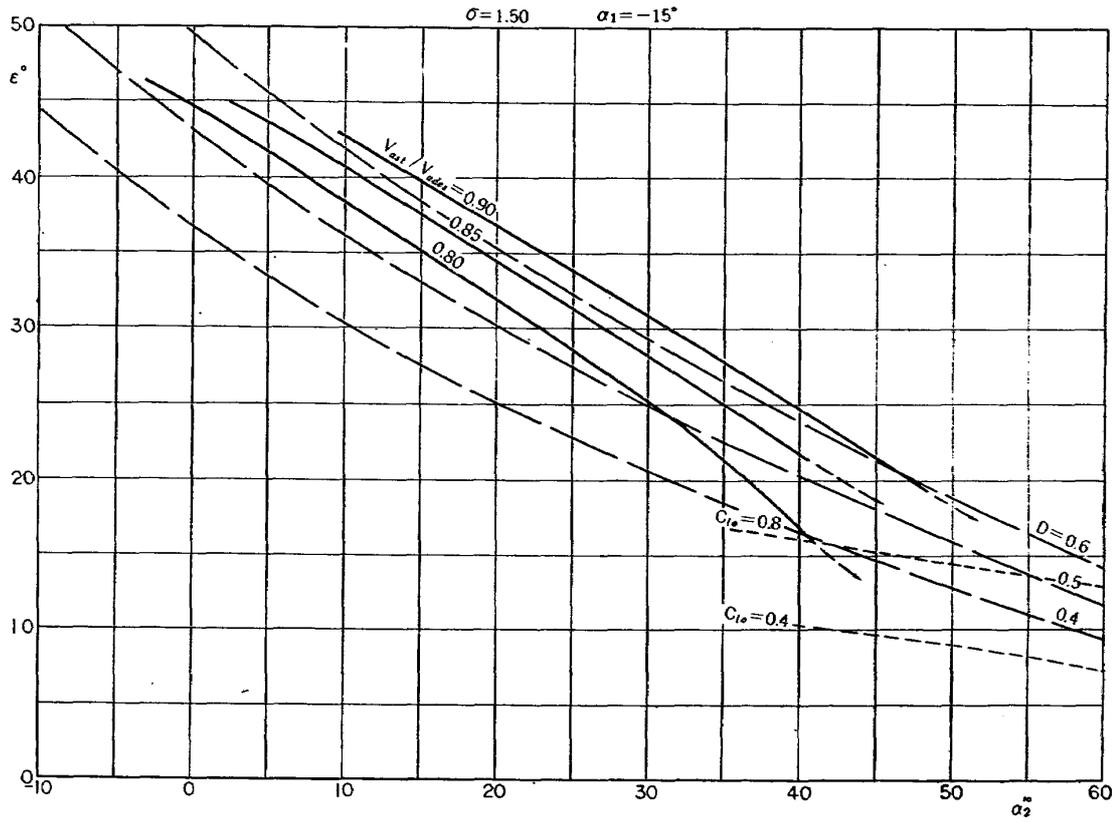
第 30 図 (b) 臨界マッハ数—流出角



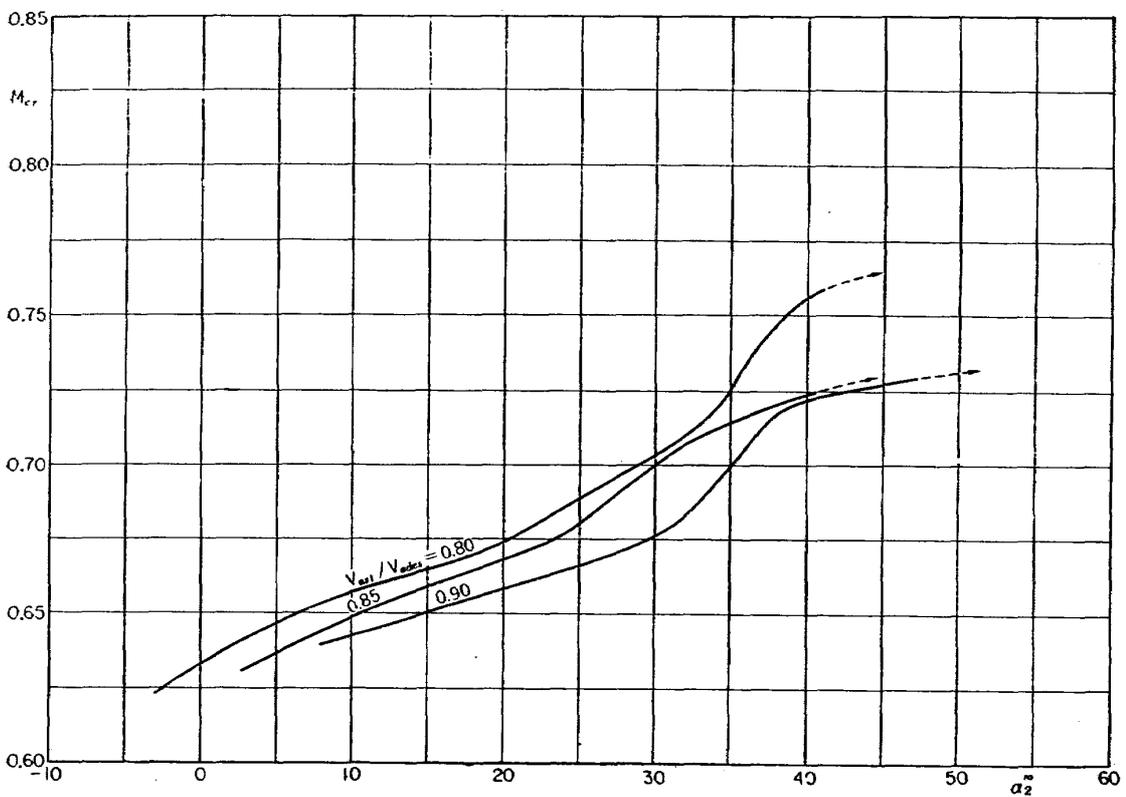
第 30 図 (c) 喰違い角——流出角



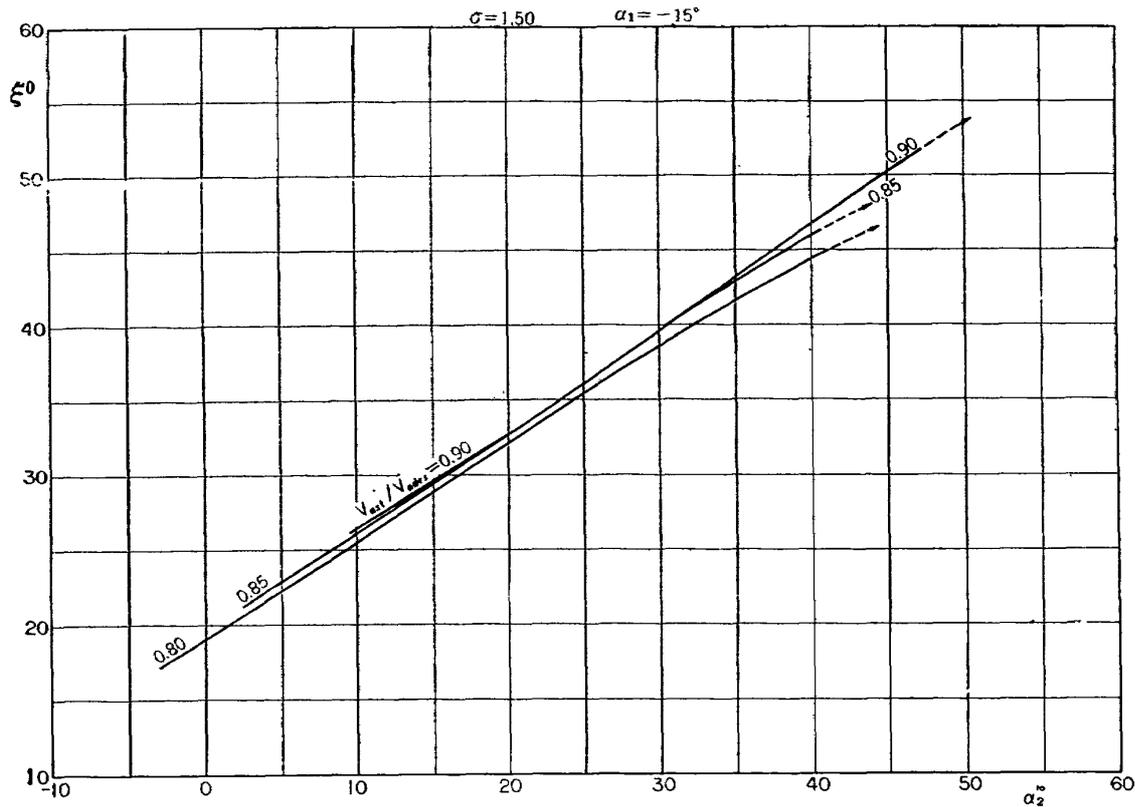
第 30 図 (d) 翼のそり度——流出角



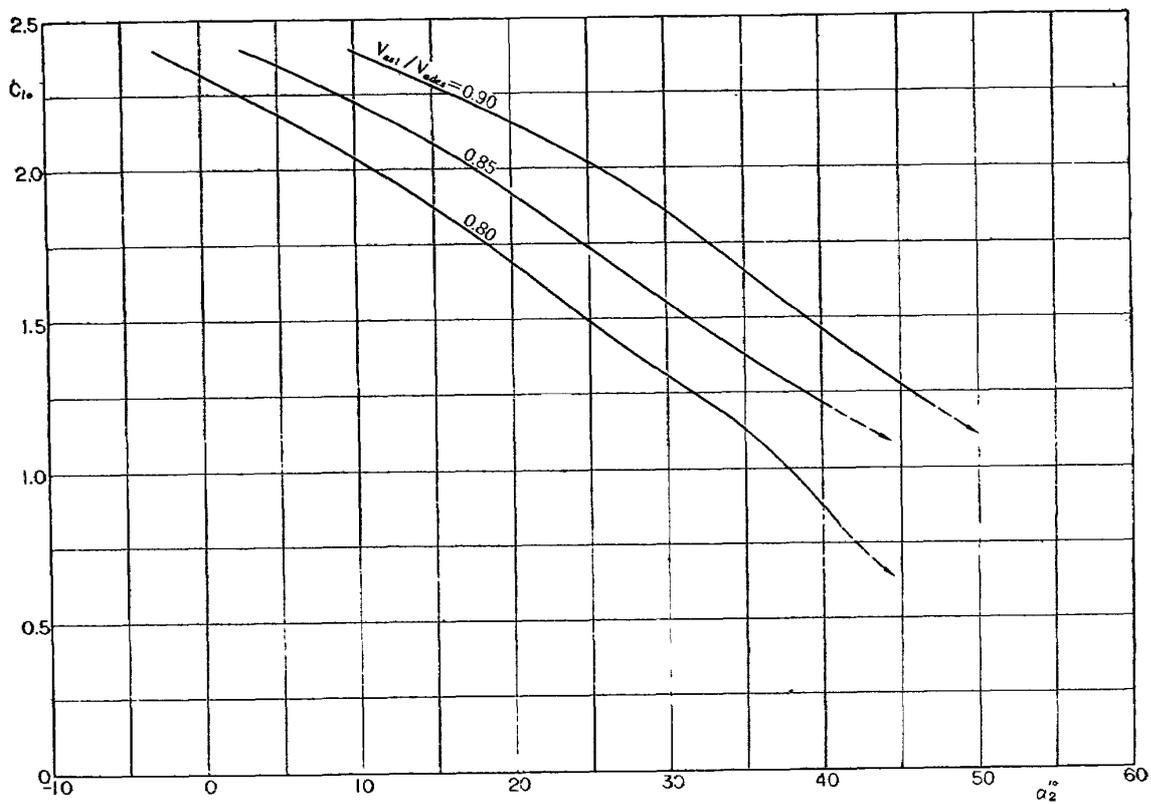
第 31 図 (a) 転向角—流出角



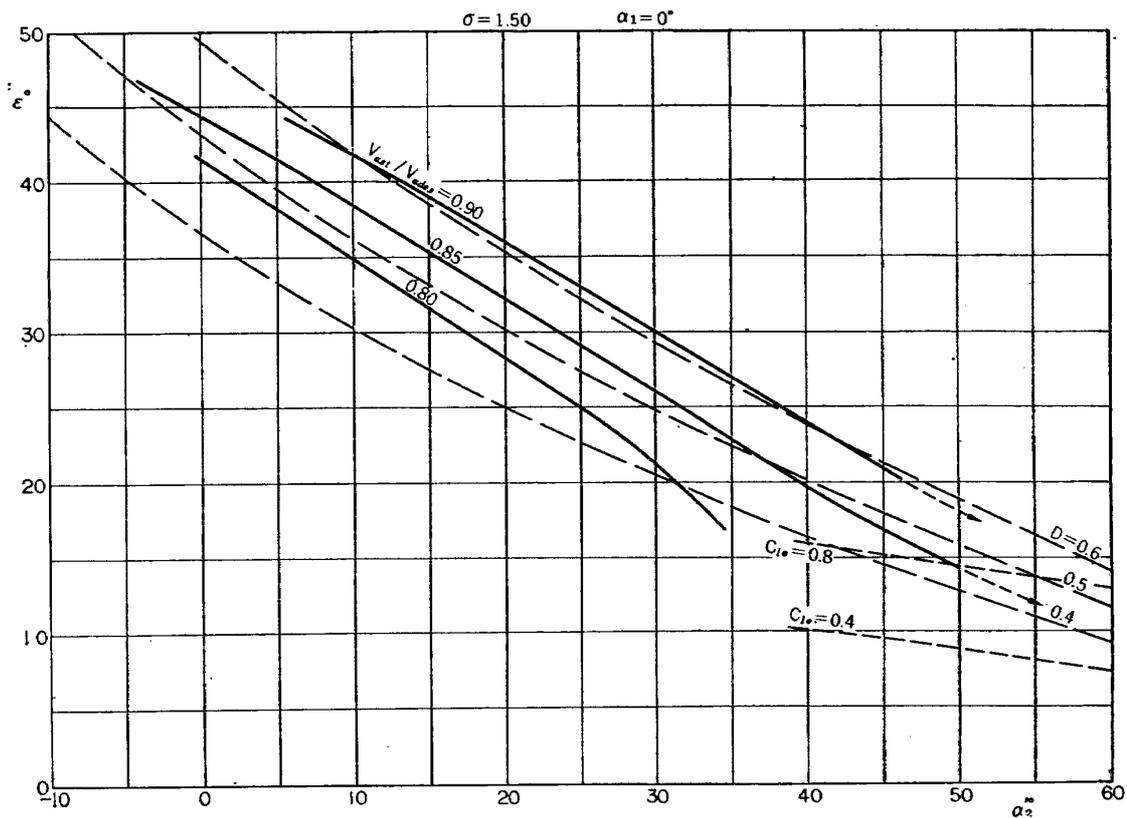
第 31 図 (b) 臨界マッハ数—流出角



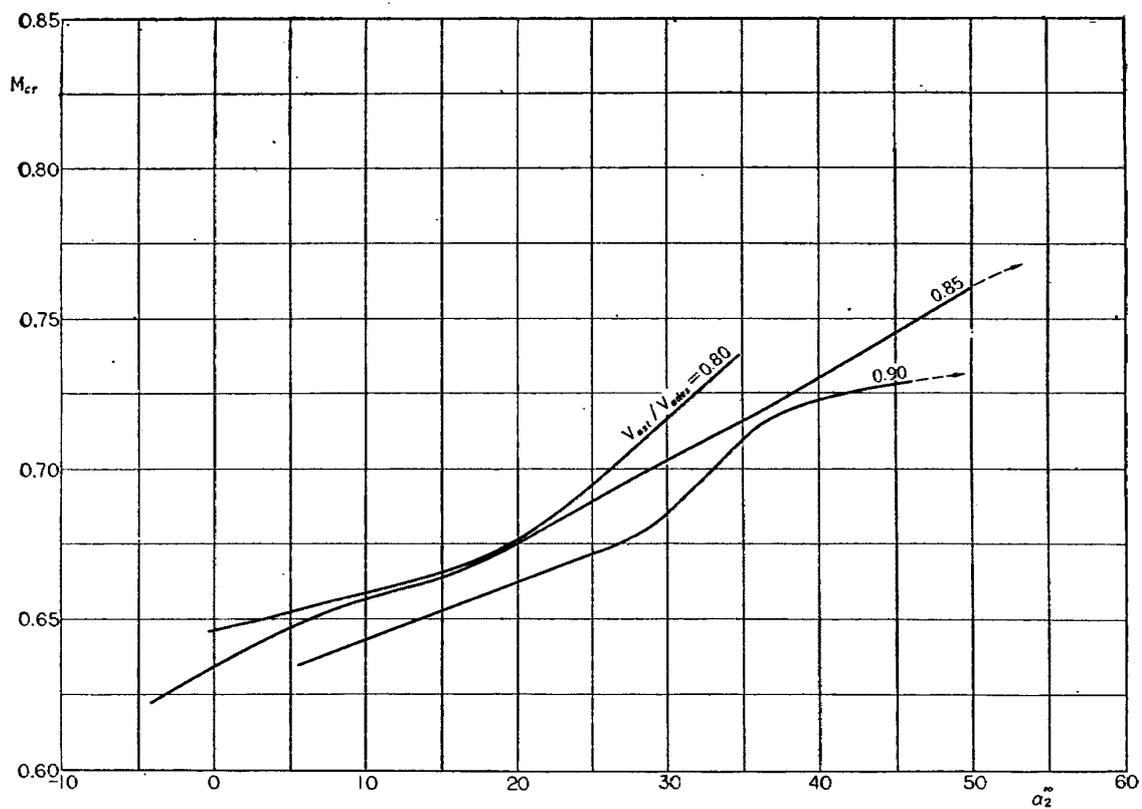
第 31 図 (c) 喰違い角—流出角



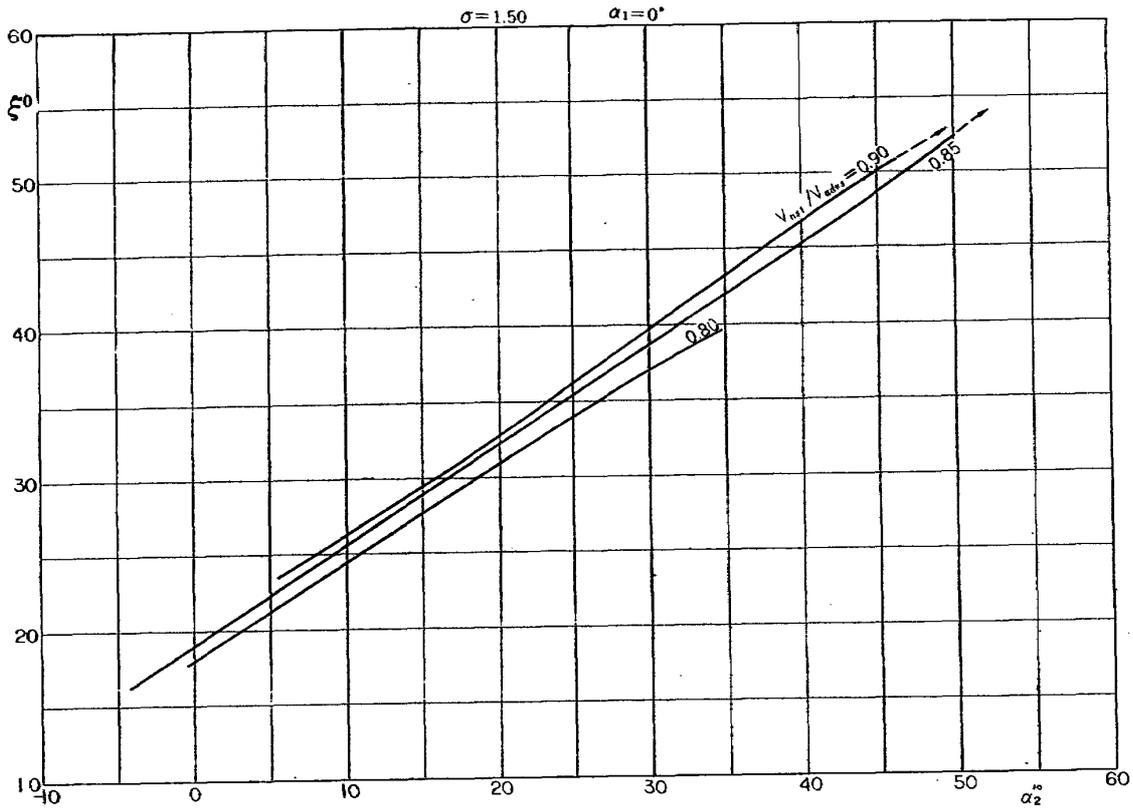
第 31 図 (d) 翼のそり度—流出角



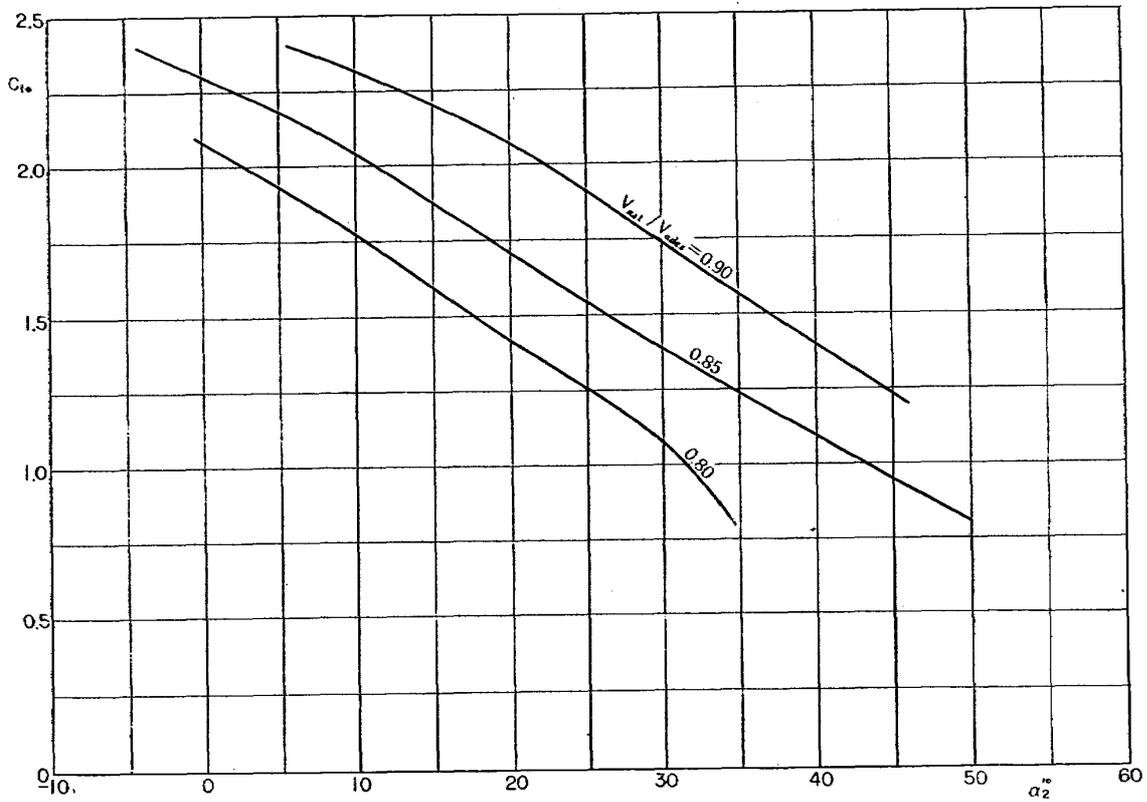
第 32 図 (a) 転向角—流出角



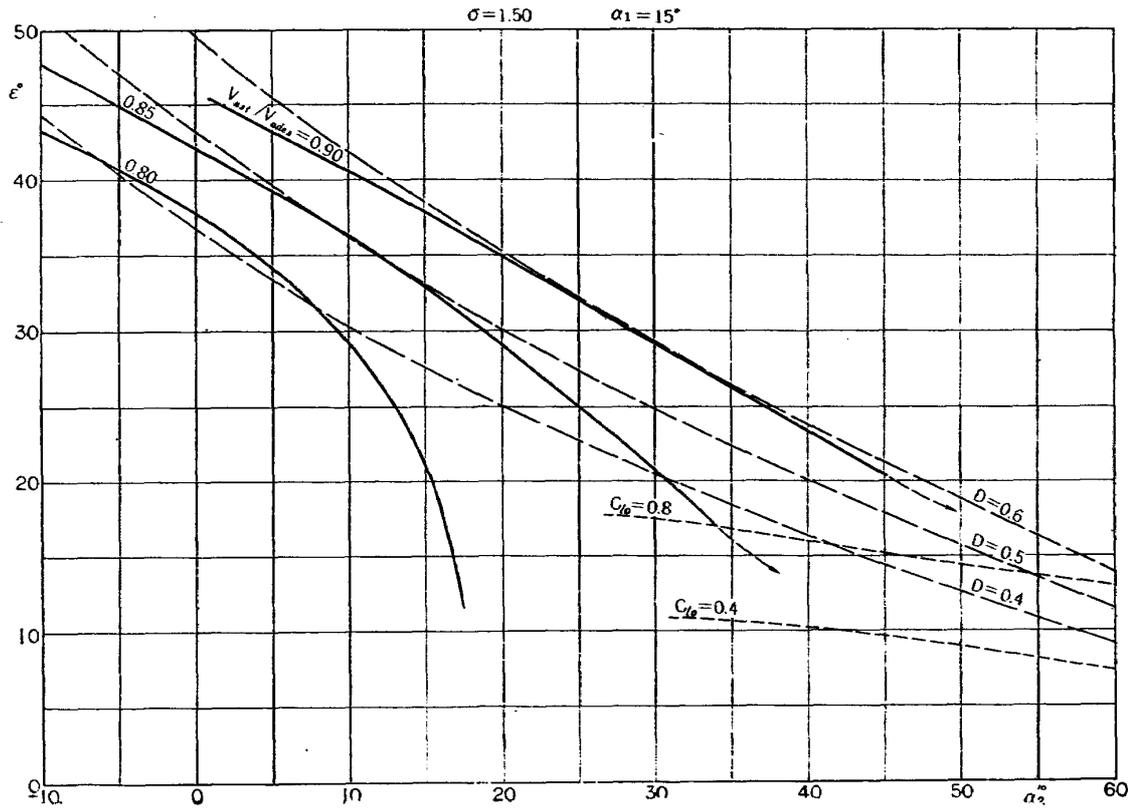
第 32 図 (b) 臨界マッハ数—流出角



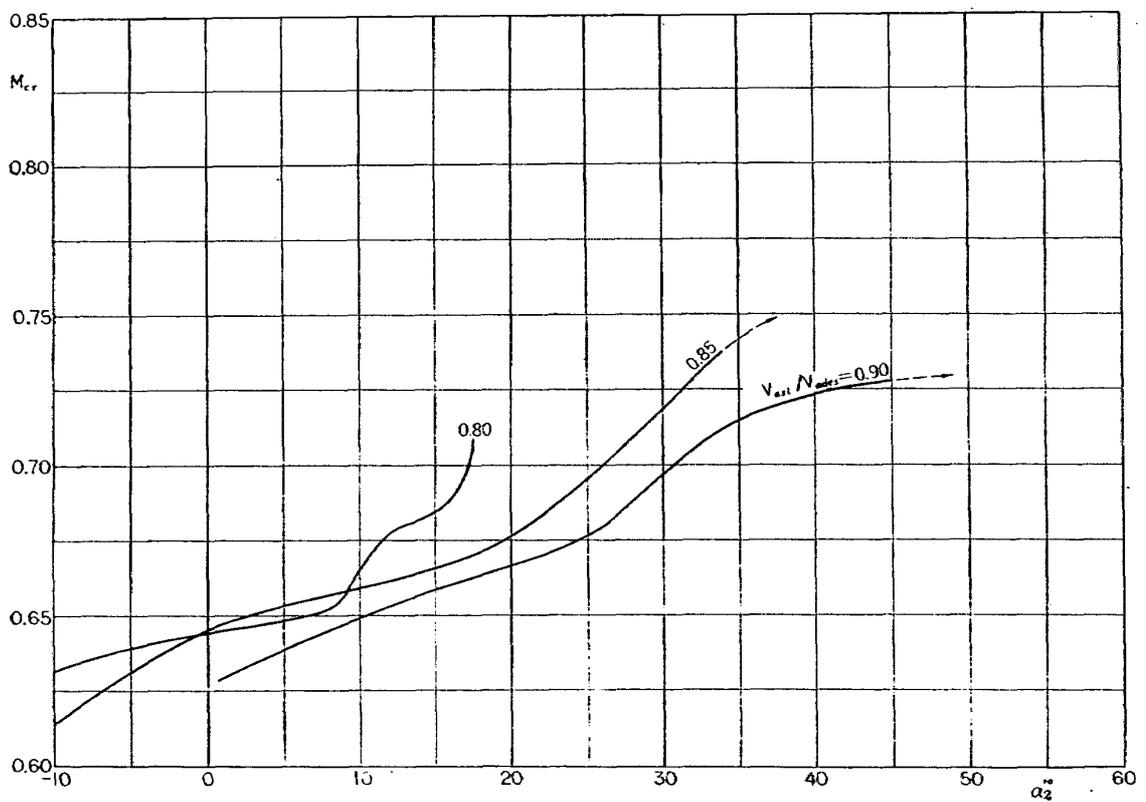
第 32 図 (c) 喰違い角—流出角



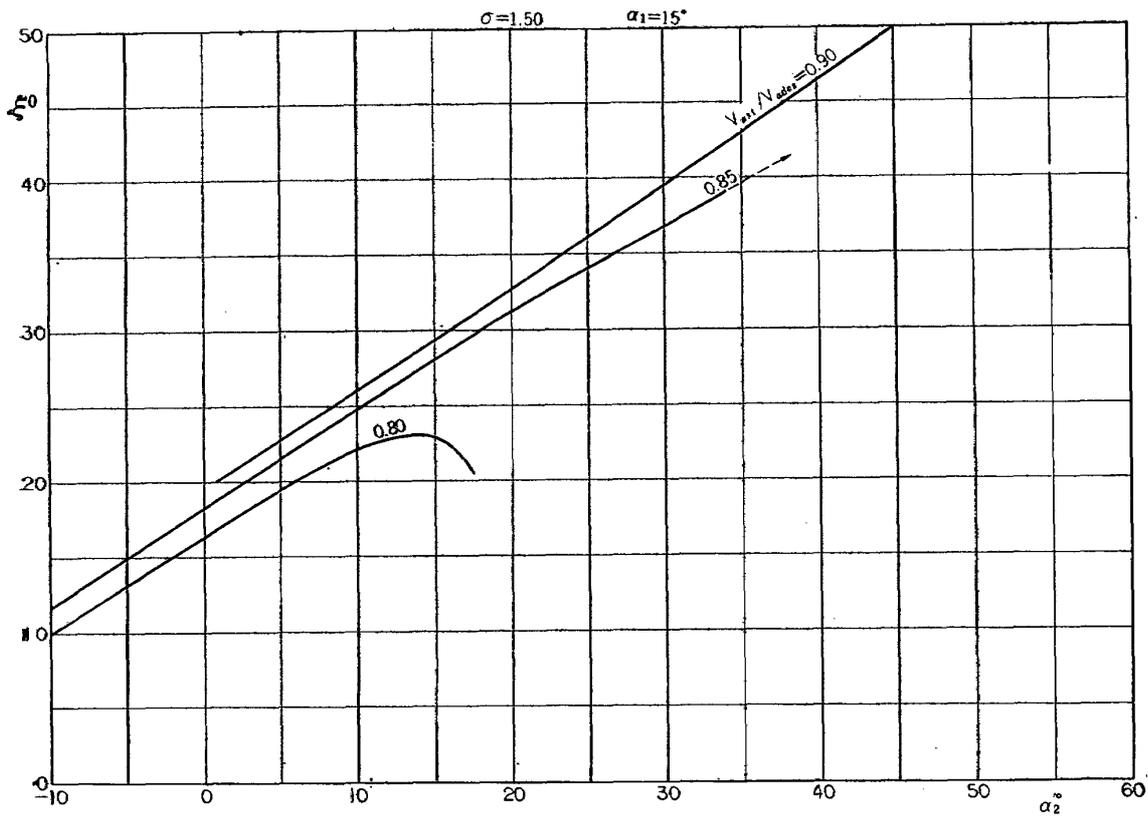
第 32 図 (d) 翼のそり度—流出角



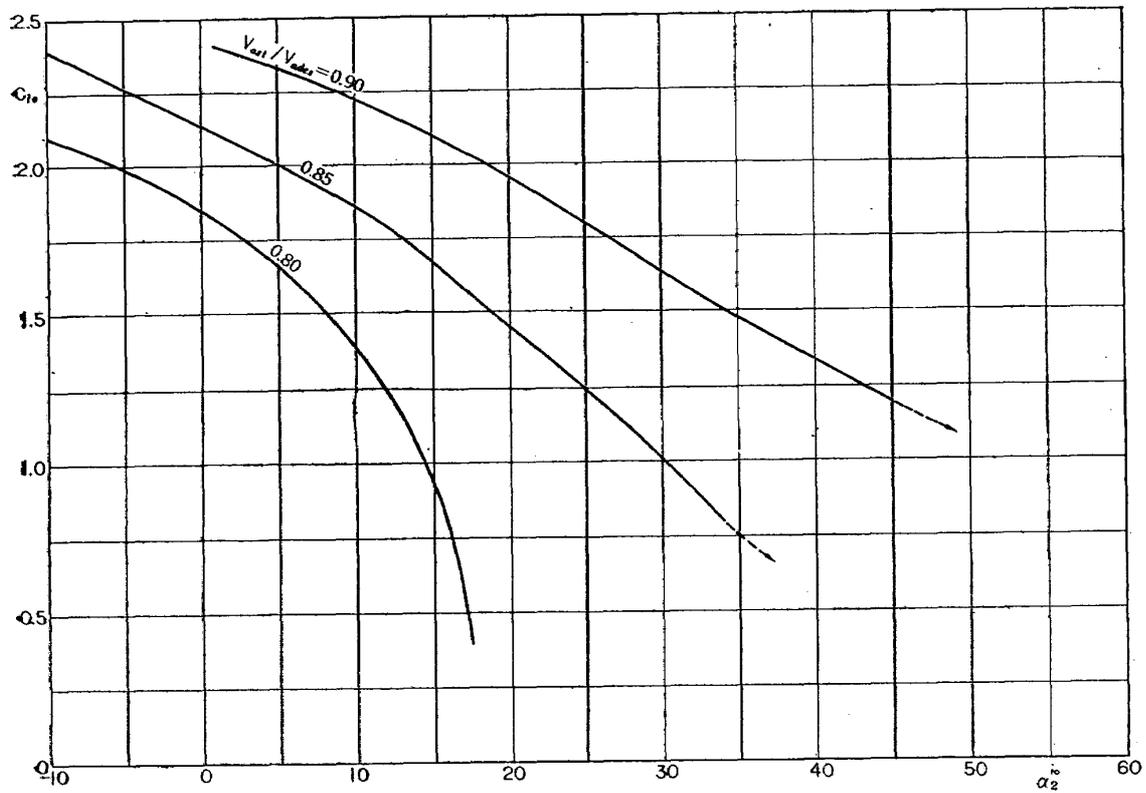
第 33 図 (a) 轉向角—流出角



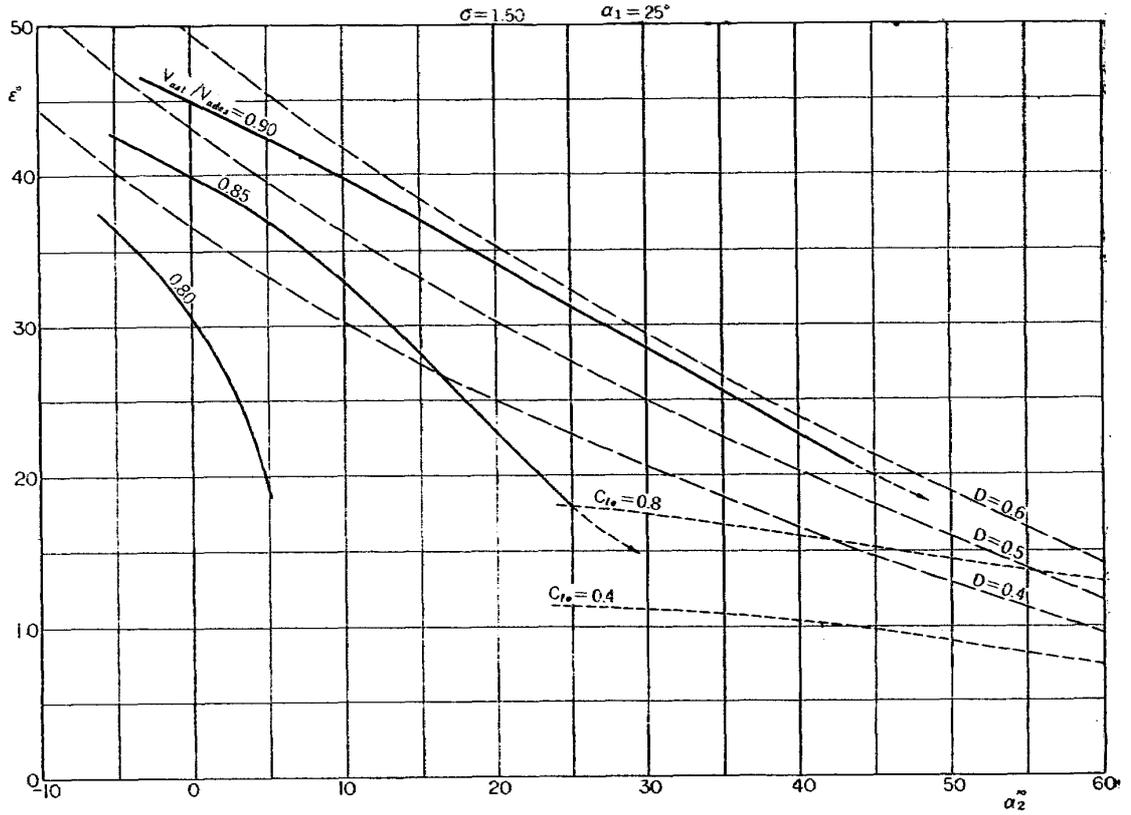
