

Ueber den Einfluss der Druckverteilung eines Tragflügelpro-  
files auf Lage und Wanderung der Stabilitätsgrenze für die  
Reibungsschicht mit der Reynoldsschen Zahl.

Uebersicht: Der Bericht behandelt den Einfluss einer systema-  
tischen Aenderung des Druckabfalls im Bereich zwischen Pro-  
filnase und Druckminimum auf die Stabilitätsgrenze der Rei-  
bungsschicht an 17 Profilen mit dem Ziel, Anhaltspunkte für  
die Gestaltung von symmetrischen Profilformen zu gewinnen,  
die auch bei hohen Re-Zahlen noch Laminareigenschaften zei-  
gen. Es zeigt sich, dass es bei Reynoldszahlen unter  $10^7$   
möglich ist, das Wandern der Stabilitätsgrenze zur Profil-  
nase hin durch geeignete Formgebung zu verhindern, aber auch,  
dass solche reinen Formgebungsmassnahmen bei grösseren Re-  
Zahlen im allgemeinen nicht mehr wirksam sind, sofern man  
dabei noch einigermaßen vernünftige Profile erhalten will.

Gliederung: I. Einleitung und Aufgabenstellung.

II. Durchführung der systematischen Rechnungen.

III. Beeinflussung des Verlaufes der Instabilitäts-  
kurve..

IV. Zusammenfassung.

V. Schrifttum.

Der Bericht umfasst:

8 Seiten Text

10 Abbildungen

AERODYNAMISCHE VERSUCHSANSTALT GOETTINGEN E. V.

Institut für theoretische Aerodynamik.

Der Leiter

*Alb. Betz*

Die Bearbeiter

*F. Riegels & G. Linn*

3362

## I. Einleitung und Aufgabenstellung.

Die bisherigen theoretischen Untersuchungen über den Einfluss der Druckverteilung längs der Profilkontur auf die Lage der Umschlagstelle am Tragflügel waren im wesentlichen auf Profile beschränkt, deren Druckverteilung exakt angegeben werden konnte. Erste systematische Untersuchungen dieser Art [1, 2] bezogen sich auf Joukowsky-Profile. Es schien deshalb im Hinblick auf die Weiterentwicklung der Gaminarprofile wichtig, ganz allgemein den Einfluss des Druckabfalls auf die Stabilitätsgrenze (an beliebigen, noch näher zu bestimmenden Profilen) systematisch zu untersuchen. Insbesondere interessieren in diesem Zusammenhang die Bedingungen, unter denen eine grössere Rücklage der Umschlagpunkte bis zu hohen Re-Zahlen möglich ist.

## II. Durchführung der systematischen Rechnungen.

Die Art der gestellten Aufgabe liess es ausreichend erscheinen, das Programm auf symmetrische Profile mit symmetrischer Anströmung zu beschränken. Um die Untersuchungen möglichst übersichtlich zu gestalten, wurde nicht von Aenderungen der Profilform ausgegangen, sondern unmittelbar die Druck- bzw. Geschwindigkeitsverteilungen vorgegeben. Nachträglich wurde dann zu jeder Verteilung die zugehörige Profilform nach der von F. Riegels mitgeteilten Methode [3] bestimmt.

Die der Untersuchung zu Grunde gelegten Druckverteilungen (Bild 2, 4 und 6) unterscheiden sich zunächst durch die verschiedene Lage des Druckminimums in 45, 55 und 65 v.H. der Profiltiefe. Der absolute Wert des Druckminimums wurde dabei festgelegt, sodass die sich ergebende Profildicke je nach Art der Druckverteilung etwas verschieden ausfällt. Er wurde zu  $p/q = -0,35$  angenommen, sodass sich Profildicken um 12 v.H. ergaben. Der Druckabfall im vorderen Bereich des Profils wurde bis auf den unmittelbaren Staupunktsbereich (bis zu etwa 5 v.H. der Profiltiefe) linear angesetzt und systematisch in seiner

Grösse verändert ( in den Abb. mit den Ziffern 1 bis 6 bezeichnet). Der Druckanstieg im hinteren Profilbereich wurde in Anlehnung an den Verlauf der Mustang-Profile für alle Beispiele gleich festgesetzt. Zu den so vorgegebenen Druckverteilungen wurden die Profilformen berechnet. Die sich ergebenden Dicken lagen zwischen 10 und 14 v.H., die Dickenrücklagen zwischen 40 und 55 v.H. der Profiltiefe, die Nasenradien waren halbnormal und kleiner. Mit zunehmendem Druckabfall nehmen Profildicke und Nasenradius etwas ab und gleichzeitig damit wird die Dickenrücklage etwas nach hinten verschoben (Abb.2, 4 und 6).

Für die anschliessende Berechnung der Reibungsschicht wurde die Geschwindigkeitsverteilung aus der vorgegebenen Druckverteilung bestimmt ( $U/U_0 = \sqrt{1 - (p/q)}$ ) und über der dimensionslosen Bogenlänge  $s/l$  des betreffenden Profils aufgetragen. Die Rechnung wurde nach dem Näherungsverfahren von Walz [4] durchgeführt und lieferte für jedes Tragflügelprofil den Formparameter  $\kappa = \frac{U_0^2 \delta^{*2}}{\nu}$  und die Dicke der Reibungsschicht - und zwar die Grösse  $\frac{U_0 \delta^*}{\nu} \frac{1}{\sqrt{Re}}$  ( $Re = \frac{U_0 l}{\nu}$ ,  $\delta^*$  = Verdrängungsdicke,  $\delta$  = Impulsverlustdicke,  $U = dU/ds$ ) in Abhängigkeit von der Bogenlänge  $s/l$ . Ferner ergaben sich aus dieser Rechnung die laminaren Ablösungspunkte nach dem Pohlhausen-Kriterium für  $\kappa = -0,157$  (in den Abb. mit A bezeichnet).

Mit den ersteren Grössen konnte die Stabilitätsrechnung nach Schlichting [2] mit Hilfe des Diagramms Bild 1, welches die Abhängigkeit der kritischen Reynolds-Zahl  $(\frac{U_0 \delta^*}{\nu})_{krit}$  vom Formparameter  $\kappa$  darstellt durchgeführt werden. Ihr Ergebnis, die sogenannte Instabilitätskurve, ist in den Bildern 3, 5 und 7 enthalten, nämlich eine Auftragung der kritischen Reibungsschichtdicke über der Bogenlänge (in logarithmischem Maßstab). Die Schnittpunkte dieser Kurve mit den Kurven für die Reibungsschichtdicke bei den verschiedenen Reynolds-Zahlen ergeben die Lage der Stabilitätsgrenze bei der jeweiligen Reynoldszahl. Solange die Reibungsschichtdicke unter dem kritischen Wert bleibt, ist die Reibungsschicht stabil, im anderen Falle instabil, d.h. kleine Störungen innerhalb der Reibungsschicht werden angefacht und können u.U. zum Umschlag führen.

1) Eigentlich wäre hier das Ablöse Kriterium nach Hartree ( $\kappa = -0,0681$ ) zu nehmen, welches aber mit der Erfahrung schlecht übereinstimmt. Walz empfiehlt daher das Kriterium von Howarth ( $\kappa = -0,0841$ ) und würde damit etwas weiter vorliegende Ablösungspunkte erhalten als hier angegeben.

2) Dieses Diagramm ist bei Schlichting über dem Pohlhausen-Parameter  $\lambda_{pu}$  bzw.  $\lambda_{pe}$  angegeben und von Walz auf  $\kappa$  umgerechnet worden. Ein Vergleich mit den von Pretsch für die Hartree-Profile ermittelten kritischen Werten ergibt nur geringfügige Abweichungen.

