

modell-technik-berater

Bisher sind erschienen:

- MTB 1/2: Eppler-Profil
- MTB 3: NACA-Profil
- MTB 4: Konstruktion von RC-Segelflugmodellen
- MTB 5: 203 erprobte und bewährte Tips
- MTB 6: Der 4-Takt-Modell-Motor
- MTB 7: HQ-Profil
- MTB 8: Trucks
- MTB 9: Elektro-Segelflugmodelle
- MTB 10: Alles über Saalflug
- MTB 11: Fernsteueranlagen im Selbstbau
- MTB 12: Selbstbau-FM-Fernsteueranlage
Sirius 2 für 40 MHz
- MTB 13: Flugmodell & Computer
- MTB 14: Moderner Tragflächenbau
- MTB 15: Impeller-Praxis für Flugmodelle
- MTB 16: Freiflug-Modellsport

Die Reihe wird fortgesetzt

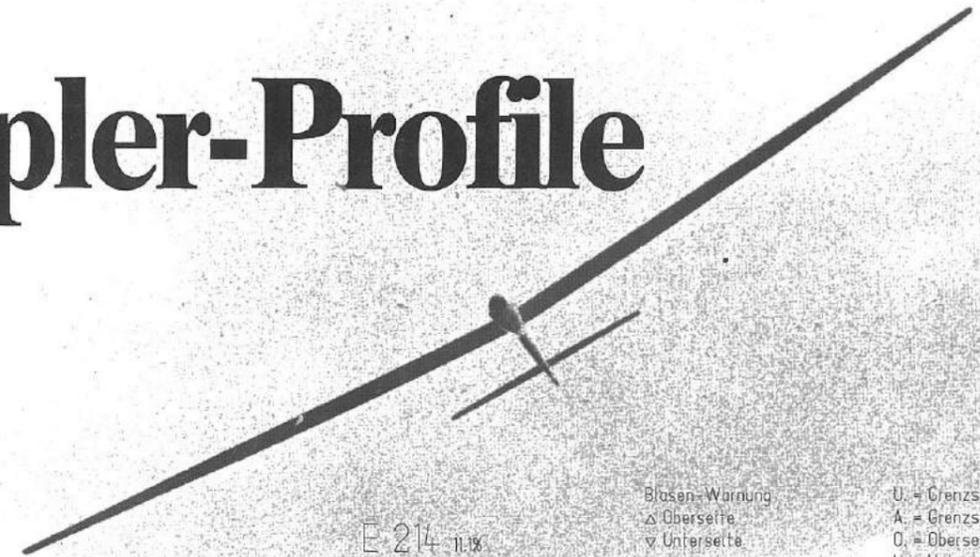
MTB

modell-technik-berater

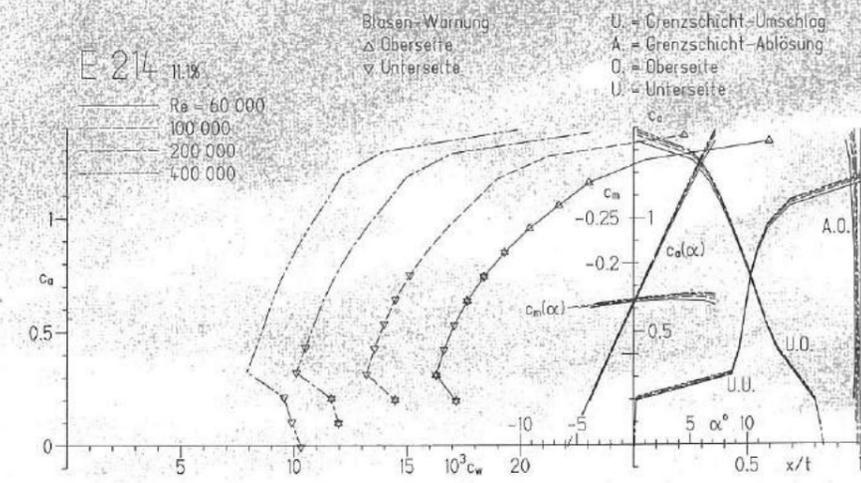


MTB 1/2

Eppler-Profil



Neue Profile: E 66, 67, 68
für 4-m-Segler



11., vollständig überarbeitete und erweiterte Auflage
Neu! Jetzt alle Eppler-Profil in einem Band



Fachschriftenreihe im Verlag Technik und Handwerk

FERIT
BALTAČI

Werner Thies †

Eppler-Profile

Überarbeitet und ergänzt von Dipl.-Ing. Martin Hepperle

11. Auflage

In diesem Band enthalten:

61, 62, 63, 64, 66, 67, 68, 71, 168, 169,
174, 176, 178, 180, 182, 184, 186, 193,
195, 197, 201, 203, 205, 207, 209, 210,
211, 212, 214, 216, 220, 221, 222, 224,
226, 228, 230, 374, 385, 387, 392, 471,
474, 475



VERLAG FÜR TECHNIK UND HANDWERK GMBH

CIP-Kurztitelaufnahme der Deutschen Bibliothek

Thies, Werner:

Eppler-Profile / Werner Thies. Überarb. und erg.
von Martin Hepperle. – 11. Aufl. – Baden-Baden:
Verl. für Technik und Handwerk, 1992
(Modell-Technik-Berater; 1/2)
ISBN 3-88180-100-6
NE: Hepperle, Martin [Barb.]; GT

ISBN 3-88180-100-6

11. Auflage 1992

© by Verlag für Technik und Handwerk, GmbH,
Postfach 11 28, 7570 Baden-Baden

Alle Rechte, besonders das der Übersetzung,
vorbehalten. Nachdruck und Vervielfältigung von
Text und Abbildungen auch auszugsweise, nur mit
ausdrücklicher Genehmigung des Verlags.

Printed in Germany.

Druck: F. W. Wesel, Baden-Baden

Satz: Satzwerkstatt R. Rosenwald, Baden-Baden

Vorwort zur 10. Auflage

Nachdem Herr Werner Thies, der die bisherigen 9 Auflagen dieser Broschüre zusammengestellt und kommentiert hat, leider viel zu früh von uns gegangen ist, möchte ich mit der neuen Auflage versuchen, sein Werk fortzusetzen und diese Broschüre seinem Andenken widmen.

In dieser neuen Auflage sind nun alle von Professor Dr. Richard Eppler entwickelten Modellflugprofile aus den Broschüren MTB 1 (9. Auflage) und MTB 2 (4. Auflage) zusammengefaßt.

Der Textteil wurde überarbeitet und zum größten Teil neu geschrieben, alle Polardiagramme wurden auf den neuesten Stand gebracht und sind nun mit der Lage von

Umschlag- und Ablösepunkten und den Warnungen vor laminaren Ablöseblasen versehen. Die angegebenen Rechenformeln sollen einen Einblick in die Berechnungsmöglichkeiten geben; es handelt sich dabei um relativ grobe Abschätzungen. Exaktere Möglichkeiten können in der weiterführenden Literatur gefunden werden.

Der Verfasser und der Verlag danken Herrn Prof. Dr. R. Eppler für die Profilentwürfe und seine Unterstützung bei der Gestaltung dieser Auflage.

Stuttgart 1986

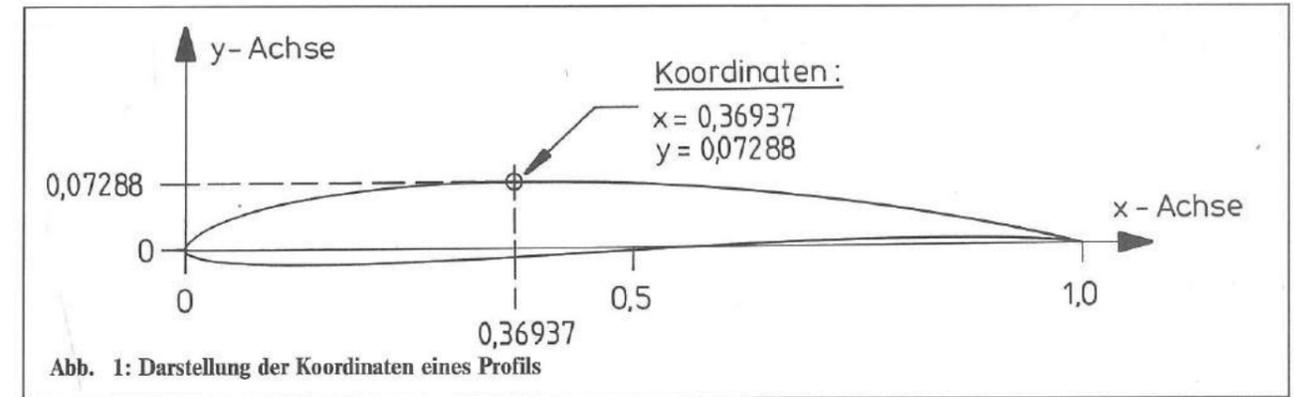
Martin Hepperle

Bezeichnungen

A	Auftrieb	N	t_m	mittlere Profiltiefe	m
b	Spannweite	m	v	Fluggeschwindigkeit	m/s
d	Dicke	m	v_s	Sinkgeschwindigkeit	m/s
E	Gleitzahl		v_∞	Anblasgeschwindigkeit	m/s
f	Wölbung	m	W	Widerstand	N
g	Erdbeschleunigung	9,81 m/s ²	x_S	Schwerpunktlage	m
M	Drehmoment	Nm	x_N	Neutralpunktlage	m
m	Modellmasse	kg	x_D	Druckpunktlage	m
r_H	Leitwerkshebelarm	m	α	Anstellwinkel	°
Re	Reynoldszahl		β	Einstellwinkel	°
S_F	Flügelfläche	m ²	ε	Steigzahl	
S_H	Höhenleitwerksfläche	m ²	ρ	Luftdichte	1.225 kg/m ³
t	Profiltiefe	m	π	Kreiszahl Pi	3.1415
			c_a	Auftriebsbeiwert	
			c_m	Momentenbeiwert	
			c_w	Widerstandsbeiwert	

Inhalt

Bezeichnungen.....	3
1. Profilgeometrie	5
2. Die Reynold'sche Zahl	5
3. Die aerodynamischen Beiwerte.....	6
4. Die Profilmströmung.....	7
4.1. Die Geschwindigkeitsverteilung.....	7
4.2. Die Grenzschicht.....	7
4.3. Die Lage der Umschlag- und Ablösepunkte.....	10
4.4. Blasenwarnung und kritische Reynoldszahl.....	10
5. Eppler-Profile	11
6. Benutzung der Polardiagramme.....	11
7. Die Gesamtpolare.....	12
8. Der Einstellwinkel	14
9. Der Schwerpunkt.....	15
10. Wahl der Streckung.....	16
11. Profilauswahl.....	17
12. Zeichnen von Profilen.....	19
13. Bautechniken	21
14. Theorie und Praxis	22
15. Kurzcharakteristiken.....	25
16. Empfehlenswerte Literatur.....	27
17. Einsatzmöglichkeiten der Profile	28
18. Übersicht der wichtigsten Daten.....	29
19. Anhang A: Geschwindigkeitsverteilungen.....	31
20. Anhang B: Polardiagramme	33
21. Anhang C: Profilkordinaten.....	57
22. Anhang D: Profilzeichnungen	72



1. Profilgeometrie

Die Form eines Flügelprofils wird im allgemeinen durch einzelne Punkte, die in Tabellen festgehalten sind, angegeben. Jeder dieser Punkte muß durch zwei Angaben (Koordinaten) in einem x-y-Achsen-system vorliegen. Um die Kontur des gewünschten Profils zu erhalten, trägt man daher die Koordinaten im x-y-Achsen-system auf. Auf diese Weise erhält man eine Darstellung des Profils durch einzelne Punkte, die anschließend nur noch durch einen Kurvenzug miteinander verbunden werden müssen (Abb. 1).

Aus der Profildicke kann man verschiedene Kennwerte entnehmen, die eine grobe Einordnung des Profils ermöglichen (Abb. 2):

- Profildicke d (bzw. d/t)
- Profilwölbung f (bzw. f/t)
- Rücklage der größten Profildicke x_d (bzw. x_d/t)
- Rücklage der größten Profilwölbung x_f (bzw. x_f/t)

Alle Angaben werden normalerweise auf die Profiltiefe t bezogen, das heißt alle Werte, die man an einem Profil ausmessen kann, werden durch die Profiltiefe geteilt.

● Beispiel:

An einem Profil mit 120 mm Tiefe wurde eine maximale Dicke von 12 mm und eine größte Wölbung von

3 mm ausgemessen. Die geometrischen Kennwerte ergeben sich dann zu:

Relative Profildicke:

$$d/t = \frac{12 \text{ mm}}{120 \text{ mm}} = 0,1 \text{ oder: } 10\%$$

Relative Wölbung:

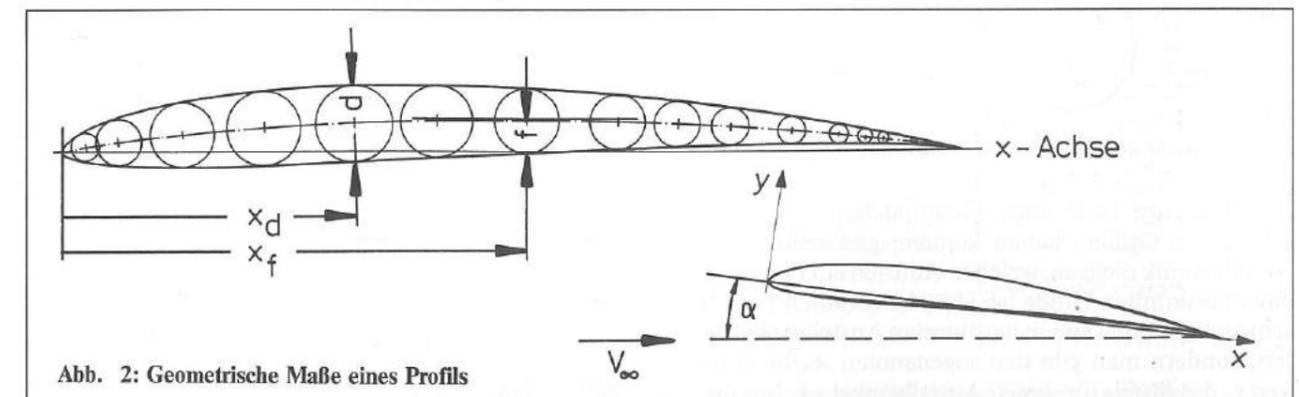
$$f/t = \frac{3 \text{ mm}}{120 \text{ mm}} = 0,025 \text{ oder: } 2,5\%$$

Außerdem ist durch die Koordinatentabellen auch mit der Festlegung der x-Achse eine Bezugslinie gegeben, von der aus später der Anstellwinkel des Profils gemessen werden kann (Abb. 2).

2. Die Reynold'sche Zahl

Wenn es bei theoretischen Überlegungen um Profile geht, kommt die Rede rasch auf die Reynoldszahl oder kurz Re-Zahl. Was es aber damit auf sich hat, ist oft nicht ganz klar. Die Reynoldszahl ist eine Kennzahl für Strömungsverhältnisse, die sich für unsere Zwecke ausreichend genau berechnen läßt nach:

$$Re = v \cdot t \cdot 70000 \quad (v \text{ in m/s und } t \text{ in m})$$



An dieser Formel kann man leicht erkennen:

- Die Re-Zahl wächst mit zunehmender Fluggeschwindigkeit v
- Die Re-Zahl wächst mit zunehmender Profiltiefe t ... und umgekehrt

Gleiche Re-Zahl bedeutet auch gleiches Strömungsverhalten. An einem Trapezflügel mit nach außen abnehmender Profiltiefe nimmt bei fester Fluggeschwindigkeit auch die Re-Zahl nach außen hin ab, ist also nicht über der Spannweite gleich!

Beispiele:

- a) Segelflugmodell mit Trapezflügel:
 Fluggeschwindigkeit $v = 10 \text{ m/s}$
 Profiltiefe innen $t_i = 200 \text{ mm} = 0,20 \text{ m}$
 Profiltiefe außen $t_a = 150 \text{ mm} = 0,15 \text{ m}$
- Re-Zahl innen $Re_i = 10 \cdot 0,2 \cdot 70\,000 = 140\,000$
 → Re-Zahl außen $Re_a = 10 \cdot 0,15 \cdot 70\,000 = 105\,000$
- b) Motorflugmodell mit Rechteckflügel:
 Startfluggeschwindigkeit $v_1 = 10 \text{ m/s}$
 Sturzfluggeschwindigkeit $v_2 = 50 \text{ m/s}$
 Profiltiefe konstant $t = 250 \text{ mm} = 0,25 \text{ m}$
- Re-Zahl Start $Re_1 = 10 \cdot 0,25 \cdot 70\,000 = 175\,000$
 → Re-Zahl Sturzflug $Re_2 = 50 \cdot 0,25 \cdot 70\,000 = 875\,000$

3. Die aerodynamischen Beiwerte

Ein Tragflügel, der sich durch die Luft bewegt, entwickelt Auftriebs- und Widerstandskräfte sowie ein Drehmoment um einen Bezugspunkt, der in einem Viertel der Profiltiefe liegt ($t/4$ -Punkt). Diese Kräfte bestimmen später die Flugleistungen und die Schwerpunktlage eines Flugmodells (Abb. 3).

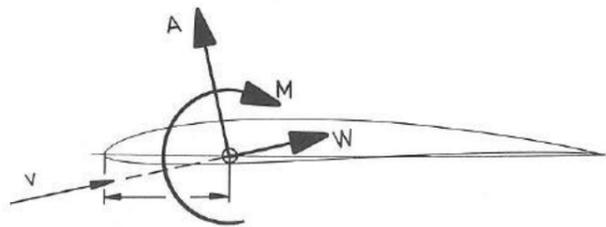


Abb. 3: Kräfte und Moment am Profilschnitt

Da Flugzeuge (und auch Flugmodelle) sehr unterschiedliche Größen haben können, gibt man in der Aerodynamik nicht an, welchen Auftrieb ein Flügel mit einer bestimmten Größe bei einer bestimmten Fluggeschwindigkeit und einem bestimmten Anstellwinkel liefert, sondern man gibt den sogenannten *Auftriebsbeiwert* c_a des Profils für diesen Anstellwinkel an. Aus die-

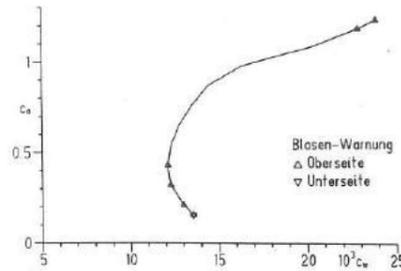
sem Auftriebsbeiwert kann die Größe der Auftriebskraft für jede Flügelgröße und jede Fluggeschwindigkeit bei diesem Anstellwinkel berechnet werden. Auf die gleiche Weise kann man auch Widerstand und Moment des Profils ausdrücken, so daß sich folgende Definitionen ergeben:

Auftriebswert:
$$c_a = \frac{A}{\frac{\rho}{2} \cdot v^2 \cdot S}$$

Widerstandsbeiwert:
$$c_w = \frac{W}{\frac{\rho}{2} \cdot v^2 \cdot S}$$

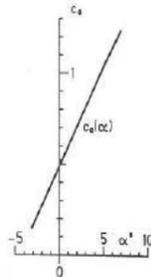
Momentenbeiwert:
$$c_m = \frac{M}{\frac{\rho}{2} \cdot v^2 \cdot S \cdot t}$$

Mit einem entsprechenden Computerprogramm (oder in einem Windkanal) kann man nun für verschiedene Anstellwinkel bei gleicher Anströmgeschwindigkeit (konstante Re-Zahl) die drei charakteristischen Kennwerte c_a , c_w und c_m bestimmen und zur besseren Übersicht in einem Diagramm darstellen. Wir werden drei verschiedene Diagramme verwenden:



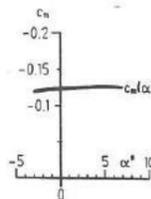
● Die Widerstandspolare $c_a = f(c_w)$:

Aufgetragen ist der Auftriebsbeiwert c_a über dem Widerstandsbeiwert c_w für eine konstante Re-Zahl.



● Die Auftriebspolare $c_a = f(\alpha)$:

Aufgetragen ist der Auftriebsbeiwert c_a über dem Anstellwinkel α für eine konstante Re-Zahl.



● Die Momentenpolare $c_m = f(\alpha)$:

Aufgetragen ist der Momentenbeiwert c_m über dem Anstellwinkel α für eine konstante Re-Zahl. (Dieses Diagramm wird oft gemeinsam mit der Auftriebspolare gezeichnet).

4. Die Profil-Umströmung

4.1. Die Geschwindigkeitsverteilung

Bewegt man ein Flügelprofil durch die Luft, so muß sich die Luft an der Profilnase teilen und die Profiloberseite und -Unterseite umströmen. In dem Punkt in der Umgebung der Profilnase, in dem sich die Strömung teilt, ruht die Strömung, das heißt, sie hat die Geschwindigkeit $V = 0$. Von diesem Staupunkt aus wollen wir die Geschwindigkeit auf der oberen Profilkontur anhand von Abbildung 4 bei einem festen Anstellwinkel α verfolgen. (Hier ist die Geschwindigkeit auf die Anströmgeschwindigkeit bezogen ($V = v/v_\infty$)).

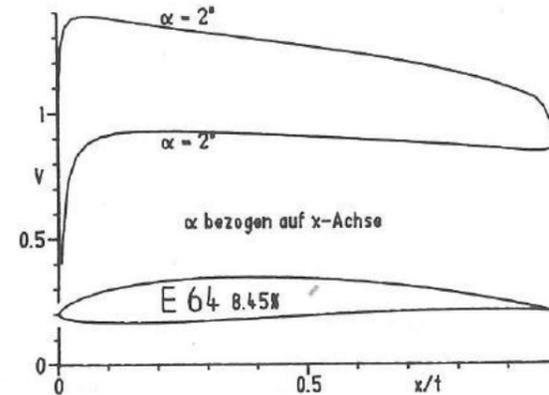


Abb. 4: Geschwindigkeitsverteilung am Profil E 64 für einen Anstellwinkel $\alpha = 2^\circ$

Beginnen wir also unseren Weg an der Profilnase bei $x/t = 0$ im Staupunkt mit $V = 0$. Bewegen wir uns mit der Strömung entlang der Oberseite, so steigt die Strömungsgeschwindigkeit sehr rasch an, um dann bei $x/t = 0,1$ etwa den Wert von $V = 1,38$ zu erreichen. Weiter stromab beginnt die Geschwindigkeit wieder abzufallen um schließlich bei etwa 95% der Profiltiefe sehr rasch unter $V = 1,0$ abzusinken. Auf der Profilunterseite ergibt sich ein ähnliches Bild mit dem wesentlichen Unterschied, daß die Werte der Geschwindigkeit deutlich unter den Werten der Oberseite liegen. Nach der Bernoulli'schen Gleichung hängen nun die Geschwindigkeit auf der Kontur und der Druck an dieser Stelle voneinander ab:

$$p + \frac{\rho}{2} \cdot v^2 = \text{konstant (Bernoulli'sche Gleichung)}$$

Verringert sich die Geschwindigkeit, so werden die strömenden Teilchen abgebremst weshalb der Druck ansteigt; bei einer Beschleunigung der Strömung dagegen verringert sich der Druck. Man kann also auch

anstelle der Geschwindigkeitsverteilung eine Druckverteilung auf der Profilkontur berechnen; aus den Druckunterschieden zwischen Ober- und Unterseite kann man dann Auftrieb und Moment des Profils bestimmen. Der Widerstand wird sich nach dieser Methode allerdings immer als Null ergeben, solange das Profil ohne Ablösung umströmt wird und eine scharfe Endkante hat. Daher müssen auch die Reibungseinflüsse in der Profilmströmung berücksichtigt werden, die ja bisher außer Acht gelassen wurden. Für diese Reibungseinflüsse in der Luftschicht, die direkt an das Profil grenzt (die Grenzschicht) ist aber die Geschwindigkeits- bzw. Druckverteilung des Profils entscheidend.

4.2. Die Grenzschicht

Die Strömung in der Grenzschicht wird vom Zusammenspiel der Reibungskräfte zwischen den Luftmolekülen und von der Geschwindigkeitsverteilung im (für die Rechnung) als reibungsfrei betrachteten Bereich außerhalb der Grenzschicht geprägt. Die wegen der Zähigkeit der Luft entstehenden Reibungskräfte bewirken ein Haften der Teilchen direkt an der Wand; diese versuchen die etwas weiter von der Körperkontur entfernten Teilchen abzubremsen. Andererseits versuchen die Teilchen in der Außenströmung die Moleküle am äußeren Rand der Grenzschicht mitzureißen, so daß die Geschwindigkeit der Teilchen von Null direkt an der Wand bis auf den Wert in der Außenströmung, wie er durch die Geschwindigkeitsverteilung bestimmt ist (vgl. Abb. 4), zunimmt. So entsteht also in der Grenzschicht ein sogenanntes *Geschwindigkeitsprofil* wie es in Abbildung 5 stark vergrößert dargestellt ist. Die Form des Geschwindigkeitsprofils ist zusammen mit der (sehr geringen) Dicke der Grenzschicht (mit dem griechischen Buchstaben δ bezeichnet) für den Reibungswiderstand an der Oberfläche des umströmten Körpers verantwortlich. Während rechnerisch die Geschwindigkeitsverteilung und daraus Auftriebs- und Momentenbeiwert ohne Berücksichtigung der Grenzschicht bestimmt werden, muß zur Berechnung des Widerstandsbeiwertes der Verlauf der Grenzschicht entlang der Profilkontur berechnet werden.

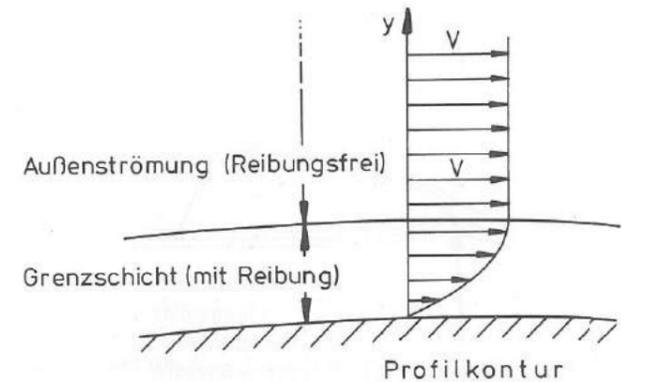


Abb. 5: Geschwindigkeitsprofil in der Grenzschicht

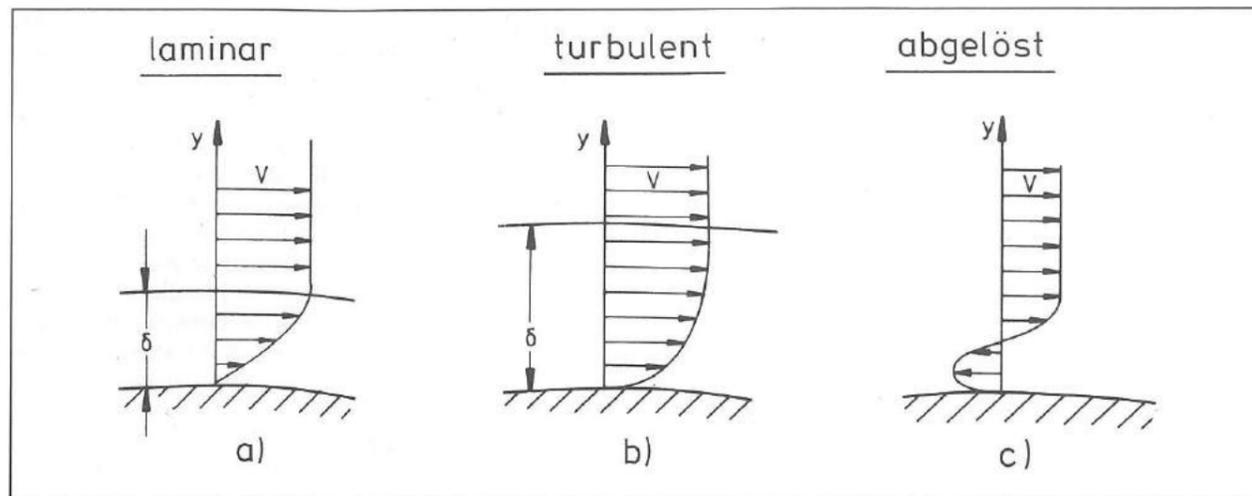


Abb. 6: Geschwindigkeitsprofile bei verschiedenen Zuständen der Grenzschicht

Der Druck in der Grenzschicht wird von der Druckverteilung in der Außenströmung bestimmt. Der mit dem Geschwindigkeitsabfall verbundene Druckanstieg, wie er zum Beispiel in Abb. 4 auf der Profiloberseite zu sehen ist, setzt sich auch in der Grenzschicht fort. Somit nimmt der Druck in der Grenzschicht beim Fortschreiten entlang der Profilkontur vom Geschwindigkeitsmaximum (= Druckminimum) her je nach Form der Geschwindigkeitsverteilung mehr oder weniger stetig zu. Der zunehmende Druck wirkt natürlich der Strömung in der Grenzschicht entgegen und kann sogar eine Umkehr der Strömungsrichtung in der Grenzschicht hervorrufen (Abb. 6c). In diesem Fall löst sich die Grenzschicht von der Kontur ab, was mit einer Widerstandszunahme verbunden und damit sehr unerwünscht ist.

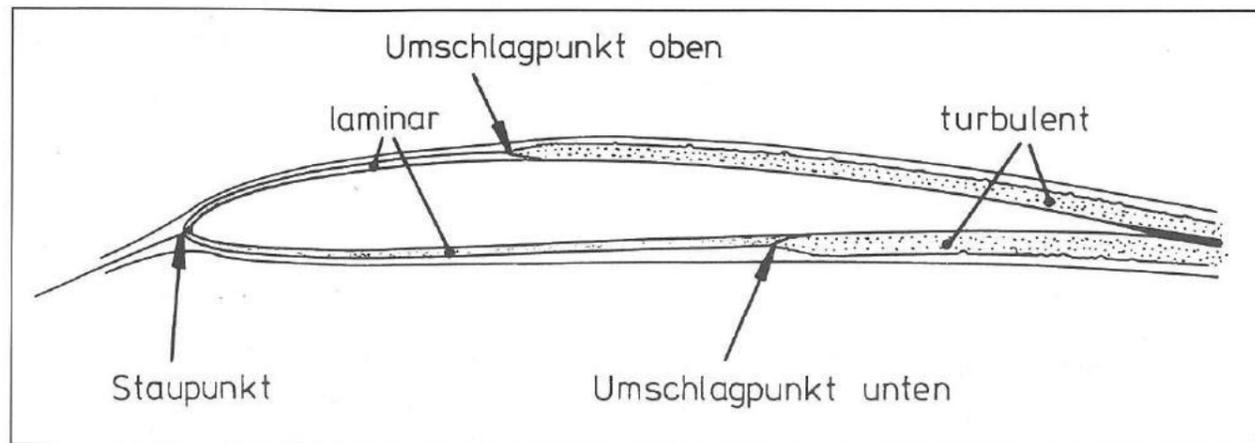
Die Strömung in der „gesunden“ Grenzschicht kann zwei grundverschiedene Strömungsformen annehmen (Abb. 6a und 6b). Die *laminare* Form finden wir in der ungestörten Strömung vor dem Profil. Vom Staupunkt ausgehend liegt daher zunächst laminare Strömung vor (Abb. 7). In der laminaren Grenzschicht bewegen sich die Teilchen in geordneten Schichten, ohne sich mit-

einander zu vermischen, weshalb sie auch keine Energie miteinander austauschen können. Im Gebiet des Druckanstiegs kann sich die laminare Grenzschicht deshalb dem wachsenden Gegendruck nicht lange widersetzen und löst leicht von der Profilkontur ab. Strömungsablösungen sind aber mit großem Widerstand verbunden und daher sehr unerwünscht. Andererseits wird die laminare Grenzschicht mit zunehmender Lauflänge entlang der Profiloberfläche dicker und träger, so daß sie schließlich instabil wird, worauf sie in die zweite Form, die *turbulente* Strömung umschlägt.

Die laminare Grenzschicht zeigt eine relativ langsame Steigerung der Geschwindigkeit mit zunehmendem Abstand von der Körperoberfläche (steile Tangente) und damit einen geringeren Reibungseinfluß an der Kontur (Abb. 6a).

In der turbulenten Strömung bewegen sich die Luftteilchen insgesamt zwar immer noch entlang der Profiloberfläche, aber in ungeordneter, wirbelliger Art, wobei sich die Teilchen auf ihren Bahnen vermischen und Energie austauschen können. Deshalb kann die turbulente Grenzschicht den wachsenden Gegendruck im Bereich des Druckanstiegs besser überwinden ohne zur Ablösung zu neigen.