第 33 図 (b) 臨界マッハ数—流出角



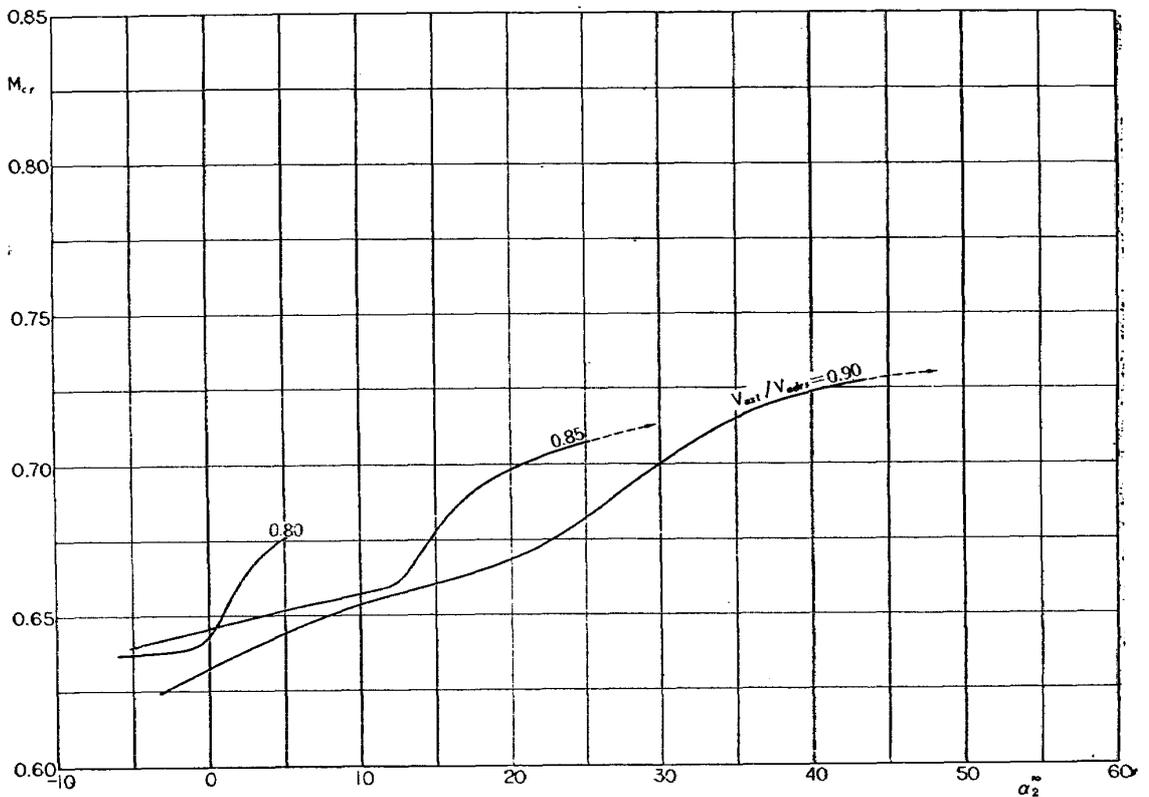
第 33 図 (c) 喰違い角——流出角



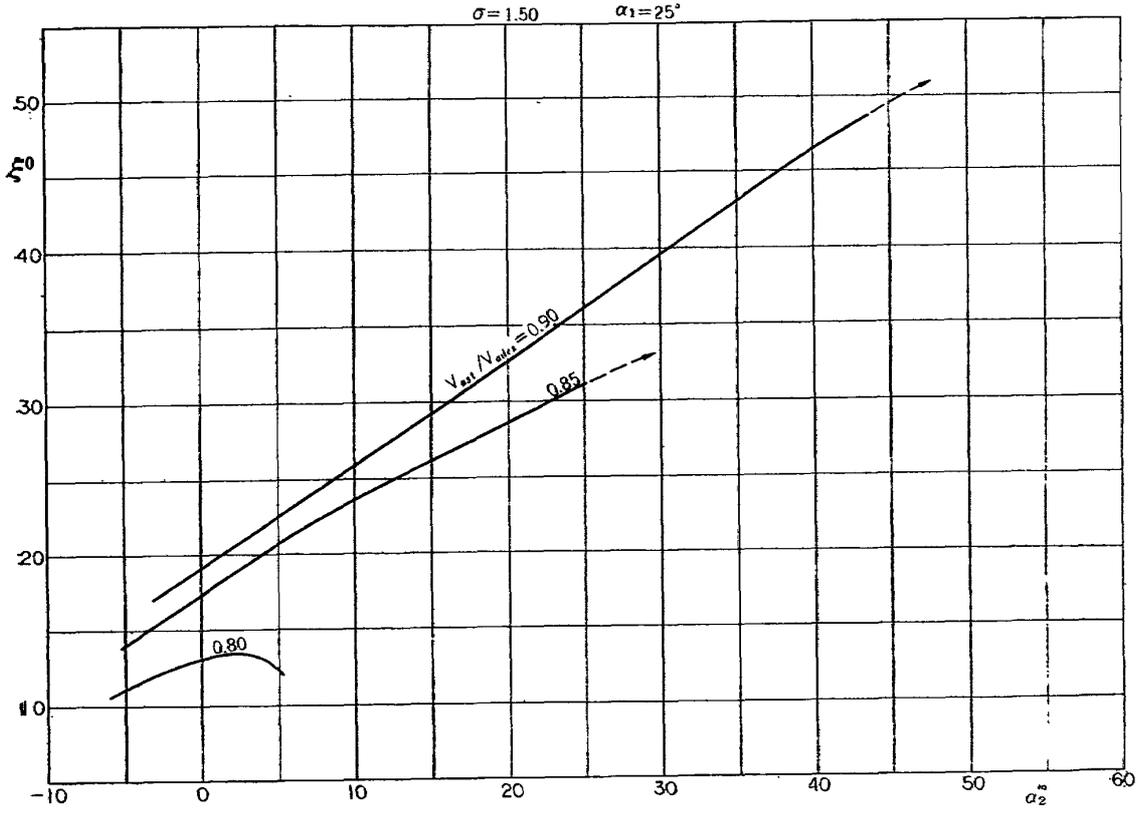
第 33 図 (d) 翼のそり度——流出角



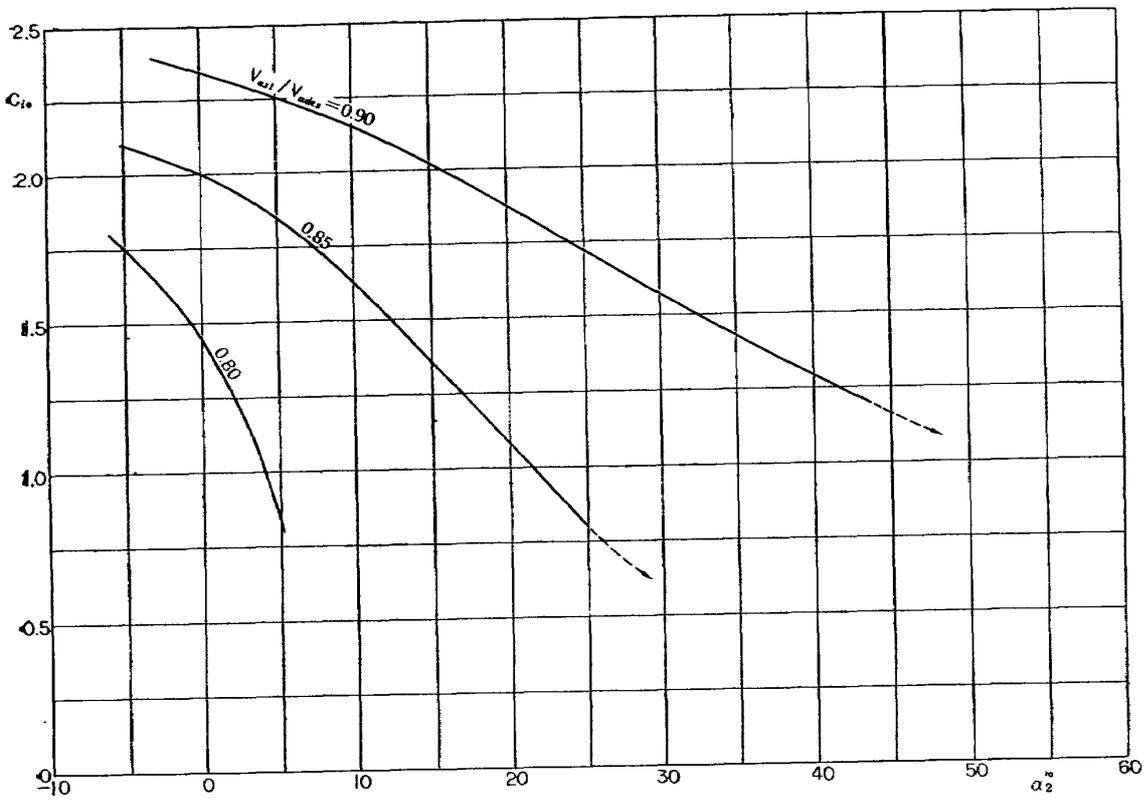
第 34 図 (a) 転向角—流出角



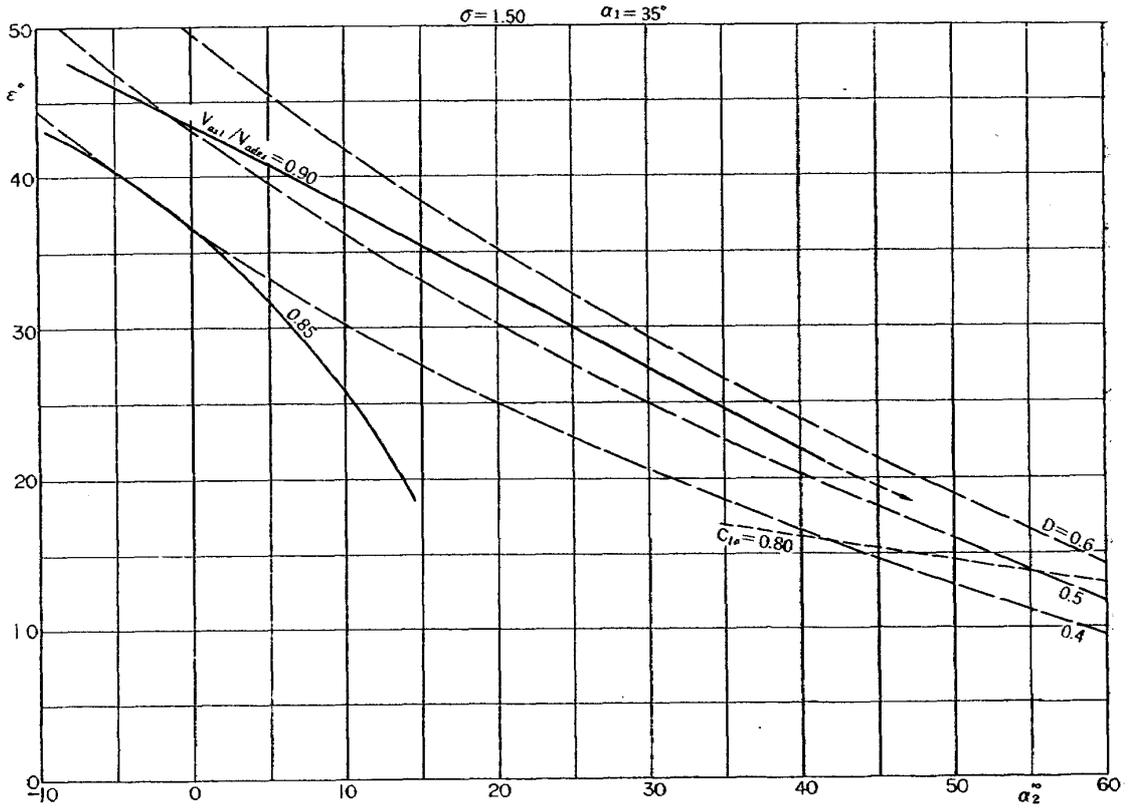
第 34 図 (b) 臨界マッハ数—流出角



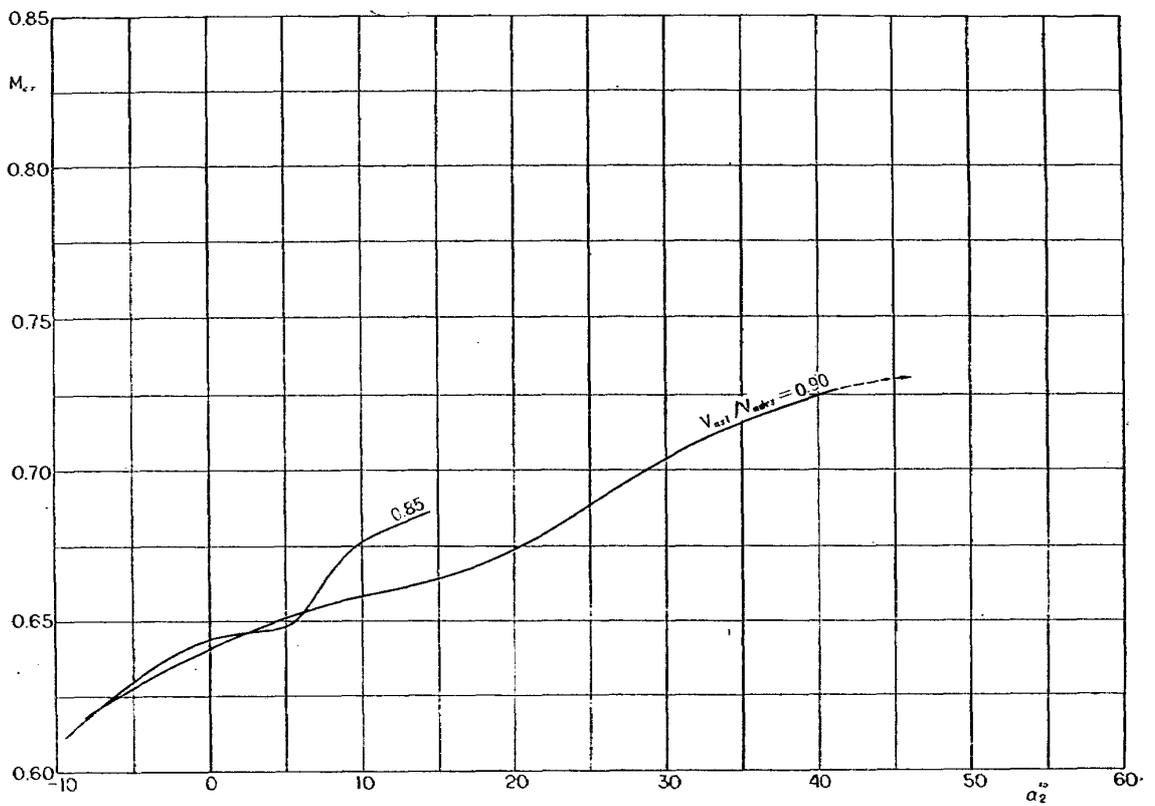
第 34 図 (c) 喰違い角—流出角



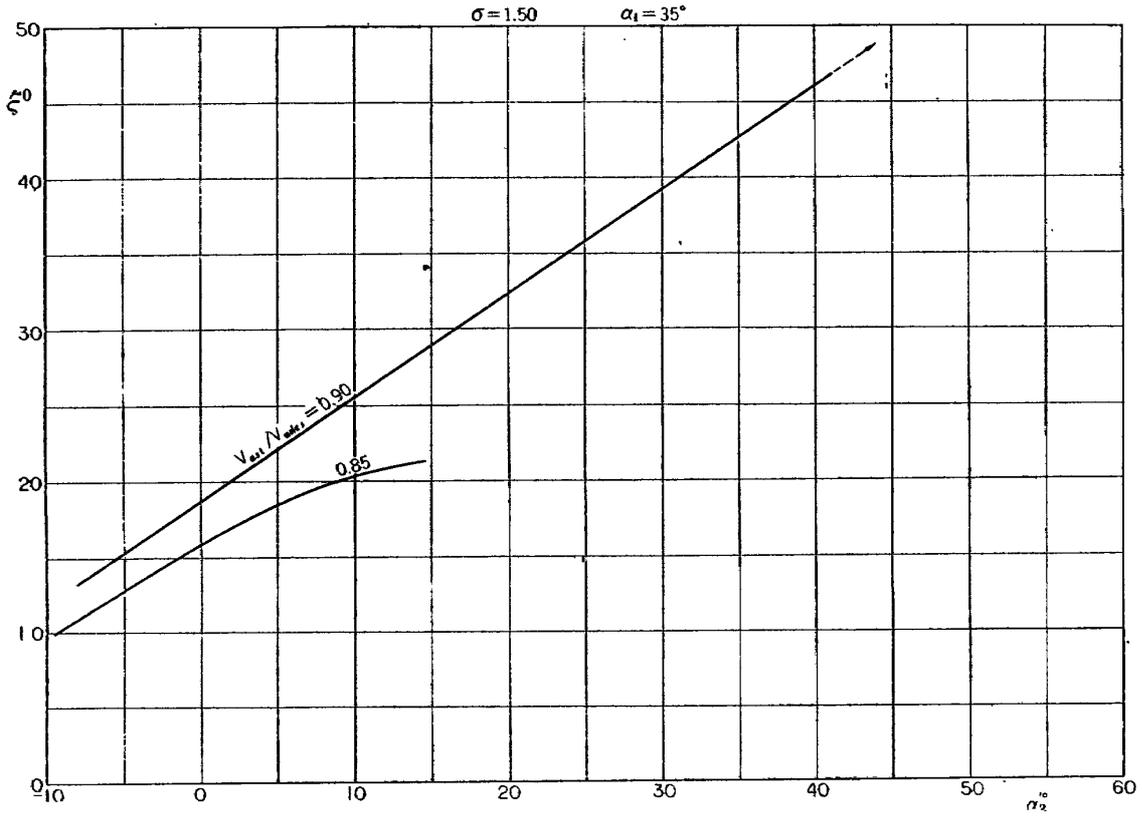
第 34 図 (d) 翼のそり度—流出角



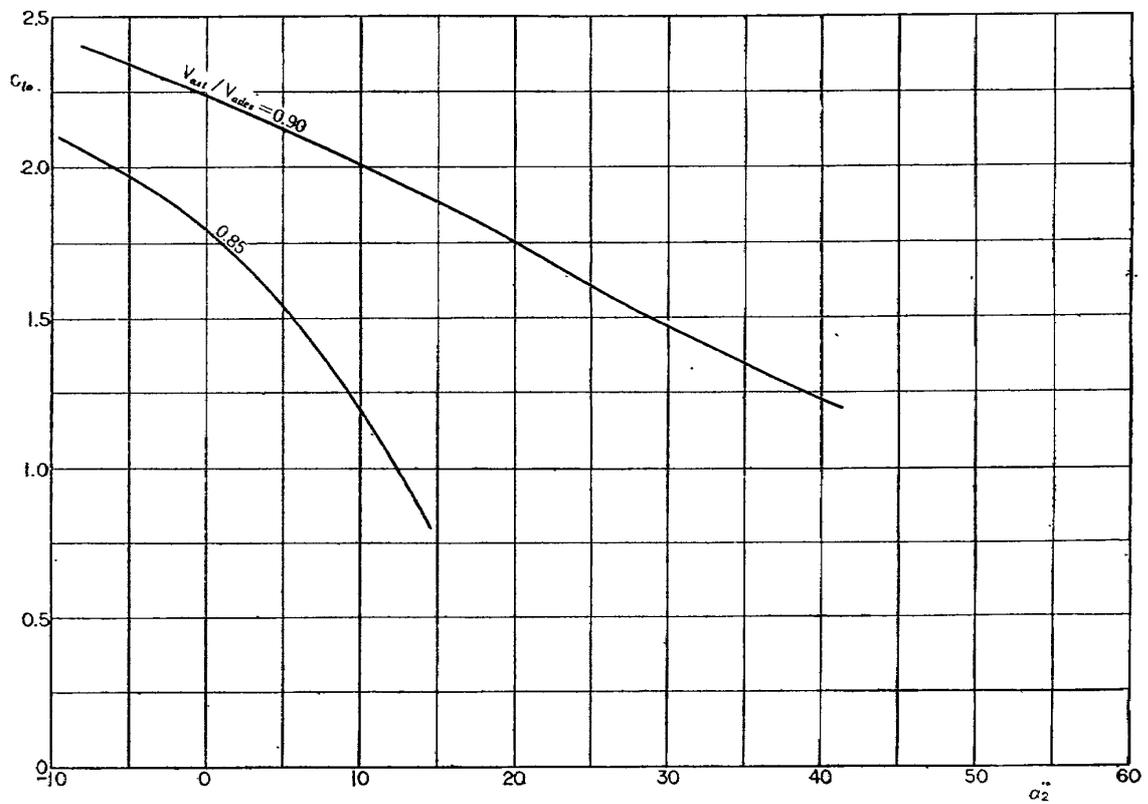
第 35 図 (a) 転向角—流出角



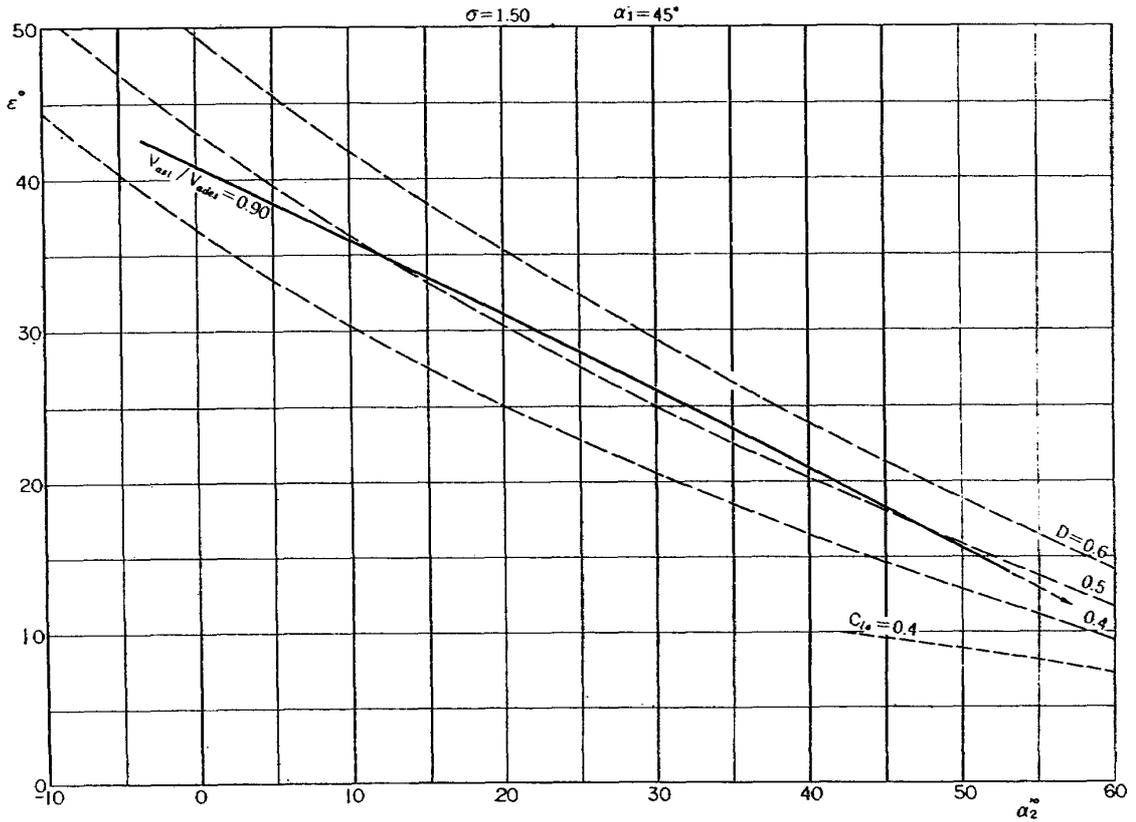
第 35 図 (a) 臨界マッハ数—流出角



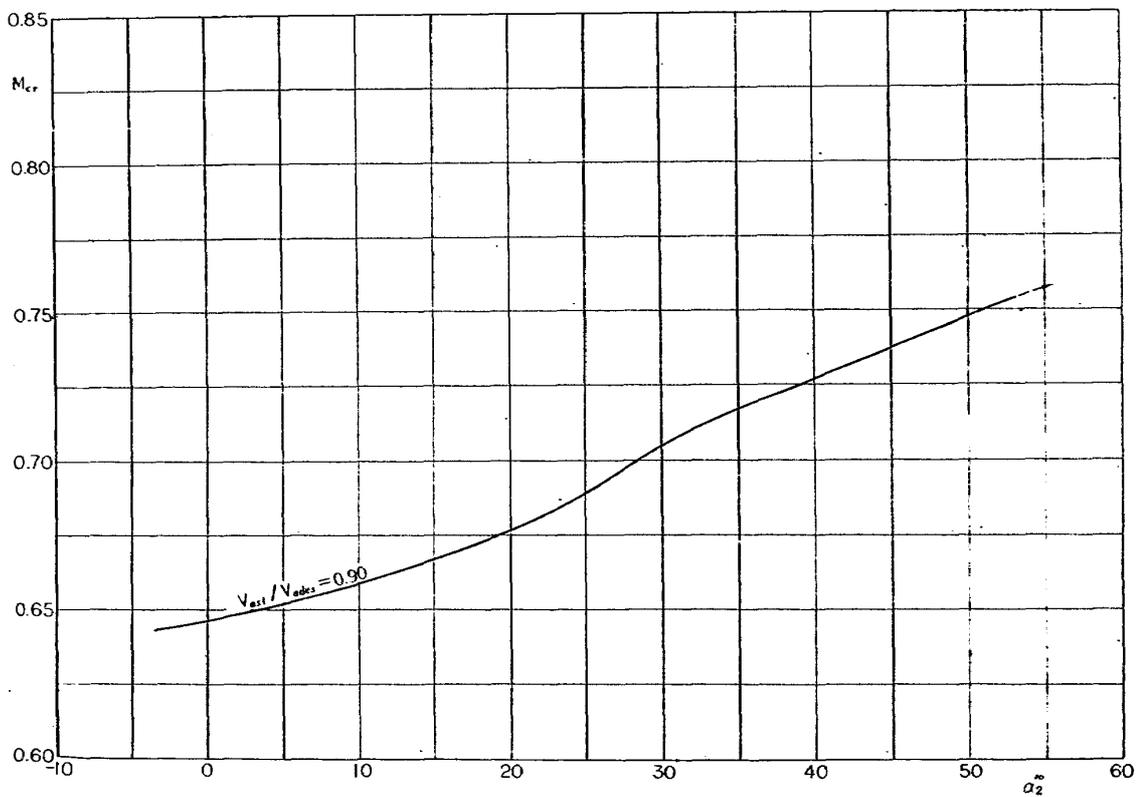
第 35 図 (c) 喰違い角—流出角



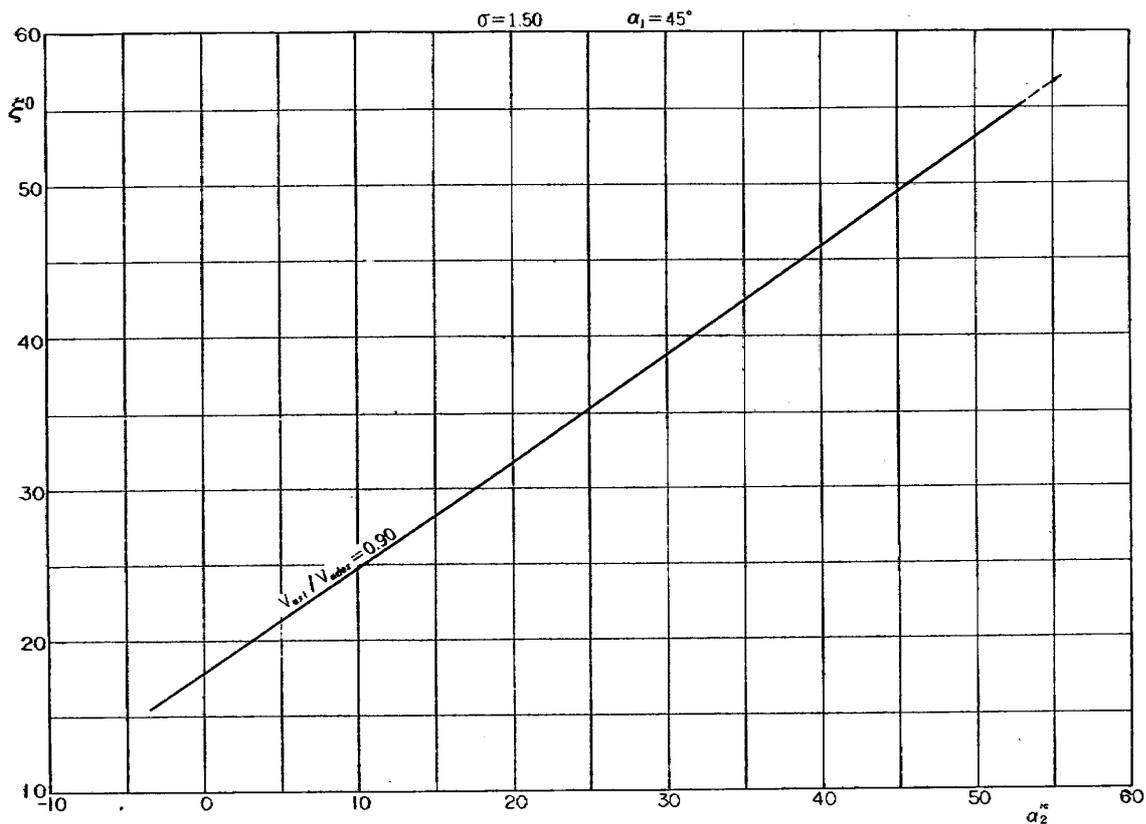
第 35 図 (d) 翼のそり度—流出角



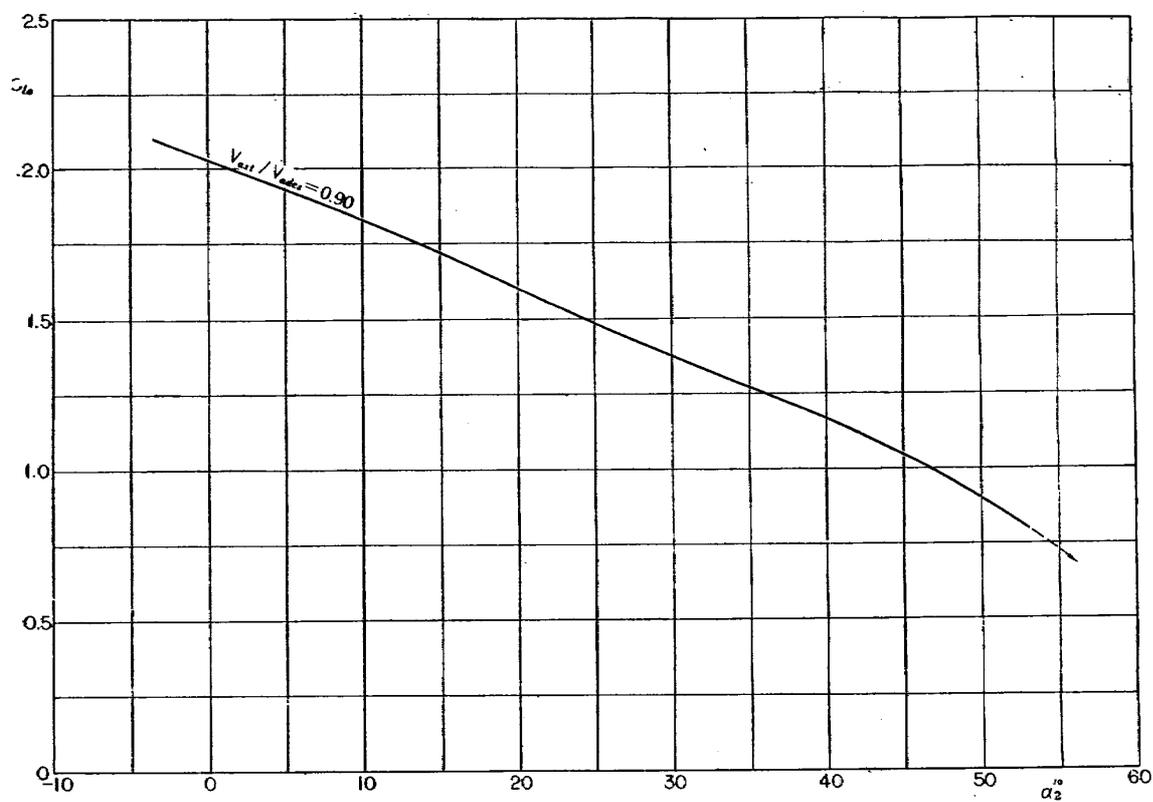
第 36 図 (a) 転向角—流出角



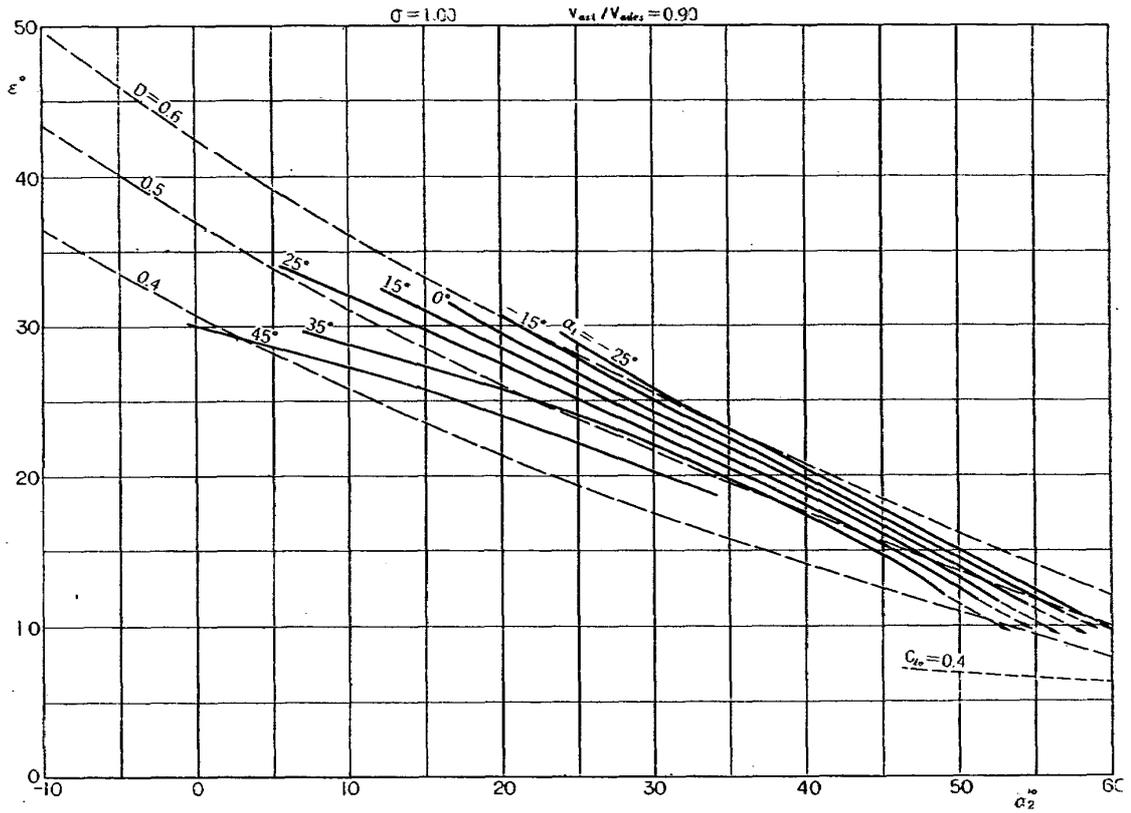
第 36 図 (b) 臨界マッハ数—流出角



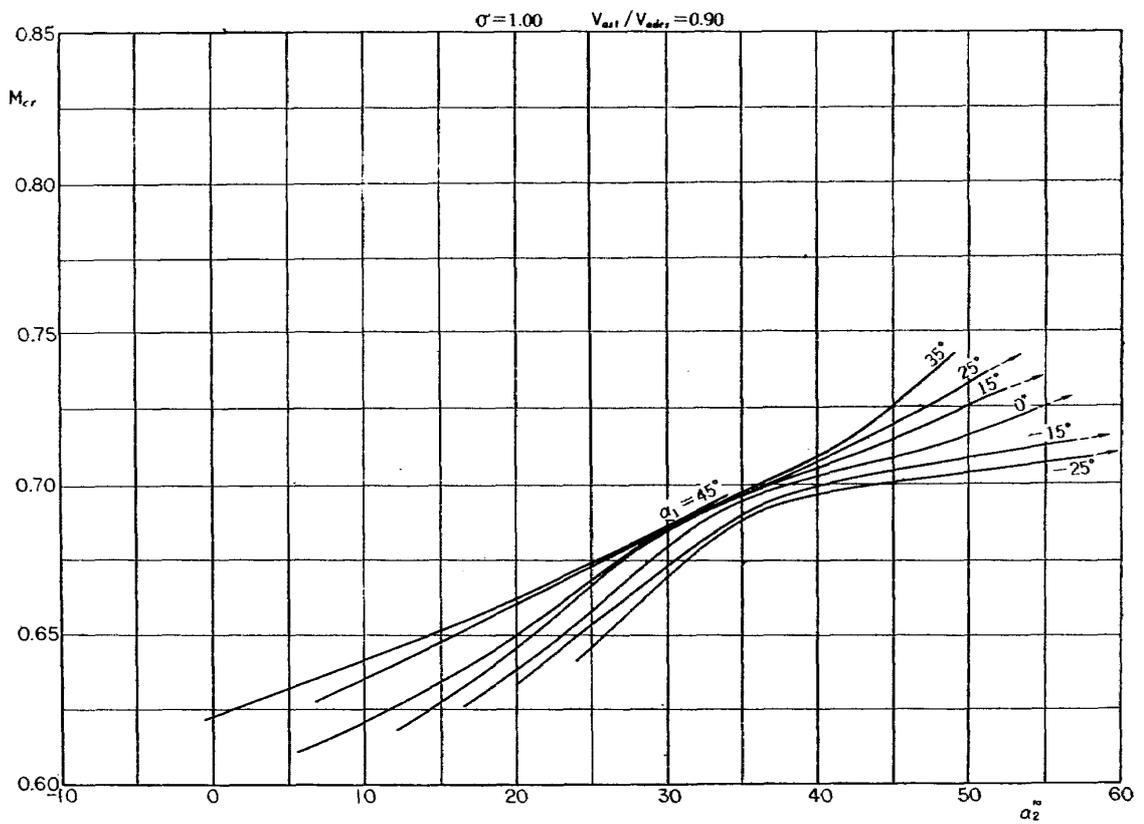