### III. Beeinflussung des Verlaufes der Instabilitätskurve.

Der Einfluss des örtlichen Druckgradienten der Potentialströmung auf die Gestalt der Instabilitätskurve kommt mittelbar durch den Formparameter  $\kappa$  zum Ausdruck. Kleinen Aenderungen von  $\kappa = \frac{u' \delta^2}{\nu}$  entsprechen dabei verhältnismässig grosse Aenderungen von  $\left(\frac{u \delta^2}{\nu}\right)_{krit}$ . Die in den Bildern 3, 5 und 7 dargestellten Instabilitätskurven zeigen sehr deutlich sowohl ihre starke Abhängigkeit von dem jeweiligen Grad des Druckabfalls als auch von der Lage des Druckminimums. Demgegenüber spielt die Veränderung des Verlaufes der Grenzschichtdicke mit der Profilform eine ziemlich untergeordnete Rolle. Die systematischen Rechnungen zeigen nun, dass es Profilformen - vorwiegend die mit kleineren Nasenradien - gibt, die auf eine Instabilitätskurve mit mehreren Schnittpunkten führen. Das bedeutet, dass zu einer bestimmten Re-Zahl zwei mögliche Lagen des Umschlagpunktes gehören, beim ersten Schnittpunkt, vom Staupunkt her, wird die Reibungsschicht instabil, stabilisiert sich dann wieder wegen des starken Druckabfalls, um beim dritten Schnittpunkt endgültig instabil zu werden. Wo der Umschlagpunkt wirklich liegen wird, lässt sich erst entscheiden, wenn die Grösse der Anfachung bekannt ist. Da jedoch hierüber bei dem heutigen Stand unserer Kenntnisse keine zuverlässigen Aussagen gemacht werden können, muss man ein solches Verhalten als unerwünscht bezeichnen. Es lag daher nahe, nach geeigneten Profilformen zu suchen, die diese ungünstigen Eigenschaften nicht besitzen und wenn möglich auf für grössere Reynoldssche Zahlen noch eine wirksame Rücklage des Umschlagpunktes garantieren.

Statt wieder von einer vorgelegten Druckverteilung auszugehen, wurde versucht, zu einer geeignet veränderten Instabilitätskurve die zugehörige Geschwindigkeitsverteilung zu berechnen. Eine solche Abänderung muss natürlich so durchgeführt werden, dass die Impulsgleichung für die Reibungsschicht erfüllt bleibt. Aendern wir die Instabilitätskurve z.B. von der Stelle  $s = s_0$  an ab, so liefert uns der aus der Stabilitäts

rechnung bekannte Zusammenhang zwischen  $(\frac{u'}{v})_{krit}$  und  $\kappa$   
(vgl. Bild 1) den zugehörigen geänderten Formparameter<sup>\*)</sup>

$$\kappa = \frac{u' \delta^2}{v} = u' z^* \quad (1)$$

wenn der Strich eine Ableitung nach der Bogenlänge bedeutet.  
Aus der Impulsgleichung in der heute üblichen Schreibweise  
(vgl. z.B. [5], [6])

$$u z^{*'} = F(x) \quad (2)$$

bzw.

$$u z^{*'} + u' z^* = (u z^{*'})' = F(x) + \kappa \quad (3)$$

folgt durch Integration ~~von~~ von der Stelle  $s = s_0$  an

$$u z^* = (u z^*)_{s_0} + \int_{s_0}^s (F(x) + \kappa) ds \quad (4)$$

Durch Division von (1) und (4) erhalten wir

$$\frac{u'}{u} = (\ln u)' = \frac{\kappa}{(u z^*)_{s_0} + \int_{s_0}^s (F(x) + \kappa) ds} = g(s) \quad (5)$$

und durch Integration dieser Gleichung

$$u = u_{s_0} e^{\int_{s_0}^s g(s) ds} \quad (6)$$

Der zugehörige neue Verlauf der Reibungsschichtdicke ergibt sich noch aus (4) und (6).

Ein in dieser Weise berechnetes Beispiel zeigt Bild 8.  
Beim Ausgangsprofil (ausgezogene Geschwindigkeits- und Instabilitätskurve) zeigte die Instabilitätskurve mehrere Schnittpunkte

<sup>\*)</sup> Die Längen sind mit  $l$ , die Geschwindigkeiten mit  $U_0$  dimensionslos zu denken.

Es war etwas dicker als z.B. die ersten Profile der drei Serien (Bild 3, 5 und 7 oben) gewählt und lieferte daher die Stabilitätsgrenze schon bei etwas höheren Reynoldsschen Zahlen. Um dieses Profil noch bei einer Re-Zahl von  $2 \cdot 10^7$  stabil zu bekommen, wurde die gestrichelte Abänderung der Instabilitätskurve vorgenommen und die zugehörige Geschwindigkeitsverteilung und Reibungsschichtdicke (ebenfalls gestrichelt eingezeichnet) bestimmt. Man erkennt schon an der Geschwindigkeitsverteilung, dass das zugehörige Profil im Bereich der Nase noch spitzer auslaufen würde und man damit zu Formen kommt, die kein praktisches Interesse mehr besitzen.

Bild 9 zeigt ein weiteres Beispiel, welches in derart krasser Form in den Serienbeispielen nicht enthalten ist, welches aber typisch ist für den massgebenden Einfluss des örtlichen Druckgradienten auf die Stabilitätsgrenze. Das Beispiel wurde berechnet, indem der Verlauf der Instabilitätskurve des Profils 0 00 13,7 - 0,38 48 (Bild 6) so abgeändert wurde, dass sich noch Schnittpunkte mit der Kurve für die Grenzschichtdicke bei  $Re = 2 \cdot 10^7$  ergaben. Die Unterschiede der sich ergebenden Profilkonturen sind in vergrössertem Masstab mit eingetragen. Bemerkenswert ist, dass die Profile hinsichtlich ihrer Dicke, ihrer Dickenrücklage und ihres Nasenradius weitgehend übereinstimmen und dass der örtliche Druckgradient bzw. die örtliche Krümmung der Profilkontur diesen starken Einfluss auf die Lage der Stabilitätsgrenze bedingen. Schwache Welligkeiten in der Profilmform können also schon zu mehreren Schnittpunkten der Instabilitätskurve führen. Ob der dabei auftretende Instabilitätsbereich durch hervorragende Oberflächengüte von der Reibungsschicht selbst bei starkem Druckabfall - ohne Umschlag überwunden wird, ist zumindest recht fraglich. Insbesondere muss man hieraus folgern, dass es bei Laminarprofilen, die auf eine möglichst hohe Stabilitätsgrenze gezüchtet sind, bei der Herstellung von ausschlaggebender Bedeutung ist, dass die Profilaufmasse eingehalten werden.

#### IV. Zusammenfassung.

Der Einfluss einer systematischen Aenderung des Druckabfalls im Bereich zwischen Profilnase und Druckminimum auf die Stabilitätsgrenze der Reibungsschicht wurde bei 17 Profilen untersucht. Daraus ergeben sich Anhaltspunkte für die Gestaltung von symmetrischen Profilformen, die auch bei hohen Re-Zahlen noch eine Laminarhaltung der Grenzschicht über einen grösseren Teil der Profiltiefe garantieren. Grundsätzlich ist festzustellen: Mit zunehmender Re-Zahl wandert die Stabilitätsgrenze nach vorn. Dieses Vorwärtswandern erfolgt bei Profilen mit einem im wesentlichen im Nasenbereich (bis etwa 5 v.H. der Profiltiefe) stattfindenden Druckabfall einigermaßen gleichmässig. Mit zunehmender Ausdehnung des Druckabfallgebietes über den ganzen vorderen Teil des Profiles bis zum (evtl. weit rückverlegten) Druckminimum erfolgt dieses Vorwärtswandern immer mehr sprunghaft bei bestimmten Re-Zahlen, wobei sich diese mit zunehmender Stärke des Druckabfalls (spitzere Profile) zu höheren Werten verschieben. Wenn daher die Frage nach der Erhaltung des Laminarcharakters der Reibungsschicht auch bei höheren Re-Zahlen gestellt wird, so ist zunächst die Feststellung wichtig, dass es bei vorgegebenem Druckminimum bzw. bei vorgegebener Dicke eine obere Grenze der Re-Zahl gibt, oberhalb welcher die Reibungsschicht sicher nicht mehr stabil bleibt. Diese Grenze lässt sich durch grössere Profildicken und spitzere Ausbildung des Profilvorderteils etwas nach oben verschieben, ist aber bei Profilen normaler Dicke (um 12 v.H.) bei Re-Zahlen von etwa  $5 \cdot 10^6$  bis  $10^7$  praktisch erreicht. Darin liegt somit der Grund für die aus neueren Messungen bekannte Tatsache, dass die Profilwiderstände der Laminarprofile in einem bestimmten kleinen Re-Zahl-Bereich ausgesprochenen Laminarcharakter aufweisen und dass es bisher nicht gelungen ist, diesen Re-Zahl-Bereich über  $10^7$  hinaus bis zu dem im Schnellflug interessierenden Re-Zahlen zu verschieben. Man muss also den Schluss ziehen, dass die Laminareigenschaften von Profilen bei Re-Zahlen über  $10^7$  nur durch Grenzschichtbeeinflussung zuverlässig erhalten werden können.