Abb. 7: Grenzschichtentwicklung am Profil



Das entsprechende Geschwindigkeitsprofil der Grenzschicht zeigt einen völligen Verlauf (Abb. 6b) mit flacher Steigung an der Profiloberfläche, weshalb die turbulente Grenzschicht einen größeren Reibungswiderstand als die laminare Form hervorruft.

Die Stellen, an denen der Umschlag vom laminaren in den turbulenten Zustand erfolgt, bezeichnet man als *Umschlagpunkte*. Die Lage dieser Punkte hängt von der Reynoldszahl und vom Anstellwinkel (damit auch von der Druckverteilung um das Profil) und auch von äußeren Störungen (Vibrationen, Rauigkeit ...) ab.

Eigenschaften der Grenzschicht

● Abnehmende Re-Zahl ergibt bei gleichbleibender Strömungsform immer einen zunehmenden Widerstandsbeiwert c_w . Beispielsweise gilt für die laminar umströmte ebene Platte ohne Anstellwinkel:

$$c_w = 2,656 / \sqrt{Re}$$

Für die turbulent umströmte Platte gilt:

$$c_w = 0,148 / \sqrt[4]{Re}$$

Diese Widerstandsbeiwerte sind in Abbildung 8 über der Reynoldszahl aufgetragen.

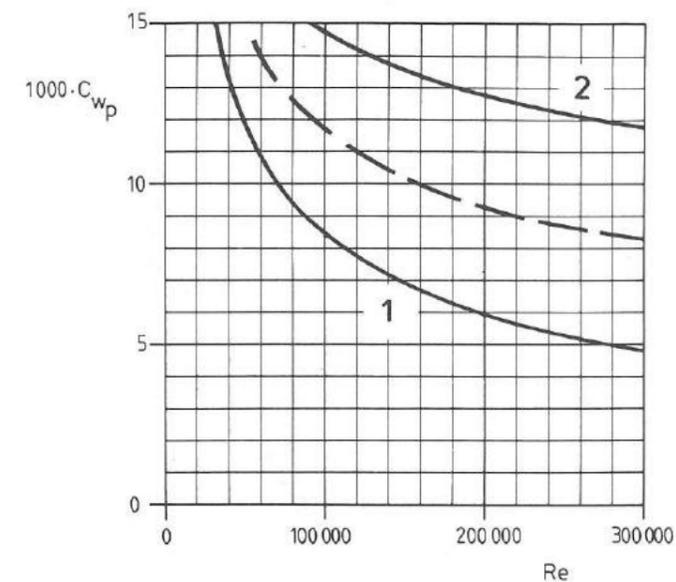


Abb. 8: Widerstandsbeiwert der ebenen Platte

Kurve 1: laminare Strömung
Kurve 2: turbulente Strömung

● Bei höheren Re-Zahlen ist der Widerstandsunterschied zwischen laminar und turbulent umströmter Platte größer als bei kleineren Re-Zahlen. Die laminare Strömung bringt also bei größeren Re-Zahlen mehr Vorteile als bei niedrigen Re-Zahlen. An einem Körper, der teils laminar, teils turbulent umströmt wird, muß man mit einem Widerstandsbeiwert zwischen laminarem und turbulentem Wert rechnen (im Diagramm gestrichelt).

● Bei den niedrigen Re-Zahlen des Diagramms tritt ohne äußere Störung nur die empfindliche, laminare Strömungsform auf; – diese Tatsache ist für das Verhalten von Modellflugprofilen bei niedrigen Reynoldszahlen kennzeichnend. Da sich die laminare Grenzschicht viel leichter von der Profiloberfläche ablöst, als die turbulente Grenzschicht, und dann hohen Widerstand erzeugt, muß versucht werden, die laminare Ablösung zu verhindern oder in Grenzen zu halten.

Die Aufgabe beim Entwurf eines Profils für den Einsatz bei niedrigen Reynoldszahlen besteht also darin, den wegen der Profildicke erforderlichen Druckanstieg so vorzunehmen, daß ein Ablösen der laminaren Grenzschicht von der Kontur ablösen möchte sollte der Umschlag in den turbulenten Zustand erfolgen.

Die *laminare* Ablösung wird auch durch Wellen in der Kontur erleichtert, so daß beim Entwurf und beim Bau von Profilen durch einwandfreie Ausführung ein Ablösen vor dem Umschlag in die turbulente Strömungsform verhindert werden muß (Die Ablösung der *turbulenten* Schicht bringt weniger Widerstand, da sie weiter hinten am Profil erfolgt, so daß das nachfolgende Ablösegebiet kleiner ist).

Wenn die Geschwindigkeits- oder Druckverteilung des Profils bekannt ist, kann die Ablösestelle recht genau berechnet werden. Dicke Profile und Profile bei höheren Anstellwinkeln (Auftrieb) erhöhen die Ablösegefahr auf der Oberseite, weil hier der Druckanstieg groß ist.

● Der Umschlag von laminarer in turbulente Grenzschicht kann künstlich durch einen Turbulator oder auf natürliche Art durch einen sanften Beginn des Druckanstiegs hervorgerufen werden. Der Umschlagpunkt wandert mit zunehmender Re-Zahl nach vorne und mit abnehmender Re-Zahl in Richtung der Endleiste. Ein günstiger Widerstandsbeiwert wird erreicht, wenn die Grenzschicht möglichst lange laminar gehalten wird und kurz vor dem laminaren Ablösen zum Umschlag gebracht wird.

● Im Re-Zahl-Bereich des Modellfluges kann man aber die laminare Ablösung örtlich meist nicht verhindern. Die laminar abgelöste Strömung ist aber glücklicherweise viel instabiler als vor der Ablösung, so daß sie leicht in den turbulenten Zustand umschlägt und sich dann in vielen Fällen turbulent wieder an die Profiloberfläche anlegt. Man hat dann also nur ein begrenztes, lokales *laminare* Ablösegebiet. Diese Erscheinung

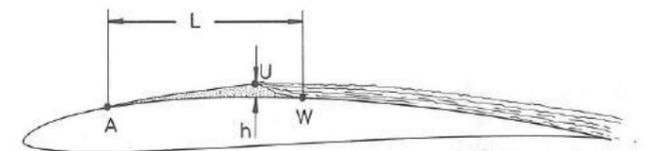


Abb. 9: Die laminare Ablöseblase

A Ablösepunkt
U Umschlagpunkt
W Wiederanlegepunkt
h Höhe der Blase
L Länge der Ablöseblase

nennt man *laminare Ablöseblase*. Bereits F. W. Schmitz hat dieses Phänomen erkannt und untersucht [2].

Die Gesetzmäßigkeiten der Ablöseblase haben für die Leistungsfähigkeit der Modellflugprofile bei Re-Zahlen zwischen 30 000 und 200 000 entscheidende Bedeutung. In Abbildung 9 sind die wichtigsten geometrischen Maße einer Ablöseblase skizziert.

Die Blasenlänge hängt direkt von der Re-Zahl ab; eine Halbierung der Re-Zahl verdoppelt die Blasenlänge L und umgekehrt. Entscheidend für die Wirkung der Blase ist aber ihre Höhe h . Ist h zu groß, dann erreicht der Turbulenzkeil die Oberfläche nicht mehr, es gibt keinen Wiederanlegepunkt und wir haben eine vollständige laminare Ablösung. Es ist also sehr wichtig, die Blasenlänge möglichst klein zu halten, wenn sich schon die Ablöseblase nicht vermeiden läßt. Auch wenn sich die Strömung wieder turbulent an die Profiloberfläche anlegt, ist die Blasenlänge maßgebend für die Dicke der nachfolgenden, turbulenten Grenzschicht und damit auch für die Wirkung der Blase auf den Profilwiderstand.

Die Tendenz der Ablösestromlinie, die Wand zu verlassen hängt stark von dem Druckanstieg der reibungsfreien Außenströmung hinter der Ablösestelle A ab; je größer der Druckanstieg, desto größer wird die Blasenlänge und damit die Blasenwirkung.

In der Blase selbst ist der Druck konstant. Hätte die Außenströmung dort keinen Druckanstieg, so würde die Ablösestromlinie am Profil bleiben und wir hätten die Blasenlänge Null. Da wir aber den Druckanstieg nicht vermeiden können, wenn wir die Profilober- und -Unterseite an der Endleiste wieder vereinigen wollen, muß er im Bereich einer laminaren Ablöseblase möglichst gering sein um die Blasenlänge und damit den Widerstandszuwachs nicht in die Höhe zu treiben. Erst nach dem turbulenten Anlegen in Punkt W dürfen wir wieder größere Druckanstiege zulassen.

All diese Überlegungen gelten jedoch nur für einen Anstellwinkel mit der zugehörigen Druckverteilung. Bei anderen Anstellwinkeln erhalten wir andere Druckverteilungen und damit auch andere Blasenlängen und -Höhen. Man muß daher beim Profilentwurf gewisse Kompromisse eingehen, damit ein Profil nicht nur für einen Flugzustand sondern über einen weiten Einsatzbereich gute Leistungen zeigt. Profile für niedrige Re-Zahlen dürfen wegen der Re-Zahl-Abhängigkeit der Blasenlänge nur einen geringen Druckanstieg aufweisen und müssen daher relativ dünn sein. Im höheren Re-Zahl-Bereich können dickere Profile mit einem breiteren nutzbaren Anstellwinkelbereich zum Einsatz kommen.

4.3 Die Lage der Umschlag- und Ablösepunkte

Da sich die Position von Umschlag- und Ablösepunkt von Anstellwinkel zu Anstellwinkel ändert, trägt man den Ort dieser Punkte in Abhängigkeit vom Auftriebsbeiwert in ein Diagramm ein (Abb. 10).

Auf den ersten Blick erscheint diese Darstellung wegen der vielen Linien etwas verwirrend; greift man sich aber einen c_a -Wert heraus, beispielsweise $c_a = 0,8$ so trifft

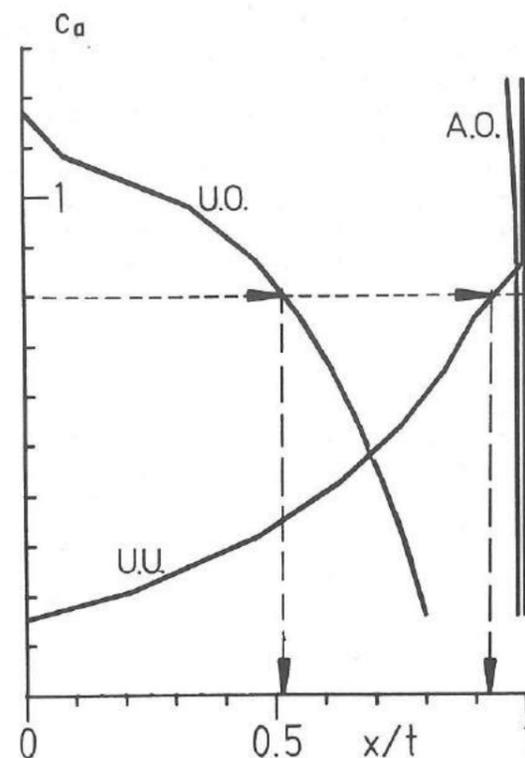


Abb. 10: Umschlag- und Ablöselinien am E 64 bei $Re = 100000$
 U.O. Umschlag Oben
 U.U. Umschlag Unten
 A.O. Ablösung Oben
 A.U. Ablösung Unten

man von der c_a -Achse waagrecht nach rechts gehend zunächst auf die Umschlaglinie der Oberseite (U.O.) und kann vertikal nach unten peilend die Lage des Umschlagpunktes bei etwa 52 % der Profiltiefe ablesen. Geht man auf der waagrechten Linie weiter, so findet man den Umschlagpunkt auf der Profilunterseite (U.U.) bei 93 % der Tiefe und schließlich die Ablösung der turbulenten Grenzschicht bei etwa 98 % der Tiefe. Das Profil wird also bei $c_a = 0,8$ auf der Oberseite zu 52 % laminar und zu 46 % turbulent umströmt, während auf der Unterseite der laminare Anteil 93 % beträgt. Der turbulent abgelöste Bereich ist mit zwei Prozent der Tiefe sehr gering. Erhöhen wir den Anstellwinkel und damit den Auftriebsbeiwert, so sehen wir, daß der Umschlagpunkt auf der Oberseite nach vorne wandert und gleichzeitig das Ablösegebiet oben wächst. Auf der Unterseite zeigt sich das umgekehrte Bild. Bei einem Auftriebsbeiwert von etwa 1,15 schlägt die Strömung sofort an der Nase in die turbulente Form um und es wird keine weitere Erhöhung des Auftriebs mehr möglich.
 – Der maximale Auftriebsbeiwert $c_{a\max}$ ist erreicht.

4.4 Blasenwarnung und kritische Reynoldszahl

In den Widerstandspolaren $c_a = f(c_w)$ der Polardiagramme sind sogenannte Blasenwarnungen in Form von kleinen Dreiecken eingezeichnet. Weist das

Dreieck mit der Spitze nach unten, so wird vor einer Ablöseblase auf der Unterseite gewarnt, bei nach oben weisender Spitze ist eine Blase auf der Oberseite zu erwarten. Blasenwarnungen für Ober- und Unterseite ergeben in der Kombination ein sechszackiges Sternchen. Tritt diese Blasenwarnung häufiger auf, so ist in der Regel eine ausgeprägte Wirkung der Ablöseblase mit erhöhtem Widerstand zu erwarten, die rechnerisch zur Zeit nicht berücksichtigt wird. Bei Windkanalmessungen in diesem Bereich wird man meist eine sehr große laminare Ablöseblase oder gar vollständige laminare Ablösung feststellen mit Widerstandsbeiwerten die leicht ein Mehrfaches der blasenfreien Werte erreichen können (siehe Kapitel 14). Man spricht dann vom *unterkritischen* Strömungszustand, im Gegensatz zur *überkritischen* Strömung ohne große Blasenwirkung. Als *kritische Reynoldszahl* bezeichnet man die Re-Zahl, bei der die Blase sich stark auszuwirken beginnt, bzw. bei der sich eine komplette laminare Ablösung ausbildet.

5. Eppler-Profile

Nachdem wir nun gesehen haben, wie wichtig die Geschwindigkeits- und Druckverteilung für die Entwicklung der Grenzschicht und damit für die Profileigenschaften ist, wäre es schön, wenn wir unsere Profile so entwerfen könnten, daß wir die Strömung um das gewünschte Profil zum Beispiel in Form einer Geschwindigkeitsverteilung vorgeben. Diese Vorgabe müßte dann natürlich so erfolgen, daß wir die Effekte laminare und turbulente Ablösung und auch die

laminare Ablöseblase kontrollieren bzw. vermeiden können.

Genau ein solches Verfahren hat Prof. Dr. R. Eppler aber im Jahre 1957 erstmals veröffentlicht und seither stetig weiterentwickelt. Alle in dieser Broschüre veröffentlichten Profile wurden von Prof. Dr. Eppler mit seinem Verfahren berechnet, weshalb die wiedergegebenen Polaren auch als theoretische Polaren bezeichnet werden. Als Rechenanlage dienten verschiedene Großrechenanlagen an der Universität Stuttgart. Die Nummerierung der Profile enthält keine systematischen Angaben, vielmehr wurden die Profile etwa fortlaufend nummeriert und teilweise in Gruppen für bestimmte Einsatzzwecke zusammengefaßt.

6. Benutzung der Polardiagramme

Die abgebildeten Polardiagramme stellen in Kombination die Widerstands-, Auftriebs- und Momentenpolaren für meist drei konstante Reynoldszahlen dar. Zusätzlich ist in die selbe Darstellung noch die Lage der Umschlag- und Ablösepunkte eingezeichnet, wodurch ein kompaktes Diagramm mit einer Vielzahl von Informationen entsteht (Abb. 11).

Die *Widerstandspolare* finden wir im linken Teil des kombinierten Polardiagramms. Hier sind auch die bereits erläuterten Blasenwarnungen eingetragen. Legt man durch den Punkt $c_a = 0$ und $c_w = 0$ eine Tangente an die Widerstandspolare, so findet man den Berührungspunkt als den Punkt des besten Gleitens ($c_a/c_w = \text{maximal}$). Da die Widerstandsbeiwerte sehr klein sind, ist im Diagramm die c_w -Achse um den Faktor 100 gegenüber der

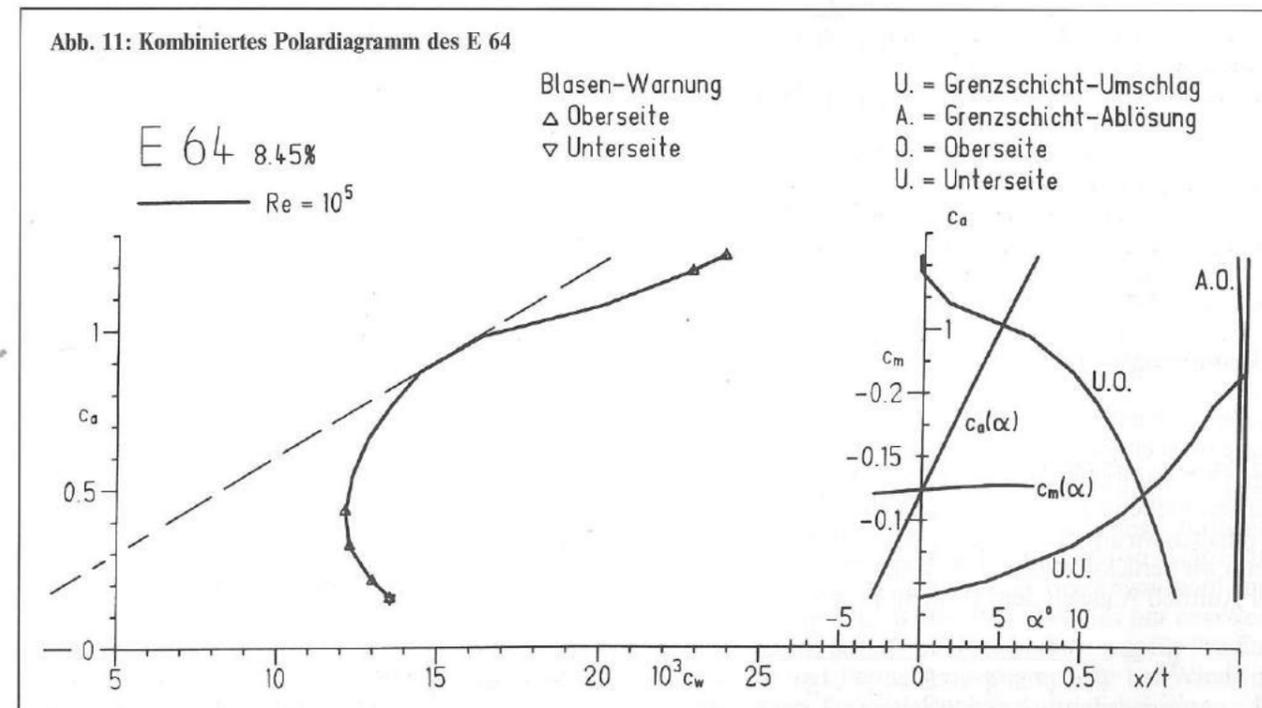


Abb. 11: Kombiniertes Polardiagramm des E 64

E 64 8,45%
 $Re = 10^5$
 Blasen-Warnung
 Δ Oberseite
 ∇ Unterseite
 U. = Grenzschicht-Umschlag
 A. = Grenzschicht-Ablösung
 O. = Oberseite
 U. = Unterseite

c_a -Achse gestreckt und die Beschriftung nochmals mit 10^3 multipliziert (abgelesene 10 bedeuten $10/1000 = 0,01$ als c_w -Wert).

Weiter rechts sind *Auftriebspolare* und *Momentenpolare* gemeinsam über dem Anstellwinkel α aufgetragen. Hier kann im Schnittpunkt der Auftriebspolar $c_a = f(\alpha)$ mit der α -Achse die Nullauftriebsrichtung des Profils abgelesen werden. Die Momentenpolare zeigt einen nahezu horizontalen Verlauf. Den Wert des Momentbeiwerts können wir später zur Bestimmung der Schwerpunktlage benutzen. — Normale, gewölbte Profile haben einen negativen Momentbeiwert (im Diagramm nach oben aufgetragen), und sind damit ohne Leitwerk nicht eigenstabil zu fliegen. Symmetrische Profile haben $c_m = 0$ und zeigen ein indifferentes Verhalten ohne Leitwerk. Profile mit S-Schlag schließlich mit positivem Momentbeiwert sind auch ohne Leitwerk stabil zu fliegen. — All diese Bemerkungen zur Stabilität gelten nur für ungefeilte Flügel; gefeilte Flügel lassen sich auch aus Profilen mit negativem Momentbeiwert aufbauen und durch geeignete Pfeilung und Schränkung stabilisieren, weitere Hinweise gibt die Spezialliteratur über Nurflügel und Schwanzlose [3]. Schließlich ist ganz rechts die Lage der Umschlag- und Ablösepunkte über der Profiltiefe aufgetragen.

7. Die Gesamtpolare

Bisher haben wir nur die Polaren von Profilen kennengelernt. Diese Polaren gelten allerdings nur für einen Flügel mit unendlich großer Spannweite ohne Rumpf und ohne Leitwerk. Um die Polare des gesamten Modells zu bestimmen ist es notwendig, den Widerstand infolge der begrenzten Spannweite (induzierter Widerstand) und den schädlichen Widerstand von Rumpf, Leitwerk und sonstigen Teilen mit zu berücksichtigen.

Wir müssen daher folgende Bilanz für die Beiwerte aufstellen:

Profilwiderstand	$c_{w p}$
+ induzierter Widerstand	$c_{w i}$
+ schädlicher Widerstand	$c_{w s}$
= Gesamtwiderstand	$c_{w ges}$

● Profilwiderstand:

Dieser Widerstand ist von der Re-Zahl und dem Anstellwinkel (Auftriebsbeiwert) abhängig, so daß wir zunächst Auftriebsbeiwert und Re-Zahl bestimmen müssen. Geben wir dazu die Fluggeschwindigkeit v vor, so erhalten wir aus der Definition des Auftriebsbeiwerts wenn wir berücksichtigen, daß im stationären Gleitflug der Auftrieb A gleich dem Gewicht $m \cdot g$ sein muß:

$$c_a = \frac{A}{\frac{\rho}{2} \cdot v^2 \cdot S} = \frac{m \cdot g}{\frac{\rho}{2} \cdot v^2 \cdot S}$$

und die Reynoldzahl aus:

$$Re = v \cdot t \cdot 70\,000$$

Mit diesen beiden Werten können wir in den Profilpolaren den Widerstandsbeiwert $c_{w p}$ des Profils ablesen¹.

● induzierter Widerstand:

Der induzierte Widerstandsbeiwert steigt mit dem Auftriebsbeiwert des Flügels.

$$\text{Definiert man die Flügelstreckung } \Lambda = \frac{b^2}{S_F},$$

so kann man den induzierten Widerstand vereinfacht schreiben als:

$$c_{w i} = \frac{c_a^2}{\pi \cdot \Lambda} \cdot (1 + k)$$

k hängt von der Flügelgeometrie ab und wird bei schlanken Segelflugmodellflügeln etwa 0,05, beim unverwundenen Ellipsenflügel Null und bei geringen Streckungen (Λ kleiner als 8) etwa 0,02 betragen.

● schädlicher Widerstand:

Der schädliche Widerstandsbeiwert schließlich wird hervorgerufen vom Rumpf, den Leitwerken, Fahrwerken, Antennen etc. Sein Widerstandsbeiwert wird etwa betragen:

- $c_{w s} \approx 0,008$ bei großen Segelflugmodellen
- $c_{w s} \approx 0,010$ bei kleinen Segelflugmodellen
- $c_{w s} \approx 0,015$ bei günstigen Motorflugmodellen
- $c_{w s} \approx 0,020$ bei normalen Motorflugmodellen

● Beispiel:

Rechteckflügel	Spannweite	$b = 2 \text{ m}$
	Tiefe	$t = 0,25 \text{ m}$
	Modellmasse	$m = 2 \text{ kg}$
	Profil	E 211

● Flügelfläche: $S_F = b \cdot t = 2 \cdot 0,25 = 0,5 \text{ m}^2$

● Streckung: $\Lambda = b^2/S_F = 2^2/0,5 = 8$

Außerdem können wir berechnen:

¹ Hat der Flügel Trapezgestalt, so können wir näherungsweise für die Bestimmung der Re-Zahl die mittlere Flügeltiefe

$$t_m = 2/3 \cdot \frac{1 + \Lambda + \Lambda^2}{1 + \Lambda} \cdot t_i \quad \text{mit: } \Lambda = t_a/t_i$$

verwenden oder besser den Flügel in viele kleine Rechteckflügelchen aufteilen, für jedes Flügelchen Re und $c_{w p}$ bestimmen und aufaddieren.

v	c_a	Re	$c_{w p}$	$c_{w i}$	$c_{w s}$	$c_{w ges}$	E	v_s
7,8	1,05	136 000	0,0200	0,0483	0,01	0,0783	13,41	0,58
8	1,00	140 000	0,0190	0,0438	0,01	0,0728	13,74	0,58
10	0,64	175 000	0,0128	0,0179	0,01	0,0407	15,72	0,63
12	0,44	210 000	0,0100	0,0085	0,01	0,0285	15,44	0,78
16	0,25	280 000	0,0080	0,0027	0,01	0,0207	12,08	1,33
20	0,16	350 000	0,0078	0,0011	0,01	0,0181	8,84	2,26
30	0,07	525 000	0,0060	0,0002	0,01	0,0162	4,32	7,00

● minimale Fluggeschwindigkeit:

$$v_{min} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S_F \cdot c_{a max}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 2 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 0,5 \cdot 1,2}} = 7,31 \text{ m/s}$$

● Beginn der Rechnung

● Vorgabe der Fluggeschwindigkeit: $v = 10 \text{ m/s}$

● Auftriebsbeiwert: $c_a = \frac{2 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 10^2 \cdot 0,5} = 0,64$

● Reynoldszahl: $Re = 10 \cdot 0,25 \cdot 70\,000 = 175\,000$

● Profilpolare liefert: $c_{w p} = 0,0128$

● Rechnung: $c_{w i} = \frac{0,64^2}{\pi \cdot 8} \cdot (1 + 0,1) = 0,0179$

● Annahme: $c_{w s} = 0,01$

● Summe: $c_{w ges} = 0,0128 + 0,0179 + 0,01 = 0,0407$

● Gleitzahl: $E = \frac{c_a}{c_{w ges}} = \frac{0,64}{0,0407} = 15,72$

● Steigzahl: $\varepsilon = \frac{c_a^{3/2}}{c_{w ges}} = \frac{0,64^{1,5}}{0,0407} = 12,57$

● Sinkgeschwindigkeit:

$$v_s = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S_F \cdot c_a} \cdot \frac{c_{w ges}}{c_a}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 2 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 0,5 \cdot 0,64} \cdot \frac{0,0407}{0,64}} = 0,63 \text{ m/s}$$

(Kein besonders berauschendes Ergebnis bei dieser Beispielrechnung!)

Nun können nach dem gleichen Schema weitere Rechendurchläufe stattfinden, wozu ein einfacher, programmierbarer Taschenrechner hilfreich ist. Berechnet man genügend weitere Punkte, so erhält man etwa obenstehende Tabelle.

Die Gesamtpolare des Beispiels kann auf verschiedene Arten dargestellt werden (Abb. 12, Abb. 13 und Abb. 14).

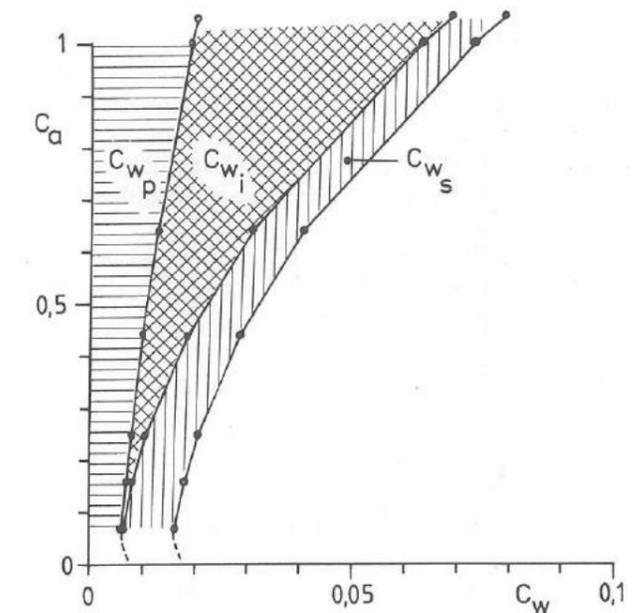
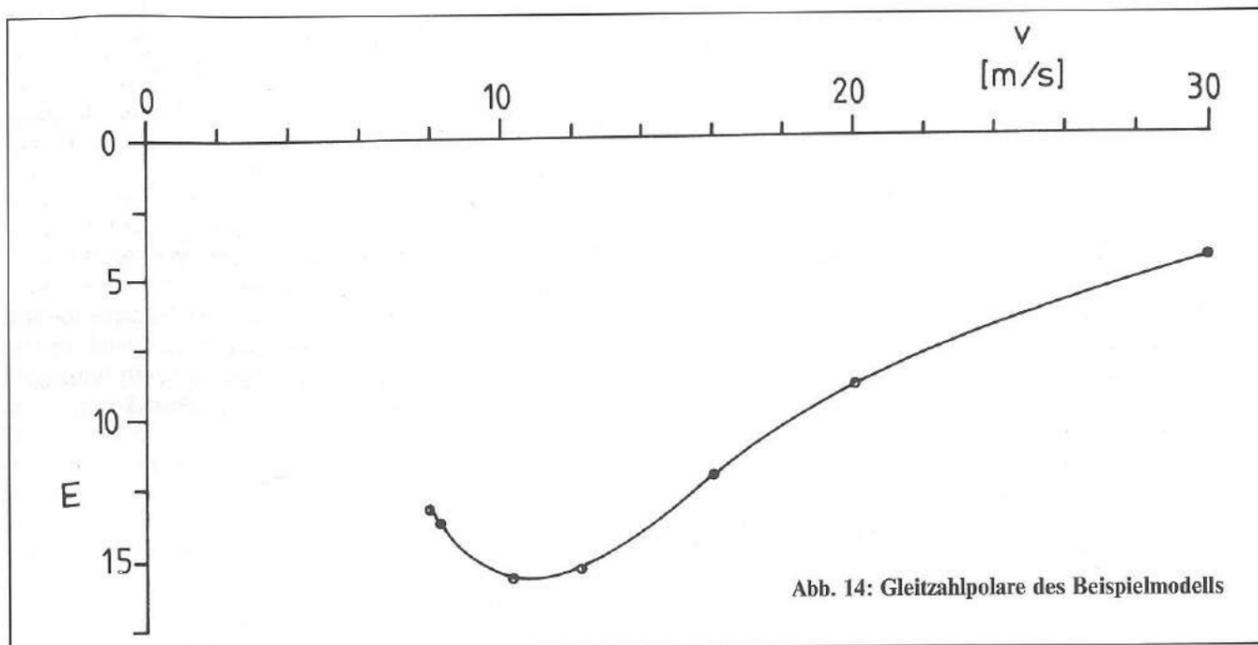
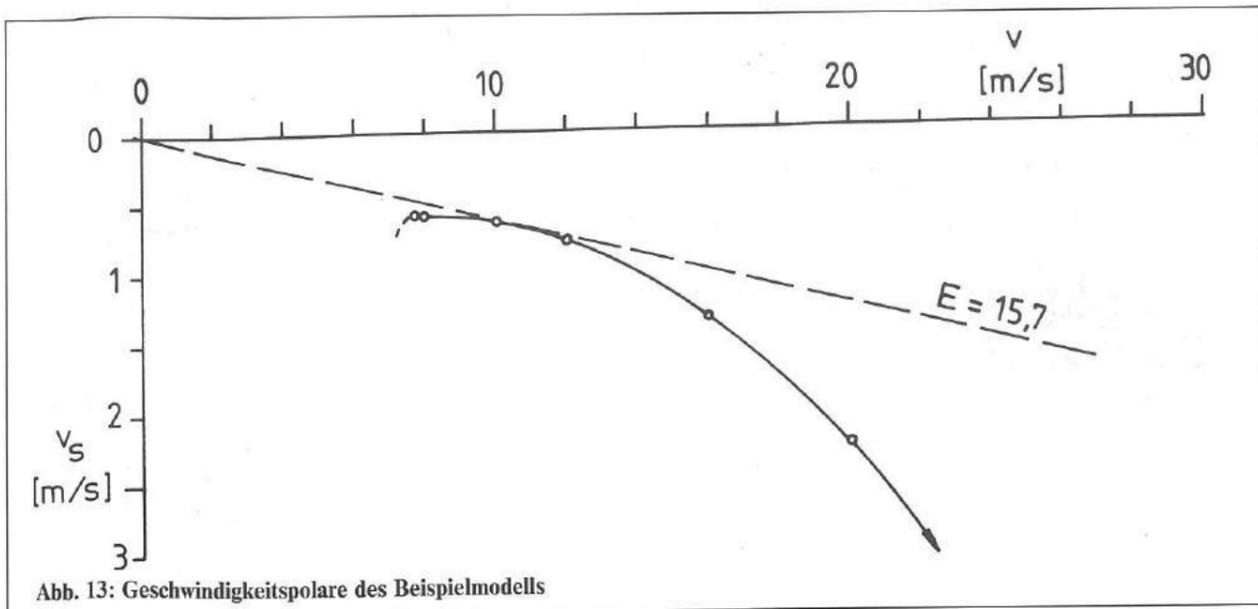


Abb. 12: Widerstandspolare des Beispielmodells

Die geringste Sinkgeschwindigkeit v_s erscheint bei einem Segelflugmodell als das entscheidende Maß, für die Fähigkeit des Modells möglichst lange zu fliegen oder in der Thermik möglichst schnell zu steigen. Bei genauerer Betrachtung unserer Ergebnisse wird man aber zu dem Schluß kommen, daß dies nur eine Seite des Fliegens ist und uneingeschränkt nur für Freiflugmodelle und Fernlenksegelflugmodelle bei Windstille gelten kann. Da bei den hohen Auftriebsbeiwerten c_a im

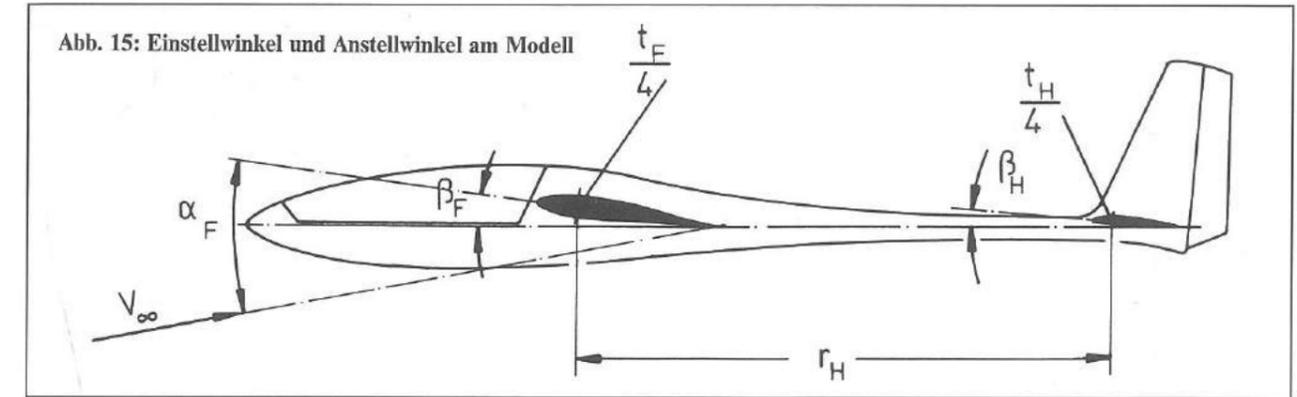


Punkt des geringsten Sinkens (größte Steigzahl (c_a^3/c_w^3)) aber auch die Fluggeschwindigkeit sehr gering sein wird, kann das Modell schon bei geringen Windgeschwindigkeiten nicht mehr gegen den Wind fliegen. Das Modell sollte also auch einen möglichst flachen Gleitwinkel bei höheren Geschwindigkeiten besitzen um auch bei stärkerem Wind große Strecken mit geringem Höhenverlust zurücklegen zu können. Diese Zusammenhänge sieht man besonders gut in der Geschwindigkeitspolare (Abb. 13). Aufgetragen ist hier auf der horizontalen Achse die Fluggeschwindigkeit v und auf der vertikalen Achse nach unten die Sinkgeschwindigkeit v_s . Legt man durch den Punkt mit $v = 0$ und $v_s = 0$ eine Tangente an die Polare, so findet man den Punkt des besten Gleitens, auf die gleiche Art also wie in der Widerstandspolare des Profils oder des

Modells. Verschiebt man den Fußpunkt der Tangente zum Beispiel nach rechts zu höheren Geschwindigkeiten, dann erhält man den flachsten Gleitwinkel bei Gegenwind und beim Verschieben nach unten bei entsprechend starkem Aufwind. Aus der Gleitzahlpolare (Abb. 14) läßt sich sehr einfach die Gleitzahl bei jeder Fluggeschwindigkeit ablesen und damit auch die beste Gleitzahl.