第 36 図 (c) 喰違い角—流出角



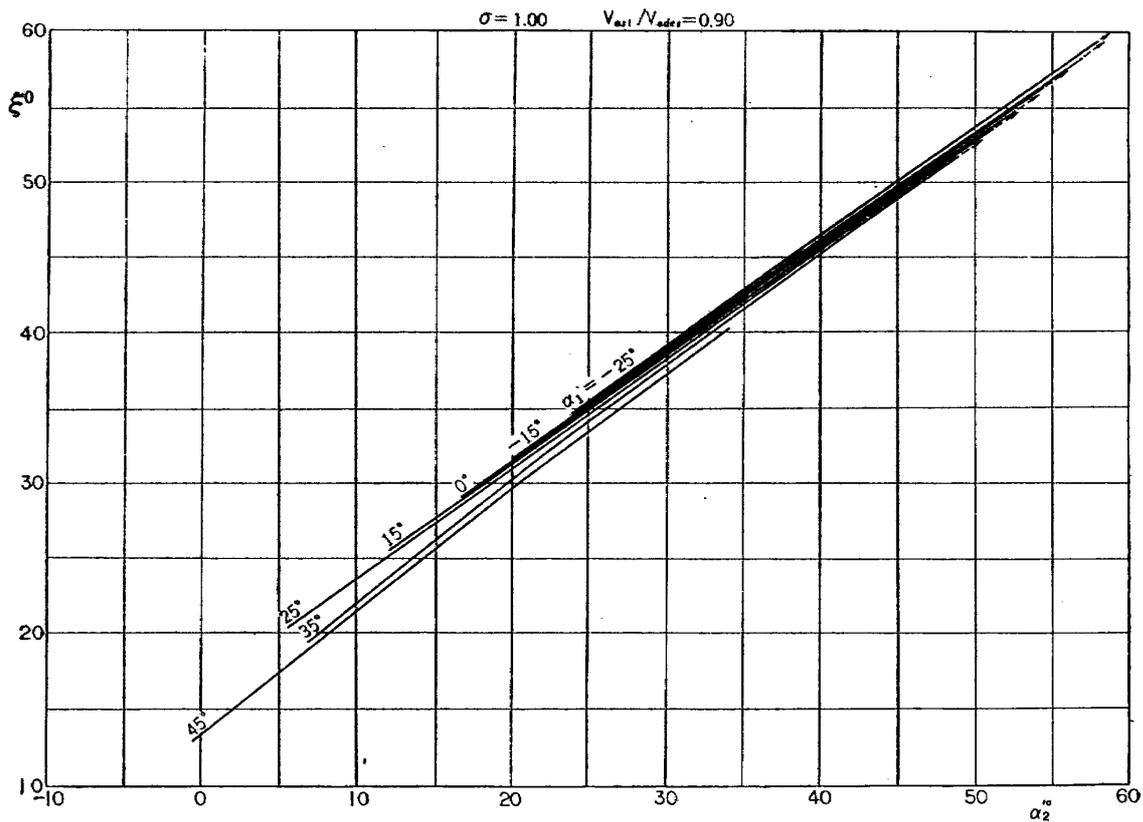
第 36 図 (d) 翼のそり度—流出角



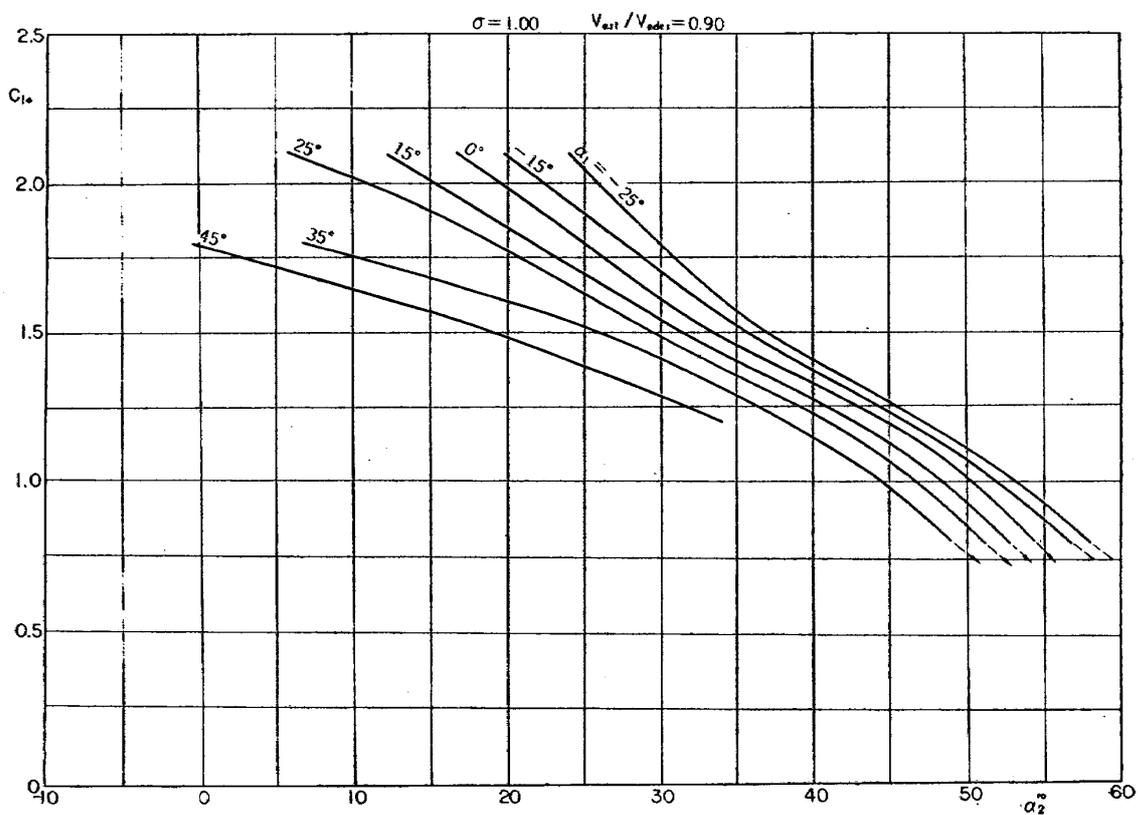
第 37 図 (a) 転向角—流出角



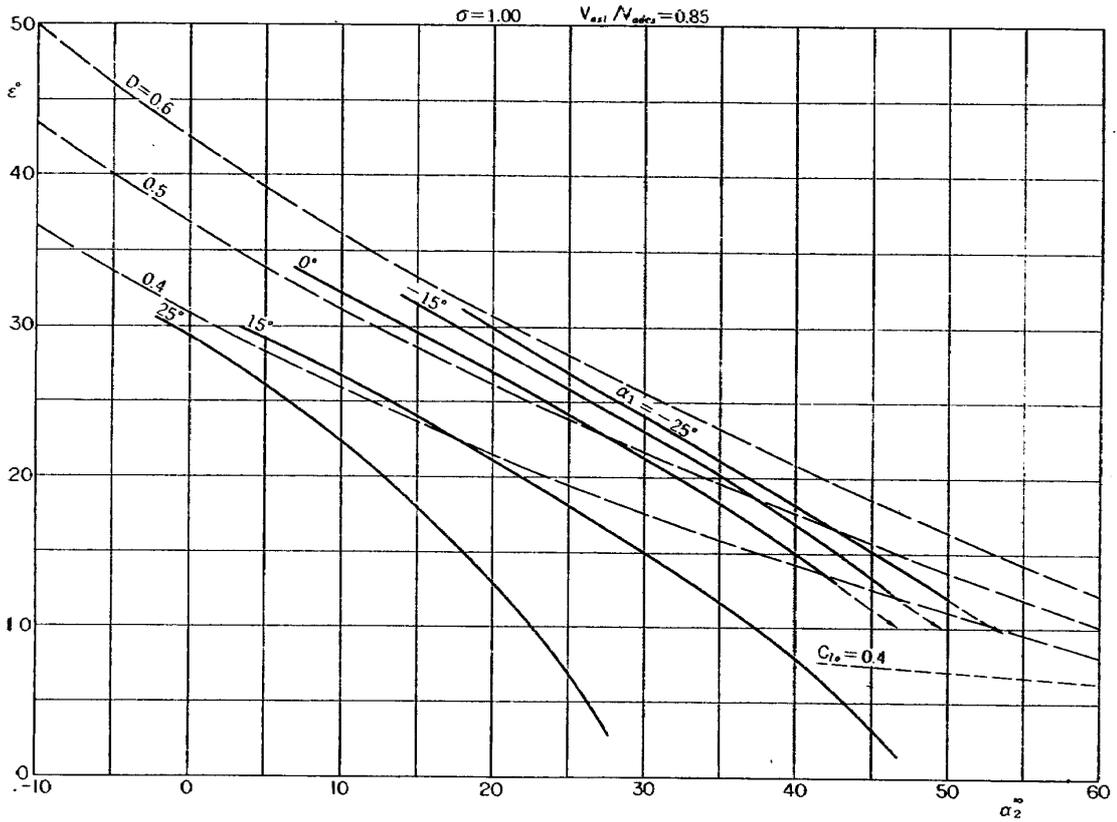
第 37 図 (b) 臨界マッハ数—流出角



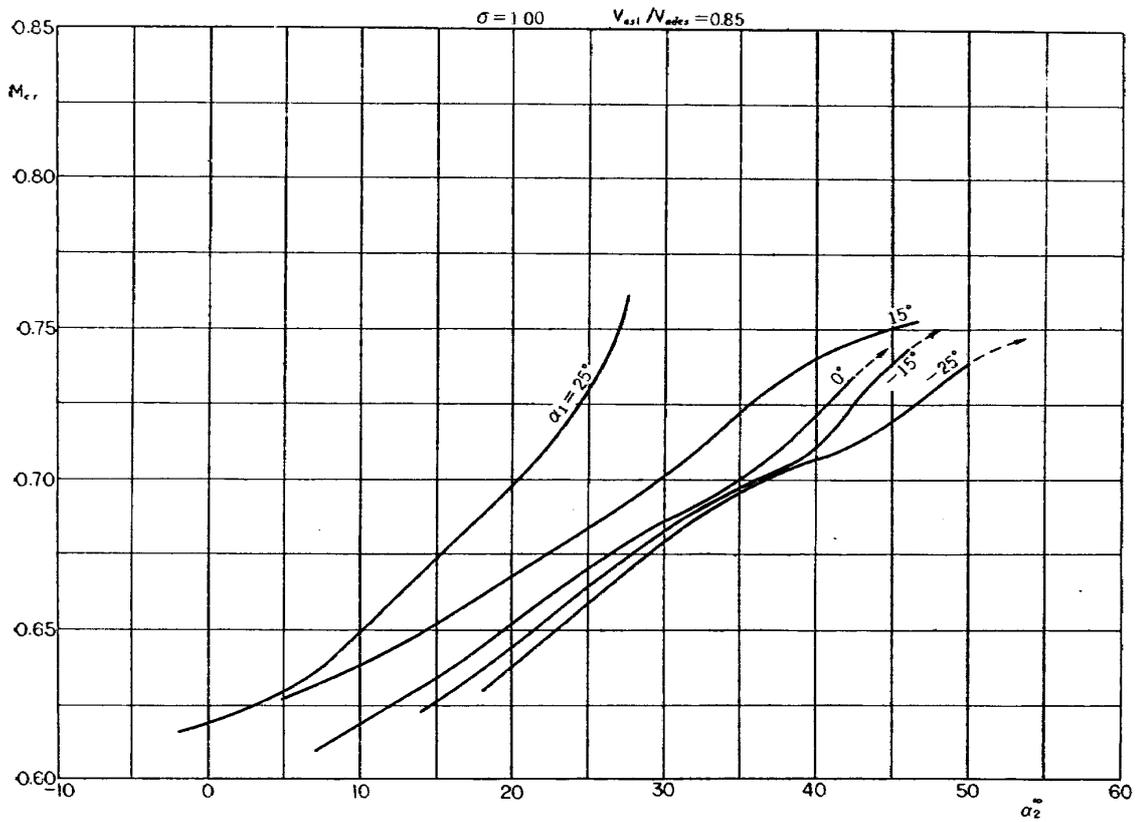
第 37 図 (c) 喰違い角—流出角



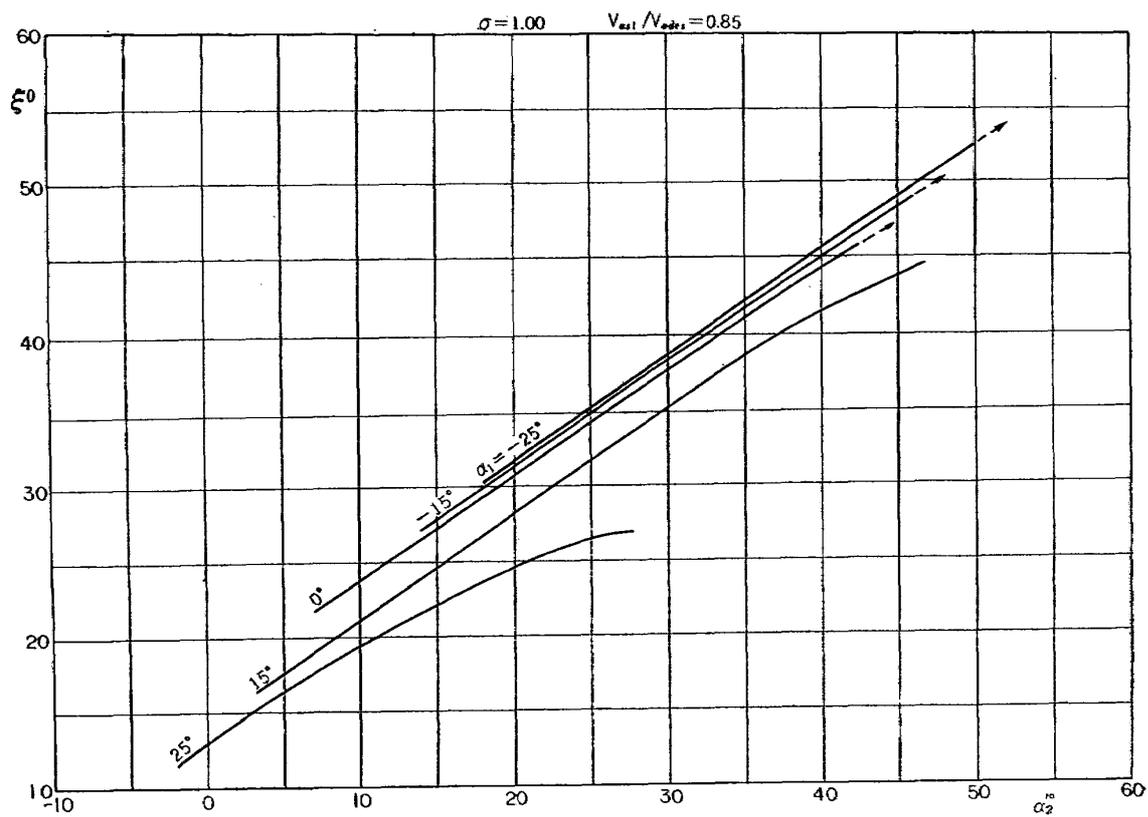
第 37 図 (d) 翼のそり度—流出角



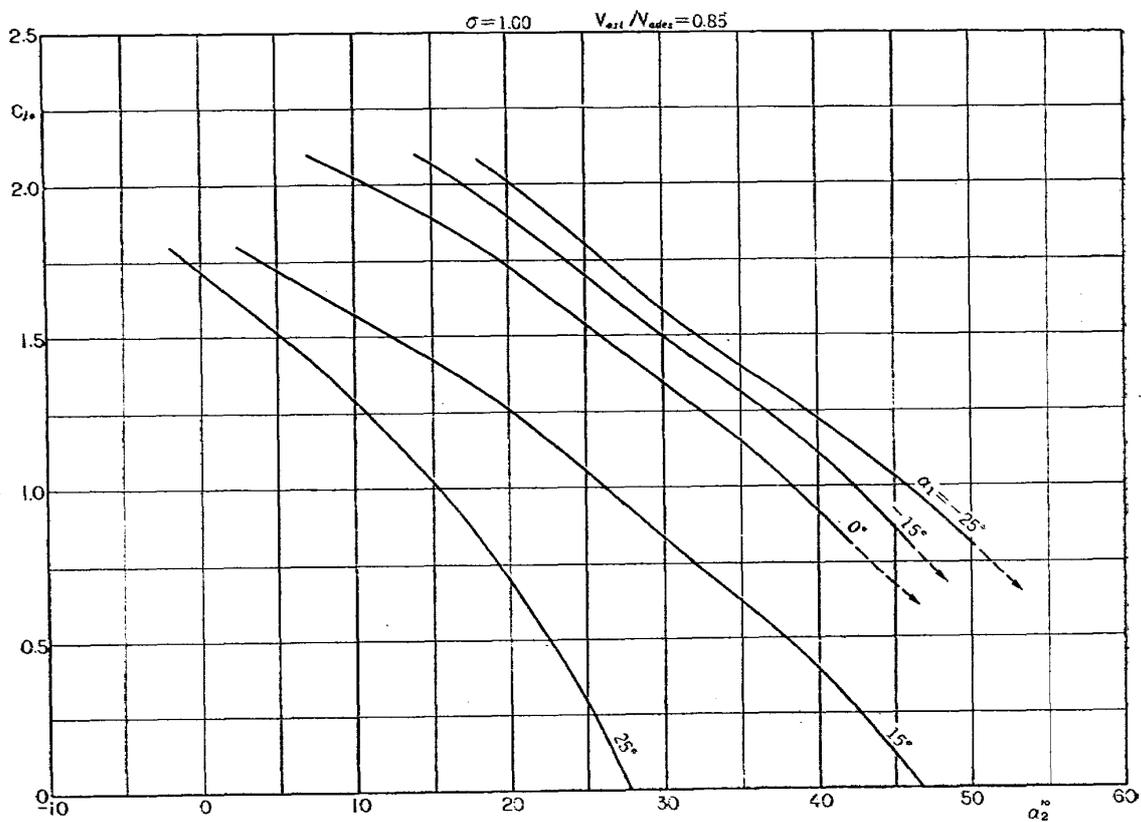
第 38 図 (a) 轉向角—流出角



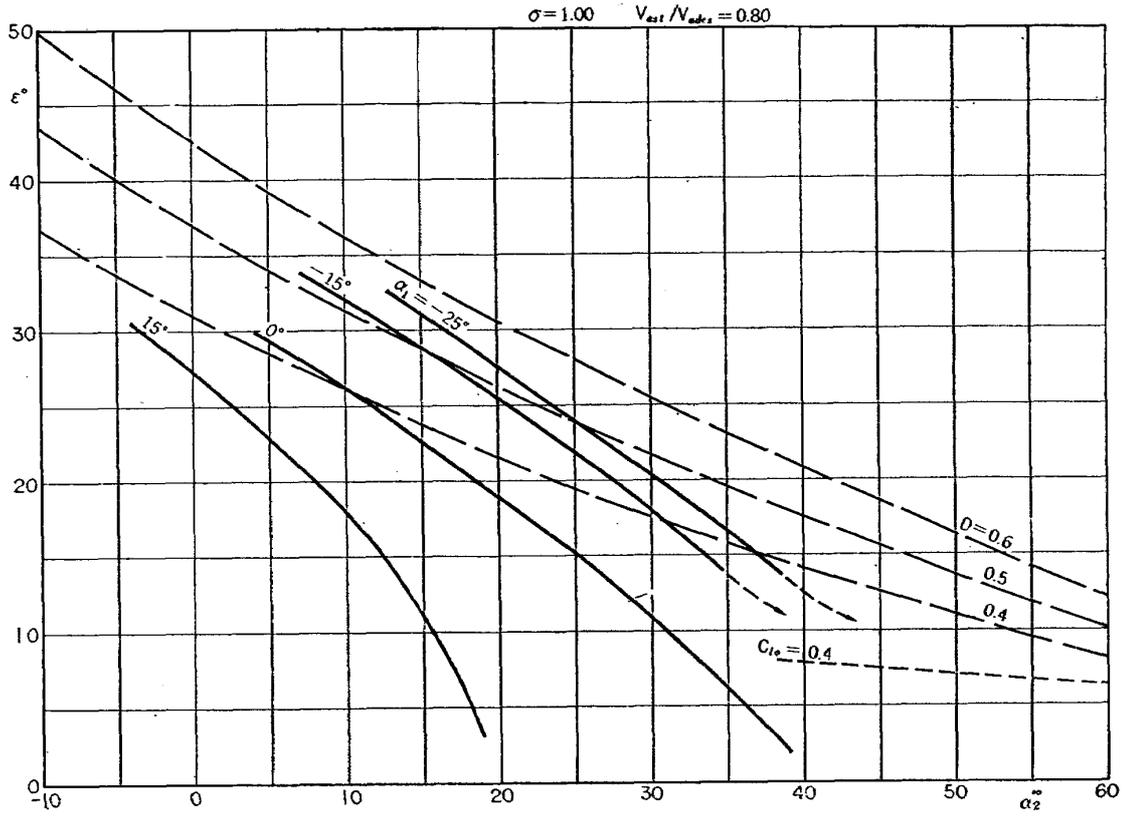
第 38 図 (b) 臨界マッハ数—流出角



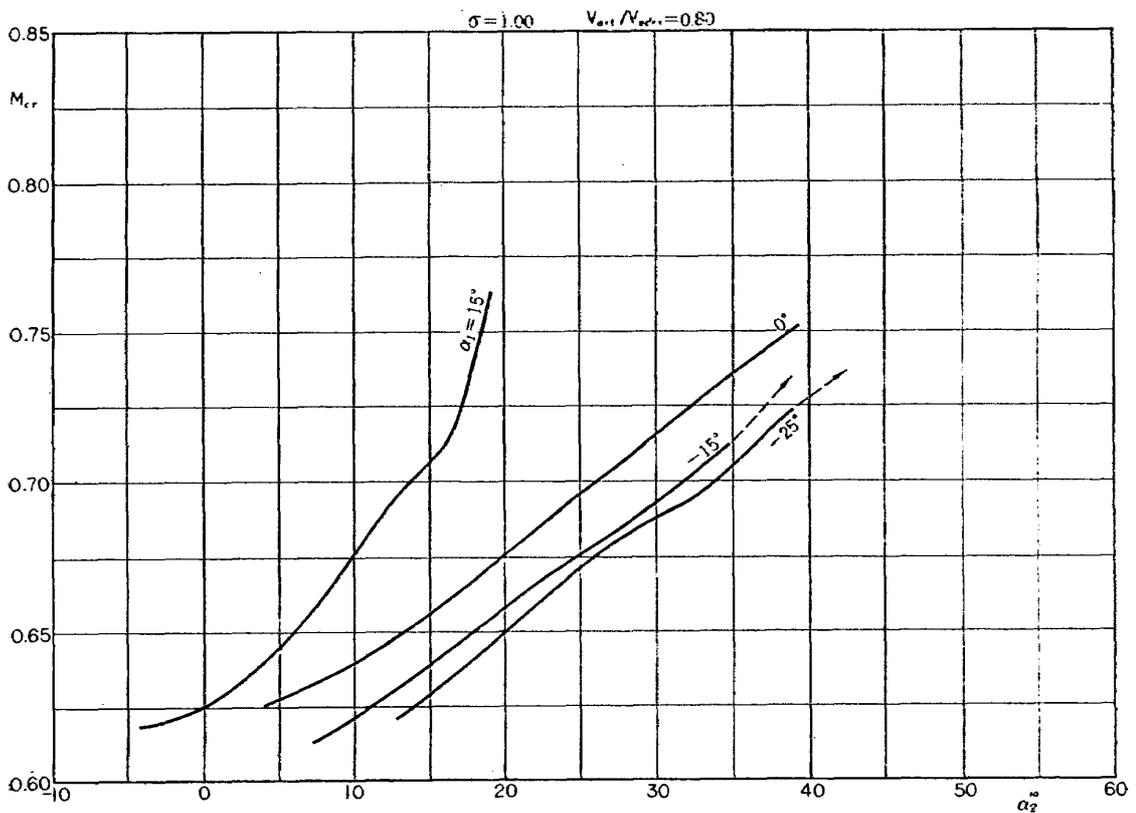
第 38 図 (c) 喰違い角——流出角



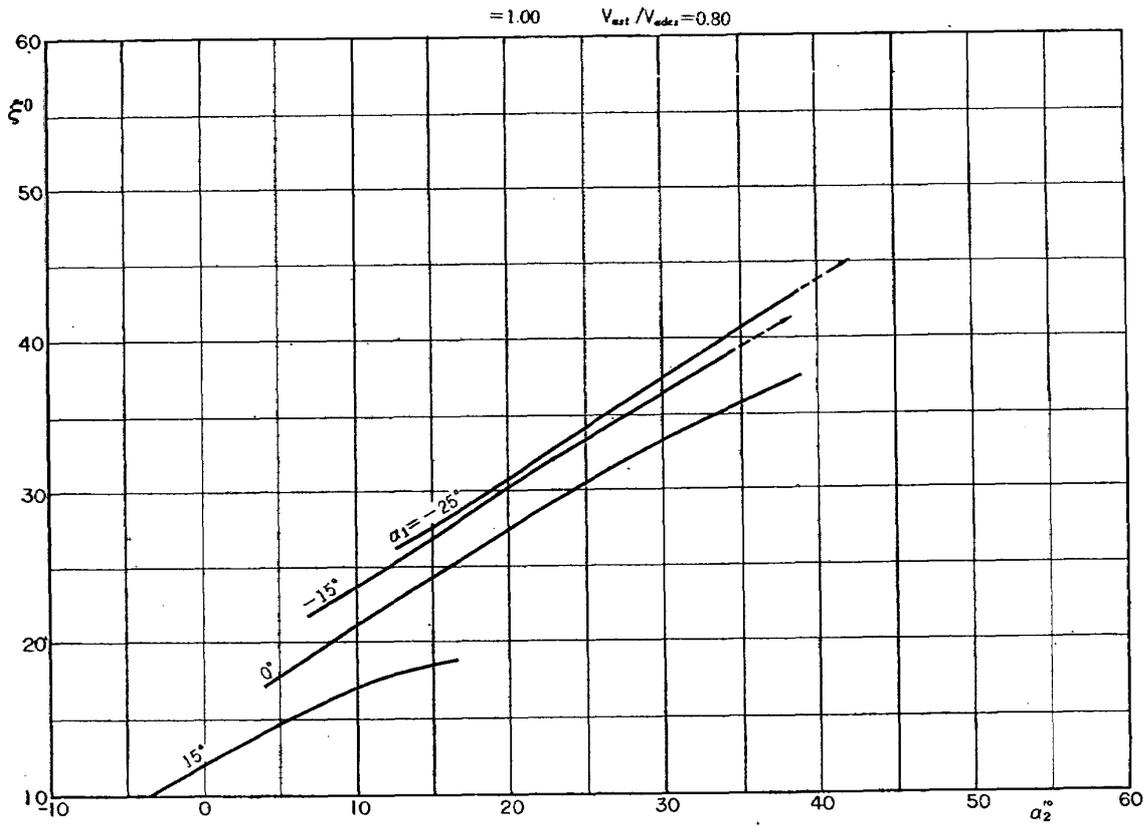
第 38 図 (d) 翼のそり度——流出角



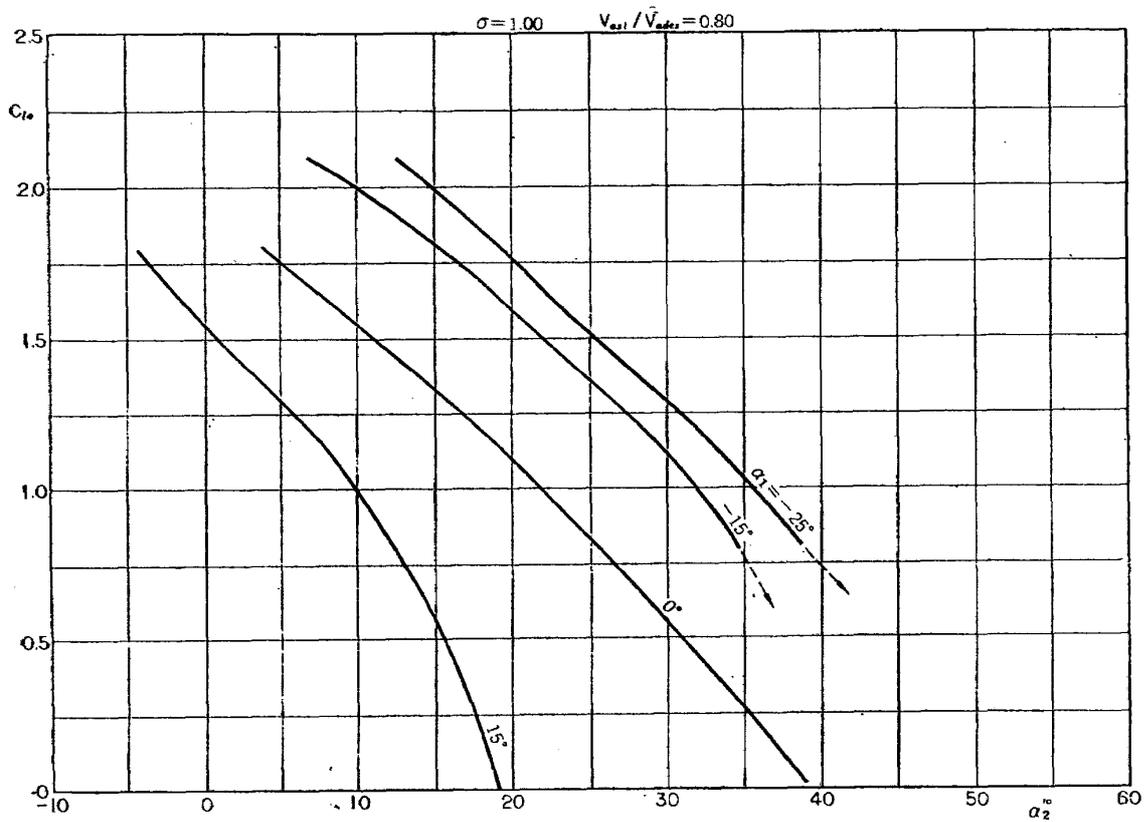
第 39 図 (a) 転向角—流出角



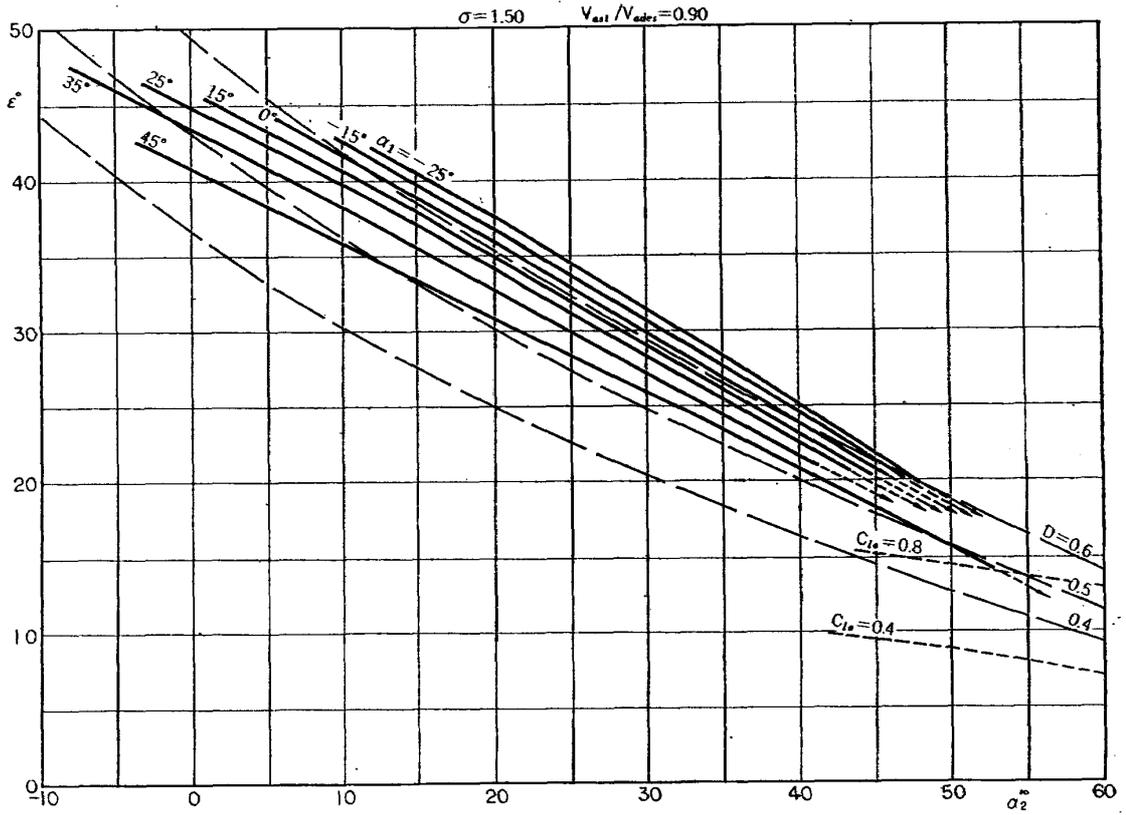
第 39 図 (b) 臨界マッハ数—流出角



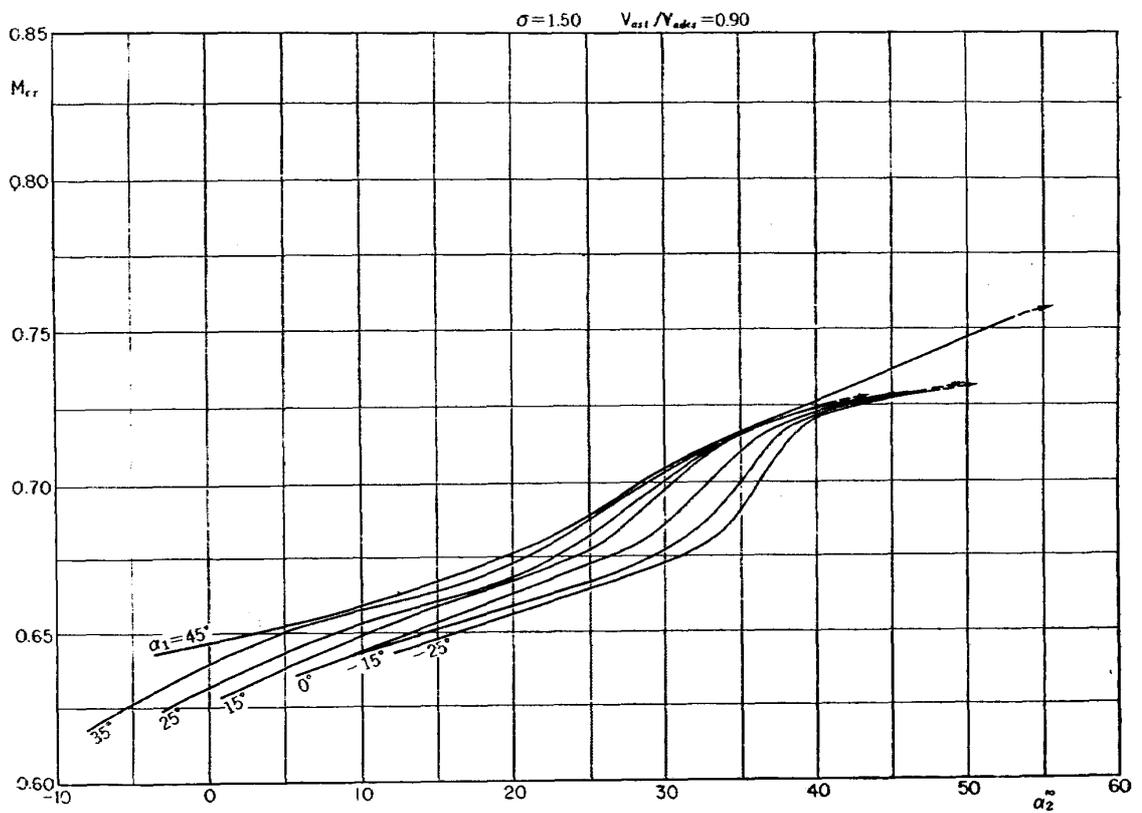
第 39 図 (c) 喰違い角——流出角