V. Schrifttum:

- [1] K. Busmann u.  
A. Ulrich Systematische Untersuchungen über den Einfluss der Profilform auf die Lage des Umschlagpunktes. Jahrb. 1943 d.d. Luftfahrtforsch. (Vorabdruck in Techn. Ber. Bd. 10, Heft 9).
- [2] H. Schlichting, und  
A. Ulrich Zur Berechnung des Umschlages laminar-turbulent. Jahrb. 1942 d.d. Luftfahrtforsch.
- [3] F. Riegels Profile mit vorgegebener Druckverteilung UM 3019 (1943).
- [4] A. Walz Näherungsverfahren zur Berechnung der laminaren und turbulenten Reibungsschicht. UM 3060 (1943).
- [5] H. Schlichting "Grenzschichttheorie" Vortragsreihe. (ZWB 1942).
- [6] H. Holstein und  
T. Bohlen Ein einfaches Verfahren zur Berechnung laminarer Reibungsschichten, die dem Näherungsansatz von K. Fohlhausen genügen. Bericht S. 10 der Lilienthal-Gesellschaft für Luftfahrtforsch. (1940).



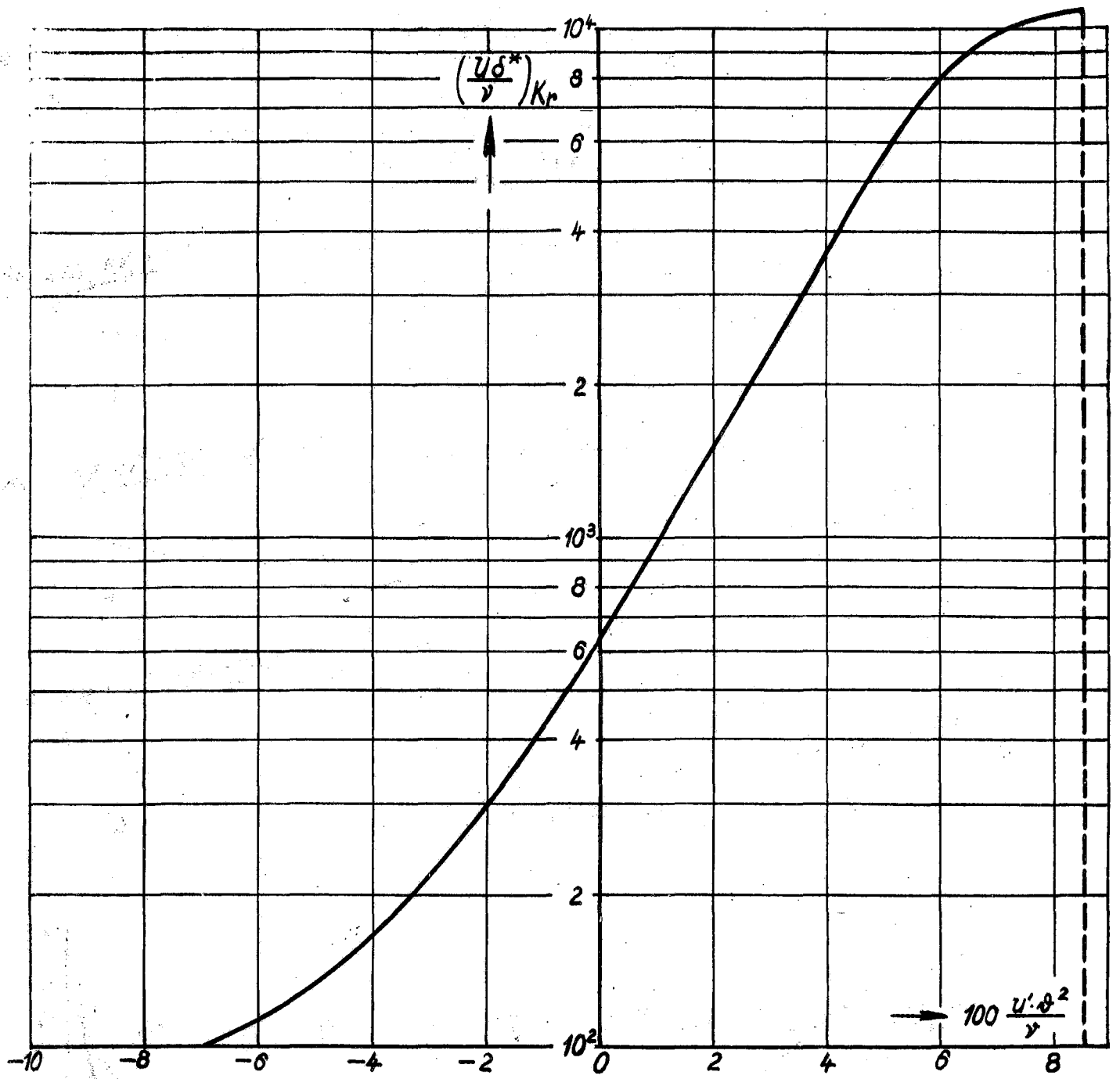


Bild 1.

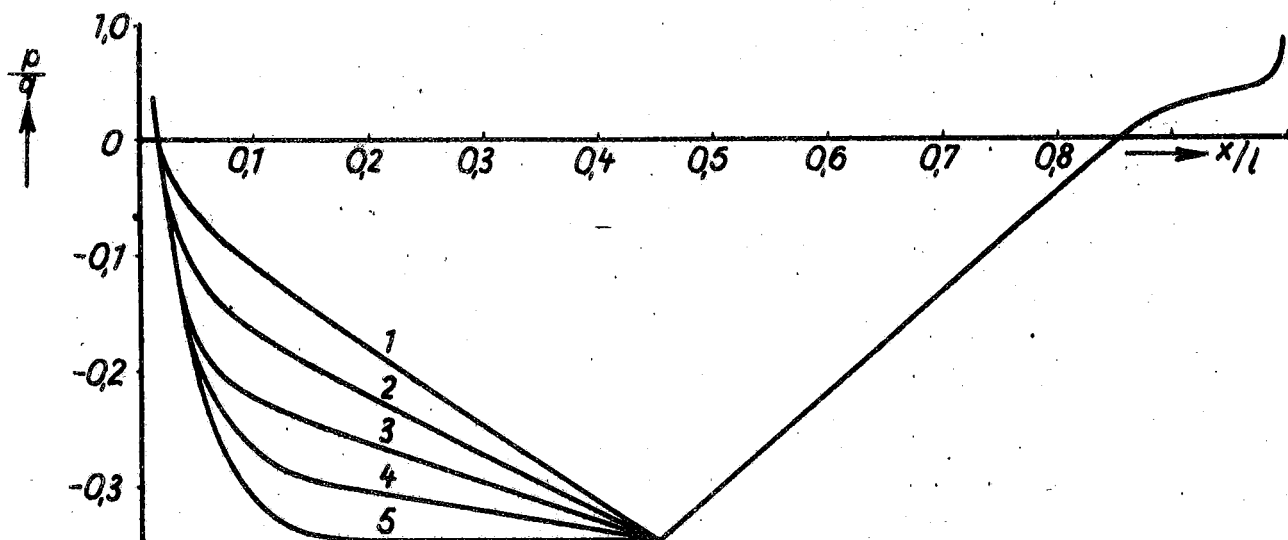
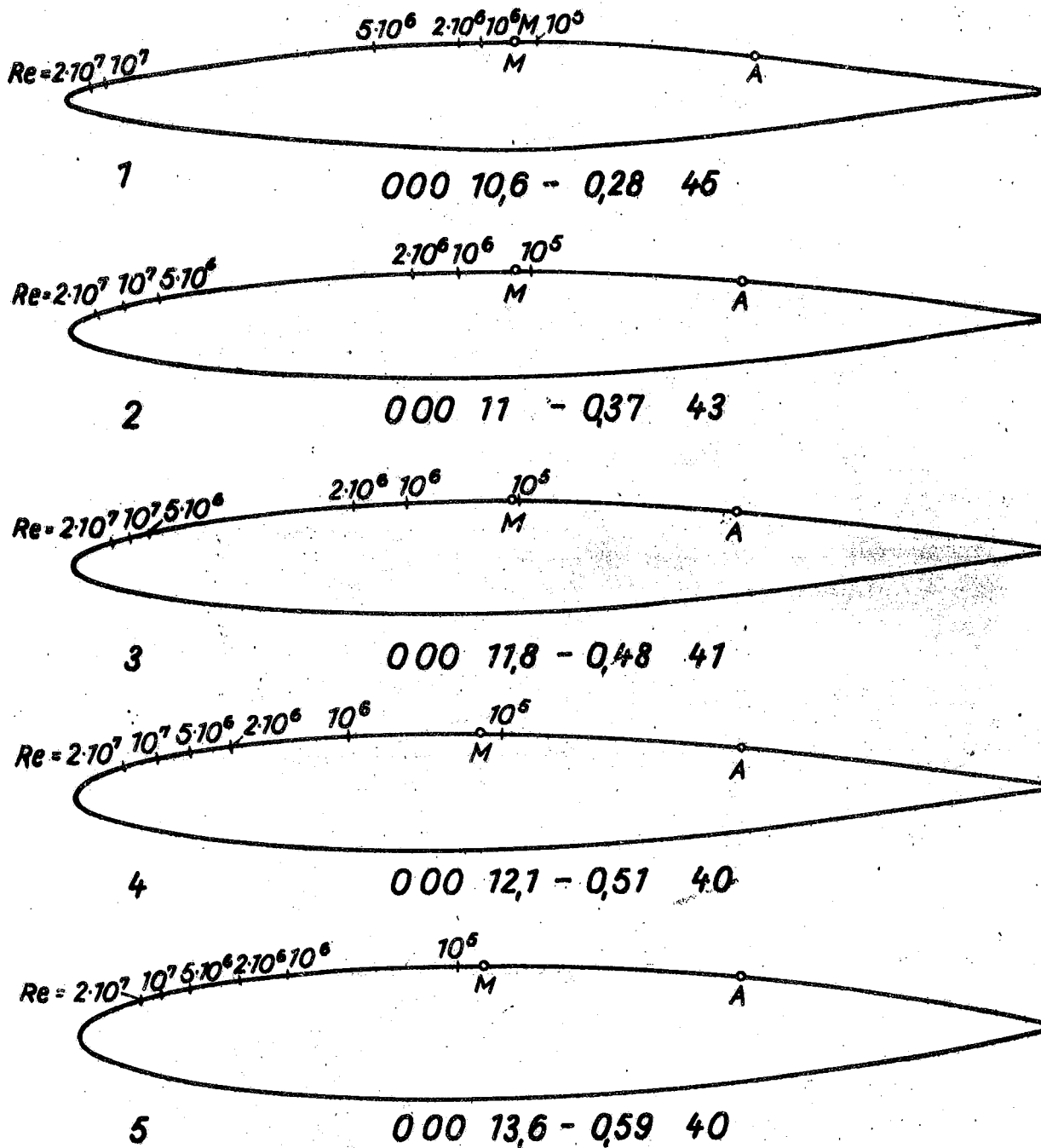