8. Der Einstellwinkel

Als Einstellwinkel β bezeichnet man den Winkel zwischen der x-Achse des Profils und der Rumpflängsachse. Bildet man die Differenz der Einstellwinkel von



Flügel und Höhenleitwerk, also:

$$\beta_{\text{Flügel}} - \beta_{\text{Höhenleitwerk}}$$

so erhält man als Ergebnis die Einstellwinkeldifferenz (EWD); – nicht verwechseln mit dem Einstellwinkel darf man den bereits bekannten Anstellwinkel α , der den Winkel zwischen Anströmrichtung und der x-Achse des Profils angibt (Abb. 15)

Für die Wahl des günstigsten Einstellwinkels ist der Einsatzbereich des Modells maßgebend. Bei einem reinen Thermiksegler wird man den Anstellwinkel des geringsten Sinkens wählen, bei einem Hangsegelflugmodell dagegen eher den Anstellwinkel des besten Gleitens. Der Einstellwinkel sollte so festgelegt werden, daß der Widerstand des Rumpfes gering ist. Das bedeutet, der Rumpf sollte möglichst in Richtung seiner Längsachse angeströmt werden. Dabei ist zu berücksichtigen, daß der Rumpfwiderstand als Anteil am schädlichen Widerstand im Schnellflug bei geringen c_a -Werten stärker zu Buche schlägt als im Langsamflug, wo der induzierte Widerstand den größten Beitrag zum Gesamtwiderstand liefert. Man wird also den Einstellwinkel am Rumpf mehr in Richtung Schnellflug festlegen, was aber im Langsamflug zur Folge hat, daß das Rumpfeende wegen des dann notwendigen größeren Anstellwinkels etwas aus der Horizontalen nach unten hängen wird. Daher ist hier eventuell aus ästhetischen Gründen ein Kompromiß zu finden.

● Beispiel:

Unser Beispielmodell mit dem Profil E 64 soll für den Thermikflug eingesetzt werden. Aus den berechneten Werten finden wir das geringste Sinken bei einer Fluggeschwindigkeit v von 8 m/s. Aus der berechneten Tabelle können wir den zugehörigen Auftriebsbeiwert des Profils zu $c_a = 1,0$ entnehmen. In der Auftriebspolare des Profils lesen wir den zugehörigen Anstellwinkel $\alpha = 4,6^\circ$ ab. Wenn wir nur Thermikflüge betreiben möchten, so bauen wir den Flügel mit diesen $4,6^\circ$ als Einstellwinkel am Rumpf an. Wenn wir aber auch hin und wieder einmal Strecken zurücklegen möchten, finden wir für den Punkt des besten Gleitens den erforder-

lichen Anstellwinkel zu $\alpha = 1,5^\circ$ bei $c_a = 0,64$. Für den Allroundeinsatz können wir daher getrost einen Einstellwinkel von etwa 3° am Rumpf vorsehen.

9. Der Schwerpunkt

Damit wir ein Modell angenehm fliegen können, muß es über ein gewisses Maß an Längsstabilität verfügen. Die Längsstabilität hängt ab von der Größe S_H und dem Hebelarm r_H des Höhenleitwerks sowie auch von der Schwerpunktlage. Die Schwerpunktlage ist in der Regel nur für einen Flugzustand optimal, für andere, abweichende Zustände muß nachgetrimmt werden. Die Schwerpunktlage hängt nicht von der Größe des Momentenbeiwertes des verwendeten Profils ab. Ein hoher (negativer) Momentenbeiwert erfordert große Leitwerke und große Leitwerkshebelarme. Die erforderliche Fläche des Höhenleitwerks läßt sich mit der folgenden einfachen Formel abschätzen:

$$S_H = k_m \cdot \frac{S_F \cdot t}{r_H}$$

k_m hängt vom Momentbeiwert des Profils ab:

$$k_m \approx 0,5 \quad \text{für Profile mit } c_m \text{ bis } -0,1$$

$$k_m \approx 0,6 \quad \text{für Profile mit } c_m \text{ bis } -0,2$$

Der Schwerpunkt kann so gelegt werden, daß seine Lage mit dem Angriffspunkt aller Kräfte am Flügel zusammenfällt. Das Leitwerk wird dann keinen Auf- oder Abtrieb liefern.

Der Ort, an dem alle Luftkräfte des Flügels angreifen, wird als *Druckpunkt* bezeichnet (Abb. 16). Seine Lage wird hängt von Auftriebs- und Momentbeiwert im augenblicklichen Flugzustand ab und läßt sich berechnen nach ²:

² Alle Berechnungen gelten nur für Flügel, deren $t/4$ -Linie gerade, ohne Pfeilung verläuft, bei stärkerer Pfeilung müssen andere Formeln angewendet werden. – Hat der Flügel Trapezgestalt, so müssen wir wieder die mittlere Flügeltiefe

$$t_m = 2/3 \cdot \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \cdot t_1 \quad \text{mit: } \lambda = t_2/t_1 \text{ verwenden.}$$

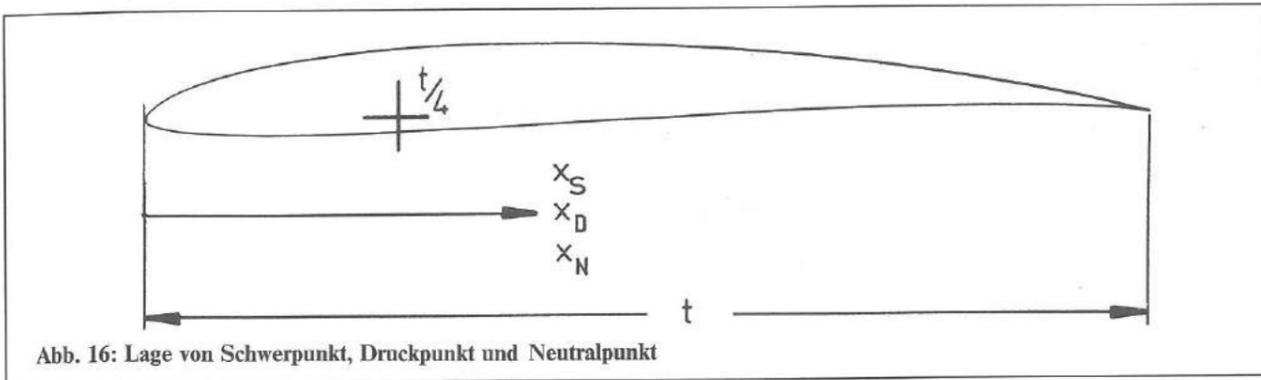


Abb. 16: Lage von Schwerpunkt, Druckpunkt und Neutralpunkt

$$x_D = t \cdot \left(0,25 - \frac{c_m}{c_a}\right)$$

Für die Festlegung des Schwerpunktes ist es notwendig, den *Neutralpunkt* des Modells zu kennen. Die Momente, die um den Neutralpunkt wirken sind in jeder Flugphase konstant, der Neutralpunkt behält also seine Position im Gegensatz zum Druckpunkt *unabhängig* vom Flugzustand bei.

Damit ein Flugmodell stabil fliegen kann, muß der Schwerpunkt *vor* dem Neutralpunkt des Modells liegen. Liegt der Schwerpunkt im Neutralpunkt, so erhalten wir ein indifferentes Flugverhalten, das heißt, nach einer Störung (Bö oder Ruderausschlag) kehrt das Modell nicht wieder in seine Ausgangslage zurück. Wird der Schwerpunkt des Modells zurück bis *hinter* den Neutralpunkt gelegt, so wird das Modell instabil und damit unfliegar. Die Lage des Neutralpunktes wird nur von der Geometrie des Modells bestimmt und kann berechnet werden nach:

$$x_N = \frac{t}{4} + r_H \cdot \frac{S_H}{S_F} \cdot k_g$$

k_g hängt von Flügel- und Leitwerksstreckung ab:

$$k_g \approx 0,4 \text{ für } \Lambda_F = 19 \text{ und } \Lambda_H = 8$$

$$k_g \approx 0,6 \text{ für } \Lambda_F = 4 \text{ und } \Lambda_H = 3$$

Der Schwerpunkt sollte etwa 10 % - 20 % vor den Neutralpunkt gelegt werden um eine ausreichende Längsstabilität zu sichern.

● Beispiel: Unser Modell soll für den Allroundeinsatz mit einem Anstellwinkel von 3°, dem Auftriebsbeiwert $c_a = 0,8$ und dem Momentenbeiwert $c_m = -0,127$ fliegen. Die Lage des Druckpunktes ergibt sich zu:

$$x_D = 0,25 \cdot \left(0,25 - \frac{(-0,127)}{0,8}\right) =$$

$$0,25 \cdot (0,25 + 0,159) =$$

$$0,102 \text{ m} = 102 \text{ mm}$$

Die Größe des Höhenleitwerks bestimmt man aus:

$$S_H = k_m \cdot \frac{S_F \cdot t}{r_H} = 0,55 \cdot \frac{0,5 \cdot 0,25}{1,0} = 0,0688 \text{ m}^2$$

Die Lage des Neutralpunktes kann nun berechnet werden:

$$x_N = \frac{t}{4} + r_H \cdot \frac{S_H}{S_F} \cdot k_g =$$

$$\frac{0,25}{4} + 1,0 \cdot \frac{0,0688}{0,5} \cdot 0,5 = 0,1313 \text{ m}$$

Mit einer Vorlage von 15 % ergibt sich die Position des Schwerpunktes:

$$x_S = x_N \cdot 0,85 = 0,1116 \text{ m} = 111,6 \text{ mm}$$

Der Schwerpunkt muß also etwa 112 mm hinter die Nasenleiste gelegt werden. Da die Luftkräfte im Druckpunkt 102 mm hinter der Profelnase angreifen und der Schwerpunkt im Abstand von 112 mm fixiert wurde muß das Leitwerk in diesem Fall Auftrieb liefern um ein Gleichgewicht im Flug zu gewährleisten. Fliegen wir etwas schneller, beispielsweise mit $c_a = 0,4$, dann erhalten wir eine Druckpunktlage bei $x_D = 142 \text{ mm}$ und damit Abtrieb am Leitwerk.

10. Wahl der Streckung

Bei der Berechnung der Gesamtpolare in Kapitel 7 wurde die Flügelstreckung $\Lambda = b^2/S_F$ eingeführt. Die Streckung (auch als *Seitenverhältnis* bezeichnet) ist ein Maß für die Schlankheit eines Flügels in der Draufsicht. Hohe Streckung bedeutet schlanke Flügel, geringe Streckung entsprechend breite Flügel.

Wie wir gesehen haben, erhalten wir mit einer großen Streckung einen geringen *induzierten Widerstand*. Bei gleicher Spannweite muß aber ein Flügel großer Streckung eine geringere Flügeltiefe und eine geringere Flügelfläche haben. Durch die kleinere Flügeltiefe verkleinert sich auch die Re-Zahl (bei konstanter Fluggeschwindigkeit) was den *Profilwiderstand* erhöht. Gleichzeitig müssen wir wegen der geringeren Flügelfläche mit einem höheren Auftriebsbeiwert c_a fliegen, wenn wir die Fluggeschwindigkeit konstant halten wollen. Diese Zusammenhänge sind nicht so einfach zu durchschauen und eigentlich am besten durch Berechnung

der Gesamtpolare für verschiedene Streckungen zu untersuchen.

Etwas einfacher können wir vorgehen, wenn wir aus der Profilpolare einen Auftriebsbeiwert c_a für den Einsatzpunkt wählen (z.B. bestes Gleiten). Außerdem legen wir die gewünschte Re-Zahl fest, bei unserem Profil E 64 sollten wir bei $c_a = 0,8$ eine Re-Zahl von 80 000 erreichen, obwohl die Polare bei $Re = 60 000$ keine Blasenwarnungen mehr zeigt.

Mit diesen beiden Werten können wir nun aus Abbildung 17 die maximal erlaubte Flügelstreckung ablesen. Dort ist für verschiedene Re-Zahlen die Flügelstreckung über dem Auftriebsbeiwert aufgetragen. Die abgelesene Streckung Λ_1 gilt für ein Modell mit einer Masse von einem Kilogramm. Ist das Modell 3 kg schwer, kann die Streckung verdreifacht werden und umgekehrt. Unser Beispielmodell liefert mit $c_a = 0,8$ und $Re = 100 000$ eine maximale Streckung $\Lambda_1 = 10,4$. Die maximal zulässige Streckung beträgt also $\Lambda = 2 \cdot 10,4 = 20,8$ (Das Modell hat eine Masse von 2 kg). Wollten wir eine Re-Zahl von 200 000 erzielen, dürften wir bei gleichem Auftriebsbeiwert die Streckung nicht größer als $\Lambda = 5$ wählen!

11. Profilauswahl

Es ist meist nicht einfach aus der großen Zahl von bekannten Profilen das am besten geeignete (oder optimale?) Profil für einen bestimmten Zweck auszuwählen. Wer es mag, kann nach den hier kurz angerissenen Berechnungsmethoden vorgehen indem er ein Modell entwirft, mit verschiedenen Profilen die Polaren und Flugleistungen nachrechnet und vergleicht. Diese Methode ist zwar recht interessant, aber nicht jeder hat Spaß an den mehr oder weniger umfangreichen Berechnungen und Zeichnungen.

Auch durch moderne, computerberechnete Profile sind keine utopischen Verbesserungen möglich, vielmehr sind diese Profile speziell für den Modellflug ausgelegt, unter Berücksichtigung gutmütiger Flugeigenschaften und dennoch möglichst guter Leistungen. In der Regel wird man mit solchen Profilen wesentlich besser bedient, als mit sogenannten „Schuhsohlen“, die in Einzelfällen (mehr oder weniger zufällig) natürlich auch

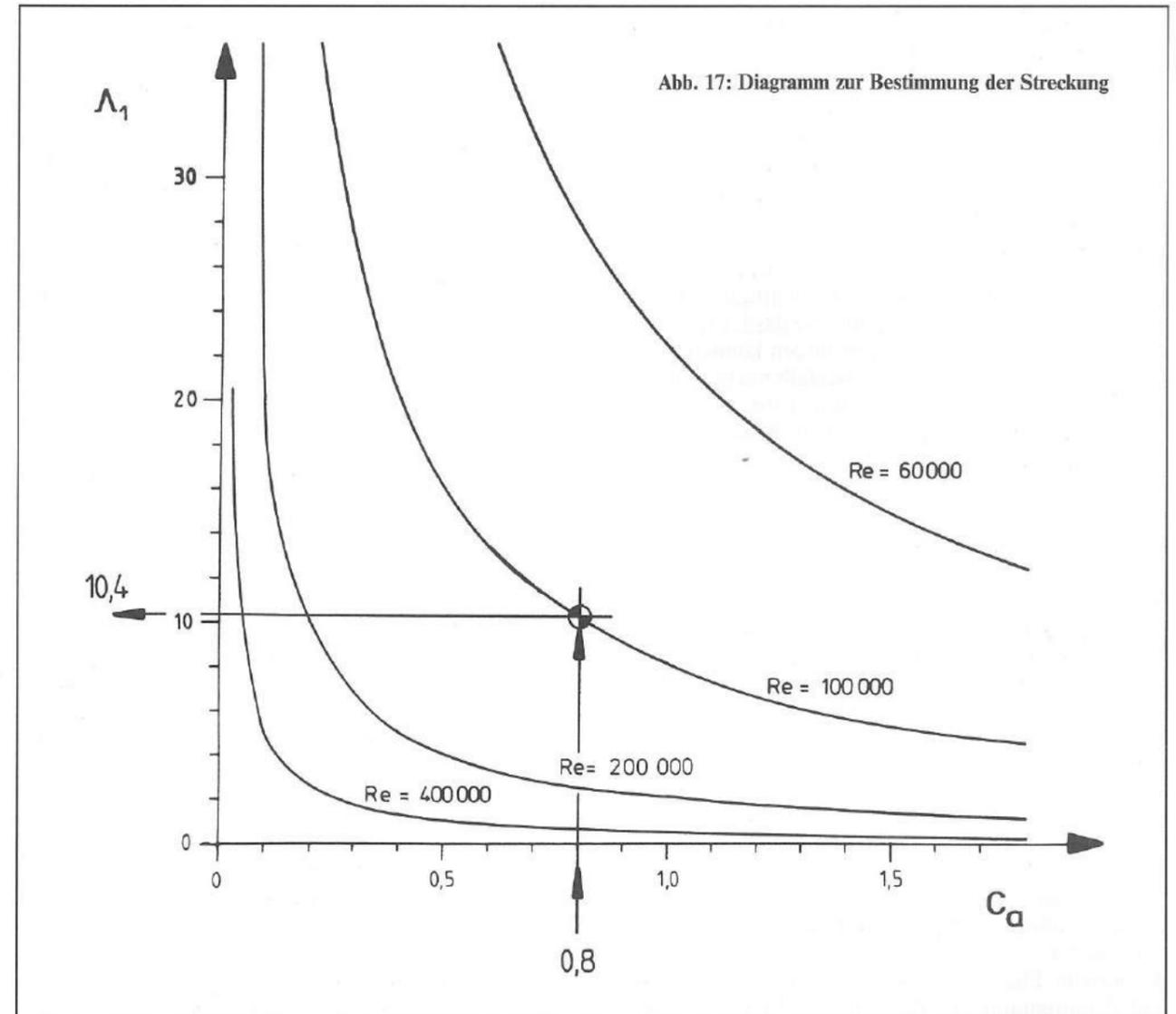


Abb. 17: Diagramm zur Bestimmung der Streckung

recht ordentliche Leistungen oder Eigenschaften haben können.

Schließlich wird jeder der sich mit der Berechnung von Flugleistungen beschäftigt rasch feststellen, daß es zum Einen relativ viele Unbekannte (wie z.B. beim schädlichen Widerstand) gibt und zum anderen das Profil nicht der einzig entscheidende Faktor für die Leistungen eines Flugmodells ist. Vielmehr hat die Flügelform (induzierter Widerstand) besonders bei hohen Auftriebsbeiwerten einen großen Einfluß.

Im Folgenden sollen kurz für all diejenigen, welche die mathematischen Klimmzüge nicht nachvollziehen wollen einige Vorschläge zur Profilauswahl für bestimmte Zwecke angeboten werden, die sich auch in der Praxis bereits bewährt haben.

Zuvor muß aber noch Zweifel angemeldet werden, wenn immer wieder von „Wunderprofilen“ die Rede ist. Ein Profil, das den zum Fliegen notwendigen Auftrieb ohne Widerstand erzeugt, kann es und wird es auch nie geben.

Profile für Freiflugmodelle

● Freiflugmodelle der Klasse F1C benötigen für den raschen Steigflug ein Profil das bei kleinen c_a -Werten geringen Widerstand aufweist und nicht zu dick ist. Beim anschließenden Gleitflug sollte eine möglichst geringe Sinkgeschwindigkeit erzielt werden. Diese Anforderungen lassen sich mit den Profilen E 178 und E 180 erfüllen. Allerdings wird für den Gleitflug eventuell ein Turbulator erforderlich sein, falls die Re-Zahl unter 100 000 fällt.

● Modelle der Klasse F1A und F1B dagegen stellen besondere Anforderungen an die geringste Sinkgeschwindigkeit, so daß hier Profile wie das E 61, E 62, E 63, E 71 und E 471 Verwendung finden können.

● Magnetflugmodelle können ebenfalls mit diesen Profilen ausgerüstet werden, hier können aber auch schon die etwas dickeren Profile E 385 und E 387 eventuell mit Turbulator zum Einsatz kommen.

Profile für RC-Motorflugmodelle

● Ferngesteuerte Trainermodelle und auch vorbildgetreue Flugmodelle sollen langsam und sicher starten, fliegen und landen können und dabei ein möglichst geringes Gewicht aufweisen. Hierzu ist es günstig etwas dickere Profile zu verwenden, die den Bau leichter, fester Flügel gestatten. In Frage kommen hier die Profile E 197, E 203, E 205, E 207, E 209 und E 210.

● Kunstflugmodelle sollen sowohl in Rückenfluglage als auch im Normalflug gleiche Flugeigenschaften haben, so daß hier nur die symmetrischen Profile E 168, E 169 und E 474, E 475 eingesetzt werden können. Diese Profile haben sich sowohl im RC-Kunstflug als auch im Fesselkunstflug mit ihren gutmütigen Flugeigenschaften bewährt.

● Spezielle Flugmodelle sind die Geschwindigkeits- und Pylonrennmodelle der Klasse F3D, die mit sehr

hohen Reynoldszahlen (über eine Million) fliegen und damit sehr günstige Widerstandsbeiwerte erzielen können. Für diese Modelle sind die beiden Profile E 220 und E 221 berechnet worden. Das etwas dickere E 220 eignet sich für die Einheitsmodelle der B-Klasse des DMFV.

Profile für RC-Segelflugmodelle

● Alle sonstigen Epplerprofile sind in erster Linie für Segelflugmodelle entworfen worden, was aber nicht heißen soll, daß sie nur zu diesem Zweck einzusetzen sind. Zum Einsatz bei etwas schnelleren Modellen zum Beispiel im Hangflug eignen sich die Profile E 178, E 180, E 205, E 211, E 224, E 374, E 387 und E 392. Im Hinblick auf Thermikflug sind die Profile E 64, E 174, E 210, E 214, E 216 und E 385 geeignet. Für größere Modelle mit Spannweiten ab 4 Metern, die etwas dickere Flügel benötigen, wurden drei Profilstraks (Profilfamilien) für Flügel berechnet.

Die erste Möglichkeit bietet sich mit dem Profil E 197 an der Flügelwurzel, gefolgt vom E 195 im inneren Viertel und für den größten Teil des Flügels wird das E 193 verwendet. Der zweite Entwurf sieht an der Wurzel das E 203 gefolgt vom E 201 und E 193 vor. Diese Auslegung besteht aus Profilen mit etwas höherer Wölbung und damit höheren Momentenbeiwerten. Daher sollten hier etwas größere Höhenleitwerke vorgesehen werden. Der neueste Strak setzt sich aus den Profilen E 66 an der Flügelwurzel, gefolgt von den Profilen E 67 und E 68 für den Innenteil eines Doppeltreppflügels zusammen. In allen drei Fällen sollte die Flügeltiefe an der Wurzel nicht zu gering, – möglichst über 250 mm gewählt werden. An der Flügelspitze kann man, je nach Flächenbelastung, die Tiefe bis auf etwa 150 mm zurücknehmen.

Profile für Nurflügelmodelle

Da diese Modelle kein Leitwerk im herkömmlichen Sinne haben gibt es nur zwei Möglichkeiten ihnen zu eigenstabilen Flugeigenschaften zu verhelfen: entweder eine Pfeilung der Flügel einzuplanen oder Profile mit ausreichendem, positivem Momentenbeiwert zu verwenden. Außerdem kann (und muß teilweise) eine Schränkung (Verwindung) der Flügel vorgesehen werden. Professor Eppler hat zwei Straks für Nurflügel im Modellflug entworfen.

Die ältere Version besteht aus den Profilen E 174, E 176, E 178, E 180, E 182 und wurde später mit den beiden Profilen E 184, E 186 ergänzt (Abb. 18). All diese Profile sollten mit einer Profiltiefe möglichst über 200 mm verwendet werden, da sie etwas empfindlicher auf geringe Re-Zahlen unter 100 000 reagieren.

Es ist aber nicht notwendig, beginnend mit dem Profil E 174 den kompletten Strak in einem Flügel einzusetzen, sondern man kann beispielsweise wie der Österreicher Curt Weller einen Flügel mit dem E 180 als Wurzelprofil und dem E 184 an der Flügelspitze entwerfen (Abb. 19). Dann ist eine Pfeilung von etwa 20 Grad und

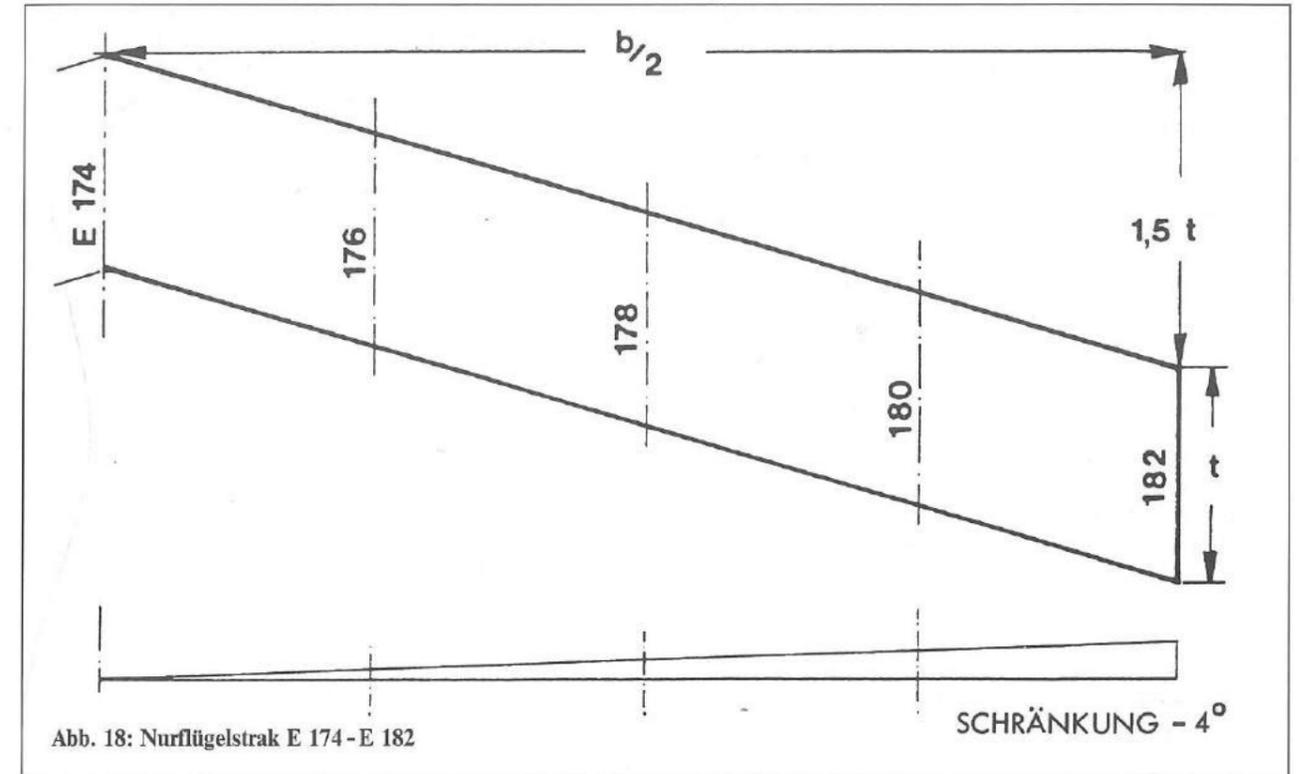


Abb. 18: Nurflügelstrak E 174 - E 182

eine Schränkung von -1 Grad notwendig. Die neuere Version, die auch in der Praxis recht ansprechende Leistungen und Flugeigenschaften bringt, besteht aus der Profilfolge E 222, E 224, E 226, E 228, E 230, aus der natürlich auch einzelne Profile kombiniert werden können [3].