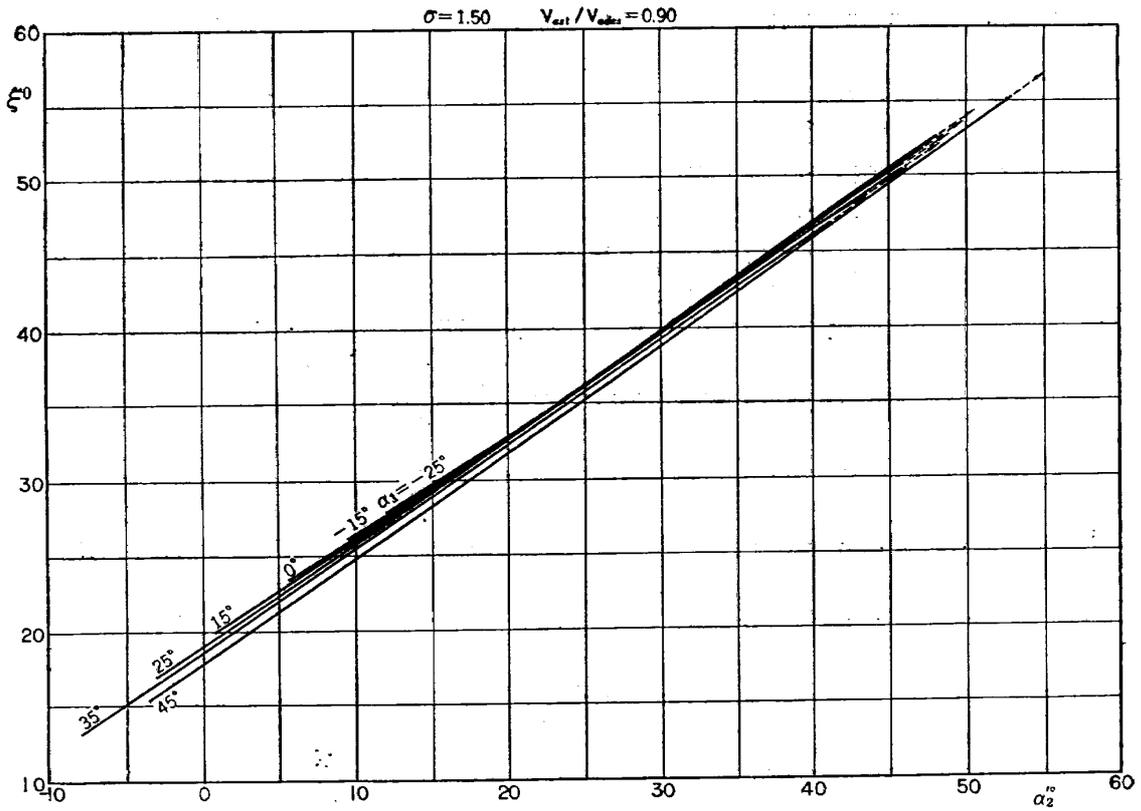
第 39 図 (d) 翼のそり度——流出角



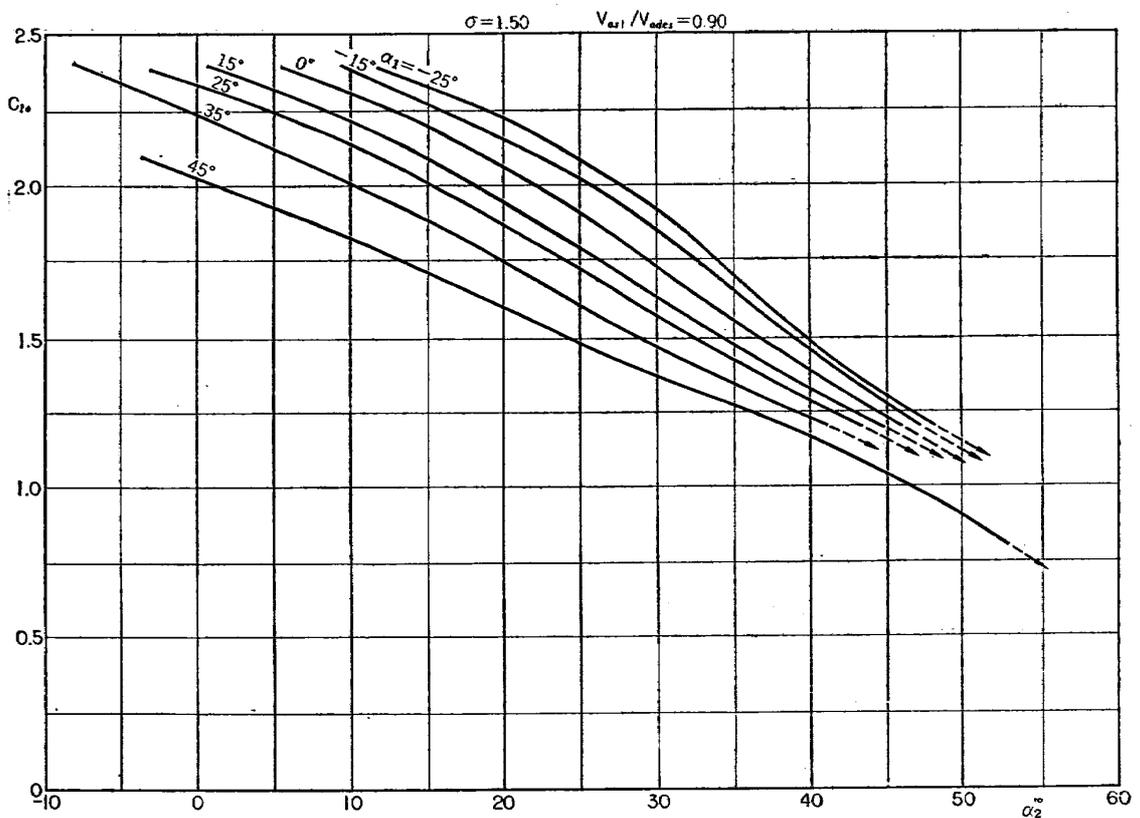
第 40 図 (a) 転向角—流出角



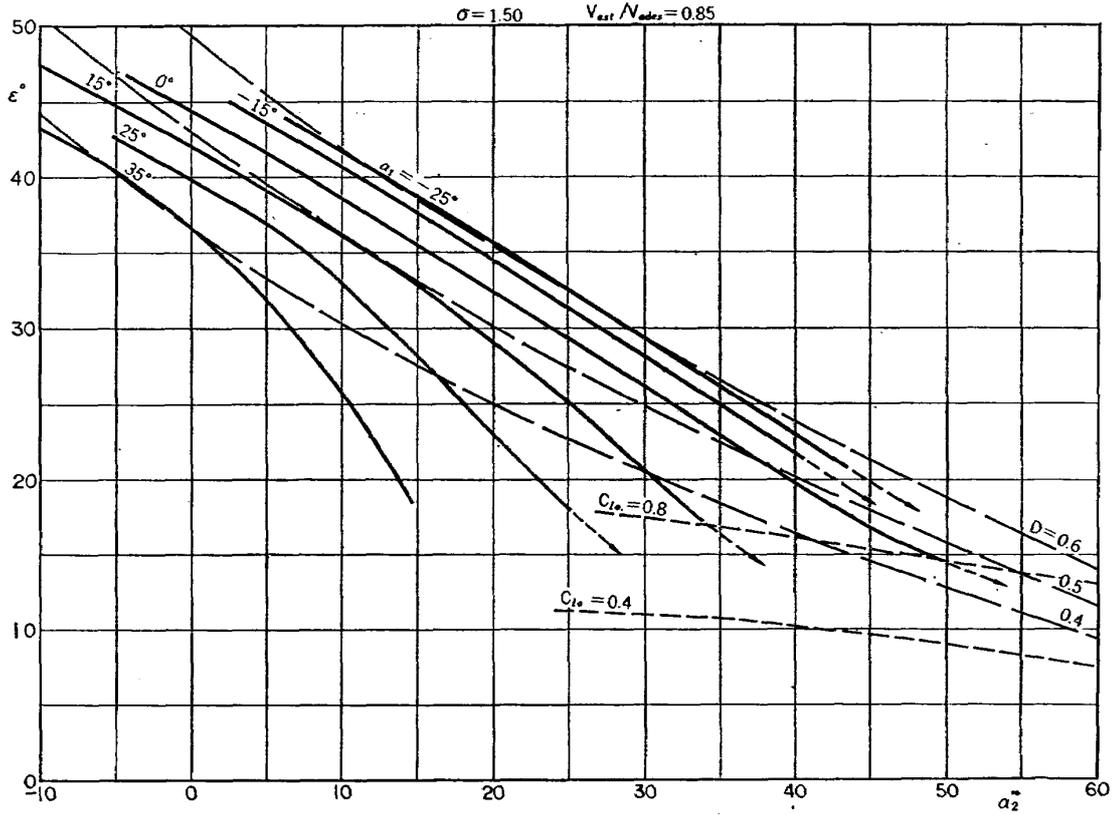
第 40 図 (b) 臨界マッハ数—流出角



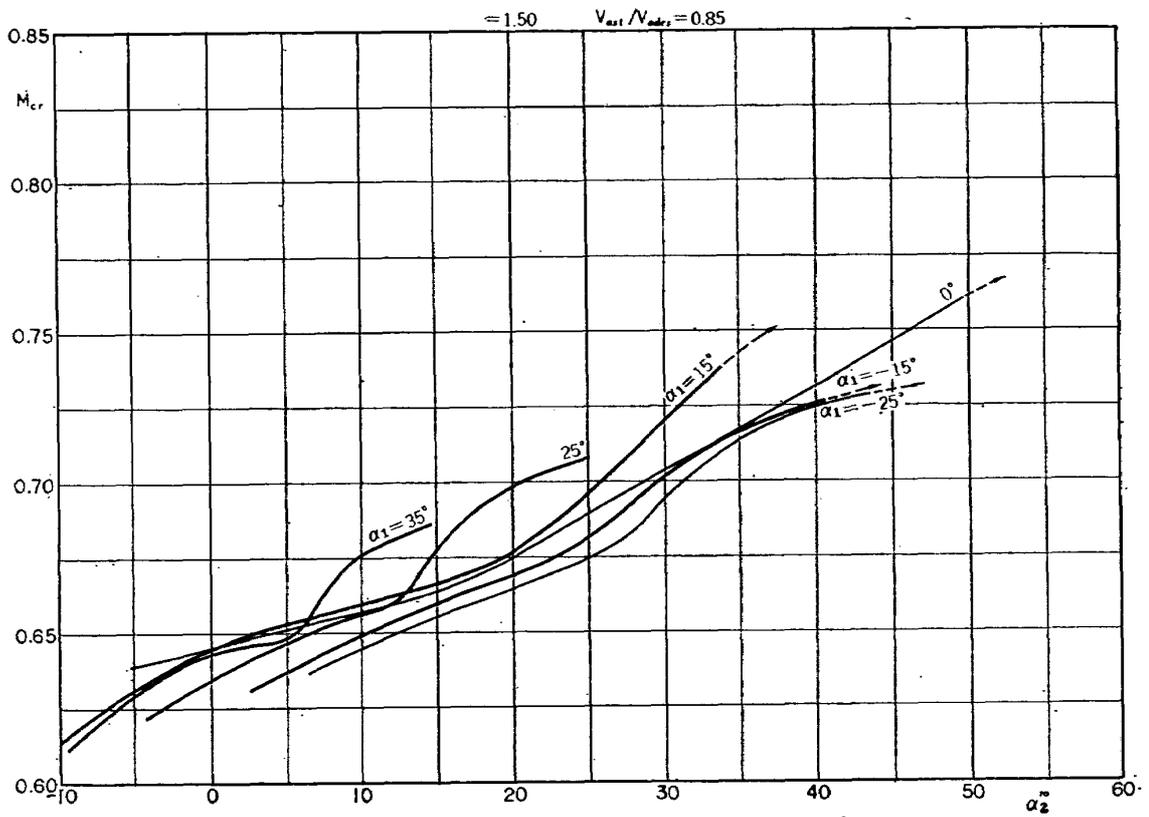
第 40 図 (c) 喰違い角——流出角



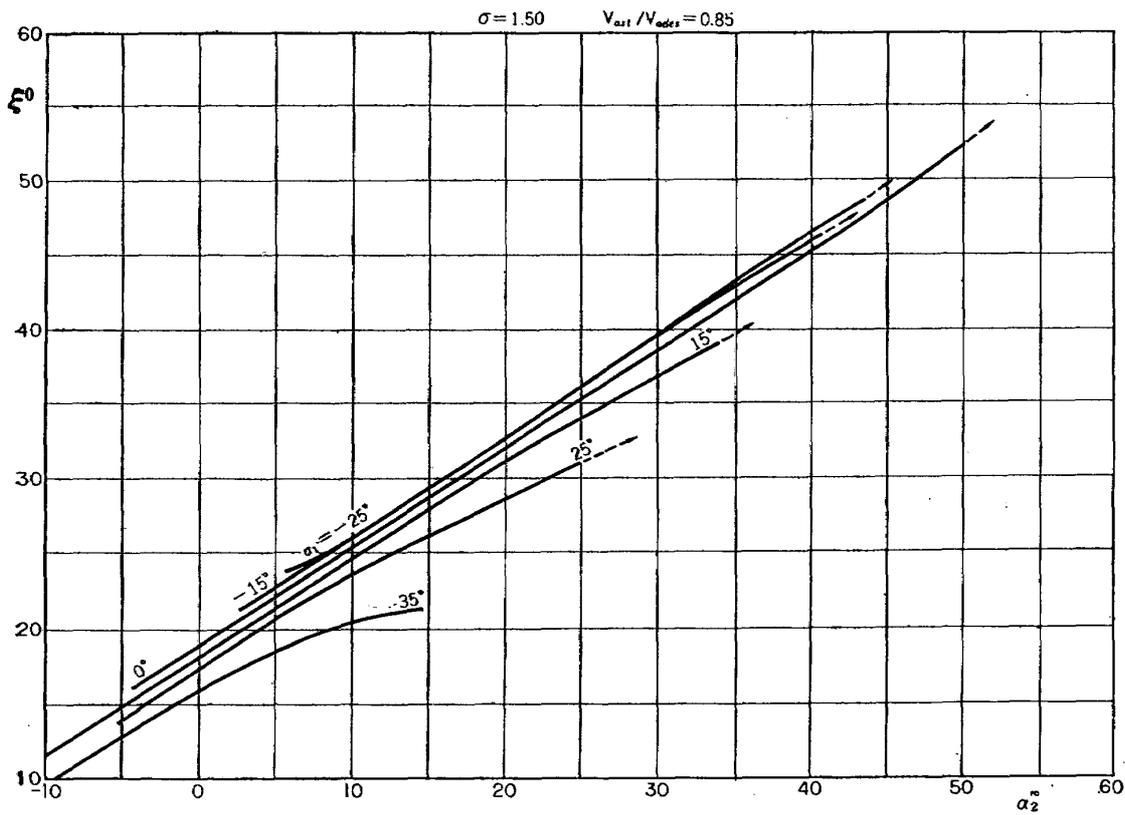
第 40 図 (d) 翼のそり度——流出角



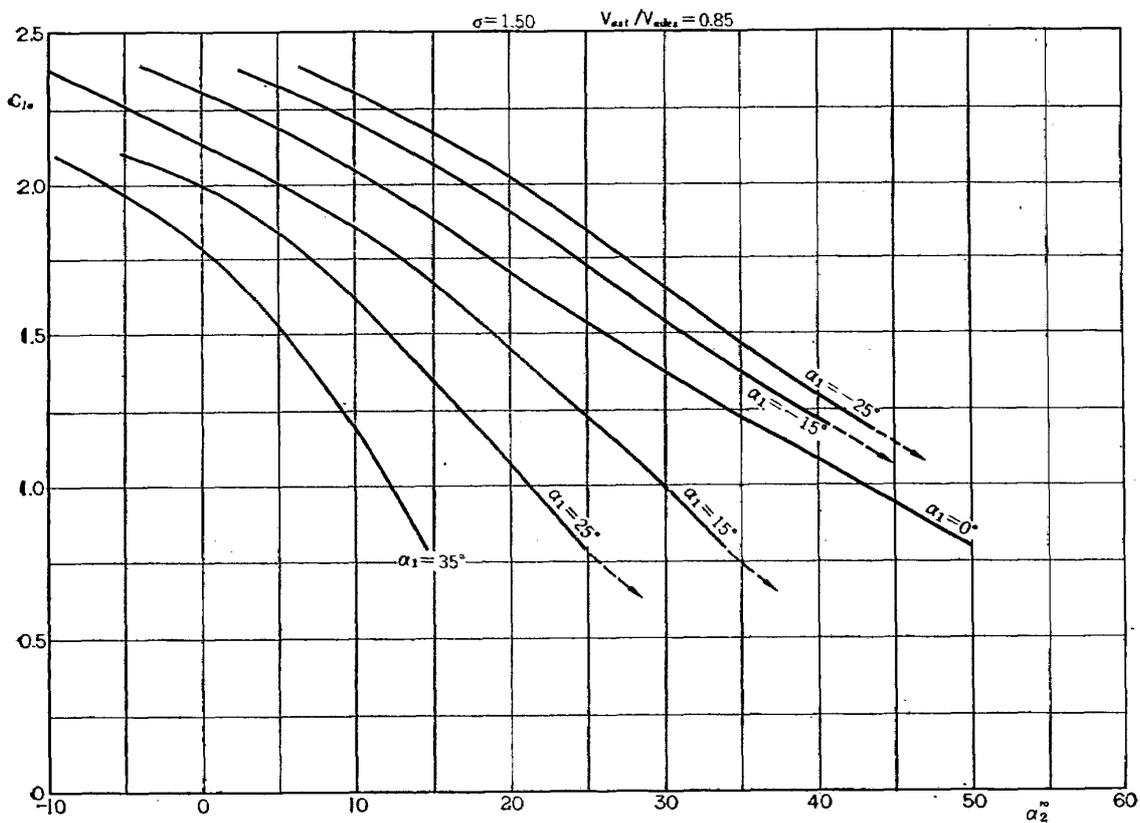
第 41 図 (a) 転向角—流出角



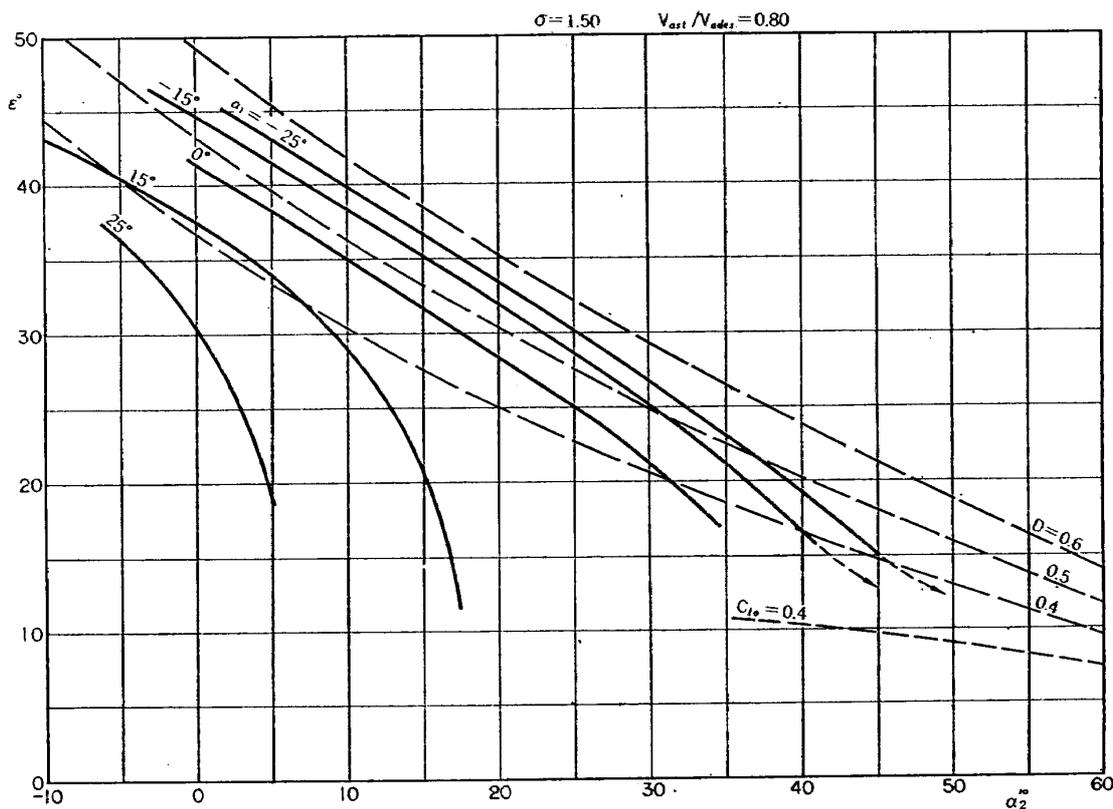
第 41 図 (b) 臨界マッハ数—流出角



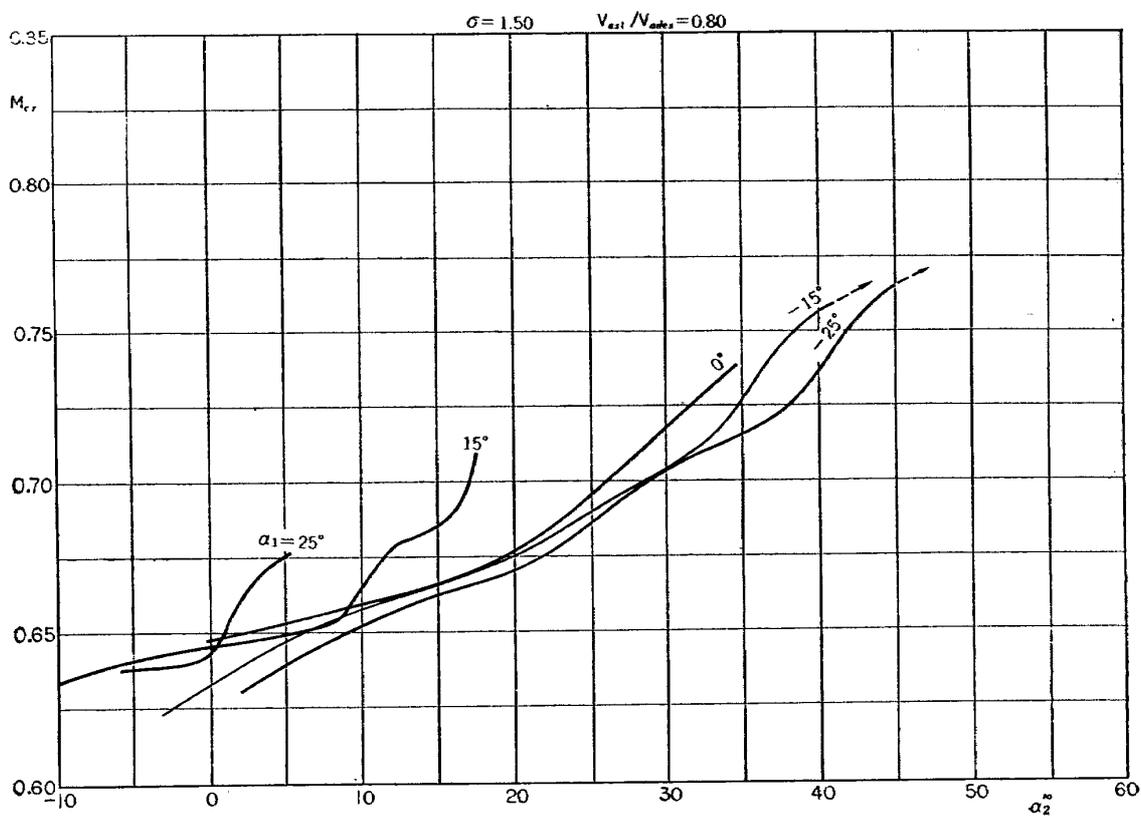
第 41 図 (c) 喰違い角——流出角



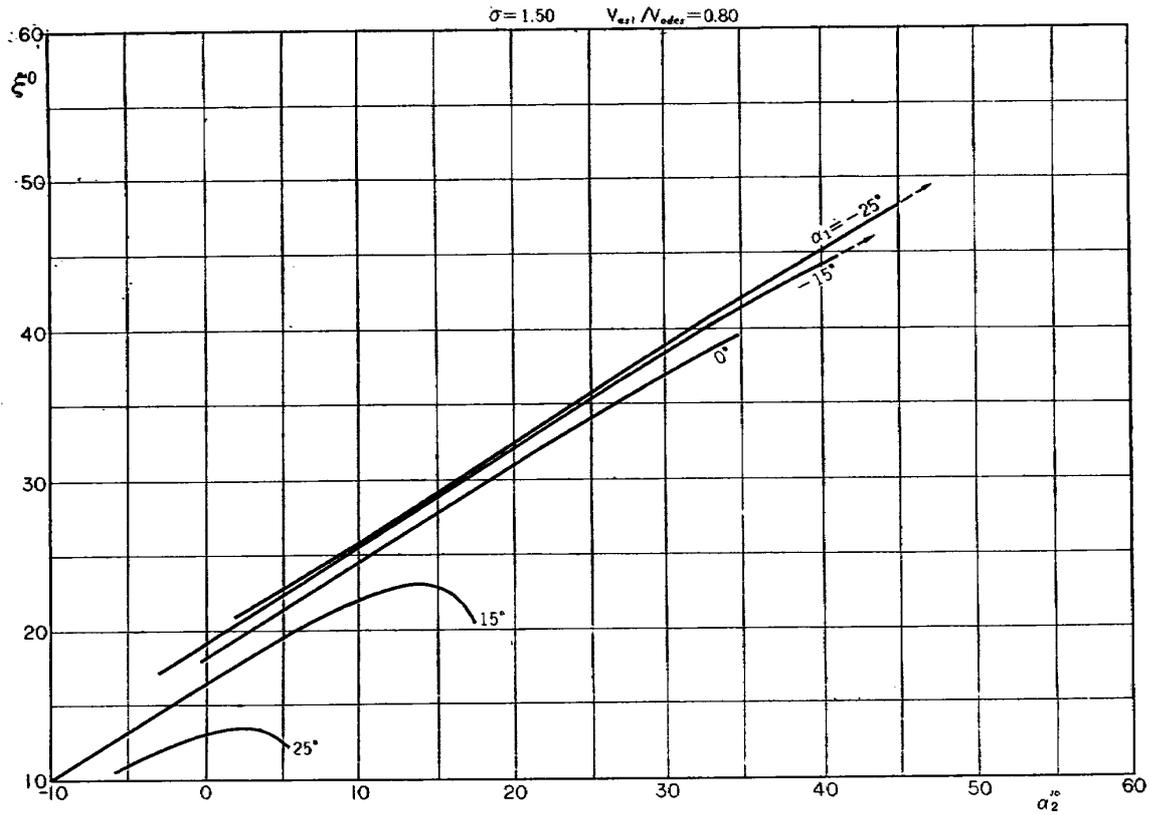
第 41 図 (d) 翼のそり度——流出角



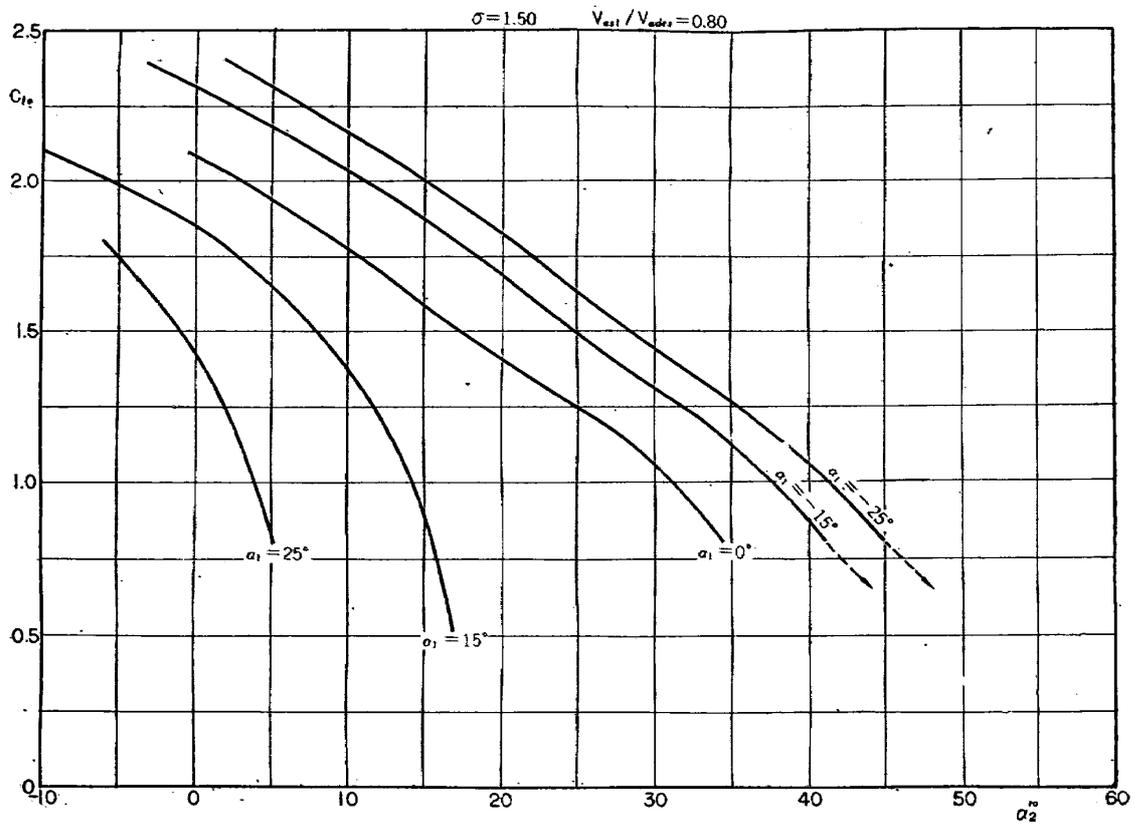
第 42 図 (a) 転向角—流出角



第 42 図 (b) 臨界マッハ数—流出角



第 42 図 (c) 喰違い角——流出角



第 42 図 (d) 翼のそり度——流出角