Bild 2

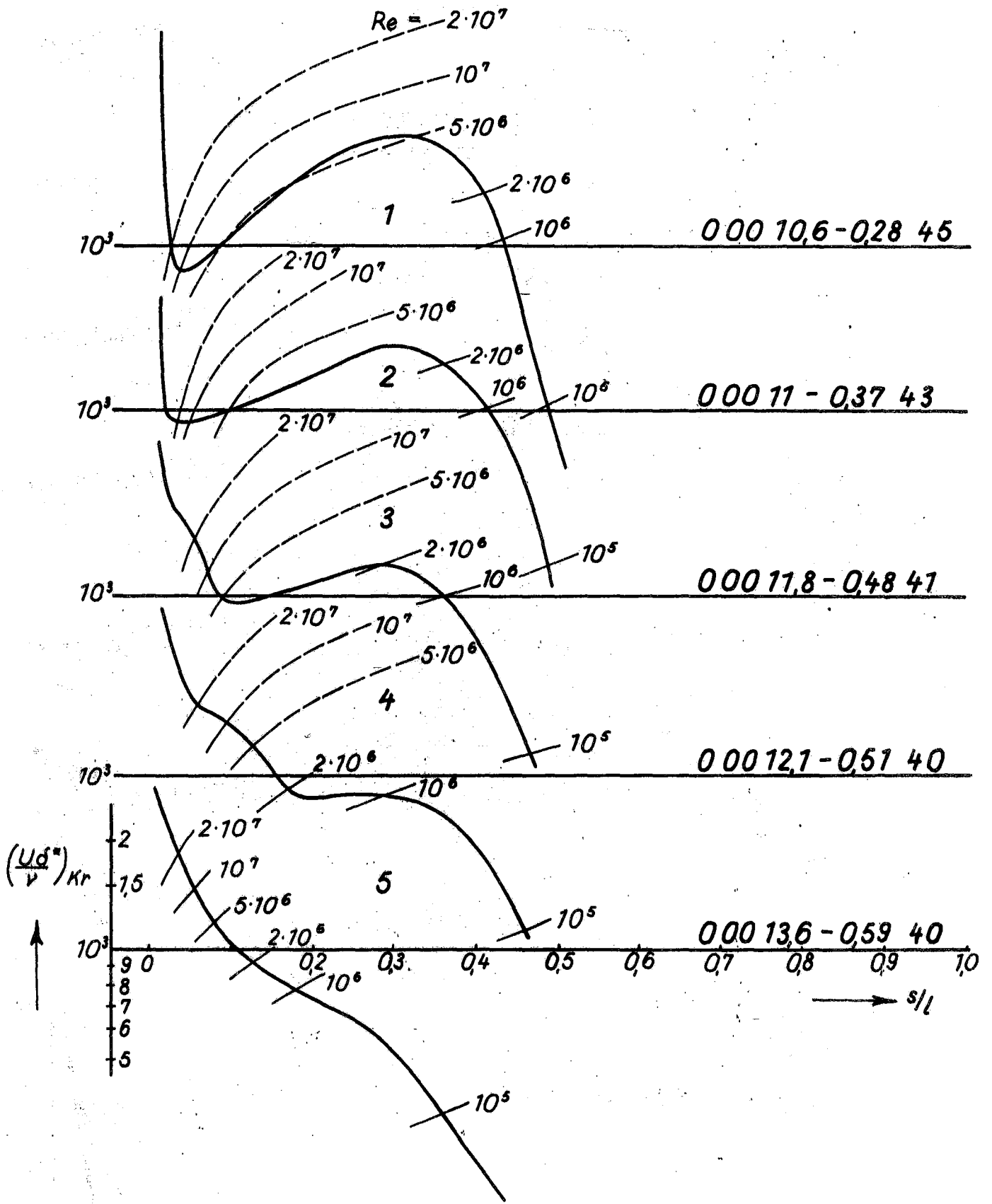


Bild 3

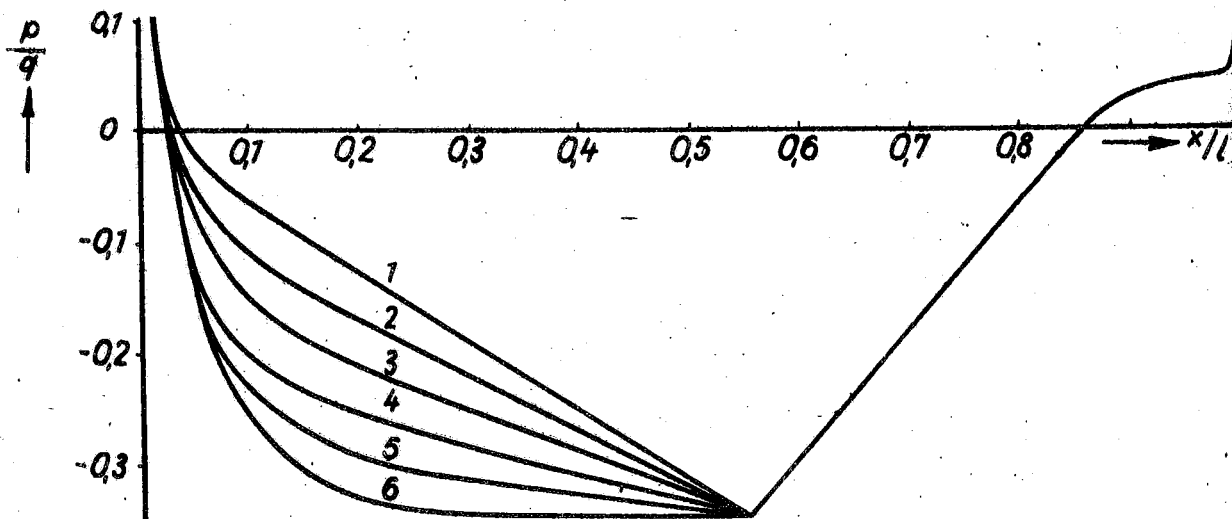
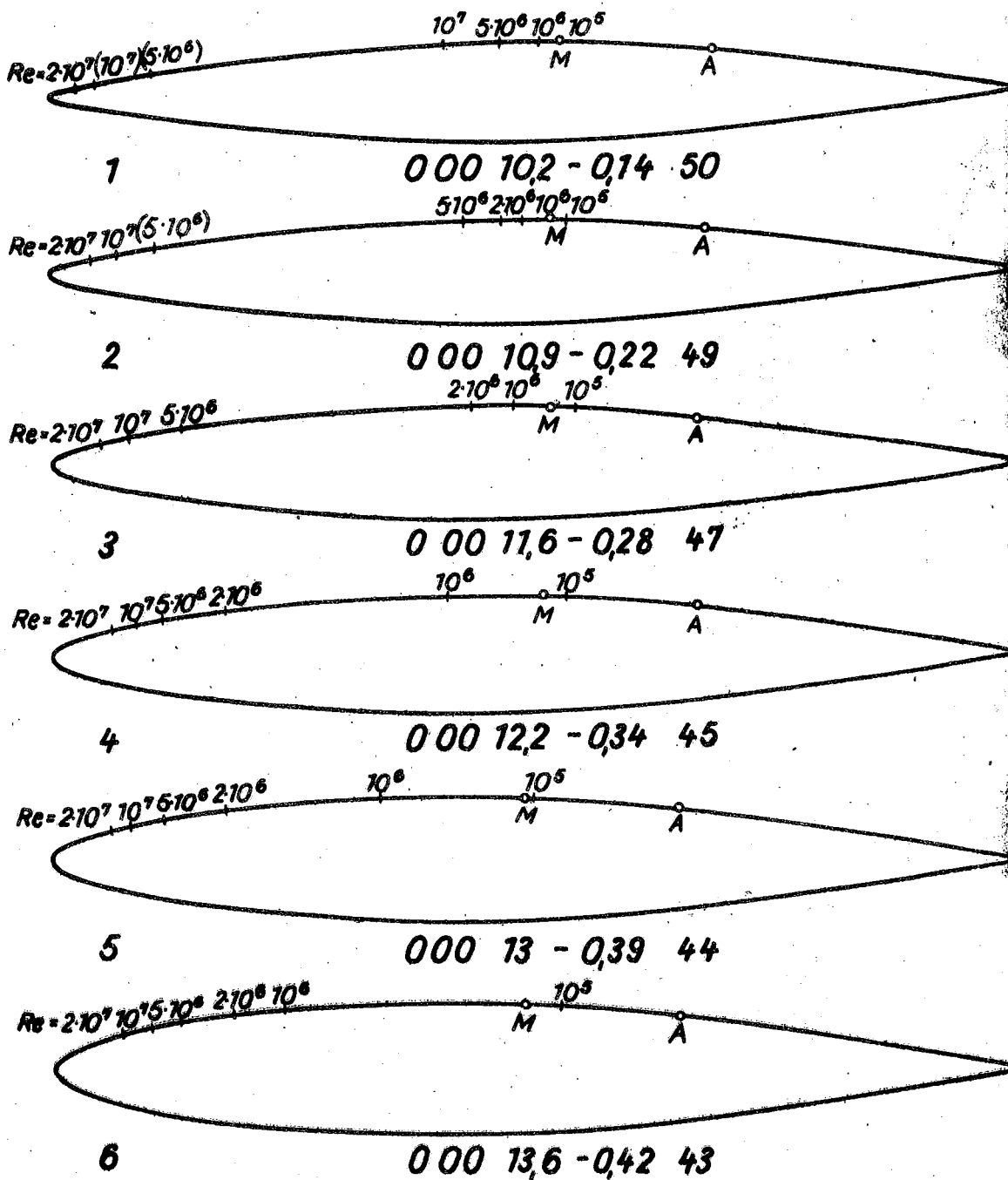