12. Zeichnen von Profilen

Wie bereits im ersten Kapitel gesagt wird die Form eines Profils in einem x-y-Koordinatensystem angegeben. Dabei liegt die x-Achse waagrecht und die y-Achse

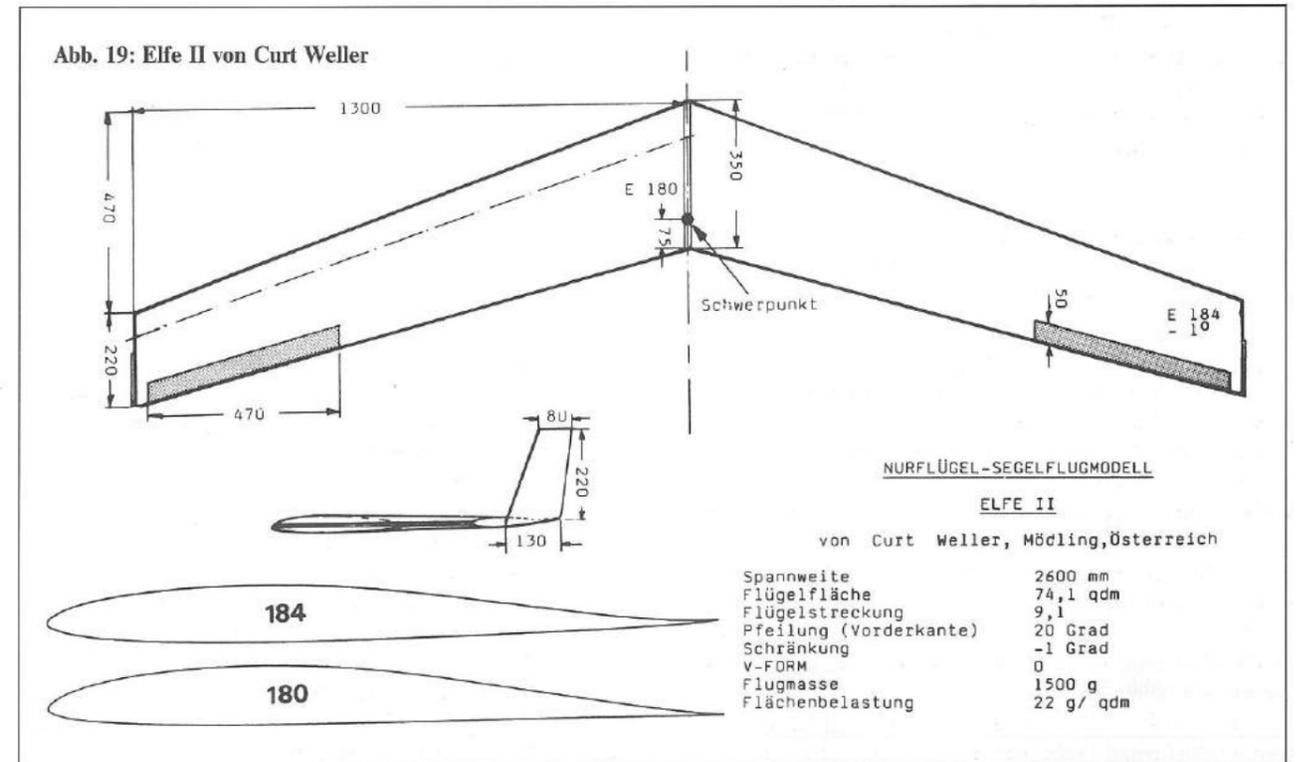


Abb. 19: Elfe II von Curt Weller

len, wenn man Tragflächen in GfK-Bauweise herstellt. Insbesondere bei Verwendung von Formen, die mit dünnem Alublech ausgekleidet sind, lassen sich makellose, wellenfreie Flügel verwirklichen.

Sollte es erforderlich sein, den Endbereich des Profils aufzudicken, dann sollte dies auf der Ober- und Unterseite zu gleichen Teilen erfolgen. Die Endleiste sollte man dennoch versuchen so dünn und ‚originalgetreu‘ wie machbar nachzubilden; jede Aufdickung bringt ein Totwassergebiet von der Dicke der Endleiste mit sich, das vom Flügel gewissermaßen ‚mitgeschleppt‘ werden muß und zusätzlichen Widerstand hervorruft.

Eine größere Abweichung von der Sollkontur bedeutet nun natürlich nicht, daß das Modell nicht mehr oder nur noch sehr schlecht fliegt. Wir werden dann aber sicher nicht die Eigenschaften und Leistungen erreichen, die das Profil nach der Berechnung bieten sollte. In der Regel werden sich die Leistungen verschlechtern, insbesondere dann, wenn die Profilkontur Wellen und Knicke aufweist, die unbedingt zu vermeiden sind.

14. Theorie und Praxis

Es gibt immer wieder Kontroversen unter den Proflexperten, ob den Meßergebnissen in Windkanälen oder den Berechnungen nach theoretischen Überlegungen mehr Glauben geschenkt werden kann. — Diese Diskussion soll hier nicht wieder aufgerollt werden, sondern es soll anhand von verschiedenen Profilen verglichen werden wie die Rechen- und Meßergebnisse in Einklang zu bringen sind.

Die Eppler-Profile zählen ohne Zweifel zu den besten, für den Modellflugbereich ausgelegten Profilen. Sie wurden durch eine sorgfältige Gestaltung der Geschwindigkeitsverteilung unter Berücksichtigung der physikalischen Eigenschaften der Grenzschicht entworfen. Diese Eigenschaften müssen durch geeignete, theoretische Modelle nachgebildet werden. In diesen theoretischen Überlegungen stecken natürlich viele Vereinfachungen gegenüber der Wirklichkeit. Leider bewegen wir uns nun im Modellflug oft bei sehr niedrigen Reynoldszahlen mit den erläuterten, negativen Einflüssen der laminaren Ablöseblasen. Diese Blasen sind aber einer theoretischen Behandlung nur mit sehr hohem Rechenaufwand zugänglich, so daß es bis heute nicht möglich ist die Entstehung und Wirkung der Ablöseblasen exakt und für alle möglichen Fälle zu berechnen. Aber auch die Windkanalmessungen sind nicht als die einzige Wahrheit anzusehen, da es sehr schwierig ist, den erforderlichen, laminaren Luftstrom zu erzeugen, die Windkanalmodelle genau zu fertigen und schließlich die Messung exakt ohne störende Nebeneinflüsse vorzunehmen. Augenblicklich gibt es auf der Welt etwa vier oder fünf Windkanäle, die für derartige Messungen geeignet sind.

Hier soll anhand der Polaren der Profile E 64, E 193 und E 387 ein Vergleich von berechneten und gemessenen Werten gezeigt werden.

Das Profil E 64 wurde im Hinblick auf den Einsatz bei geringen Reynoldszahlen entworfen. Vergleichen wir die Widerstandspolaren beginnend bei der größten Re-Zahl von 200 000 (Abb. 25). Hier zeigt sich im oberen und unteren Teil der Widerstandspolare eine gute Übereinstimmung von Messung und Rechnung; im middle-

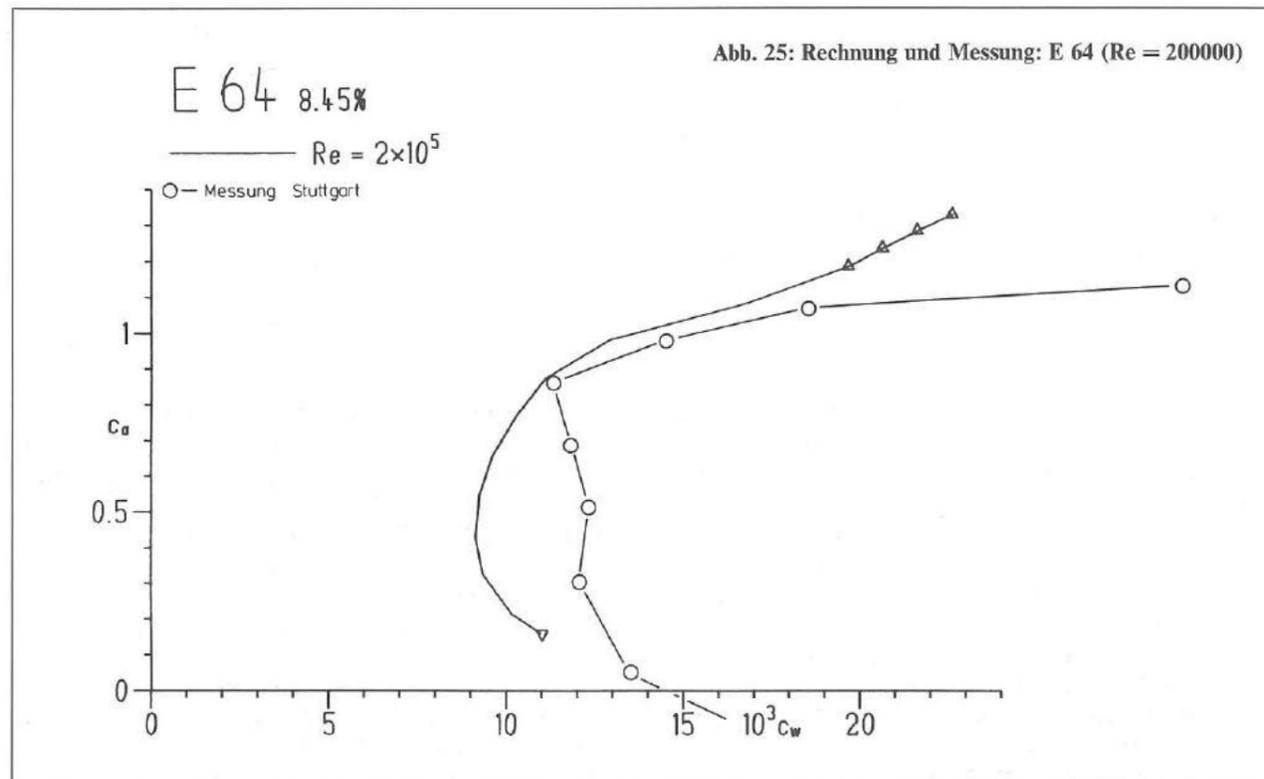


Abb. 25: Rechnung und Messung: E 64 (Re = 200000)

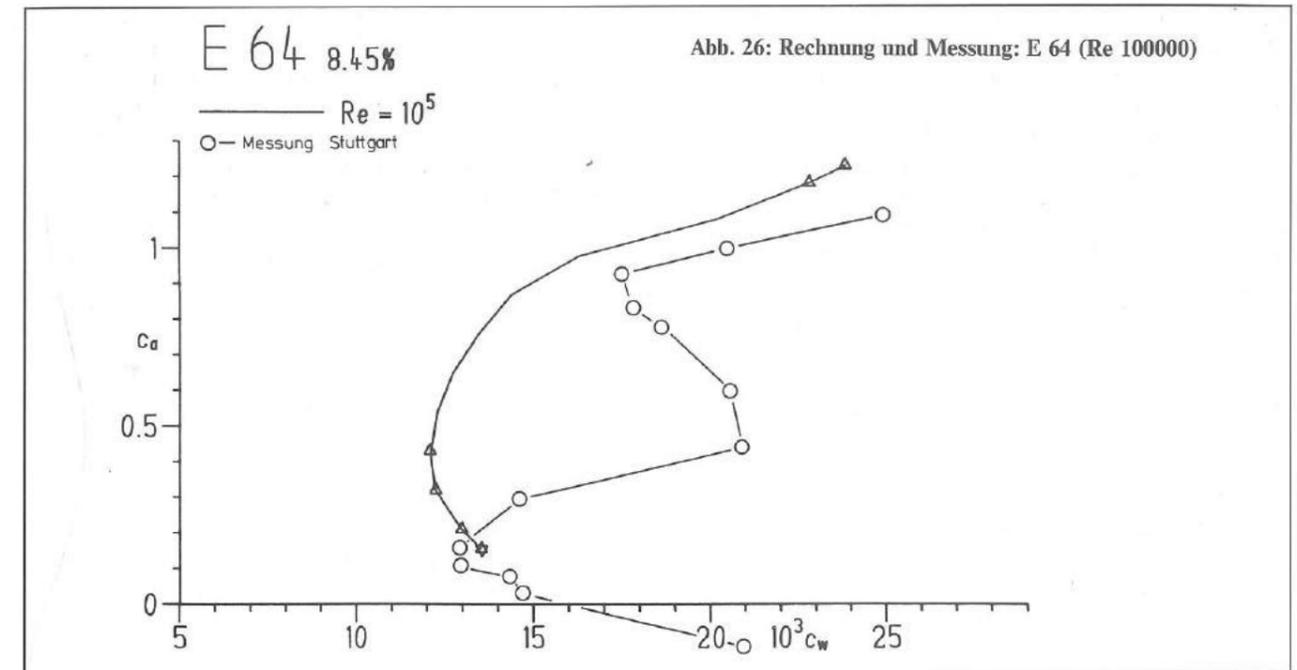


Abb. 26: Rechnung und Messung: E 64 (Re 100000)

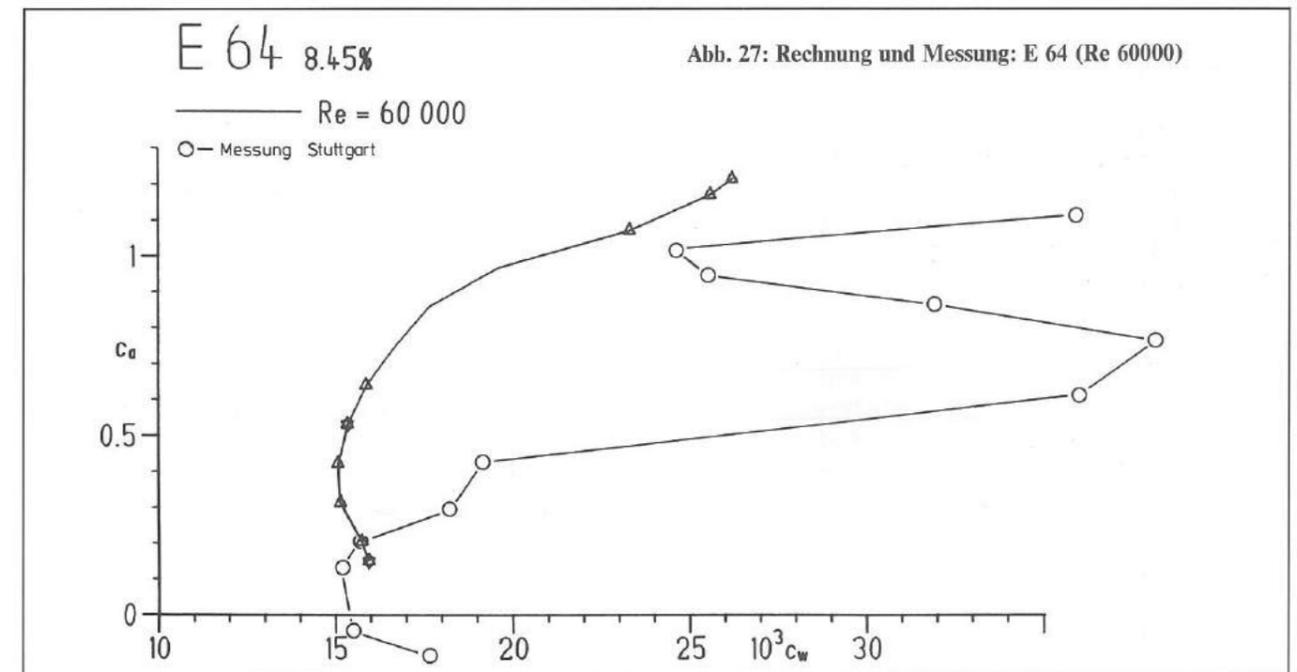


Abb. 27: Rechnung und Messung: E 64 (Re 60000)

ren Teil der Polare weisen die Meßergebnisse auf eine laminare Ablöseblase hin, während die Rechnung keine Blasenwarnung ausgibt. Die Wirkung der Blase hält sich allerdings noch in Grenzen.

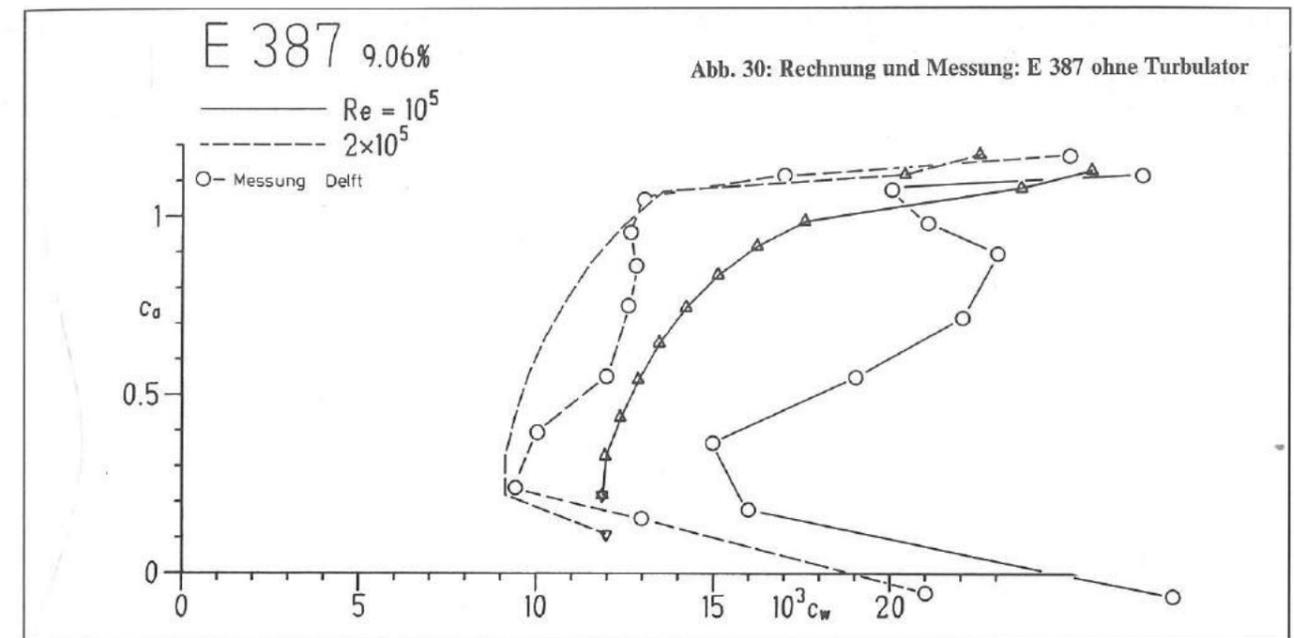
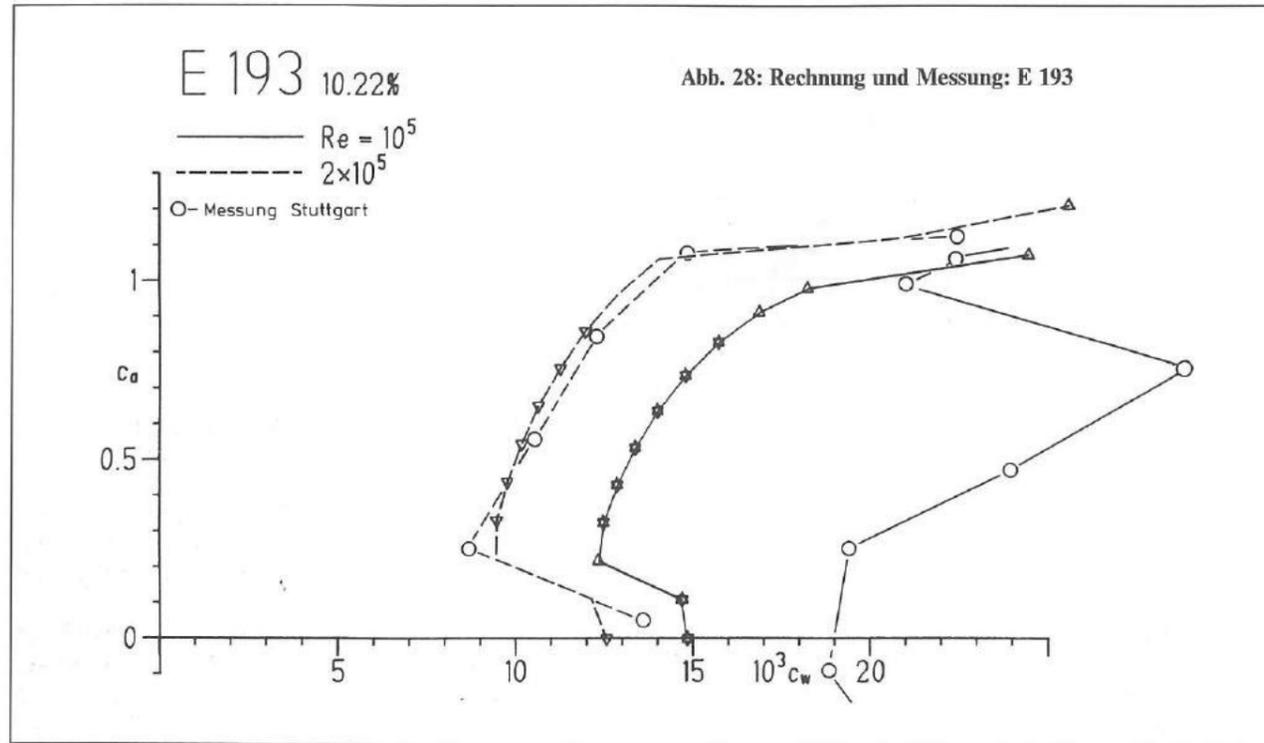
Ein ähnliches Bild ergibt sich bei $Re = 100\,000$ wobei hier aber auch die Rechnung vor einer Ablöseblase auf der Oberseite warnt, die sich nach der Messung recht stark auswirkt (Abb. 26).

Vollkommen von der Ablöseblase geprägt wird das Bild bei $Re = 60\,000$, wo auch die theoretische Polare über dem größten Teil der Kurve Blasenwarnungen aufweist (Abb. 27). Hier ist das Profil ohne Turbulator wohl kaum noch sinnvoll einzusetzen.

Die Rechnung des E 193 (Abb. 28) weist bei $Re = 100\,000$ im gesamten Polarenbereich Blasenwarnungen auf Ober- und Unterseite des Profils auf. Bei größeren Re-Zahlen von 200 000 und 400 000 treten zwar Blasenwarnungen für die Unterseite auf, eine Ablöseblase wird aber hier nicht sehr wirksam sein: der Umschlagpunkt der Strömung auf der Unterseite liegt sehr weit hinten, so daß sich auch die eventuell vorhandene Blase im Bereich der letzten 10 % der Profiltiefe ausbilden würde und somit keinen sehr großen Einfluß mehr auf den Profilwiderstand hätte. Die Messung im Modellwindkanal der Universität Stuttgart [1] zeigt deutlich die gute Übereinstimmung der Widerstandspolaren bei $Re =$

200 000. Hier warnt die Rechnung vor einer Blase auf der Profilunterseite; da der Umschlagpunkt und mögliche Blasenbeginn aber sehr nahe an der Endkante liegt ist die Blasenwirkung sehr gering. Anders liegt der Fall bei $Re = 100\,000$: Hier wird vom Rechenverfahren eine laminare Ablöseblase auf der Profilerseite vermutet, die relativ weit vorne liegt (ca. 40 % der Tiefe). Diese Vermutung bestätigt sich an den Meßergebnissen, die einen starken Widerstandseinbruch zeigen, der von einer ausgeprägten Ablöseblase herrührt.

Die theoretische Polare des E 387 weist nur bei einer Re-Zahl von 100000 durchgehend Blasenwarnungen auf (Abb. 30). Da der Umschlagpunkt der Strömung auf der Oberseite relativ weit vorne liegt, ist auch ein größerer Einfluß der Ablöseblase zu befürchten. Dies bestätigt sich in den Windkanalmessungen, die im niederländischen Delft von D. F. Volkers durchgeführt wurden. Bei $Re = 200\,000$, wo die Rechnung keine Warnungen mehr ausgibt, zeigt sich in den gemessenen Werten doch noch ein (geringer) Einfluß einer Blase.



Auch hier zeigt sich der starke Einfluß der experimentell nachgewiesenen Ablöseblase jeweils bei mittleren Auftriebsbeiwerten. Bei $Re = 60\,000$ ist die Blasenwirkung so kräftig, daß die Rechnung nicht mehr brauchbar ist.

Es empfiehlt sich also bei der Auslegung von Modellen darauf zu achten, daß die Re-Zahl nicht unter 100 000 fällt, wenn man die gerechneten Polaren zu Grunde legen möchte. Läßt es sich nicht vermeiden dauernd bei Re-Zahlen unter 100 000 zu fliegen, so könnten Experimente mit Turbulatoren Leistungsverbesserungen bewirken (Abb. 29). Ob hier einfach gerade Klebebänder oder mehr dreidimensionale Körper (Dreiecke etc.) verwendet werden sollten kann nicht generell festgelegt werden. Aus theoretischer Sicht erscheinen 3-D-Turbulatoren günstiger, diese werden jedoch meist viel zu hoch ausgeführt, eine Dicke von 0,1 bis 0,5 mm ist angebracht. Je weiter vorne der Turbulator angebracht wird, desto flacher kann er sein. Zu den effektivsten, aber auch recht viel zusätzlichen Widerstand produzierenden Methoden gehört der vor den Flügel gespannte Turbulenzdraht, wie er auch bei den Delfter Messungen am E 387 teilweise verwendet wurde.

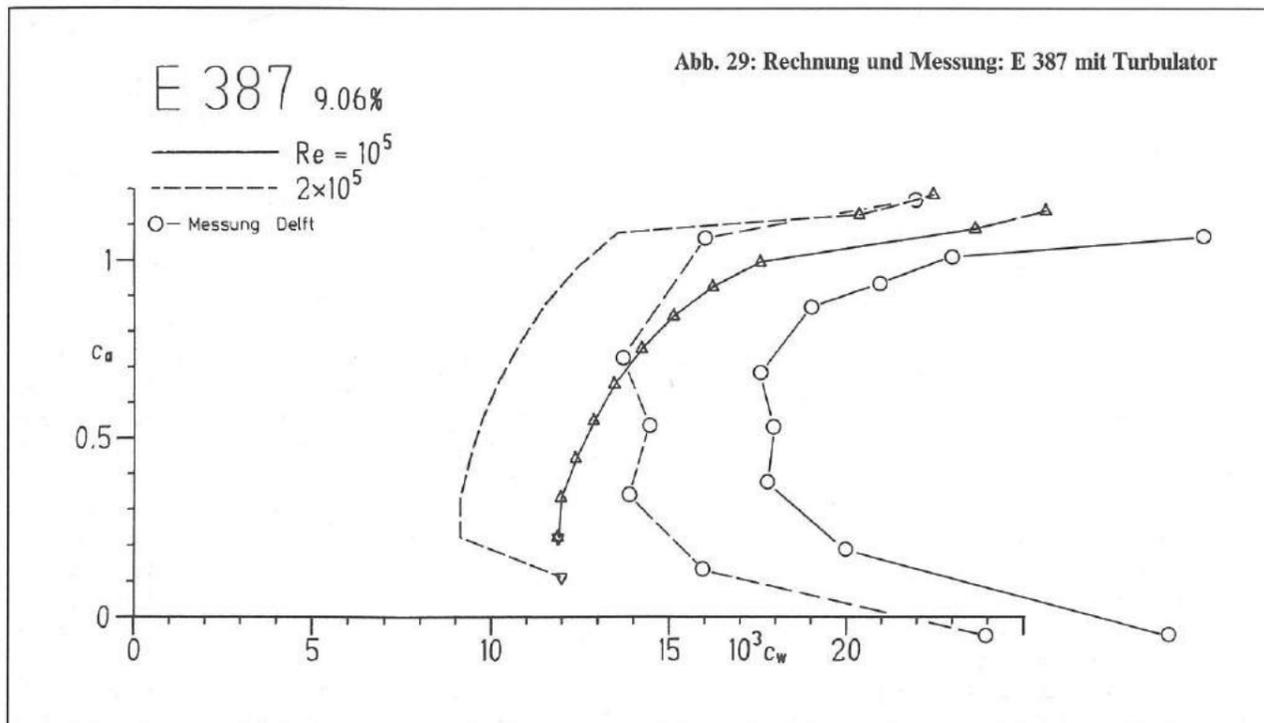
Beim Profil E 64 wurde versucht, ein möglichst Re-Zahl unempfindliches Profil für Segelflugmodelle zu entwerfen. Das Profil ist mit dem E 176 vergleichbar, zeigt aber etwas günstigere Widerstandsbeiwerte. Es kann schon bei Re-Zahlen um 100 000 eingesetzt werden. Die Profildicke von 8,45 % erfordert einen guten Flügelaufbau um ausreichende Festigkeit zu erzielen.

Die Profile E 66, E 67 und E 68 wurden als Strak für die Auslegung eines Großseglers aus dem Profil E 64 entwickelt. Das 10,13 % dicke E 66 ist hierbei für den Außenflügel gedacht, während die Profile E 67 und E 68 mit 11,62 % bzw. 13,1 % Dicke für den Innenbereich des Flügels entworfen wurden. Das E 68 bietet eine ausreichende Dicke für einen festen Flügelaufbau bei geringem Gewicht.

Das E 168 und das E 169 wurden ursprünglich für den Einsatz im Fesselkunstflug entworfen und haben sich mittlerweile vor allem im RC-Kunstflug bewährt. Sie sind vor allem bei geringeren Re-Zahlen unter 200000 besser als die Profile E 474 und E 475.

Die Profile E 174 bis E 182 bilden einen Nurflügelstrak, dessen Wurzelprofil das E 174 ist und dessen Endprofil das E 182 bildet. Außerdem kann der Strak an der Flügelspitze noch um die Profile E 184 und E 186 ergänzt werden. Selbstverständlich lassen sich aber auch insbesondere die Innenprofile auch gut für „normale“ Segelflugmodelle verwenden. Wenn die Pfeilung der Nasenkante mindestens das 1,5-fache der Flügeltiefe beträgt, genügt eine Schränkung von 3° bis 4° Grad. Das Profil E 174 entspricht weitgehend dem Profil E 387. Für schnelle Hangsegelflugmodelle eignet sich gut das E 178. Sein Widerstand ist bis herunter zu $c_a = 0$ sehr gering und die Profilerseite nahezu gerade, was den Aufbau erleichtert, falls in Holm-Rippenbauweise gebaut werden soll.

Das Profil E 182 ist durch seinen positiven Momentenbeiwert in der Praxis nahezu druckpunktfest, so daß



15. Kurzcharakteristiken der Profile

Die Profile E 61, E 62, E 63, E 71 und E 471 sind für Freiflugmodelle der Klassen F1A und F1B sowie für den Hangmagnetflug bestimmt. Sie sind relativ dünn, weshalb die kritische Re-Zahl bei ihnen etwa zwischen 30 000 und 40 000 liegen wird. Das geringste Sinken liegt z.T. bei Auftriebsbeiwerten weit über $c_a = 1,0$ mit dem entsprechenden induzierten Widerstand. Daher sollte man unter Beachtung der kritischen Re-Zahlen doch eine möglichst hohe Flügelstreckung einplanen.

man mit geringen Höhenleitwerksgrößen auskommen kann. Da der maximale Auftriebsbeiwert nicht sehr groß ist, liegen die Mindestflug- und die minimale Sinkgeschwindigkeit relativ hoch, wenn die Modelle nicht relativ leicht gehalten werden.

Das Profil E 184 ist theoretisch mit einem Momentenbeiwert von $c_m = +0,029$ druckpunktfest, in der Praxis ist es zum Beispiel für Deltamodelle gut geeignet. Für ungepfeilte Nurflügel reicht die Größe des Momentenbeiwertes noch nicht aus, hierzu ist das E 186 gut geeignet. Dieses Profil kann für fliegende „Bretter“ verwendet werden. Für die Stabilität muß allerdings eine nochmalige Verringerung des maximalen Auftriebsbeiwertes in Kauf genommen werden. Daher müssen die Modelle möglichst geringes Gewicht aufweisen um eine geringe Sinkgeschwindigkeit zu erhalten.

All diese Nurflügelprofile mit einem relativ kräftig ausgeprägten „S-Schlag“ sind relativ Re-Zahl-empfindlich. Deshalb ist eine Flügeltiefe von mindestens 200 mm oder mehr anzustreben.

Sehr gut für den Allroundeinsatz ist das Profil E 193 geeignet. Die kritische Re-Zahl des etwa 10 % dicken Profils liegt bei 100 000. Ursprünglich für größere Modelle über 3 m Spannweite gedacht, hat sich das Profil auch gut in der F3B-Klasse bewährt, bis es möglich war, mit dünneren Profilen ausreichend feste und steife Flügel zu bauen. Mit den Profilen E 197 und E 195 oder bei noch größeren Modellen dem E 203 und E 201 an der Flügelwurzel lassen sich mit dem E 193 als Profil des Außenflügels leistungsfähige Flügel für Groß-Segler bauen. Bei einer Spannweite um 4 m stellen sich auch die erforderlichen Re-Zahlen über 100 000 ein, wenn die Profiltiefe nicht weniger als 150 mm an der Flügelspitze und 300 mm an der Wurzel beträgt.