<p>NAL TR-34 航空技術研究所 高速軸流圧縮機の研究〔I〕翼型と翼列の検討</p> <p>1963年1月 69ページ</p> <p>i. NACA 65系翼型の低速翼列試験データを用いて設計点および失速点における転向角と流出角, 設計点における喰違い角と流入角および臨界マッハ数と流入角の関係を求めた。</p> <p>ii. 翼列の迎角と速度三角形の関係を解析し, 回転翼列の作動範囲におよぼす速度三角形の影響を求めた。</p> <p>iii. 回転翼列の失速特性に対して合理的な設計ができるよう, 設計点から失速までの軸流速度変化率を一定する NACA 65系圧縮機用翼型を選定した。</p>	<p>I. 松木 正勝 大山 耕一 宮地 敏雄</p> <p>II. NAL TR-34</p> <p>III. 621.63</p>	<p>NAL TR-34 航空技術研究所 高速軸流圧縮機の研究〔I〕翼型と翼列の検討</p> <p>1963年1月 69ページ</p> <p>i. NACA 65系翼型の低速翼列試験データを用いて設計点および失速点における転向角と流出角, 設計点における喰違い角と流入角および臨界マッハ数と流入角の関係を求めた。</p> <p>ii. 翼列の迎角と速度三角形の関係を解析し, 回転翼列の作動範囲におよぼす速度三角形の影響を求めた。</p> <p>iii. 回転翼列の失速特性に対して合理的な設計ができるよう, 設計点から失速までの軸流速度変化率を一定する NACA 65系圧縮機用翼型を選定した。</p>	<p>I. 松木 正勝 大山 耕一 宮地 敏雄</p> <p>II. NAL TR-34</p> <p>III. 621.63</p>
<p>NAL TR-34 航空技術研究所 高速軸流圧縮機の研究〔I〕翼型と翼列の検討</p> <p>1963年1月 69ページ</p> <p>i. NACA 65系翼型の低速翼列試験データを用いて設計点および失速点における転向角と流出角, 設計点における喰違い角と流入角および臨界マッハ数と流入角の関係を求めた。</p> <p>ii. 