Bild 4

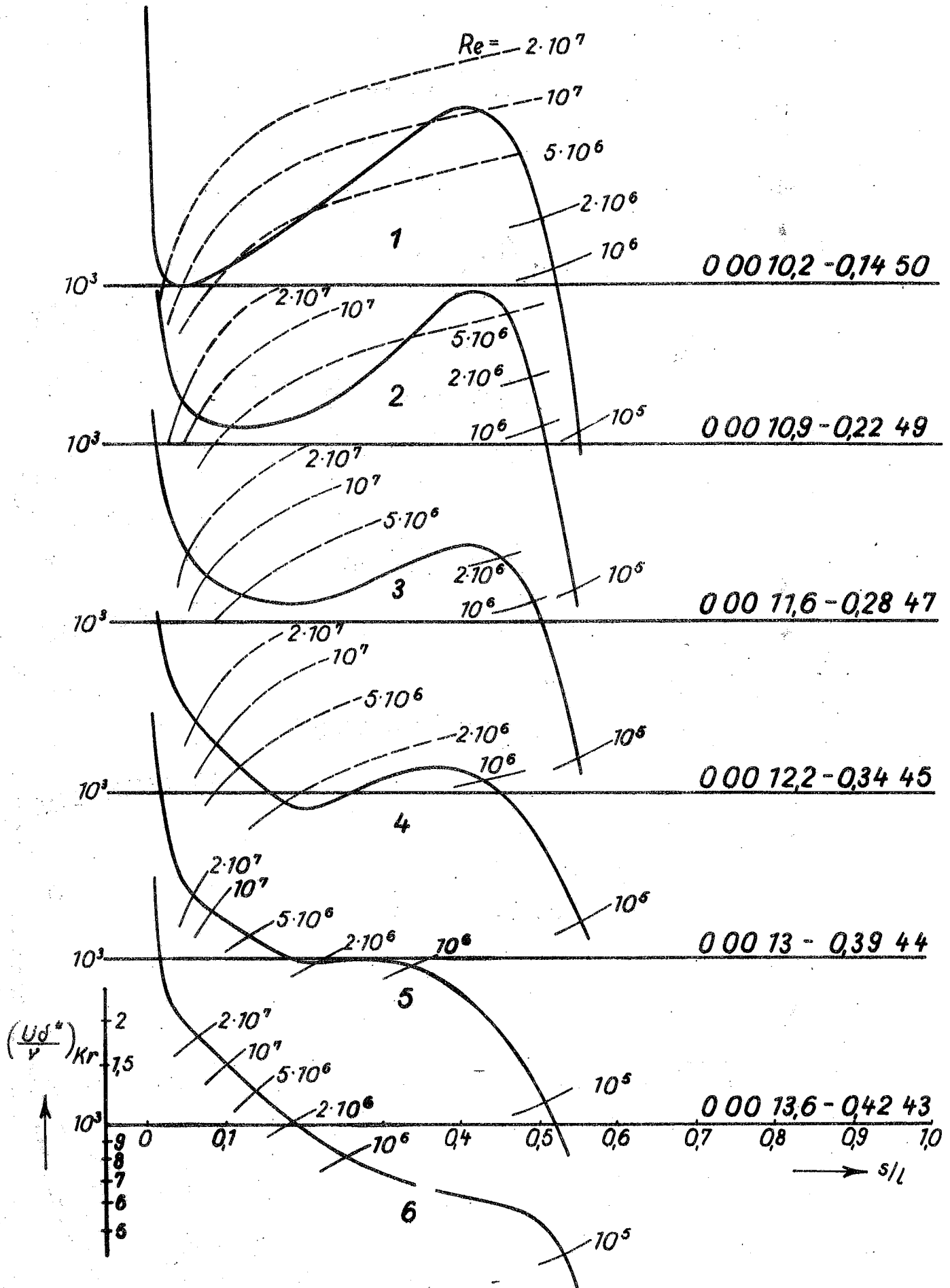


Bild 5

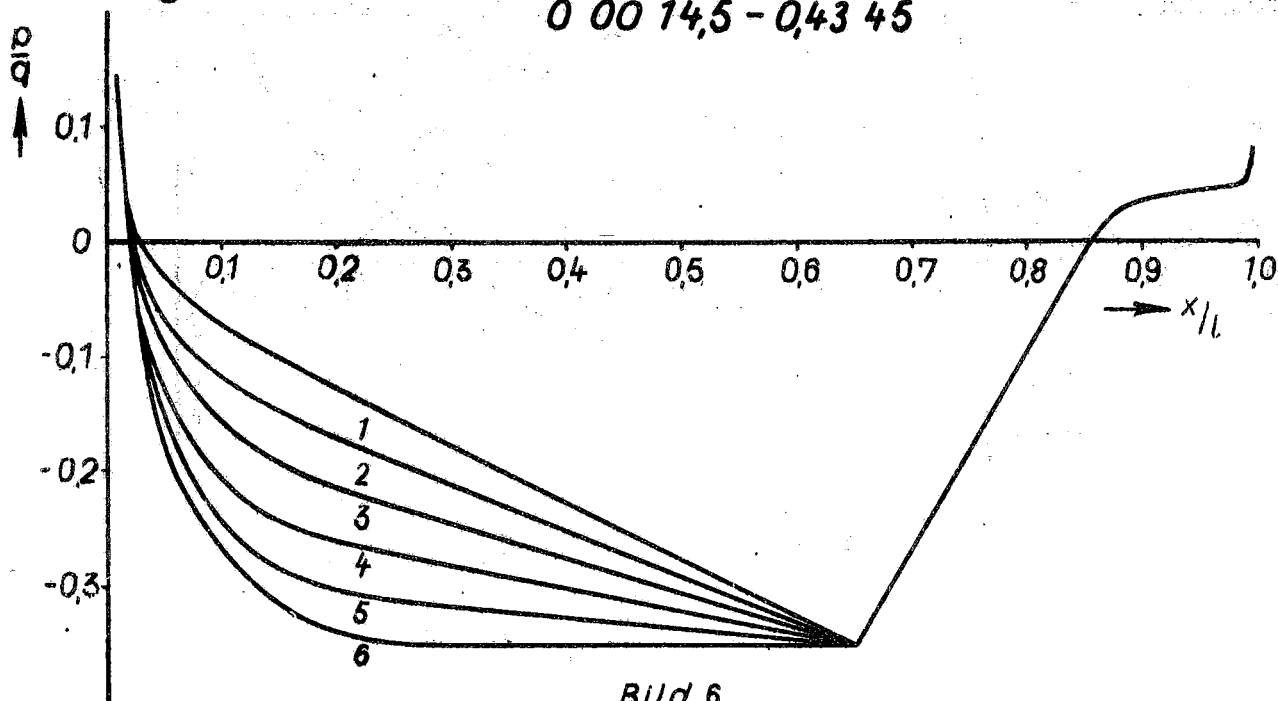
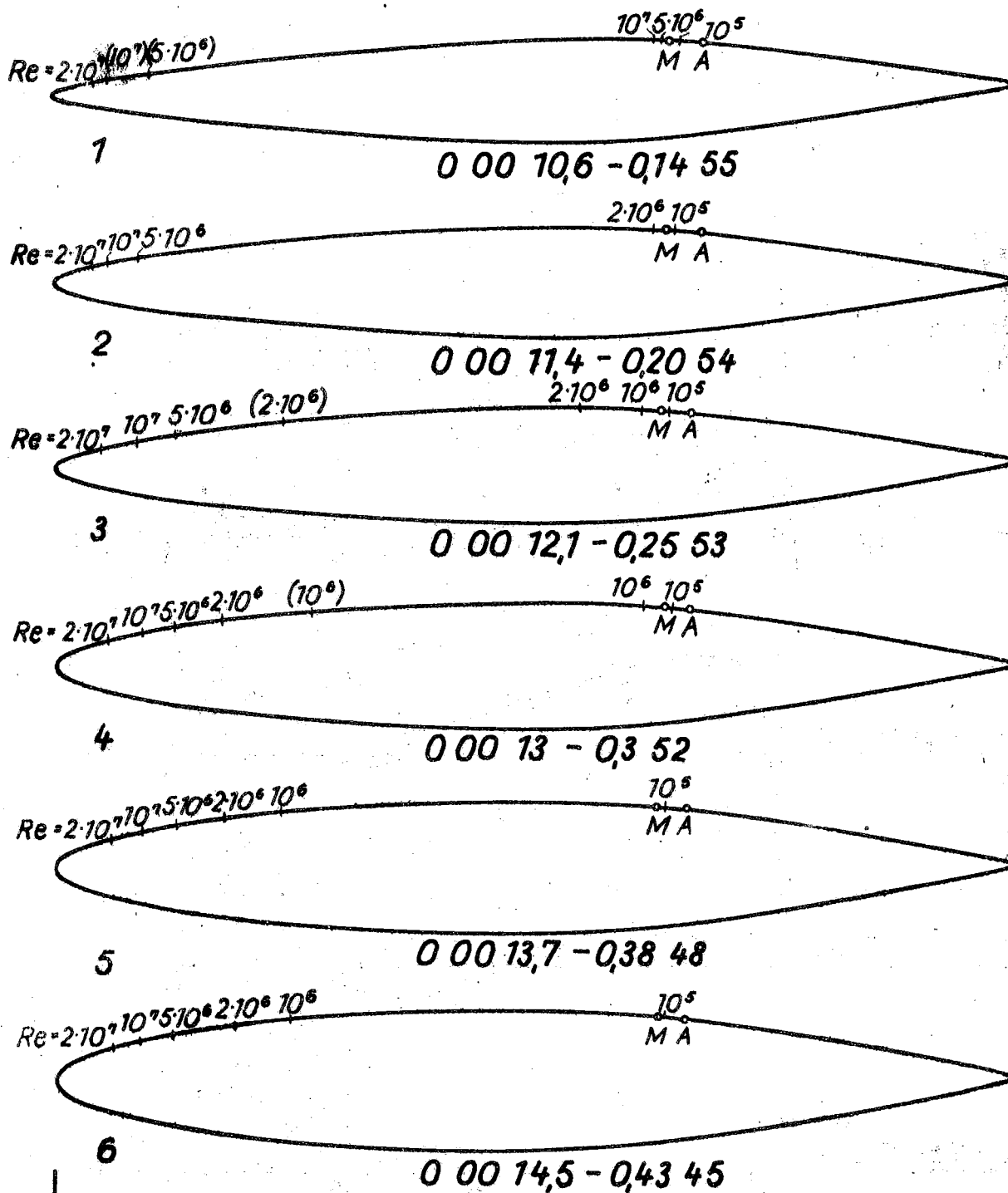