Für ferngelenkte Segelflugmodelle wurde das E 205 berechnet. Es war anfangs ausgezeichnet für die Modelle der Klasse F3B geeignet, inzwischen sind Wölbklappenprofile Standard, die eine geringere Dicke und damit weniger Widerstand aufweisen können. Das Profil eignet sich aber mit dem einfachen Aufbau auf der geraden Unterseite gut für den Allroundeinsatz oder gelegentlichen F3B-Flieger. Auch am Hang kann das Profil mit dem geringen Widerstand bei hohen Flugeschwindigkeiten gut eingesetzt werden.

Als Fortsetzung des E 205 mit einer etwas größeren Dicke sind das E 207 und das E 209 anzusehen, obwohl sie nicht ganz so gut für den höheren Geschwindigkeitsbereich geeignet sind. Diese drei Profile eignen sich gut für große Segelflugmodelle. Als Wurzelprofil wird das E 209 oder das E 207 verwendet und im Außenteil des Flügels das E 205. Da die Nullauftriebsrichtungen aller drei Profile etwa gleich sind, ist keine Schränkung des Flügels erforderlich.

Die Profile E 211 und E 212 sind für den Einsatz bei niedrigeren Re-Zahlen ab 100 000 gedacht und eignen sich damit auch als Außenprofil für schmalere Tragflügel (Tiefe ca. 150 mm). Das E 212 mit 10,6 % Dicke weist eine höhere Wölbung auf und erzielt daher auch einen größeren maximalen Auftriebsbeiwert. Beide Profile weisen einen relativ hohen Momentenbeiwert auf, so

daß hier größere Höhenleitwerke erforderlich sein werden. Beide Profile sind allroundtauglich, das E 211 (11 %) mehr für den Schnellflug und das E 212 eher für den Thermikflug ausgerichtet.

Als Wölbklappenprofil hat Prof. Eppler das E 214 entwickelt. Die Klappentiefe sollte 25 % der Flügeltiefe betragen. Der Ausschlag soll eigentlich nur nach oben für den Schnellflug erfolgen, die Praxis hat allerdings gezeigt, daß auch positive Klappenausschläge gute Wirkung zeigen. Die kritische Reynoldszahl liegt infolge der relativ hohen Profildicke von 11,1 % bei etwa 100 000. Die Flügeltiefe soll daher 180 mm nicht unterschreiten, wenn man die errechneten Leistungen ausnützen will. Der Klappenausschlag sollte etwa -5° nach oben und nicht mehr als $+10^\circ$ nach unten betragen. Wegen des hohen maximalen Auftriebsbeiwertes kann das Profil gut für Elektromotorsegler und große Thermiksegler verwendet werden.

Nachdem seit einigen Jahren im Großflugzeugbau die Entenflugzeuge eine Renaissance erleben (z.B. „Speed Canard“), möchten es auch die Modellbauer wieder öfter mit diesen Exoten versuchen. Zu diesem Zweck hat Prof. Eppler die Profile E 210 und E 216 berechnet. Für den Kopfflügel ist das E 216 bestimmt. Es zeichnet sich durch einen besonders hohen maximalen Auftriebsbeiwert von über 1,5 aus, der seinen Einsatz auch in speziellen, größeren Thermikseglern möglich macht. Erkauft wird dieser hohe Auftrieb allerdings mit einem Momentenbeiwert von etwa $-0,21$, der etwas größere Höhenleitwerke bei „Normalflugzeugen“ erfordert. Das 13,64 % dicke E 210 ist für den Hauptflügel gedacht. Da seine Abreißcharakteristik besonders gutmütig ist, eignet es sich auch sehr gut für Motormodelle.

Die beiden Profile E 220 und E 221 wurden speziell für Pylonrennmodelle ausgelegt. Wegen des S-Schlages haben sie einen Momentenbeiwert von etwa Null wie ein symmetrisches Profil und benötigen daher kleine Leitwerkskräfte beim Umfliegen der Wendemarken. Für den Einsatz bei geringen Reynoldszahlen sind die Profile nicht ausgelegt, im Betrieb sollte mindestens eine Re-Zahl von 500 000 erreicht werden. Auf eine gute Oberfläche muß natürlich bei diesen Profilen besonders geachtet werden, wenn man die berechneten Leistungen umsetzen will.

Die Profile E 222 und E 230 bilden einen neueren Nurflügelstrak, der bessere Leistungen auch bei geringere Re-Zahlen als der „alte“ Strak E 174 bis E 182 bietet. Verwendet man den kompletten Strak in einem Nurflügel, so kommt man ohne Schränkung aus, wenn die Pfeilung mindestens das 1,5-fache der Flügeltiefe bei einem Rechteckflügel beträgt. Setzt man die Profile ab dem E 224 an der Wurzel ein, so kann man sogar die Pfeilung auf etwa 1,1 der Flügeltiefe zurücknehmen. Die etwas geringere Re-Zahl-Empfindlichkeit dieser Auslegung hat sich inzwischen auch in der Praxis bestätigt, die Profile verlangen aber immer noch Re-Zahl möglichst über 150 000; speziell bei den Außenprofilen sollte eine Mindest-Re-Zahl dieser Größenordnung nicht unterschritten werden.

Das E 222 ähnelt von den Polen und der Nullauftriebs-

richtung her den Profilen E 211 und E 212 die im Einsatz sehr gute Leistungen zeigen. Der Momentenbeiwert ist etwas geringer als bei diesen und liegt bei $-0,097$. Einerseits eignet sich das Profil mit einem maximalen Auftriebsbeiwert von 1,2 für den Thermikflug, andererseits ist der Widerstand auch bei geringen Auftriebsbeiwerten noch gering, so daß es auch für den Hangsegelflug und Elektromotorsegler in Frage kommt.

Mit einer geringeren Wölbung und geringerem Momentenbeiwert ist das E 224 etwas mehr als Allroundprofil zu verwenden, wegen des geringeren maximalen Auftriebsbeiwertes aber eher in Richtung Hangflug. Der Profilwiderstand des 10,17 % dicken Profils ist auch noch bei Nullauftrieb sehr gering. Diese Tendenz setzt sich im E 226 weiter fort, dieses Profil ist fast symmetrisch und eignet sich daher außer im Nurflügelstrak auch gut für schnelle Modelle aller Art. Mit dem geringen Momentenbeiwert reichen relativ kleine Höhenleitwerke zur Stabilisierung des Modells aus.

Das nächste Profil des Straks, das E 228 hat bereits einen ganz geringen positiven Momentenbeiwert von $+0,0143$, der allerdings noch nicht ausreicht, um eigenstabil fliegende, ungepfeilte Nurflügel damit zu bauen. Es kann genausogut wie das E 226 auch für Kunstflugsegler mit besonders guter Eignung für den Rückenflug verwendet werden. Die Profildicke beträgt 10,08 %.

Leider noch etwas Re-Zahl-empfindlicher ist das E 230, das sich auch für ungepfeilte Nurflügel eignet. Man sollte versuchen eine Re-Zahl von 200 000 zu erreichen, was natürlich zu relativ großen Profiltiefen führt.

Das E 374 hat sich bereits seit langem speziell in Kunstflugseglern bewährt und wird auch gerne in Motormodellen eingesetzt. Die Profildicke von 10,9 % erlaubt es noch relativ leichte Tragflügel mit diesem Profil zu bauen.

Weitgehend dem E 174 entspricht das E 385. Es eignet sich deshalb ebenfalls gut für den Thermikflug und ermöglicht bei Re-Zahlen über 100 000 sehr geringe Sinkgeschwindigkeiten. Allerdings sind die Leistungen im Schnellflug dafür recht mäßig. Für die geringeren

Auftriebsbeiwerte, wie sie im Hangsegelflug auftreten, wurde das E 387 berechnet. Es ist aber trotzdem auch noch recht gut für den Thermikflug geeignet, wenngleich natürlich nicht so gut wie das E 385. Wie Windkanalmessungen zeigen, sollte man versuchen, auch bei diesem Profil eine Reynoldszahl von 100 000 nicht zu unterschreiten. Das E 387 wird mit seinen Allround-Eigenschaften (vom Thermik- bis zum Hangflug) sehr gerne verwendet.

Ahnlich wie das E 387 ist auch das E 392 einzusetzen, allerdings ist es für kleinere Modelle unter 3 m Spannweite nicht so sehr geeignet, da es mit seiner Dicke von 10,2 % schon etwas höhere Flügeltiefen oder Flugeschwindigkeiten verlangt.

Die beiden Profile E 474 und E 475 sind relativ dick (14,09 % und 15,01 %) und können mit ihrer symmetrischen Form für Motormodelle im Kunstflug verwendet werden. Allerdings sollte dann möglichst eine Re-Zahl von über 300 000 erreicht werden, für kleinere oder langsamere Modelle sind die Profile E 168 und E 169 besser geeignet.

16. Empfehlenswerte Literatur

- [1] D. Althaus: Profilpolaren für den Modellflug, Neckar-Verlag, Villingen-Schwenningen
- [2] F. W. Schmitz: Aerodynamik des Flugmodells, Carl Lange Verlag, Duisburg, 1952
- [3] M. Lichte: Nurflügelmodelle, MBR 3, Verlag für Technik und Handwerk, Baden-Baden
- [4] D. Bertermann: Konstruktion von RC-Segelflugmodellen, MTB 4, Verlag für Technik und Handwerk, Baden-Baden
- [5] W. Thies: Handbuch für den Modellflug, Bände 1 und 2, FB 2001 und FB 2003, Verlag für Technik und Handwerk, Baden-Baden
- [6] H. Schulze, J. Löffler, W. Zenker: Modellflug in Theorie und Praxis, Transpress VEB Verlag für Verkehrswesen, Berlin, 1977

17. Einsatzmöglichkeiten der Profile

Die folgende Tabelle soll eine Übersicht der verschiedenen Profile und ihrer Verwendung bieten. Natürlich darf man diese Einteilung nicht zu starr sehen, in der Praxis eignen sich zum Beispiel viele Segelflugprofile auch gut für Motormodelle. Allerdings sollte die Einhal-

tung der Mindest-Reynoldszahl beachtet werden. Die Leistungen der Profile werden (wie man in der Widerstandspolare sieht) mit zunehmender Re-Zahl, also zunehmender Flügeltiefe oder Fluggeschwindigkeit, immer besser. Ein Profil, bei dem eine Re-Zahl ab 100 000 angegeben wird, kann also auch bei einer größeren Re-Zahl von 200 000 (mit höherer Leistung) verwendet werden.

Modell-Kategorie	Re-Zahl ab 60 000	Re-Zahl ab 100 000	Re-Zahl ab 150 000	Re-Zahl ab 200 000
Freiflug:				
Segelflugmodelle F1A	E 61, 62, 63, 71, E 471			
Gummimotormodelle F1B	E 61, 62, 63, 71, E 471			
Verbrennungsmotormodelle F1C		E 64, 178, 180, E 226		
Fernlenkflug:				
Segelflugmodelle Thermik		E 64, 66, 67, E 211, 212, E 216, 222,	E 68, 174, 176, E 193, 205, 207, E 210, 211, 212, E 214, 385, 387, E 392	E 195, 197, 201, E 203
Segelflugmodelle Hangflug			E 178, 180, 182, E 205, 211, 212, E 224, 226, 374	
Segelflugmodelle Kunstflug		E 226	E 184, 186, 228, E 230, 374	
Motorflugmodelle Allgemein			E 205, 207, 209, E 210	
Motorflugmodelle Kunstflug			E 168, 169, 474, E 475	
Motorflugmodelle Geschwindigkeit				E 220, 221 (Re ab 500 000)
Motorsegelmodelle		E 64, 211, 212, E 222	E 193, 205, 214	
Elektroflugmodelle Kunstflug			E 226, 374, 168	
Nurflügelmodelle ungepfeilt			E 186, 230	
Nurflügelmodelle gepfeilt			E 174... 182 E 222... 230	

18. Übersicht der wichtigsten Daten

Profil	Re	$c_{a \text{ opt}}$	α_0	$c_{w \text{ min}}$	$c_{m \text{ 0,25}}$	Dicke
E 61	60 000	1,38	-9,12°	0,017	-0,245	5,64 %
	100 000	1,40	-9,12°	0,0145	-0,245	
E 62	30 000	1,28	-7,12°	0,021	-0,192	5,62 %
	50 000	1,28	-7,12°	0,021	-0,192	
E 63	60 000	1,22	-8,09°	0,0146	-0,225	4,25 %
	100 000	1,18	-8,09°	0,0131	-0,225	
E 64	60 000	0,98	-4,55°	0,0151	-0,122	8,45 %
	100 000	0,89	-4,55°	0,0122	-0,122	
E 66	100 000	1,08	-5,63°	0,0135	-0,155	10,13 %
	200 000	1,08	-5,63°	0,0102	-0,155	
E 67	100 000	1,08	-5,10°	0,0138	-0,139	11,62 %
	200 000	1,08	-5,10°	0,0107	-0,139	
E 68	100 000	1,07	-4,54°	0,0140	-0,122	13,10 %
	200 000	1,02	-4,54°	0,0109	-0,122	
E 71	30 000	1,12	-6,64°	0,020	-0,182	5,15 %
	50 000	1,12	-6,64°	0,0158	-0,182	
E 168	100 000	0,65	±0,00°	0,0138	0,0	12,44 %
	200 000	0,69	±0,00°	0,0113	0,0	
E 169	100 000	0,60	±0,00°	0,0135	0,0	14,39 %
	200 000	0,70	±0,00°	0,0109	0,0	
E 174	100 000	0,93	-3,60°	0,012	-0,083	8,92 %
E 176	100 000	0,88	-2,79°	0,0117	-0,06	8,83 %
E 178	100 000	0,81	-1,97°	0,0113	-0,038	8,69 %
E 180	100 000	0,75	-1,12°	0,0112	-0,016	8,60 %
E 182	100 000	0,64	+0,30°	0,0112	+0,07	8,46 %
E 184	100 000	0,42	+0,52°	0,0112	+0,03	8,30 %
E 186	100 000	0,46	+1,14°	0,012	+0,05	10,30 %
E 193	100 000	0,90	-3,39°	0,0123	-0,078	10,25 %
E 195	100 000	0,85	-3,05°	0,0134	-0,070	11,82 %
E 197	100 000	0,83	-2,70°	0,0140	-0,062	13,50 %
E 201	100 000	0,92	-3,34°	0,0138	-0,082	11,90 %
E 203	100 000	0,91	-3,31°	0,0142	-0,087	13,64 %
E 205	100 000	0,83	-2,37°	0,012	-0,046	10,48 %
E 207	100 000	0,83	-2,33°	0,0135	-0,05	12,04 %
E 209	100 000	0,83	-2,28°	0,014	-0,054	13,72 %
E 210	100 000	1,30	-5,45°	0,0147	-0,139	13,64 %
	200 000	1,40	-5,45°	0,0117	-0,139	
E 211	50 000	0,88	-4,183°	0,0166	-0,115	10,96 %
	100 000	0,88	-4,183°	0,0122	-0,115	
E 212	50 000	1,00	-4,76°	0,0172	-0,134	10,55 %
	100 000	1,20	-4,76°	0,013	-0,134	

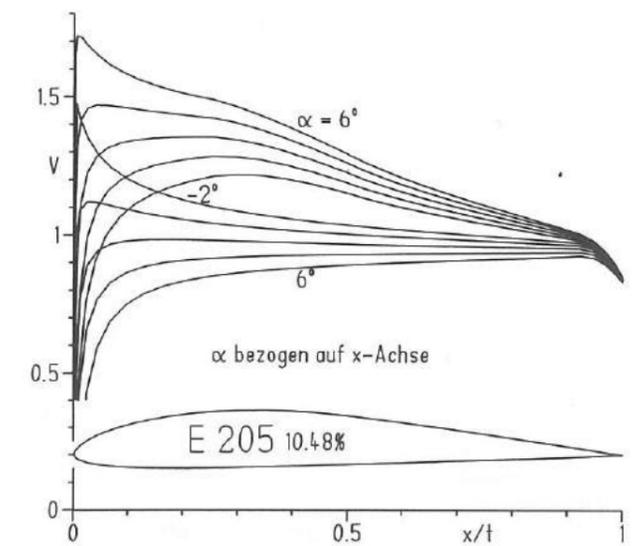
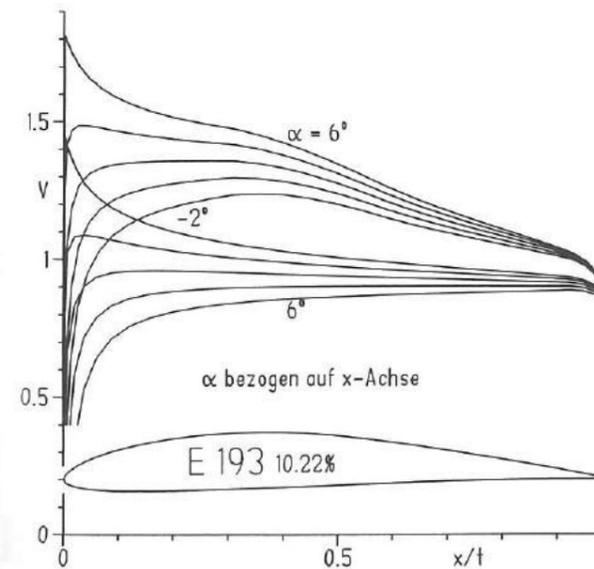
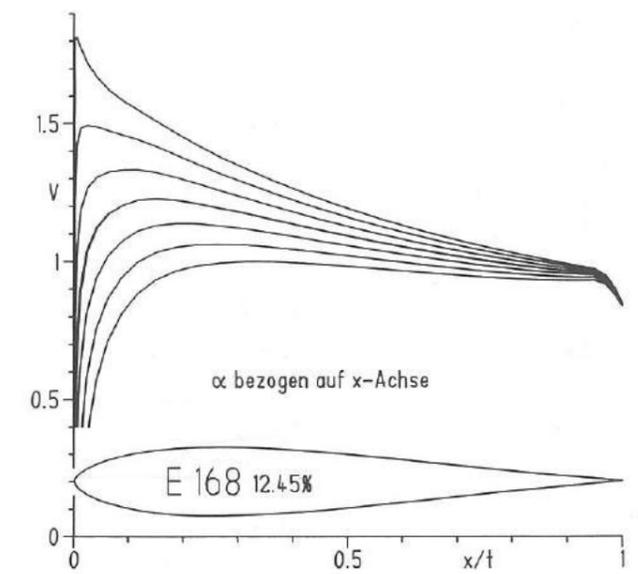
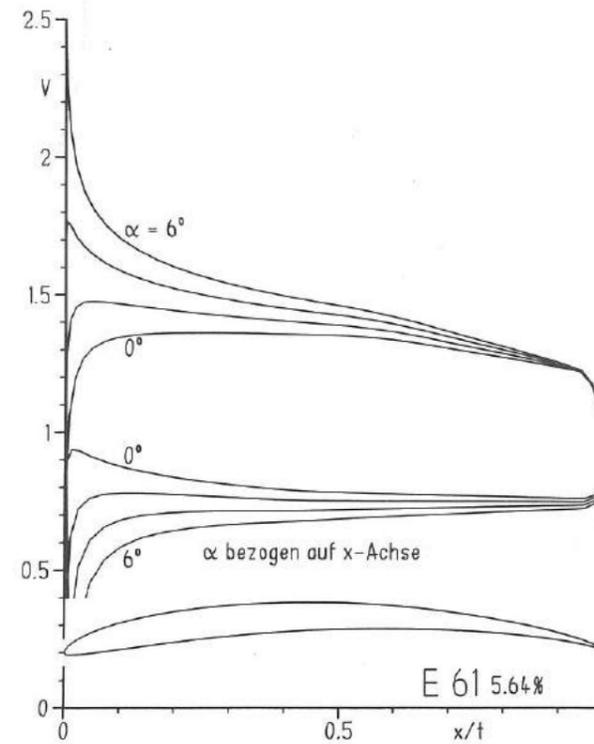
Profil	Re	$c_{a\ opt}$	α_0	$c_{w\ min}$	$c_{m\ 0,25}$	Dicke
E 214	50 000	1,15	-5,82°	0,0176	-0,155	11,10 %
	100 000	1,20	-5,82°	0,0131	-0,155	
E 216	50 000	1,30	-8,11°	0,020	-0,225	10,40 %
	100 000	1,50	-8,11°	0,0141	-0,225	
E 220	500 000	0,90	-0,81°	0,0062	-0,001	11,48 %
	1 000 000	0,90	-0,81°	0,0050	-0,001	
E 221	500 000	0,98	-0,68°	0,0062	-0,001	9,39 %
	1 000 000	1,00	-0,68°	0,0052	-0,001	
E 222	50 000	1,00	-3,65°	0,0167	-0,097	10,17 %
	100 000	1,20	-3,65°	0,0126	-0,097	
E 224	50 000	0,90	-2,33°	0,0161	-0,061	10,17 %
	100 000	1,00	-2,33°	0,0121	-0,061	
E 226	50 000	0,80	-0,99°	0,016	-0,023	10,19 %
	100 000	0,95	-0,99°	0,0121	-0,023	
E 228	50 000	0,60	+0,34°	0,0158	+0,014	10,08 %
	100 000	0,65	+0,34°	0,0119	+0,014	
E 230	50 000	0,50	+1,73°	0,0149	+0,053	9,96 %
	100 000	0,55	+1,73°	0,012	+0,053	
E 374	100 000	0,81	-1,77°	0,0123	-0,036	10,92 %
E 385	100 000	1,27	-6,64°	0,013	-0,168	8,41 %
E 387	100 000	0,93	-3,54°	0,012	-0,081	9,06 %
E 392	100 000	1,00	-4,18°	0,013	-0,102	10,20 %
E 471	40 000	1,13	-6,35°	0,018	-0,172	6,25 %
	60 000	1,13	-6,35°	0,015	-0,172	
E 474	100 000	0,82	±0,00°	0,0157	0,0	14,09 %
	200 000	0,82	±0,00°	0,0126	0,0	
E 475	100 000	0,82	±0,00°	0,0163	0,0	15,01 %
	200 000	0,82	±0,00°	0,013	0,0	

$c_{a\ opt}$ Auftriebsbeiwert des besten Gleitens
 α_0 Nullauftriebsrichtung

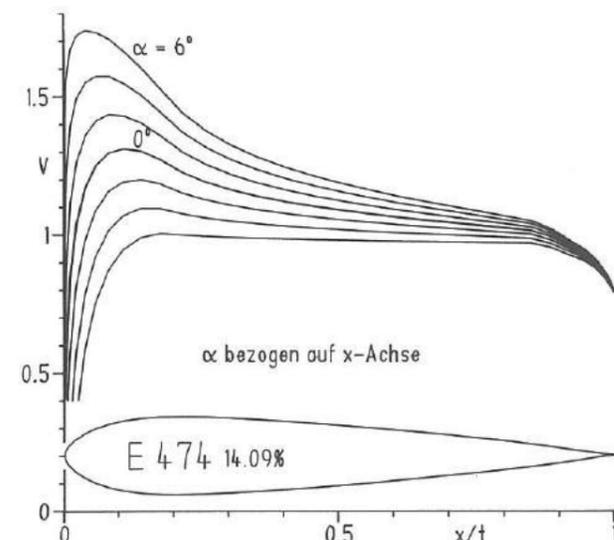
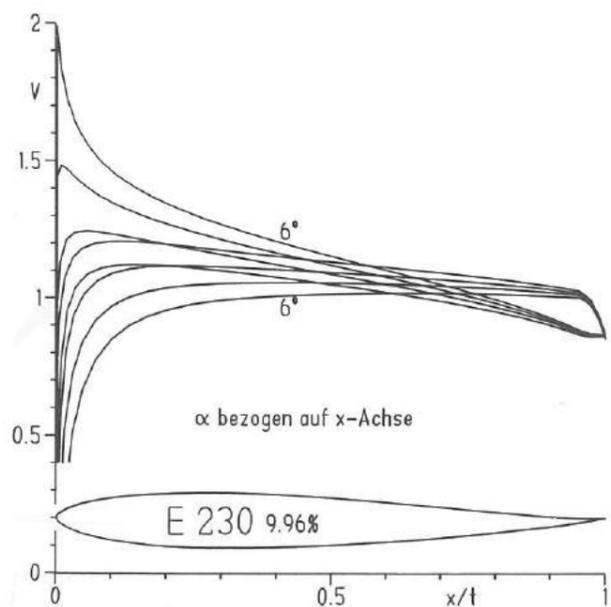
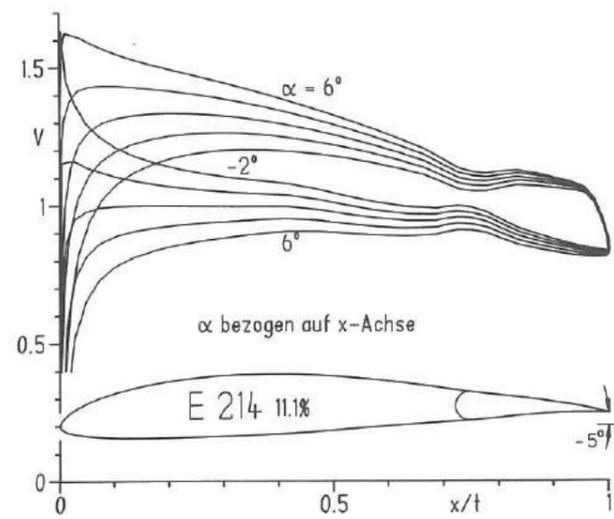
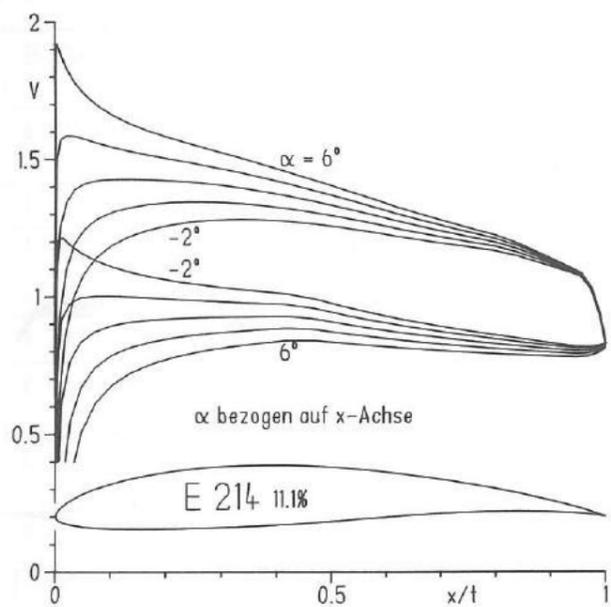
$c_{w\ min}$ geringster Profilwiderstand
 $c_{m\ 0,25}$ Momentenbeiwert bezüglich t/4-Punkt

19. Anhang A: Geschwindigkeitsverteilungen

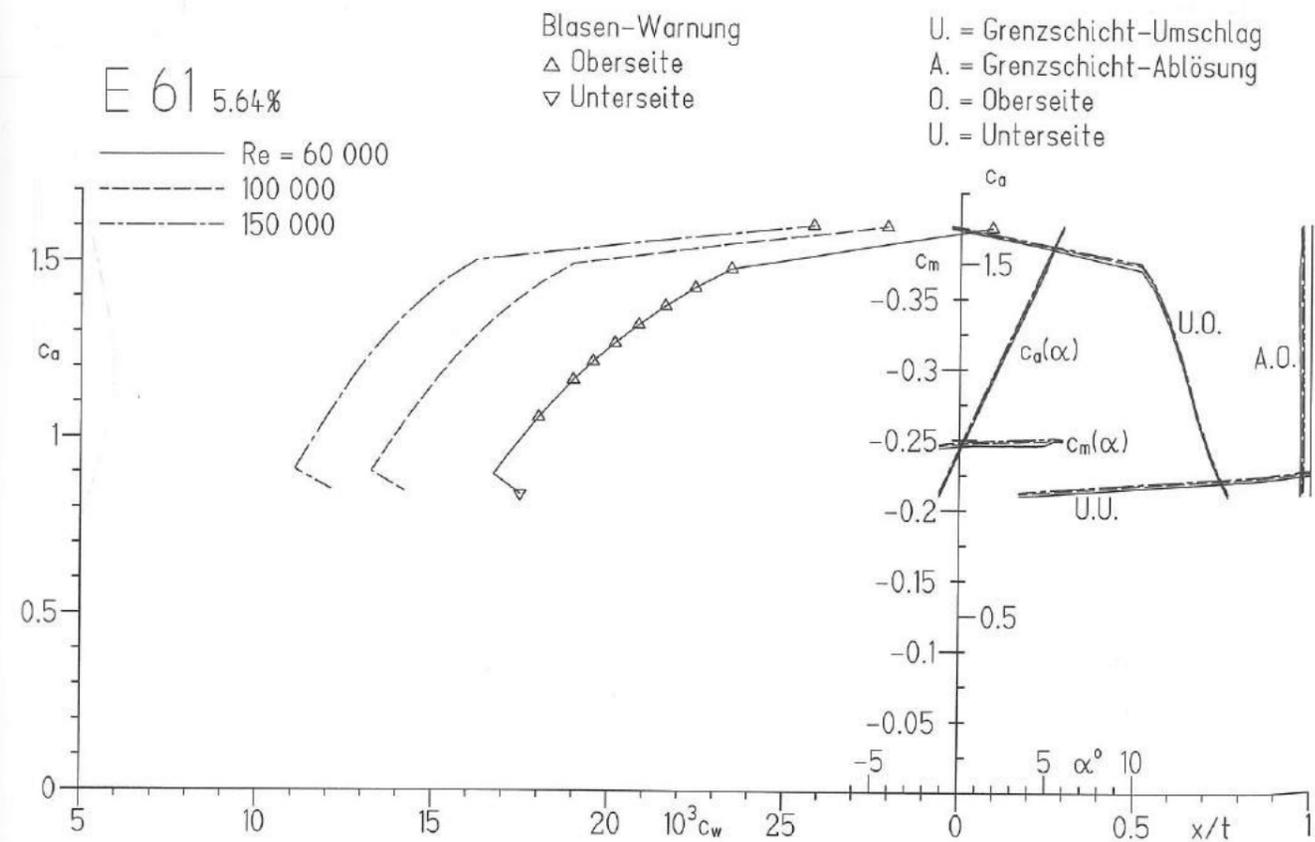
Geschwindigkeitsverteilungen der Profile E 61 und E 168 bei Anstellwinkeln α von 0°, 2°, 4°, und 6°, E 193 und E 205 bei Anstellwinkeln α von -2°, 0°, 2°, 4° und 6°.



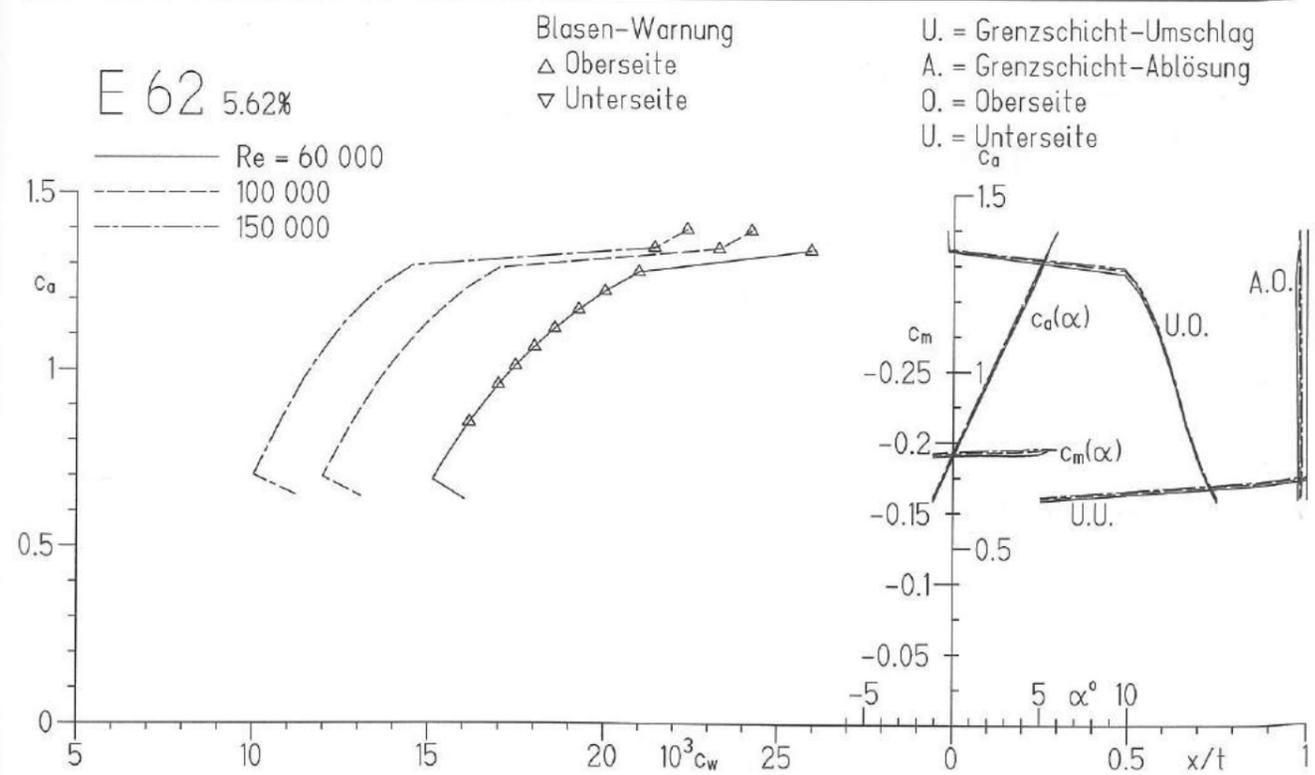
Geschwindigkeitsverteilungen der Profile E 214 ohne Klappe und E 214 mit -5° nach oben ausgeschlagener Klappe bei Anstellwinkeln α von -2° , 0° , 2° , 4° und 6° , E 230 und E 474 bei Anstellwinkeln α von 0° , 2° , 4° und 6° .