翼列の迎角と速度三角形の関係を解析し, 回転翼列の作動範囲におよぼす速度三角形の影響を求めた。</p> <p>iii. 回転翼列の失速特性に対して合理的な設計ができるよう, 設計点から失速までの軸流速度変化率を一定する NACA 65系圧縮機用翼型を選定した。</p>	<p>I. 松木 正勝 大山 耕一 宮地 敏雄</p> <p>II. NAL TR-34</p> <p>III. 621.63</p>	<p>NAL TR-34 航空技術研究所 高速軸流圧縮機の研究〔I〕翼型と翼列の検討</p> <p>1963年1月 69ページ</p> <p>i. NACA 65系翼型の低速翼列試験データを用いて設計点および失速点における転向角と流出角, 設計点における喰違い角と流入角および臨界マッハ数と流入角の関係を求めた。</p> <p>ii. 翼列の迎角と速度三角形の関係を解析し, 回転翼列の作動範囲におよぼす速度三角形の影響を求めた。</p> <p>iii. 回転翼列の失速特性に対して合理的な設計ができるよう, 設計点から失速までの軸流速度変化率を一定する NACA 65系圧縮機用翼型を選定した。</p>	<p>I. 松木 正勝 大山 耕一 宮地 敏雄</p> <p>II. NAL TR-34</p> <p>III. 621.63</p>

TR-20	Blasius 型微分方程式の両側無限遠 境界値問題の数値解法 A Numerical Method for Solving Blasius' Type Differential Equation	1962年1月	樋口一雄, 戸川隼人
TR-21	遷音速における二次元操縦面の研究 (I) An Investigation of Two-dimensional Control Surface at Transonic Speed (I)	1962年1月	神谷信彦