Bild 6

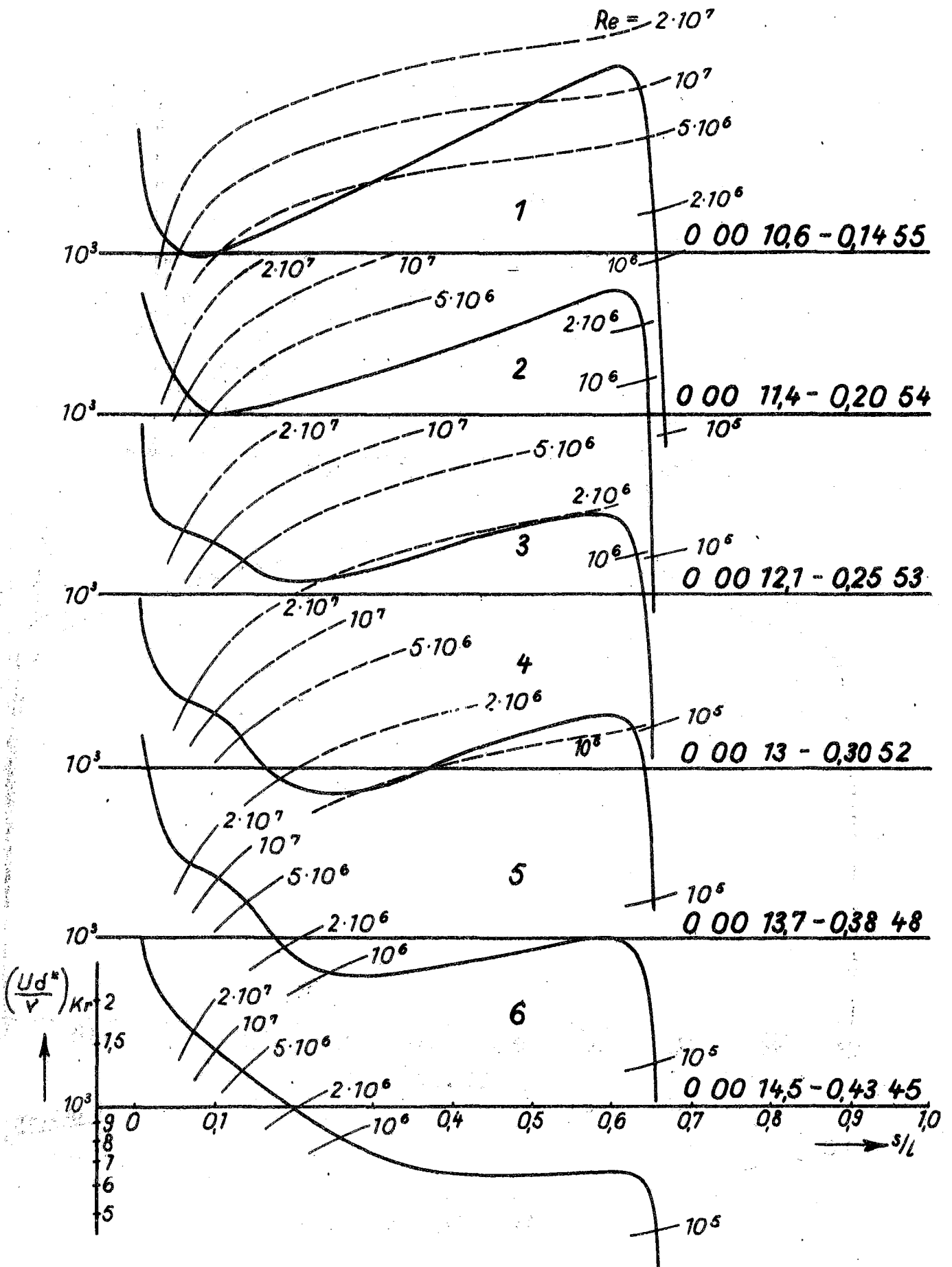
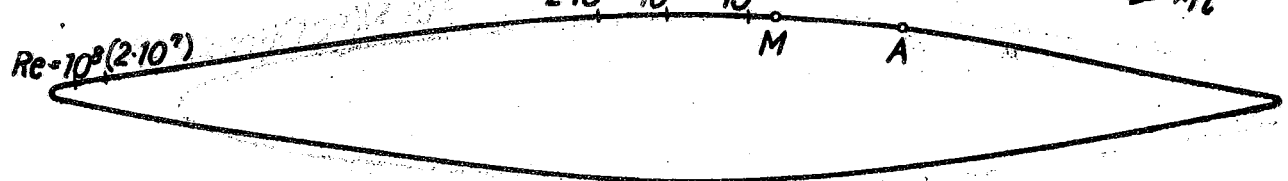
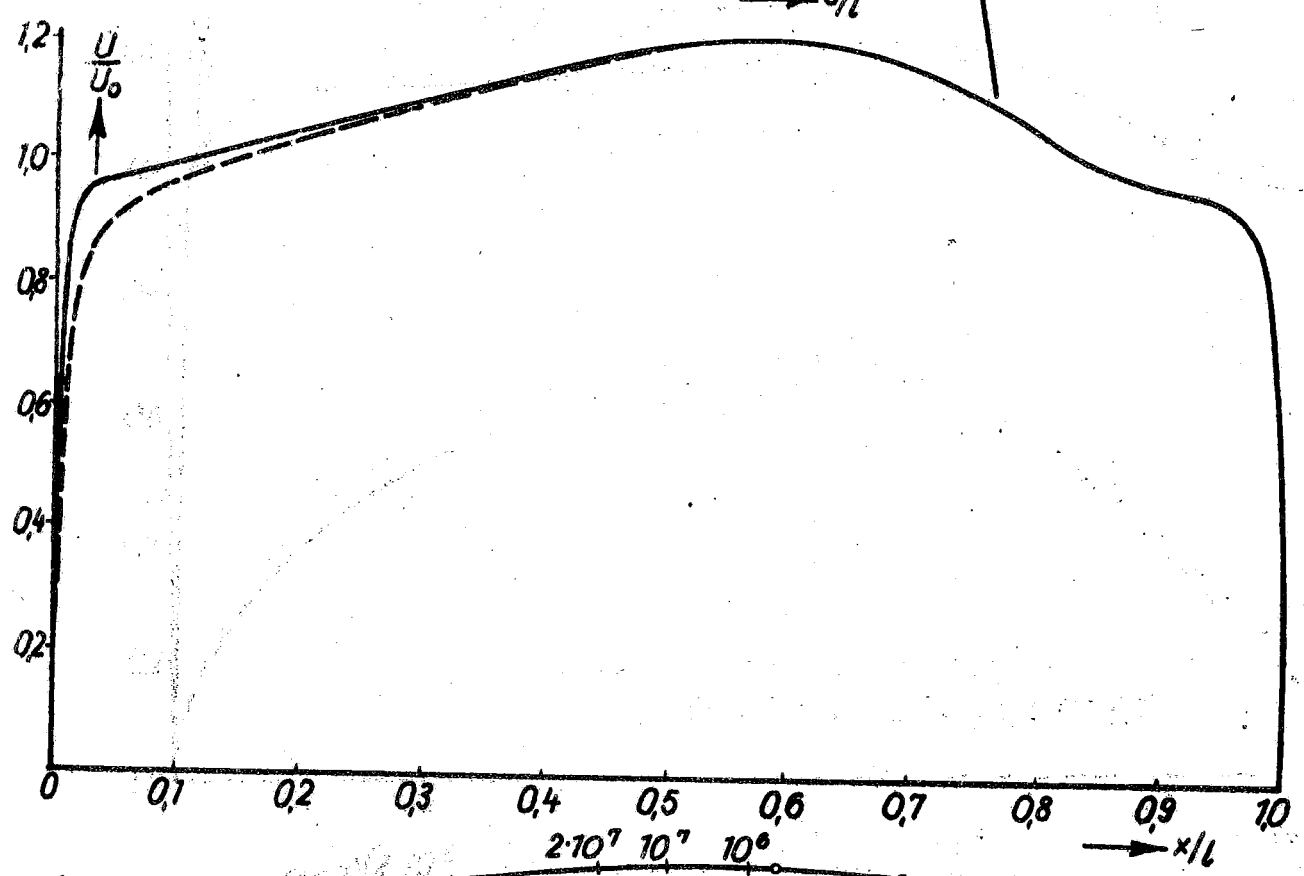
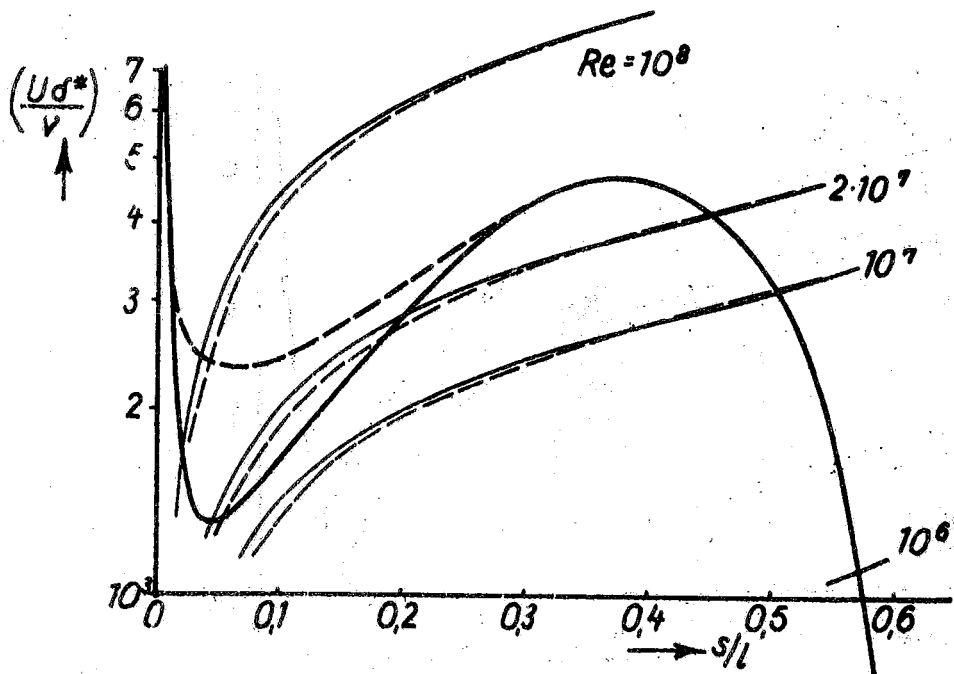