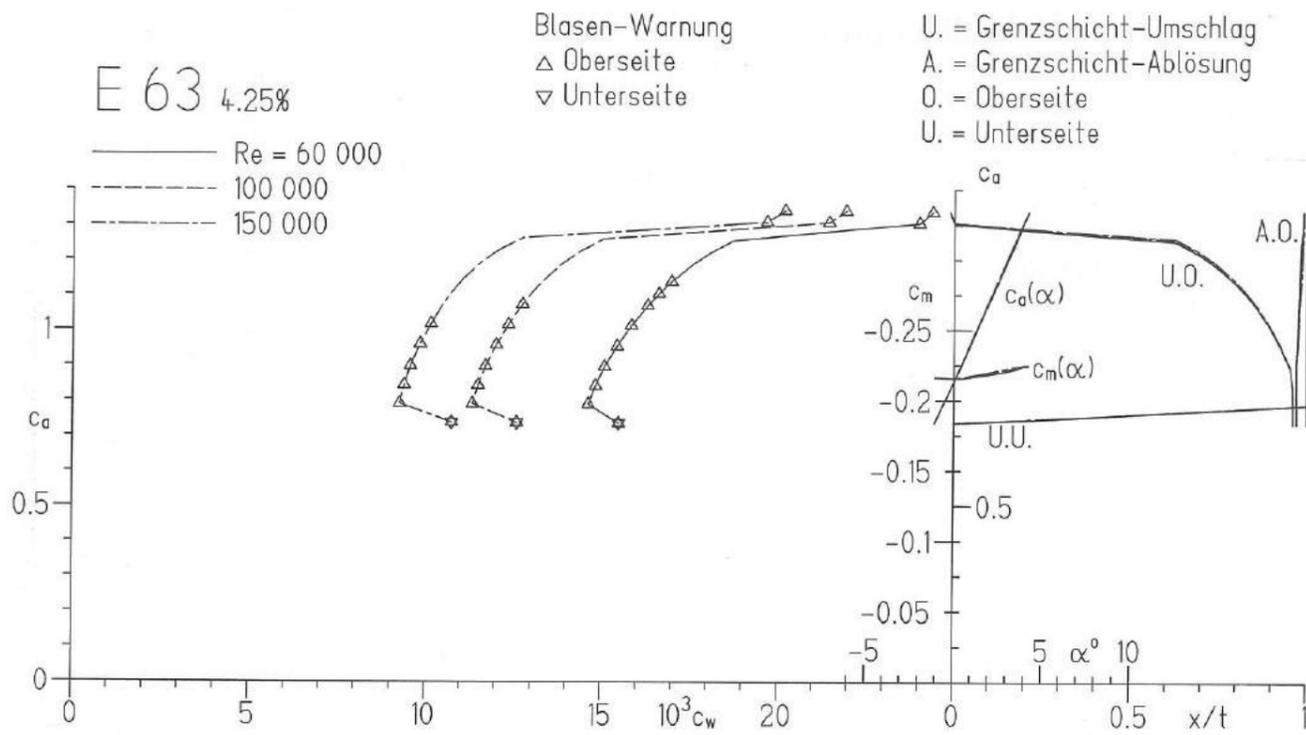
20. Anhang B: Polardiagramme



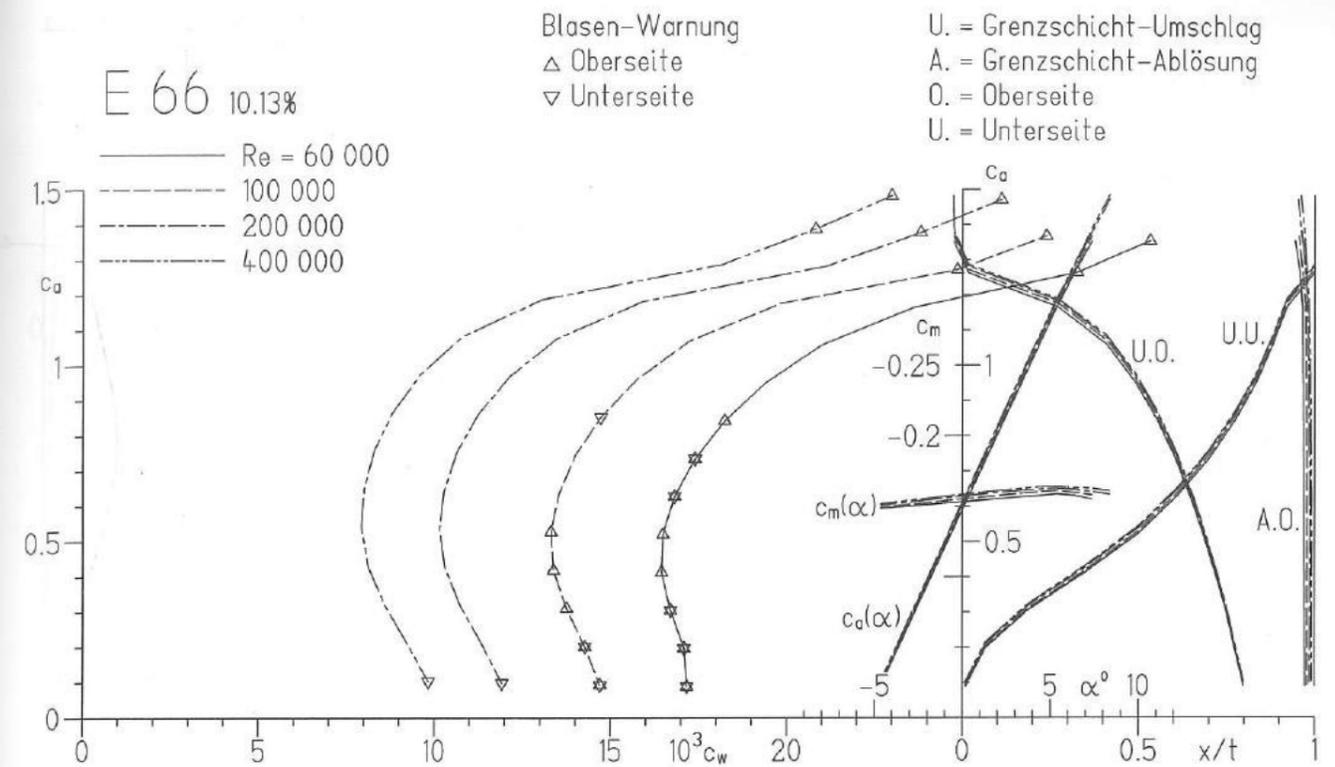
E 61



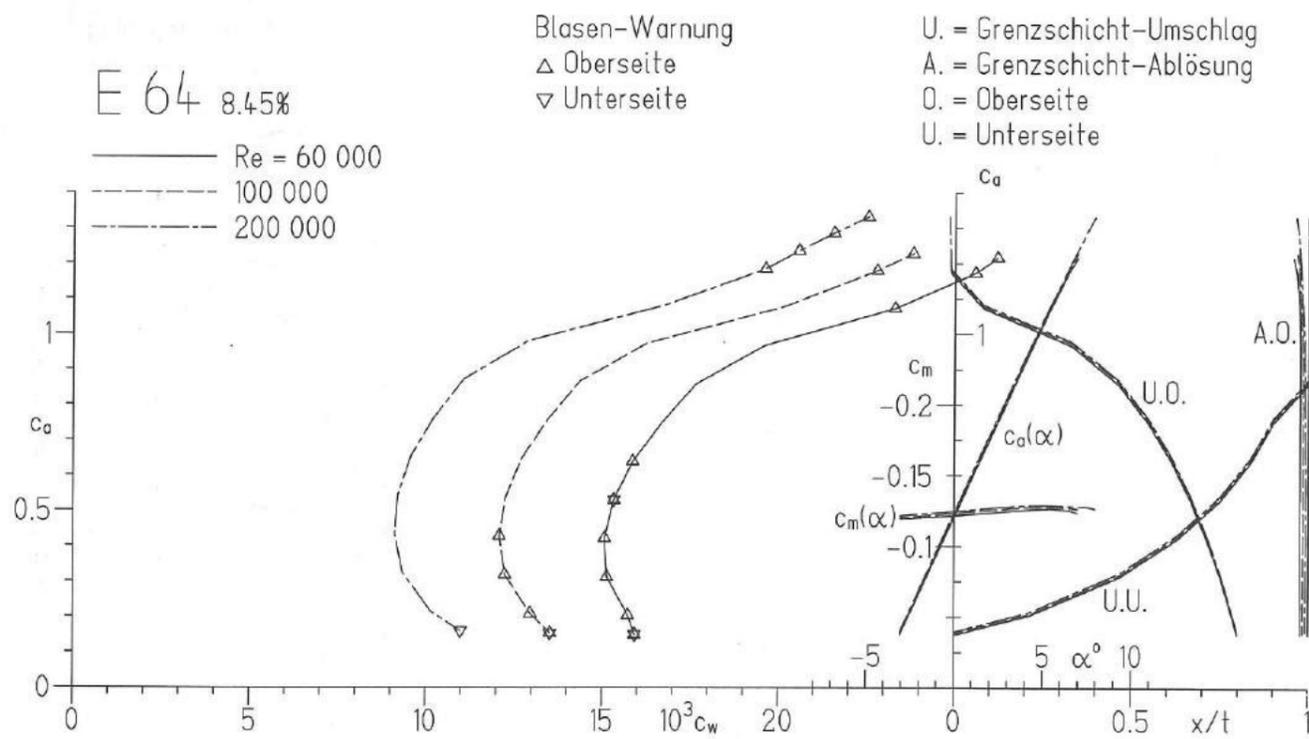
E 62



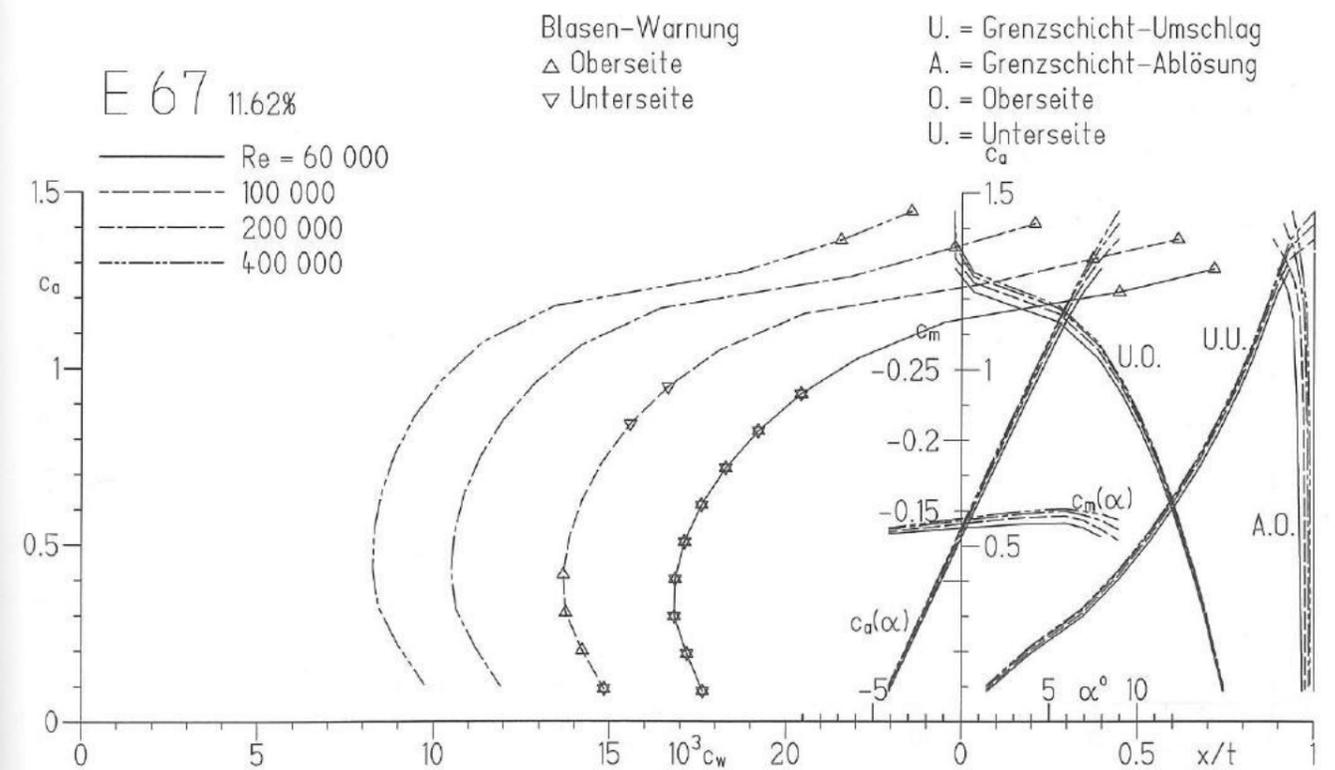
E 63



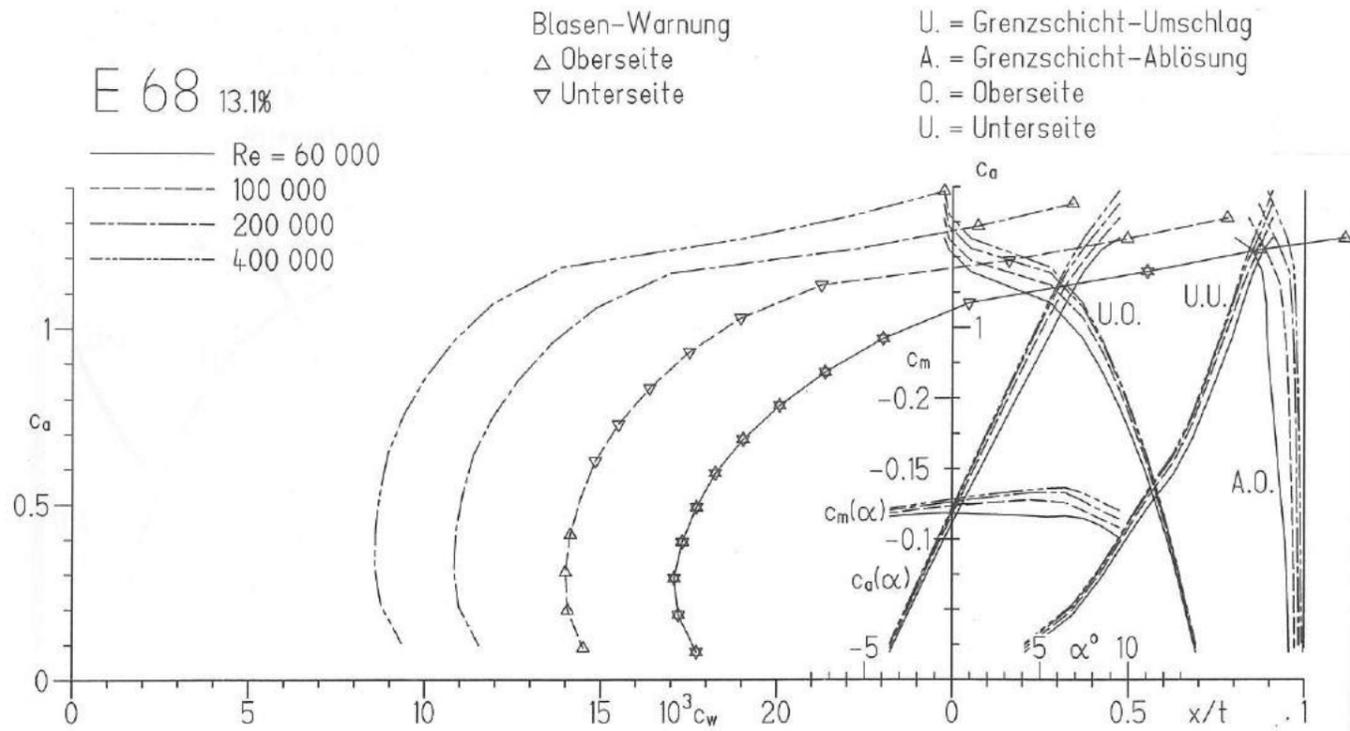
E 66



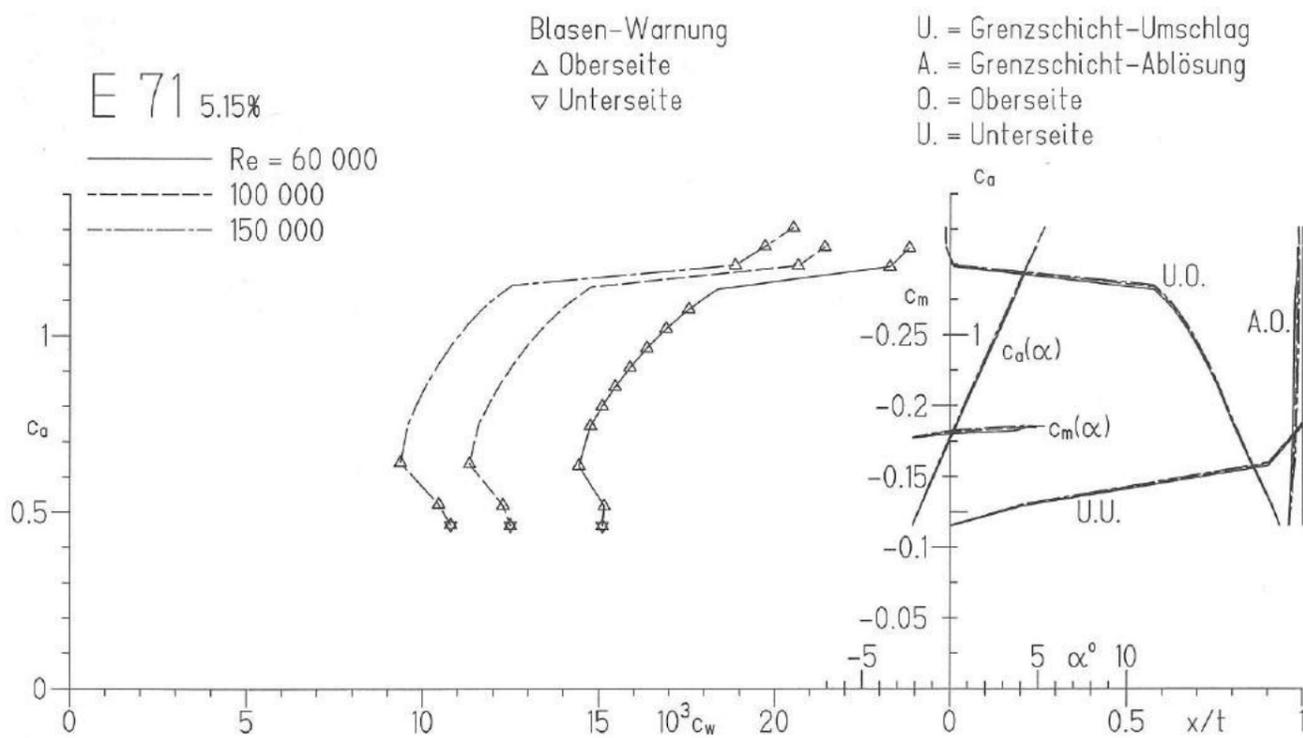
E 64



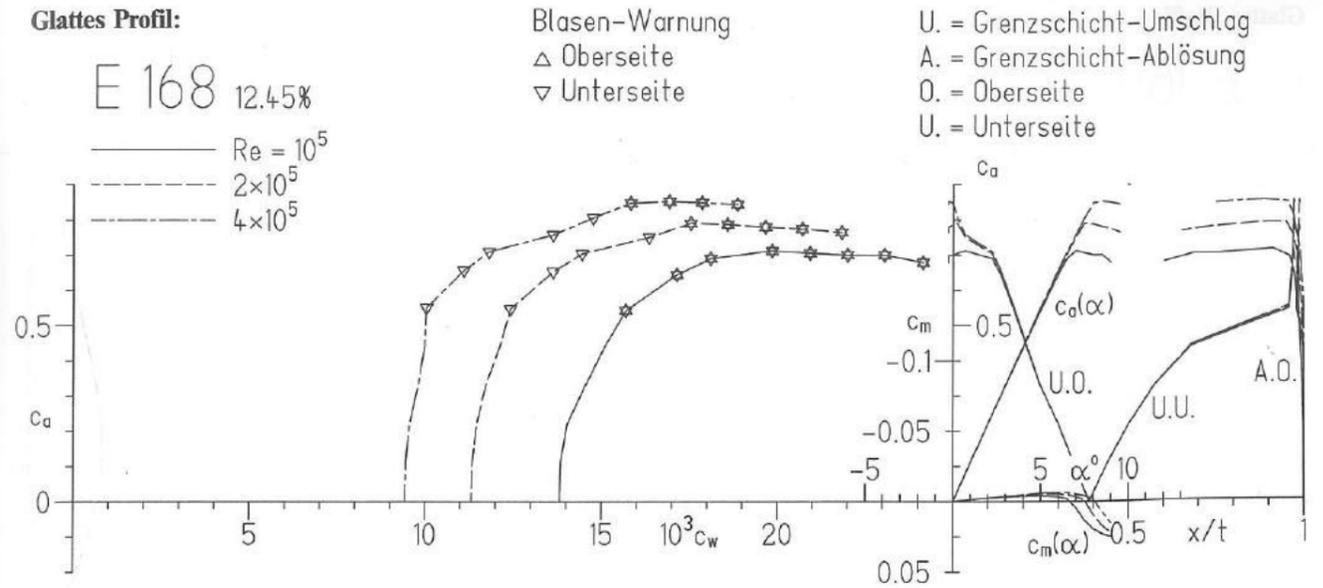
E 67



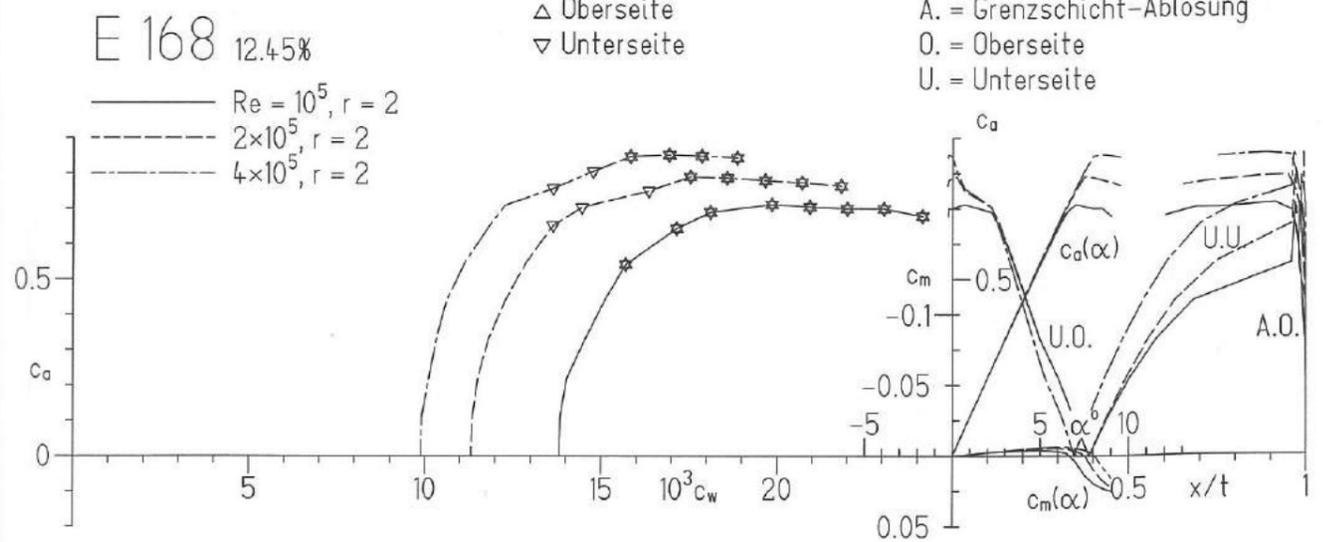
E 68



E 71



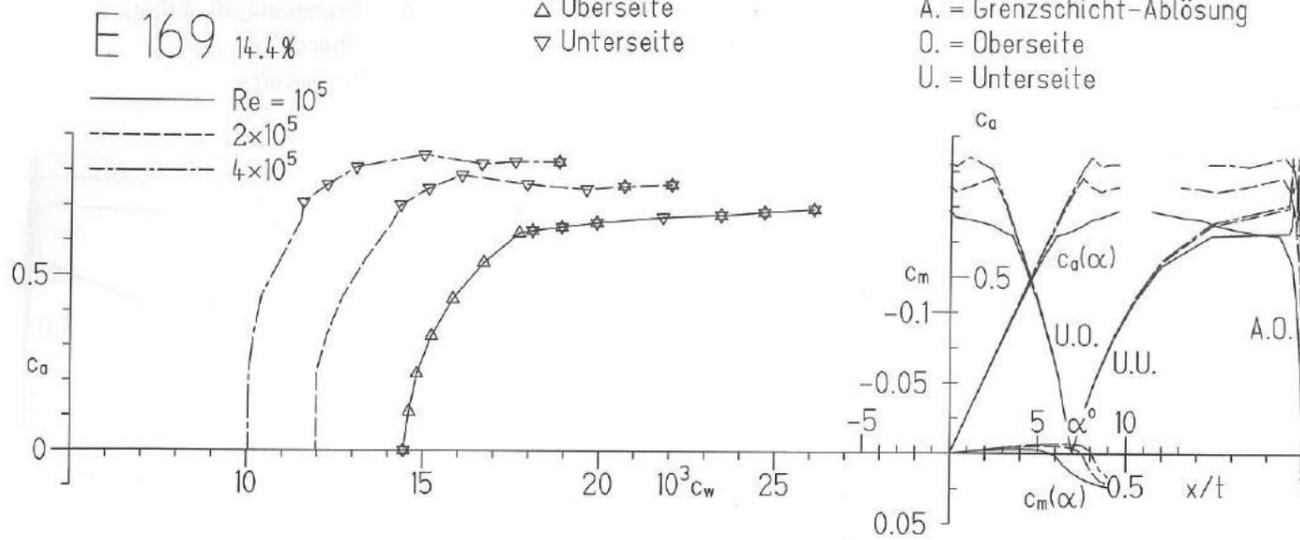
Rauhes Profil:



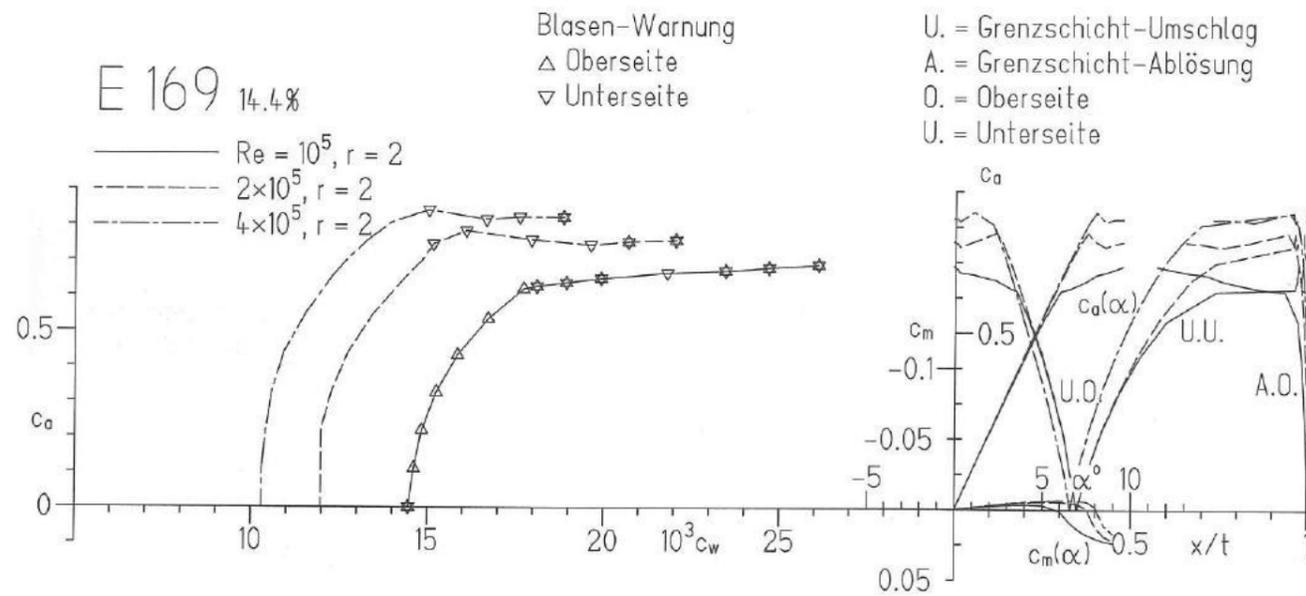
E 168

(oben glatte Oberfläche, unten rauh ($r = 2$))

Glattes Profil:

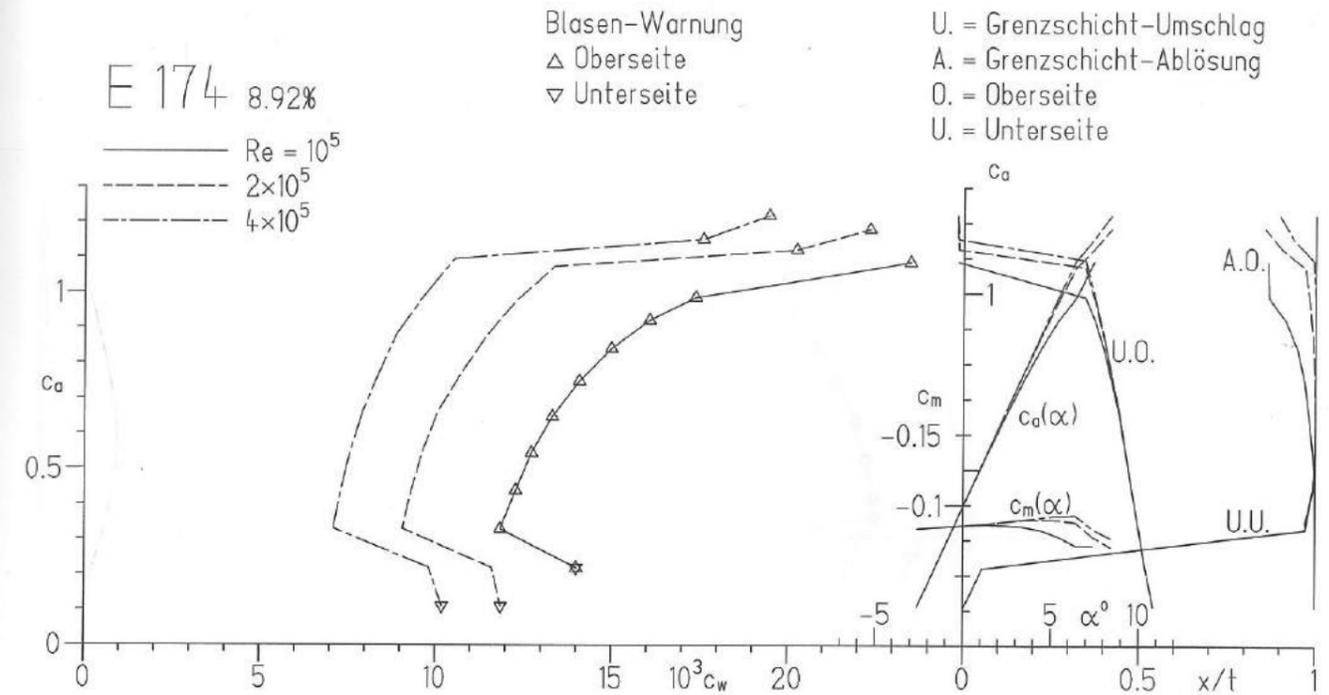


Raues Profil:

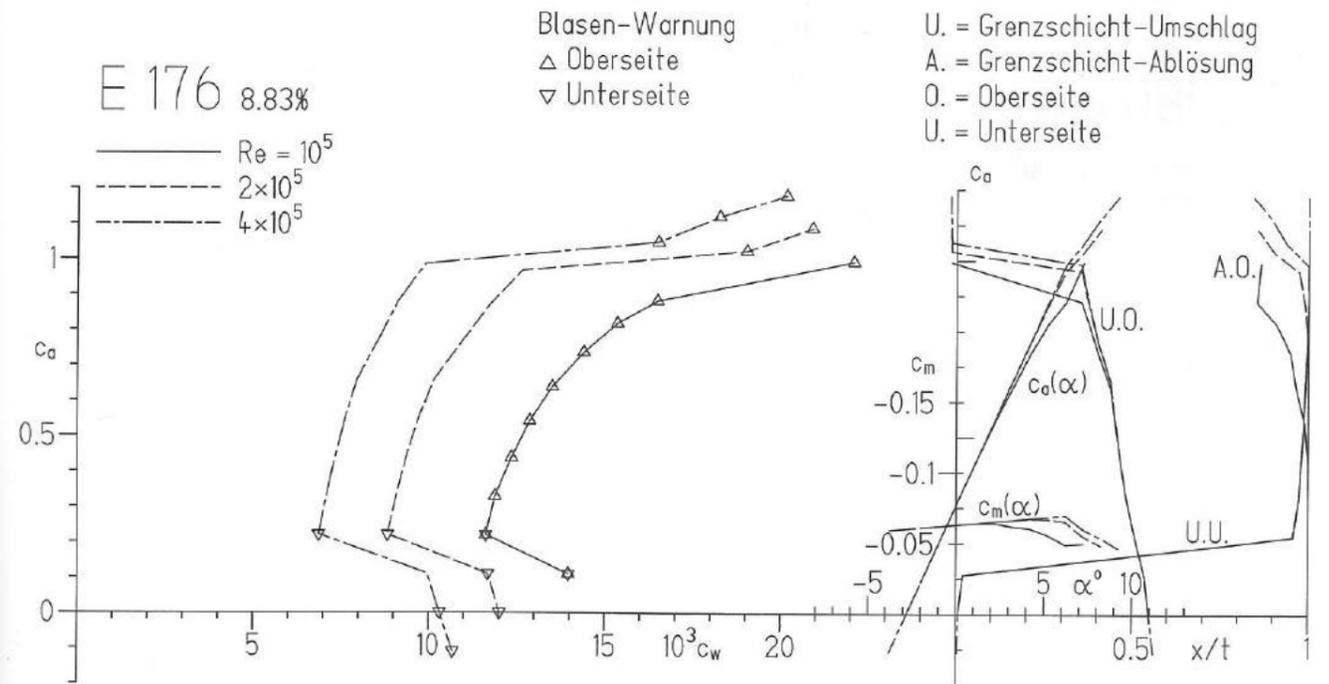


E 169 (oben glatte Oberfläche, unten rauh ($r = 2$))