TR-22	変断面梁の曲げ自由振動について On the Free Lateral Vibration of a Beam with Variable Cross Section	1962年2月	川井忠彦, 戸川隼人 林 洋一
TR-23	いくつかの型の偏微分方程式の境界値問題の モンテカルロ法による解法とその実験 Monte Carlo Solutions of the Boundary Value Problems for Some Types of Partial Differential Equations	1962年2月	樋口一雄, 高橋利之 鳥海良三
TR-24	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 Test Facilities of Turbo-jet Engine Components at N. A. L.	1962年2月	航空技術研究所原動機部
TR-25	航空技術研究所 2m×2m 遷音速風洞の 計画と構造 Desing and Construction of the National Aeronautical Laboratory 2m×2m Transonic Wind Tunnel	1962年3月	航空技術研究所
TR-26	吹出式超音速風洞のノズルの予備実験 Preliminary Tests of Supersonic Nozzles for the Supersonic Blowdown Wind Tunnel	1962年3月	河崎俊夫, 岡部祐二郎 尾形吉和, 安藤 尚
TR-27	非定常遷音速流の近似解析 An Approximate Analysis for Unsteady Transonic Flow	1962年7月	細川 巖, 三好 甫
TR-9T	Studies on the Small Disturbance Theory of Transonic Flow (I) —Nonlinear Correction Theory—	July 1962	Iwao Hosokawa
TR-28	疲労亀裂について On Fatigue Cracks	1962年8月	竹中幸彦
TR-29	1m×1m 吹出式超音速風洞の計画と構造 On the Design and Construction of the 1m×1m Supersonic Blow-down Wind Tunnel	1962年10月	空気力学第二部
TR-30	平板翼の振動について On the Natural Vibration of Plate-Like Wings	1962年10月	川井忠彦, 嶋 武敏 戸川隼人, 高橋利之 越出慎一
TR-31	熱応力を受ける薄翼の安定と その微小振り振動について On the Instability and Small Natural Torsional Vibration of a Thin Wing under a Thermal Stress	1962年11月	川井忠彦, 林 洋 戸川隼人
TR-32	補強板の圧縮強度に関する一解析 A Method of Analysis on the Compressive Strength of Stiffened Plates	1962年11月	川井忠彦, 江川幸一
TR-33	主翼繰返し荷重試験装置 Reported Load Testing Rigs for Full Scale Aircraft Wing Structures	1962年12月	竹内和之, 飯田宗四郎 小野幸一

航空技術研究所報告 34 号

昭和 38 年 1 月 発行

発行所 航空技術研究所
東京都三鷹市新川 700
電話武蔵野 (0422) (3)5171 (代表)

印刷所 笠井出版印刷社
東京都港区芝南佐久間町1の53