Bild 7

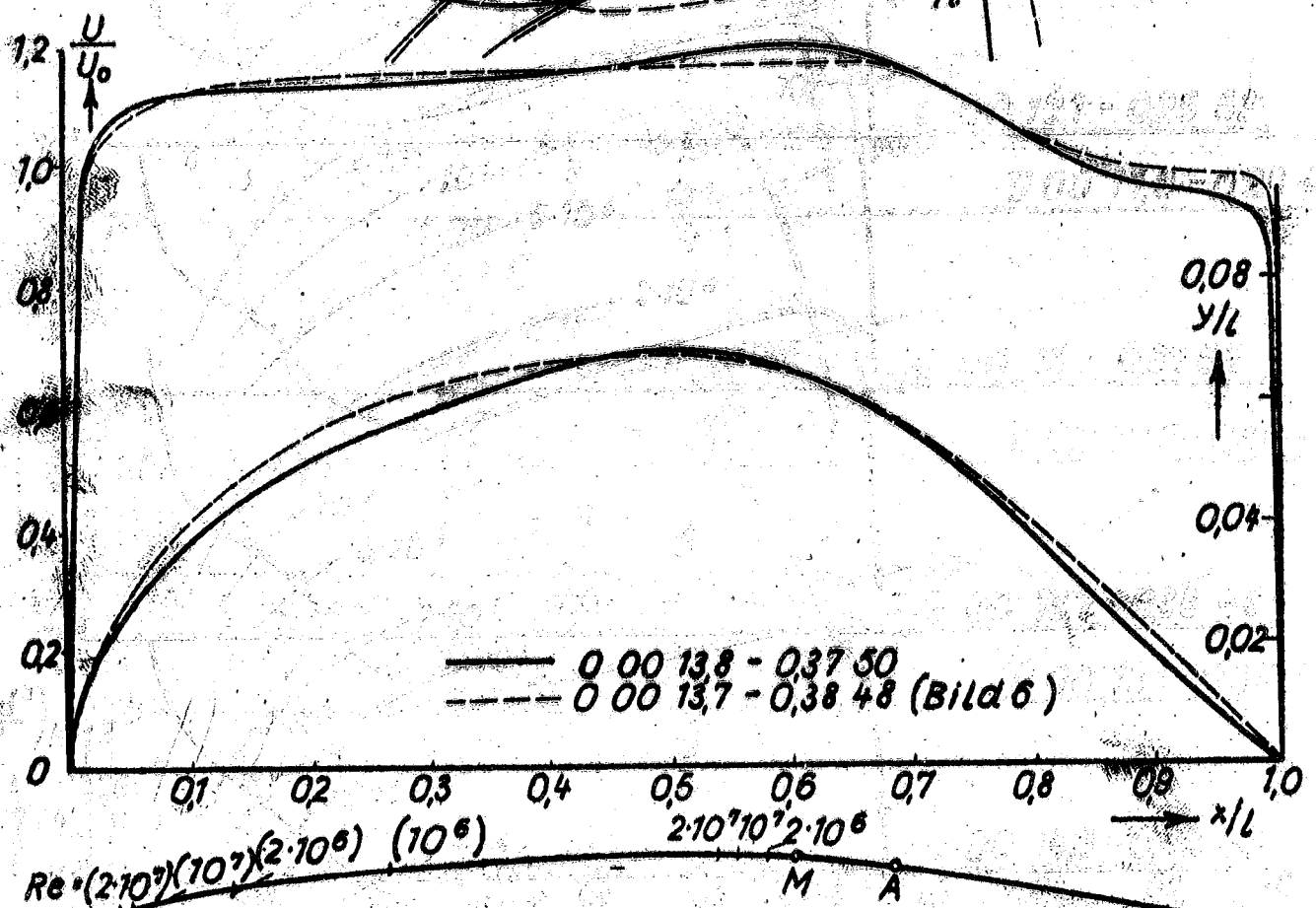
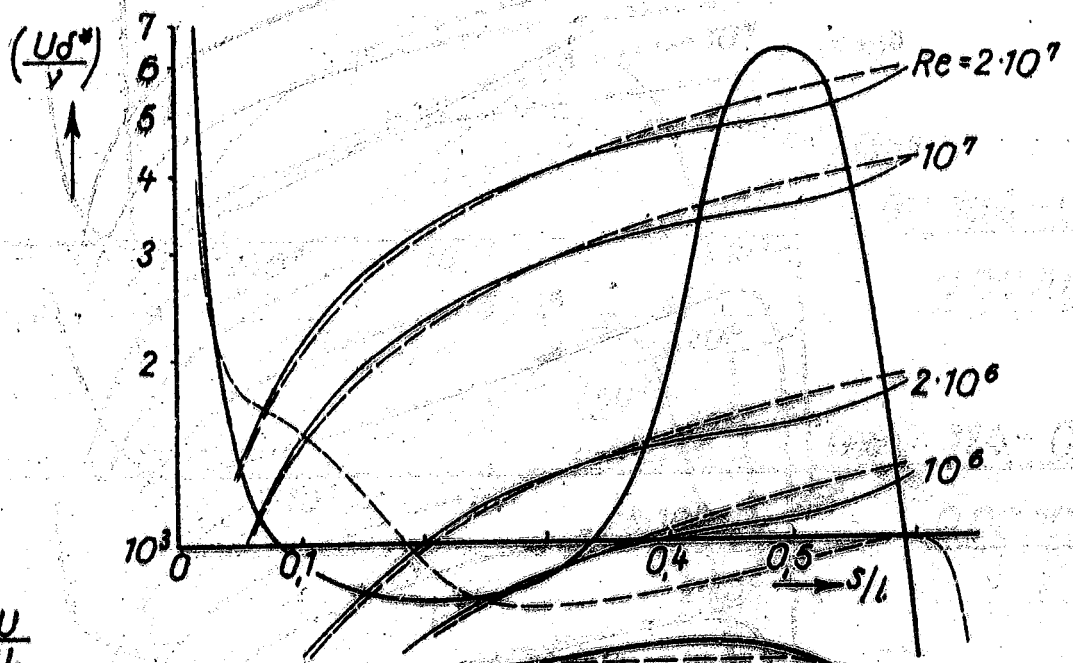


0 00 13,4 - 0,065 55

Bild 8



$Re = 2 \cdot 10^7$



0 00 13,8 - 0,37 50

Bild 9

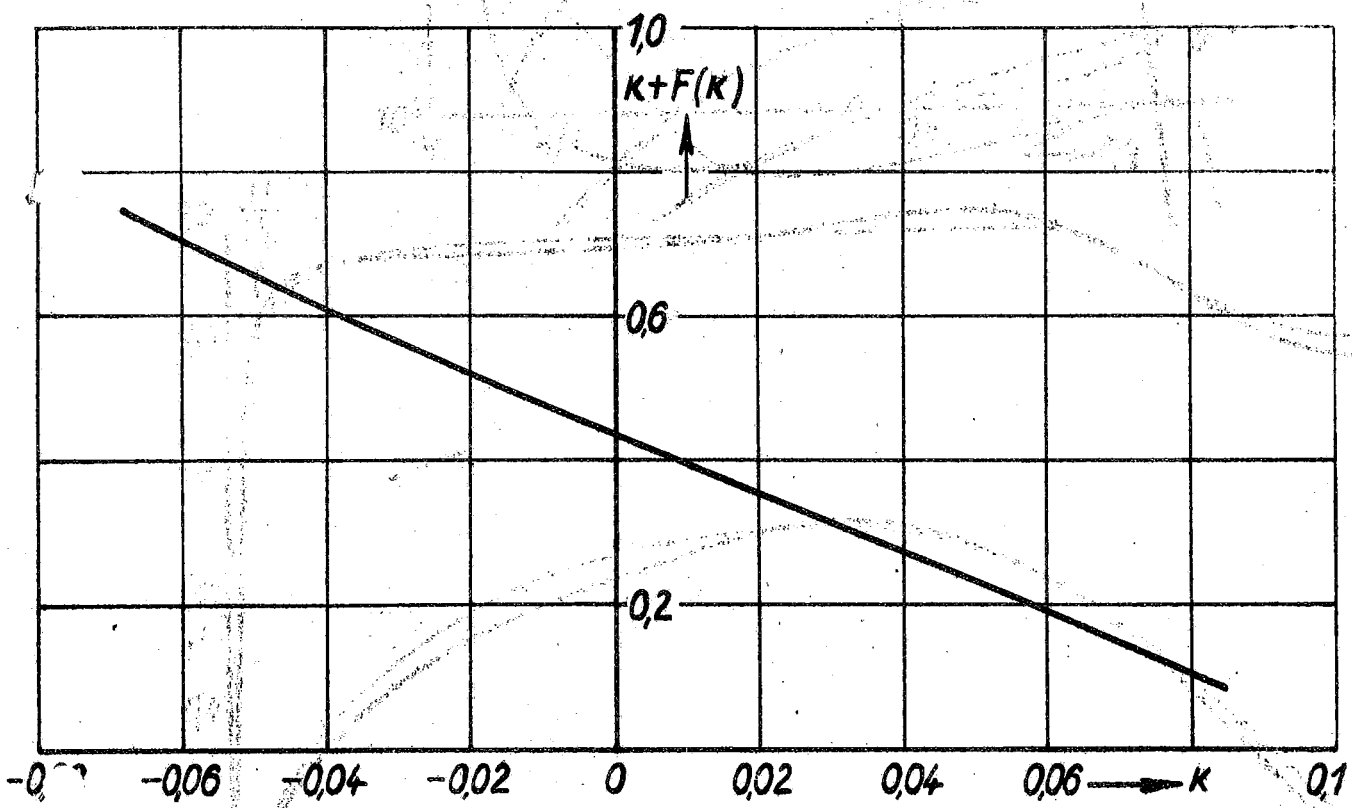


Bild 10.