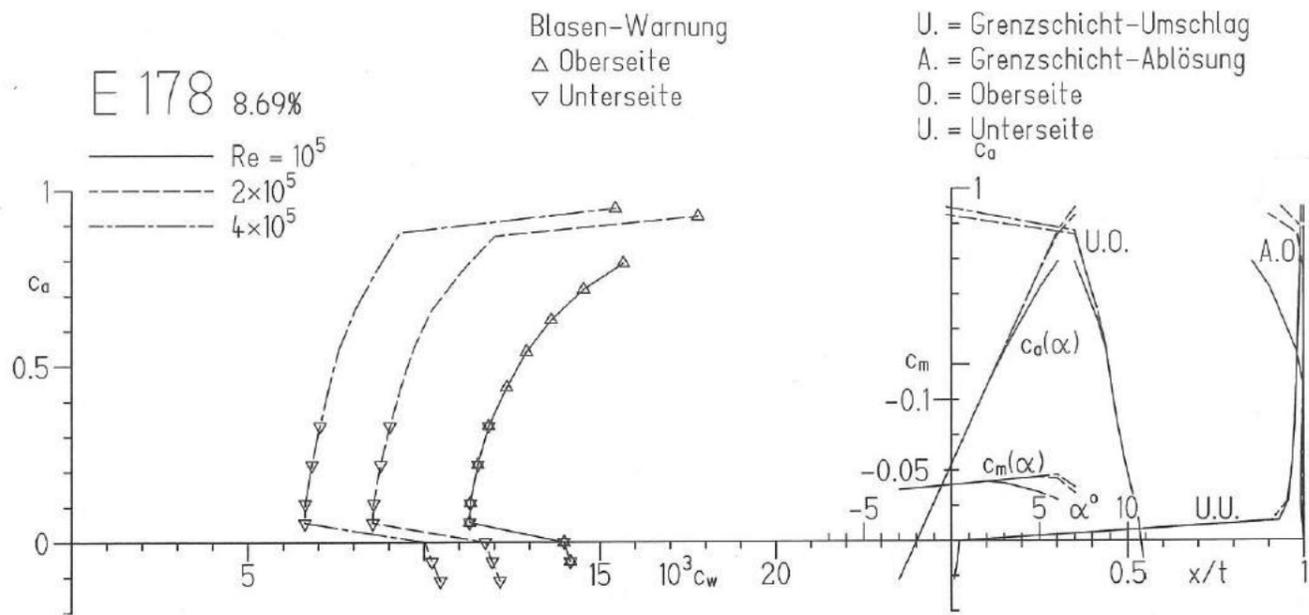
E 174 8.92%



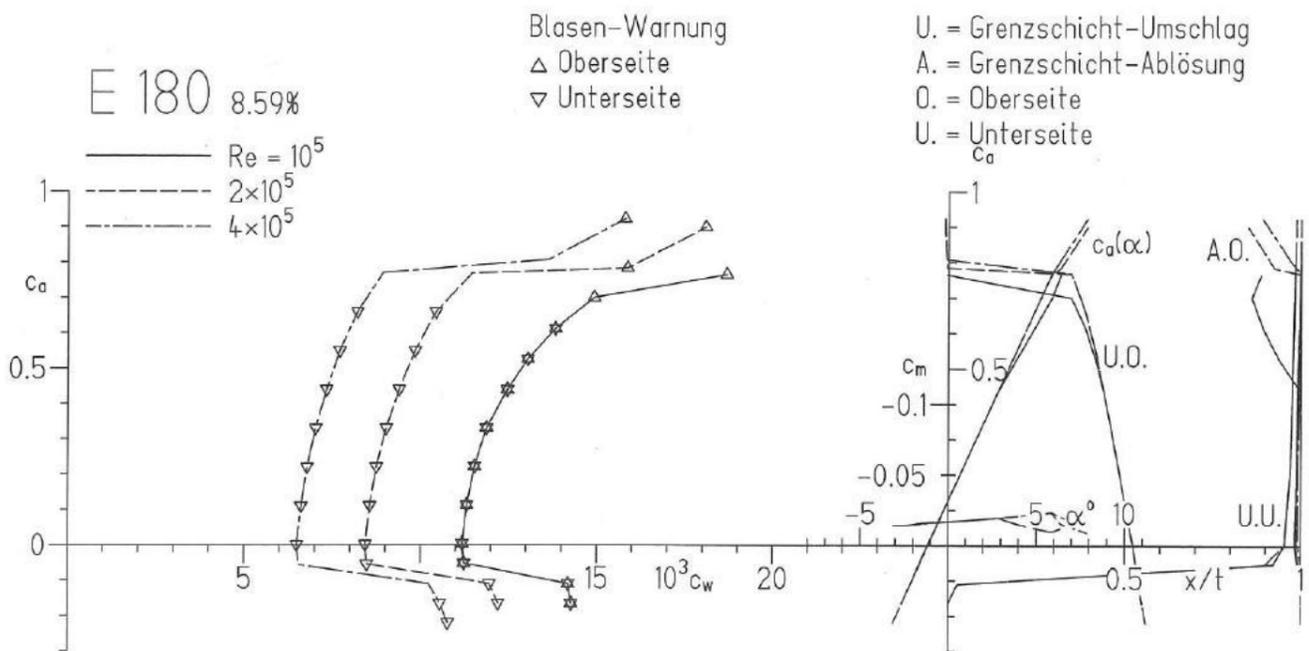
E 174



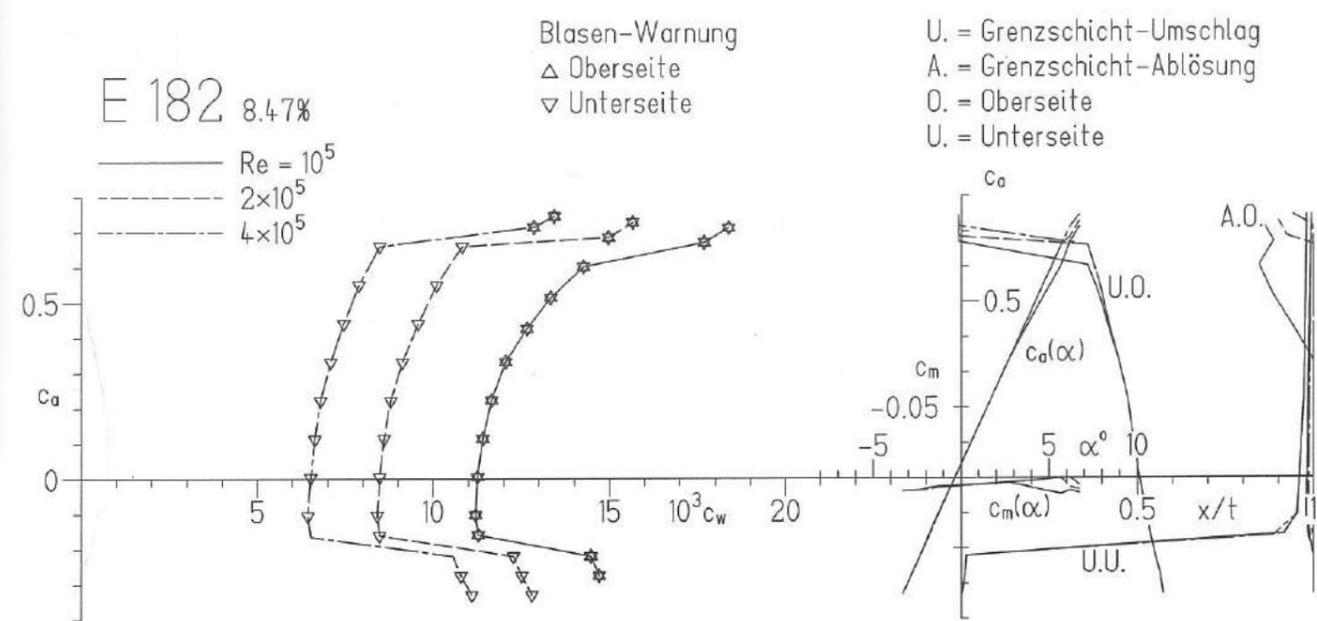
E 176



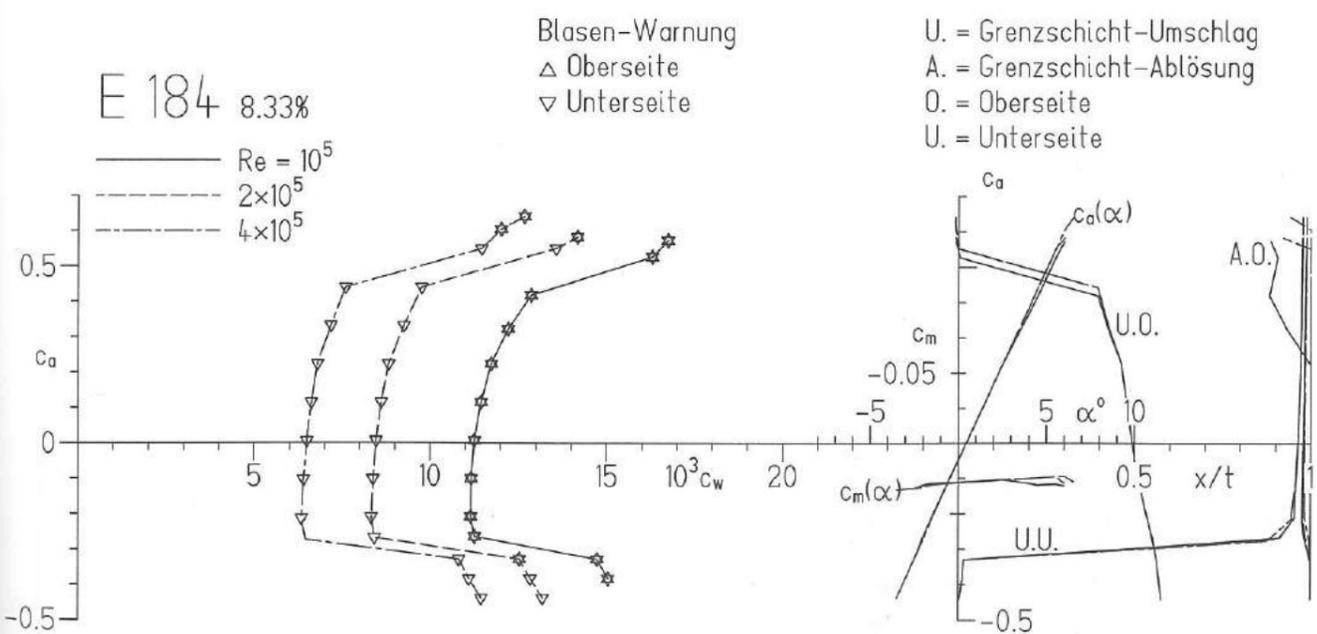
E 178



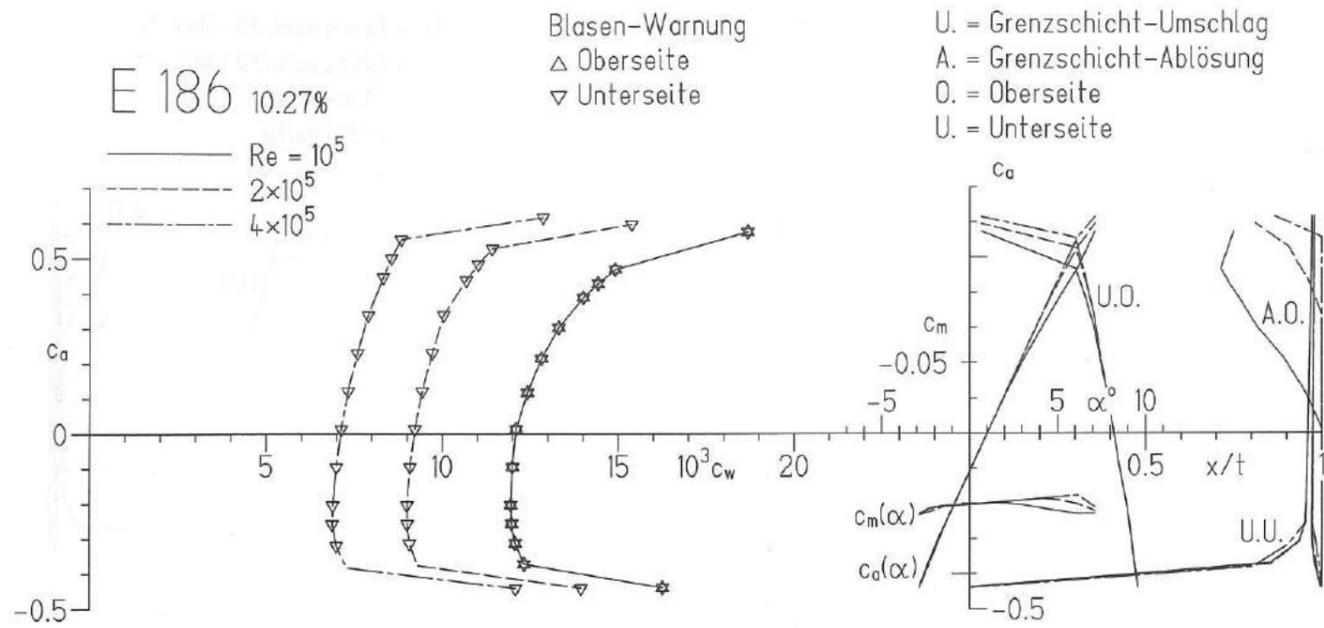
E 180



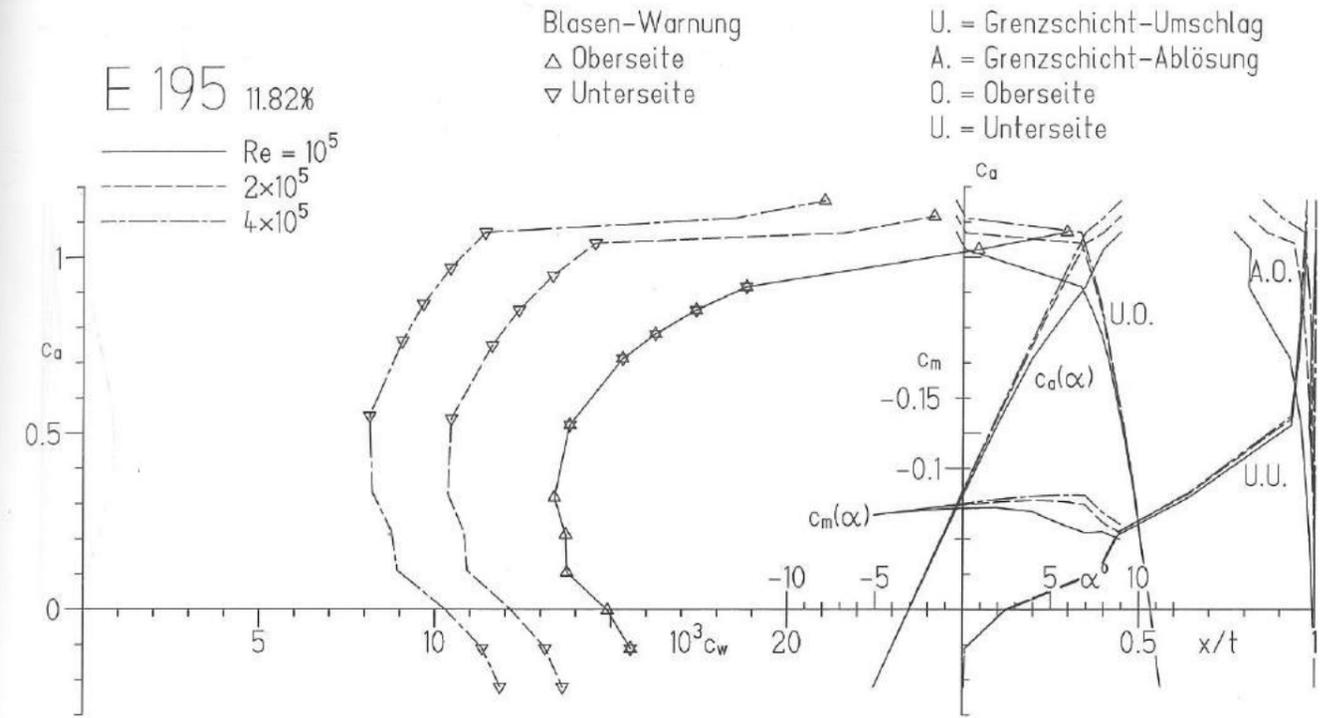
E 182



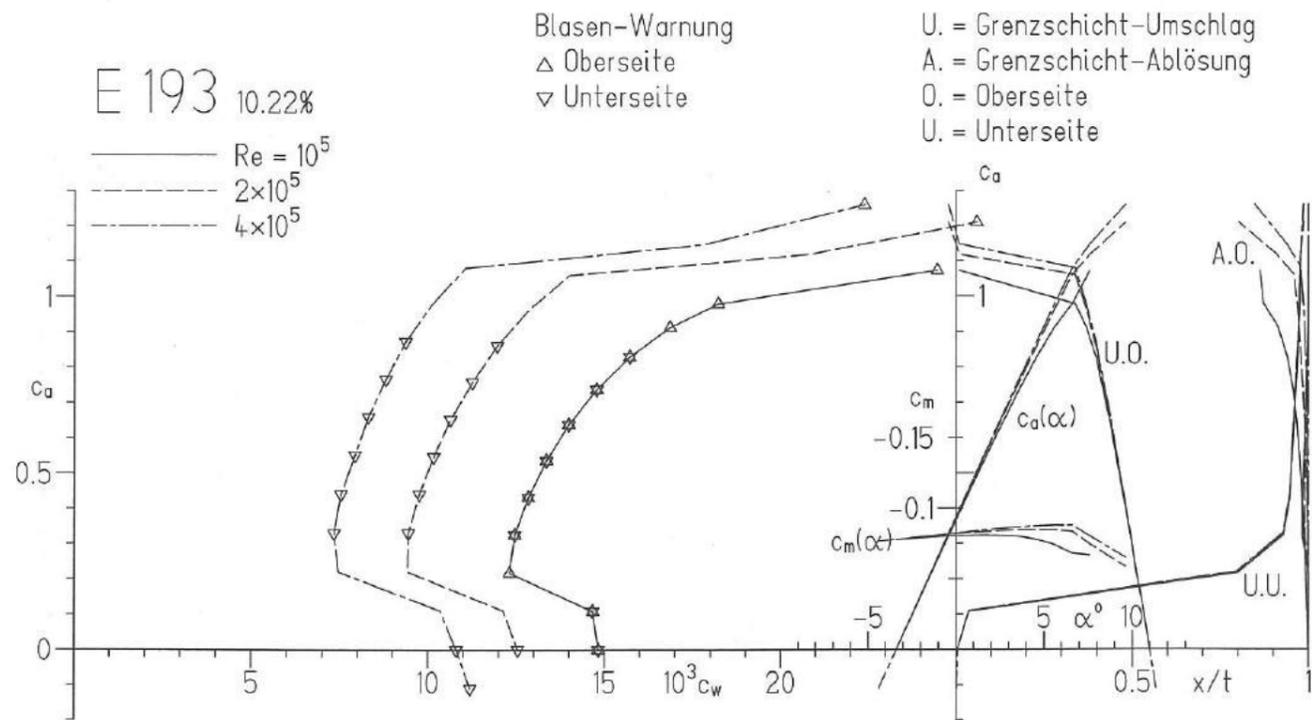
E 184



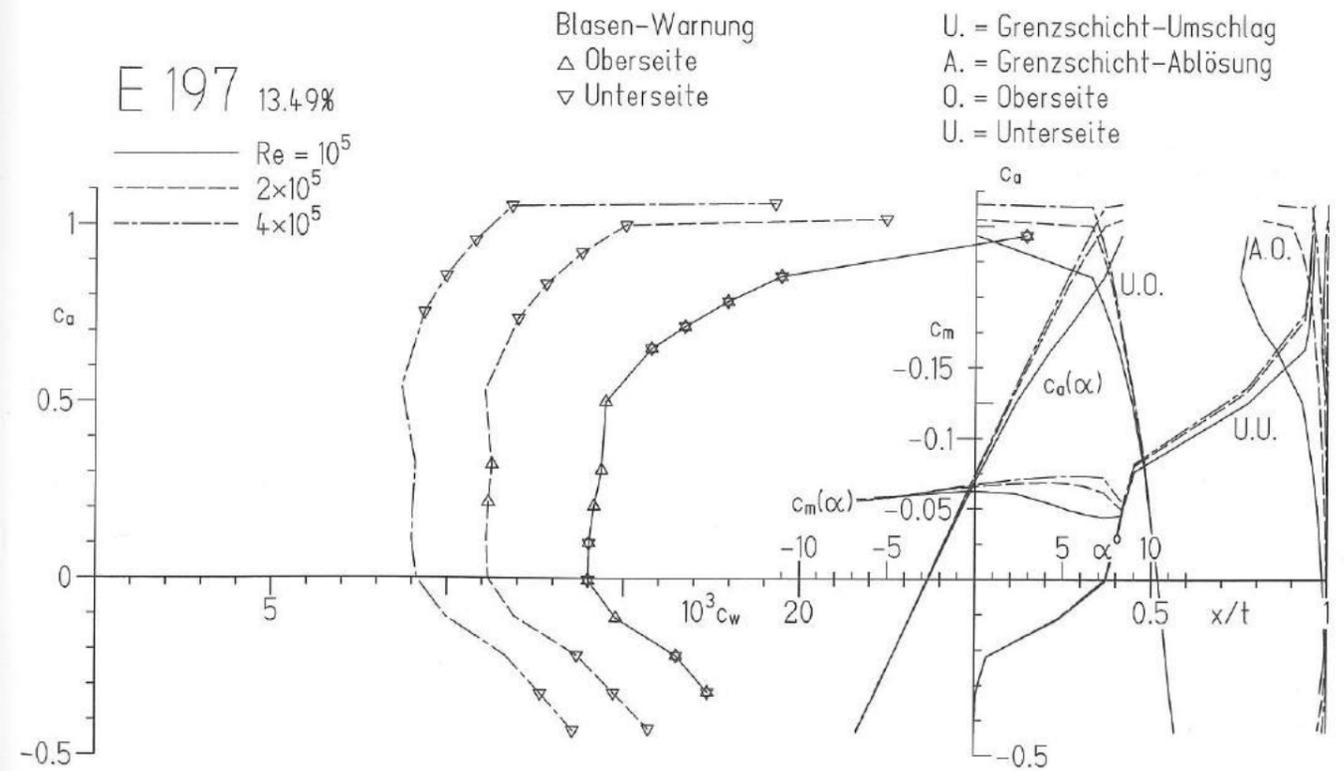
E 186



E 195

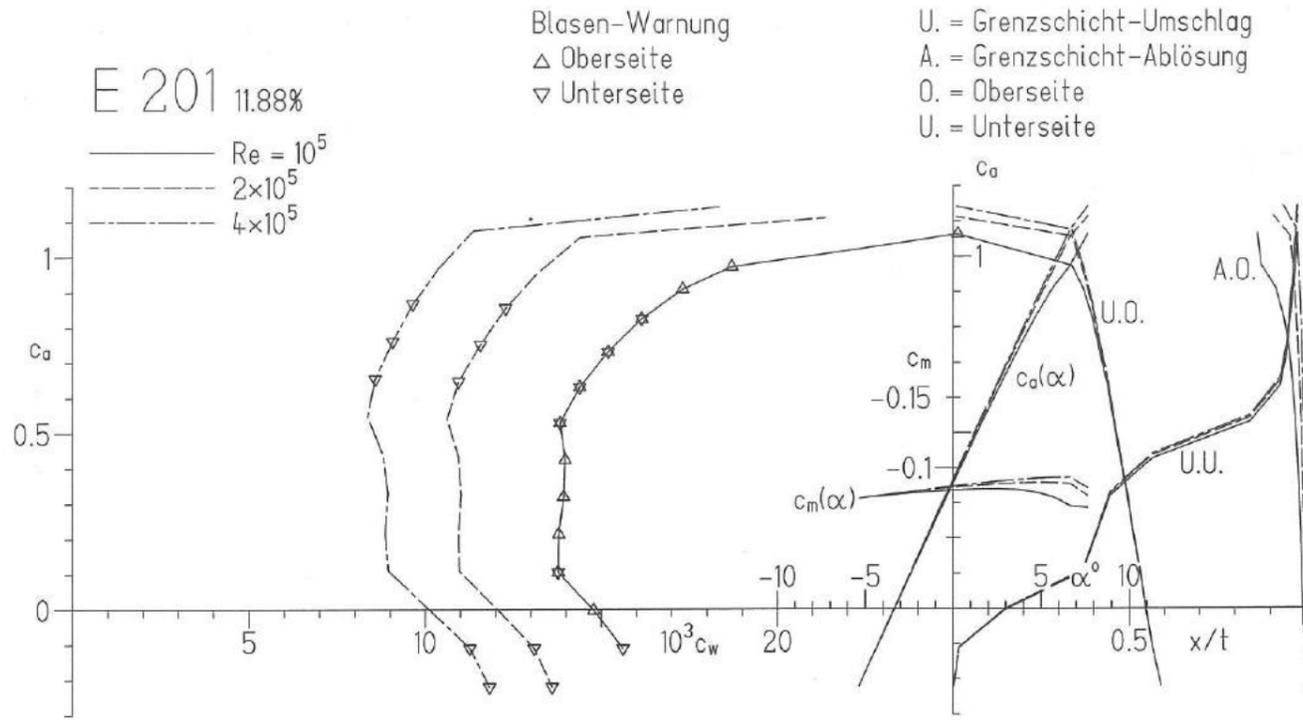


E 193



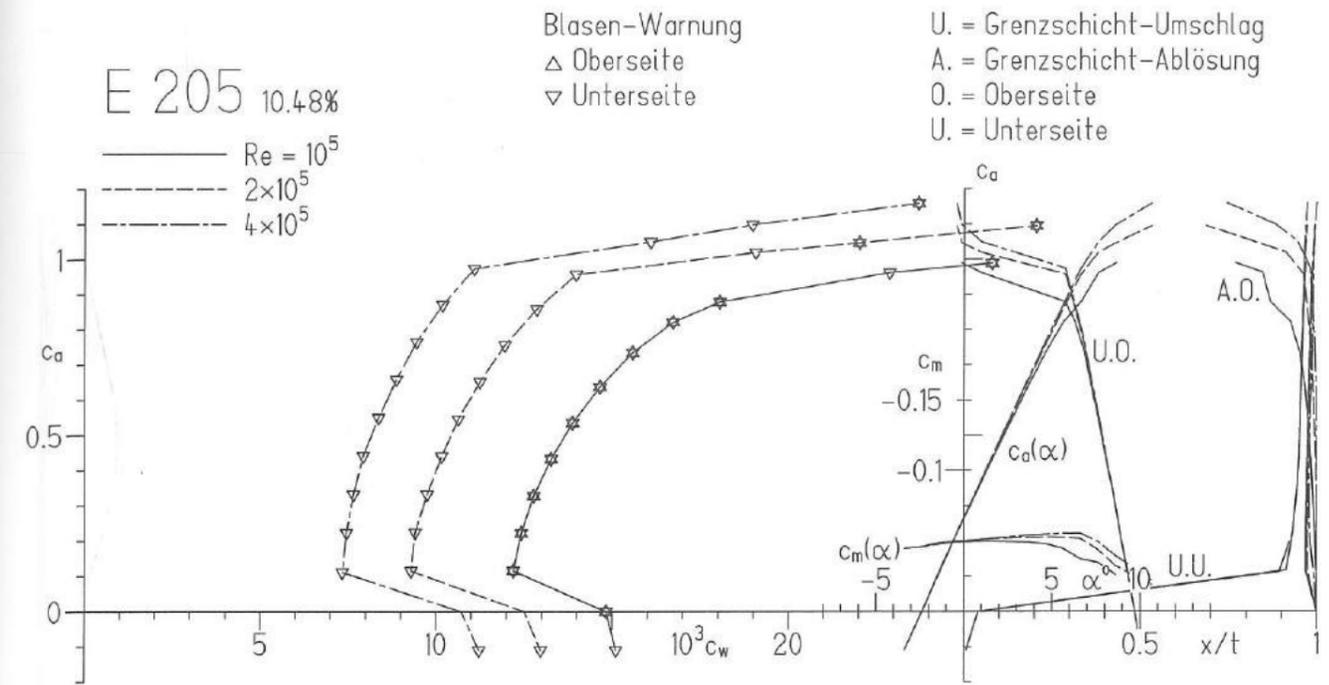
E 197

E 201 11.88%



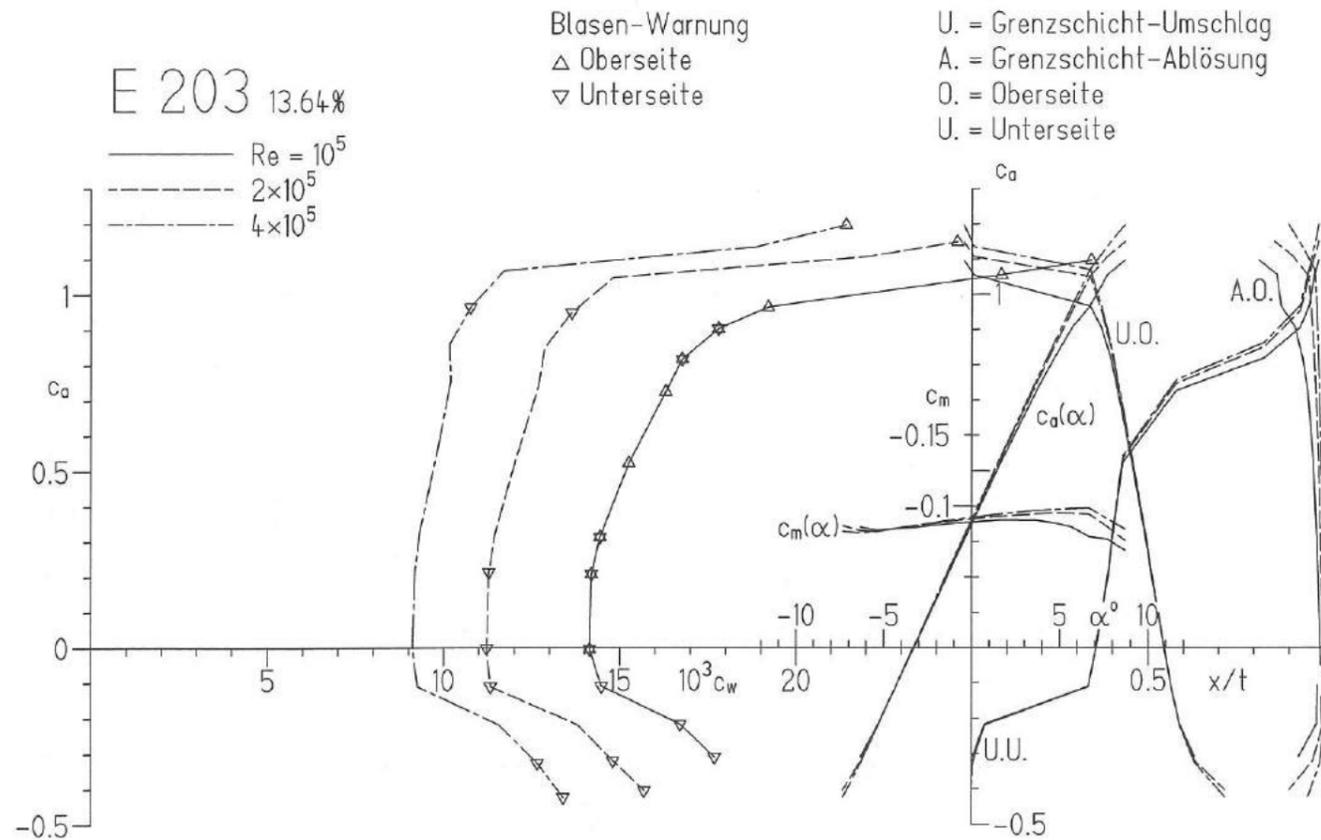
E 201

E 205 10.48%



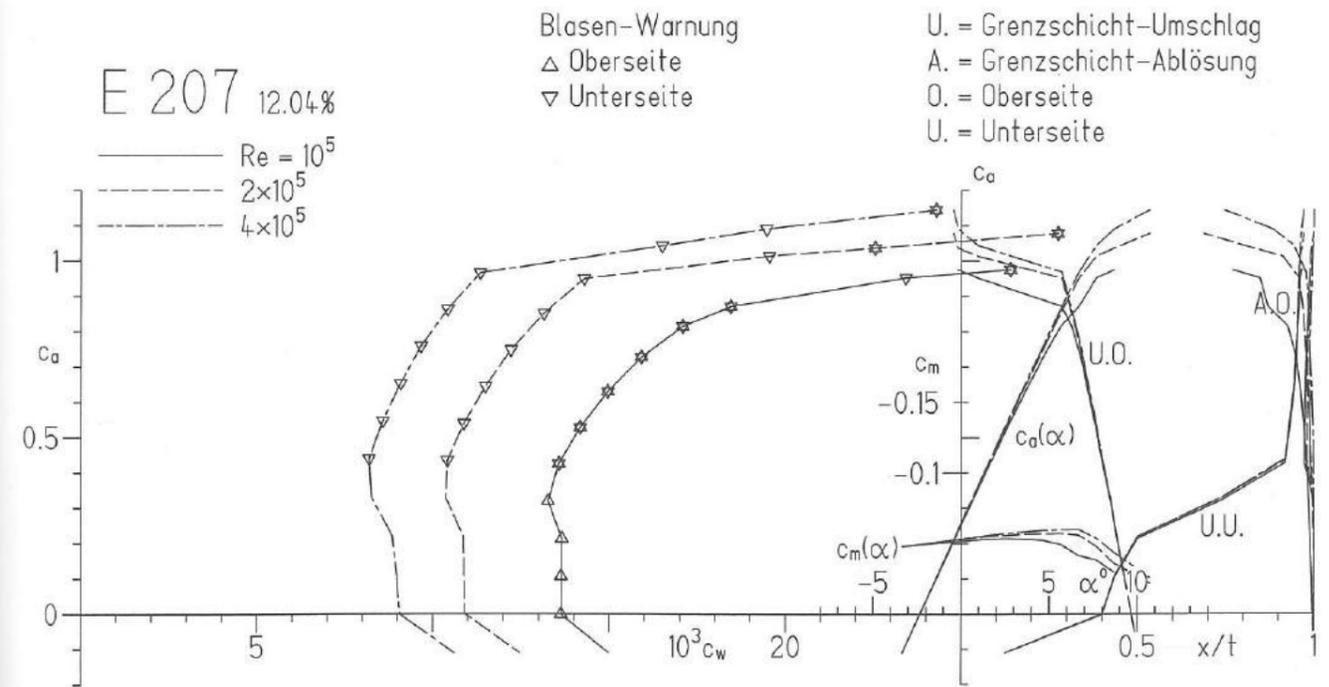
E 205

E 203 13.64%

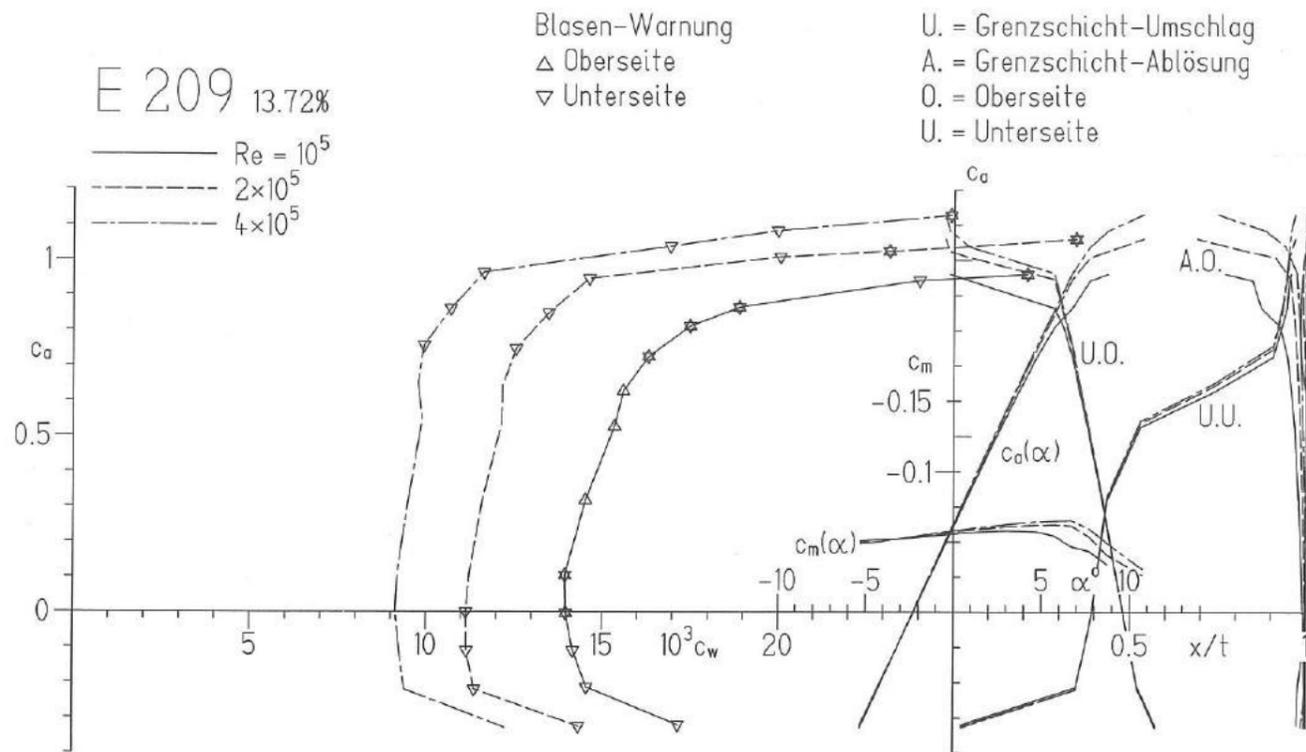


E 203

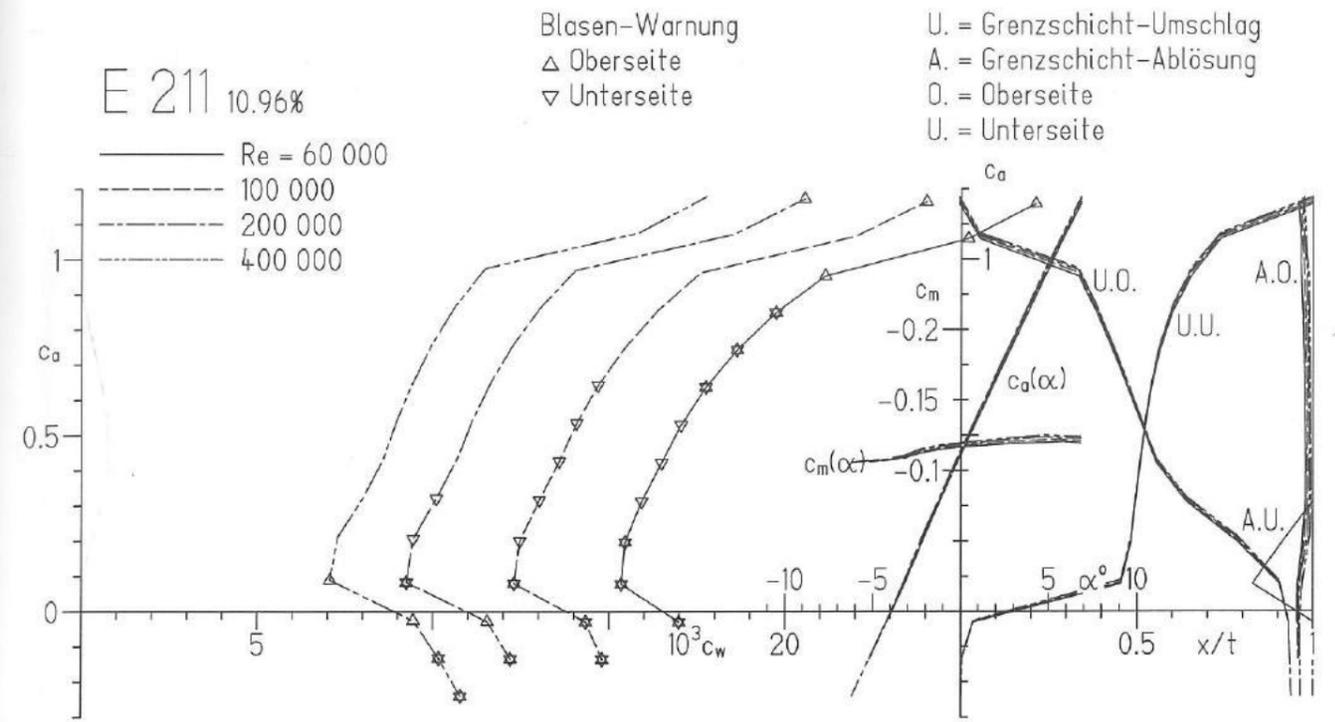
E 207 12.04%



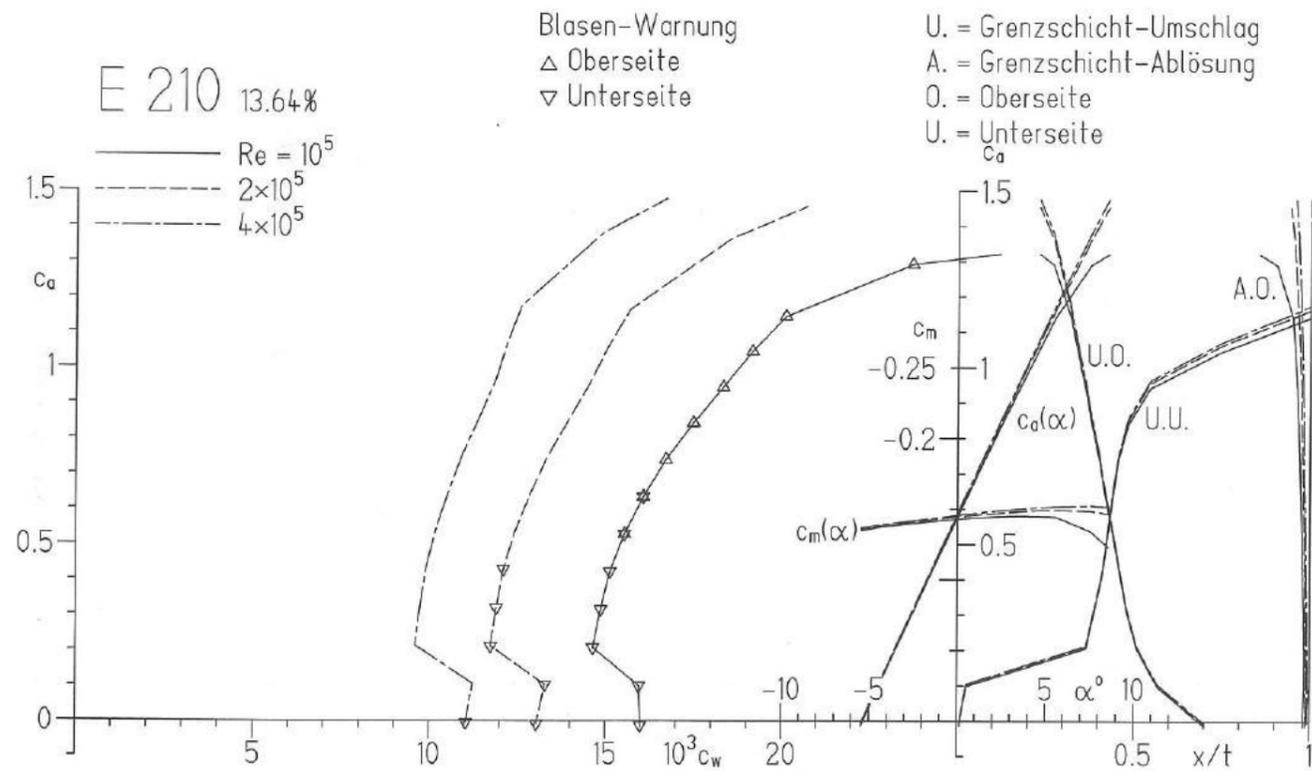
E 207



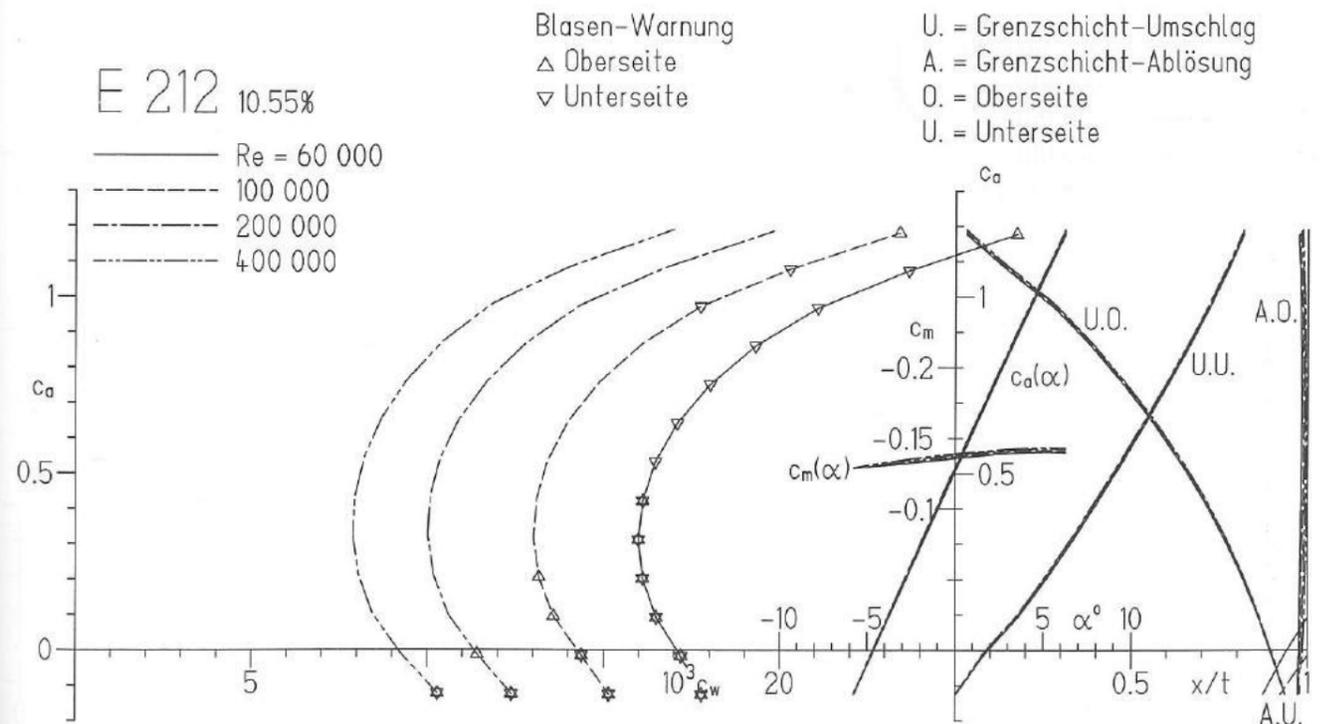
E 209



E 211



E 210

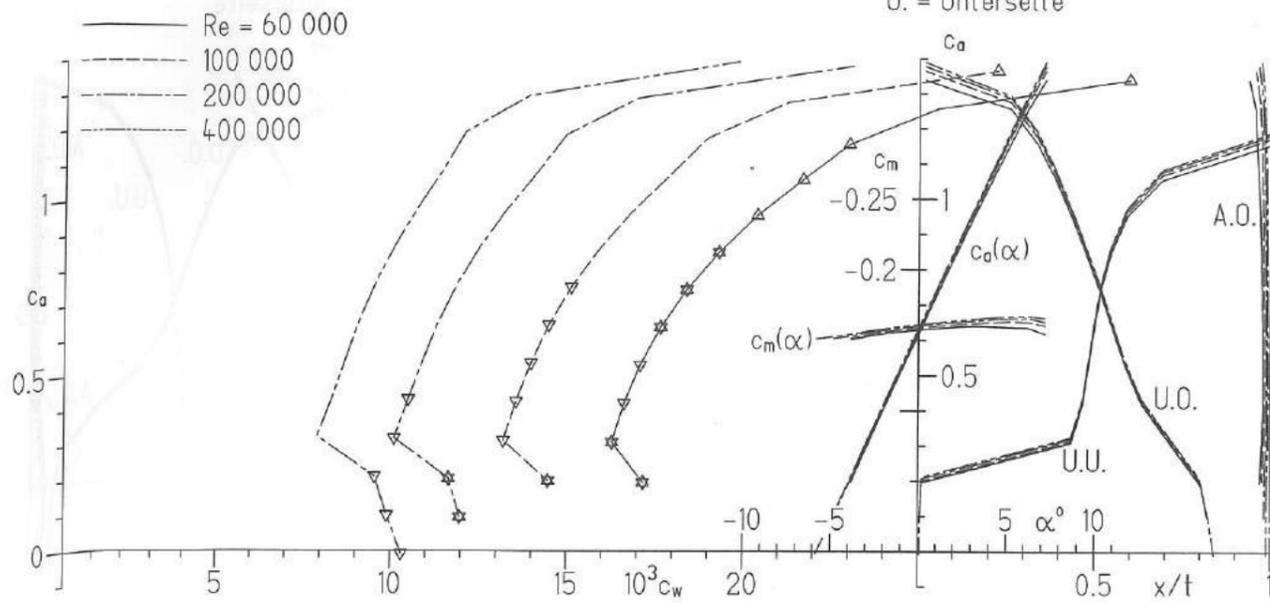


E 212

E 214 11.1%

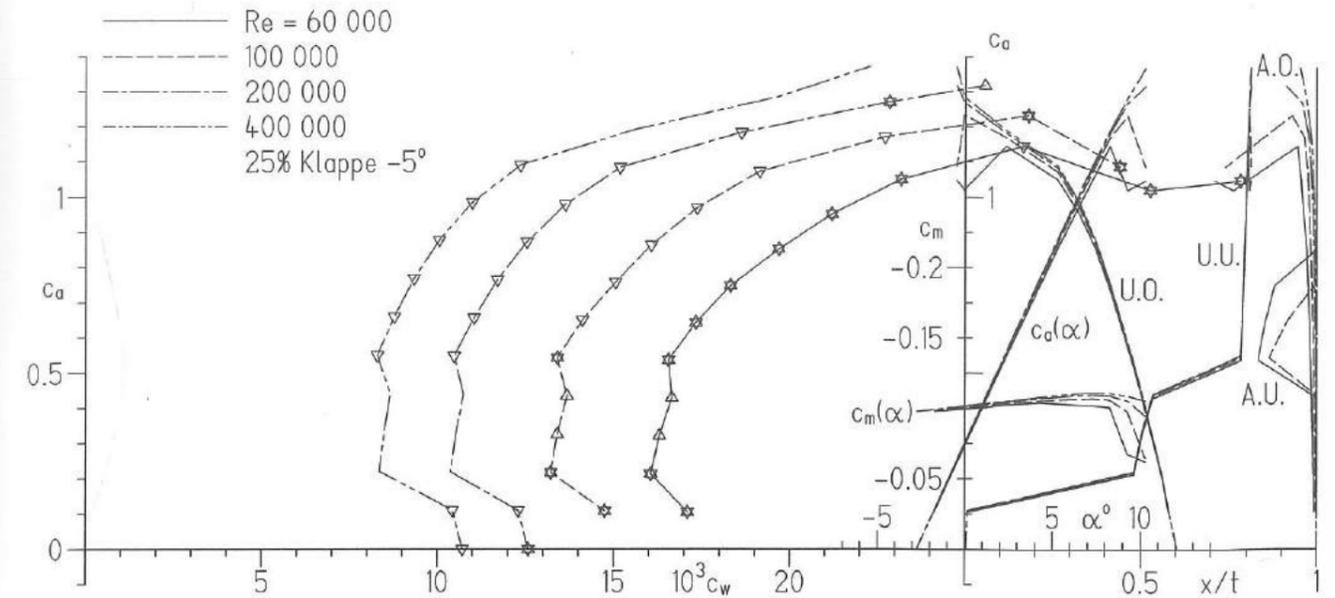
Blasen-Warnung
 \triangle Oberseite
 ∇ Unterseite

U. = Grenzschicht-Umschlag
 A. = Grenzschicht-Ablösung
 O. = Oberseite
 U. = Unterseite



E 214

E 214 11.1%

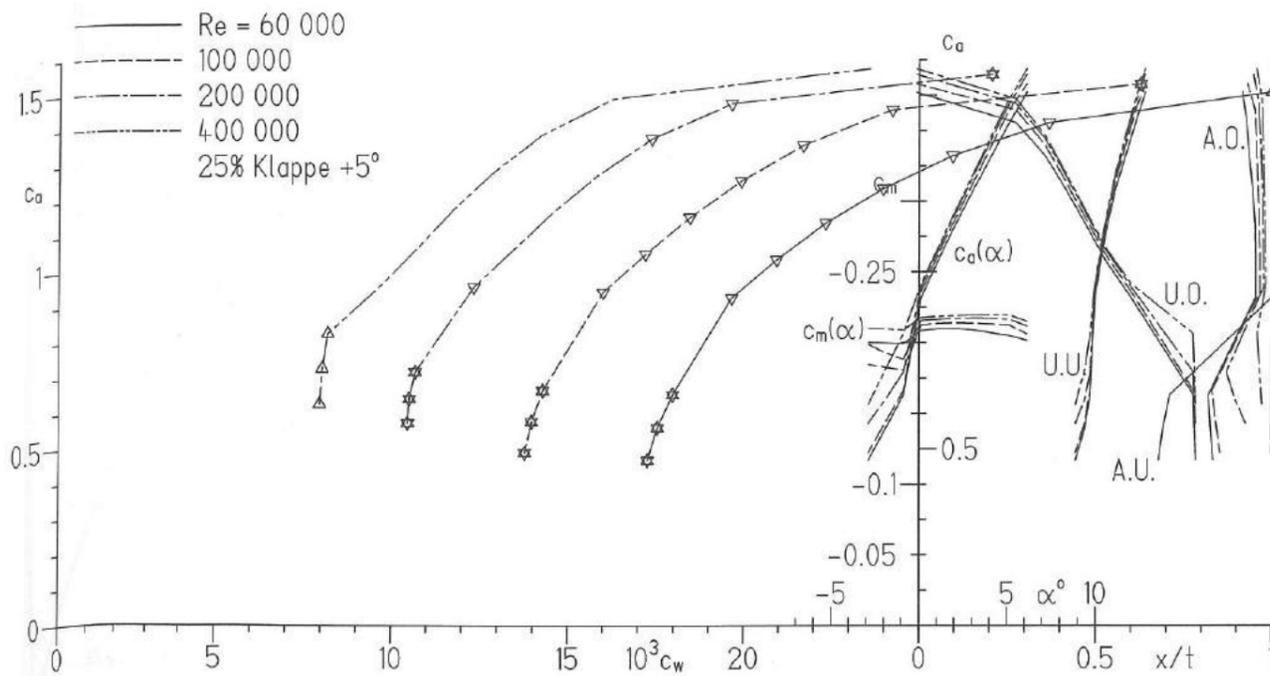


E 214 25% Klappe -5° (Ausschlag nach oben)

E 214 11.1%

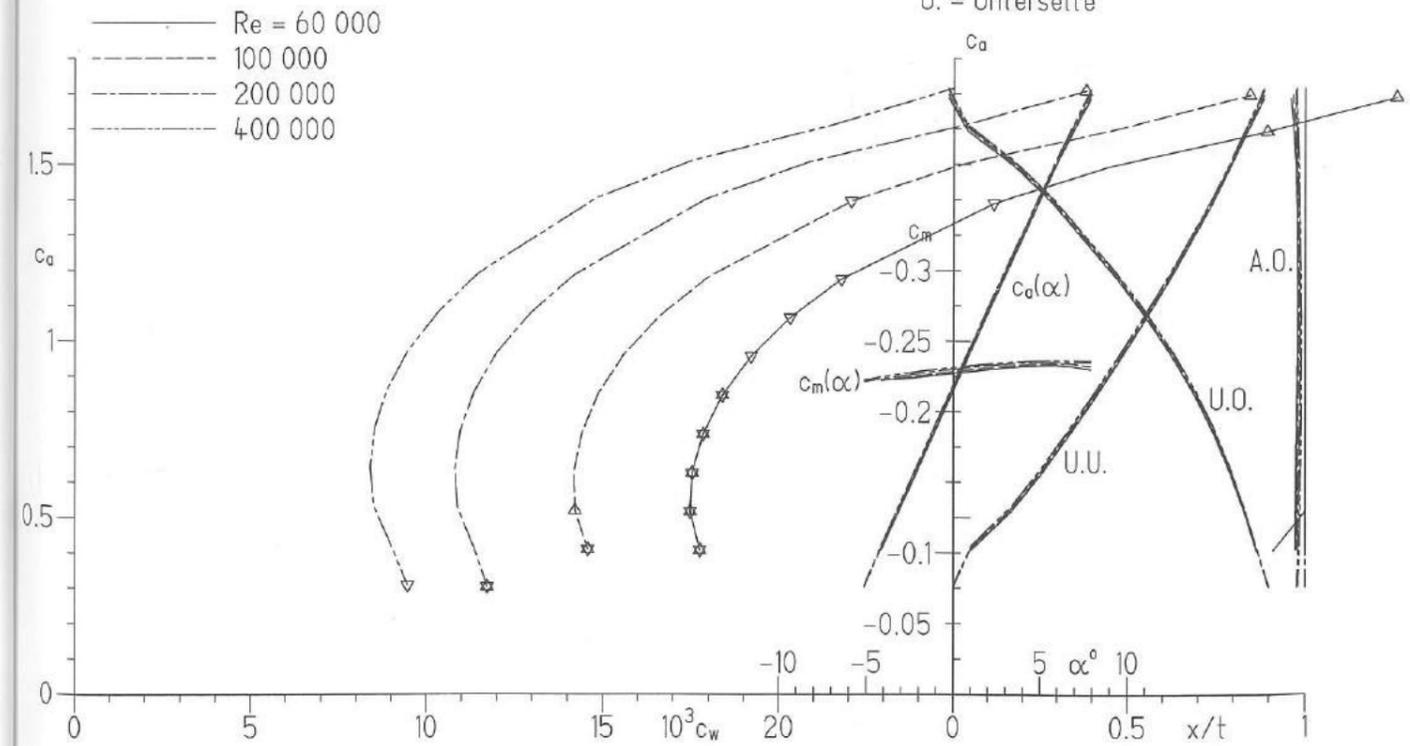
Blasen-Warnung
 \triangle Oberseite
 ∇ Unterseite

U. = Grenzschicht-Umschlag
 A. = Grenzschicht-Ablösung
 O. = Oberseite
 U. = Unterseite

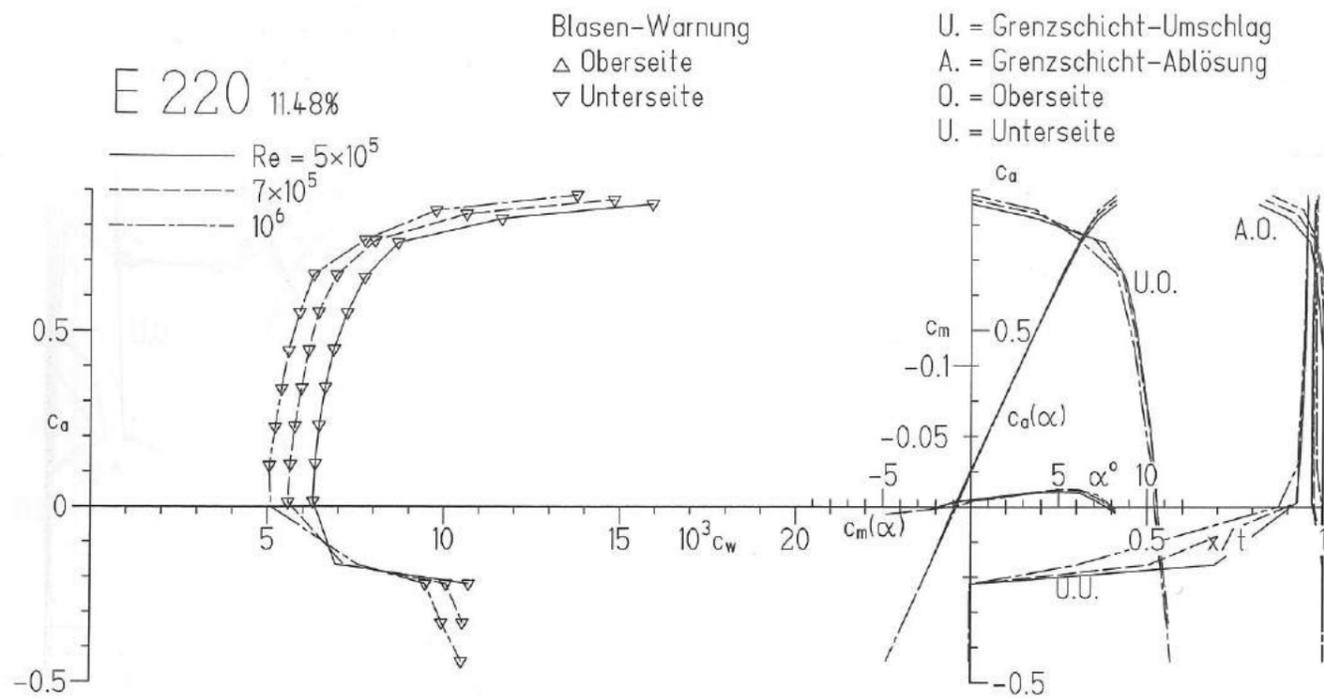


E 214 25% Klappe $+5^\circ$ (Ausschlag nach unten)

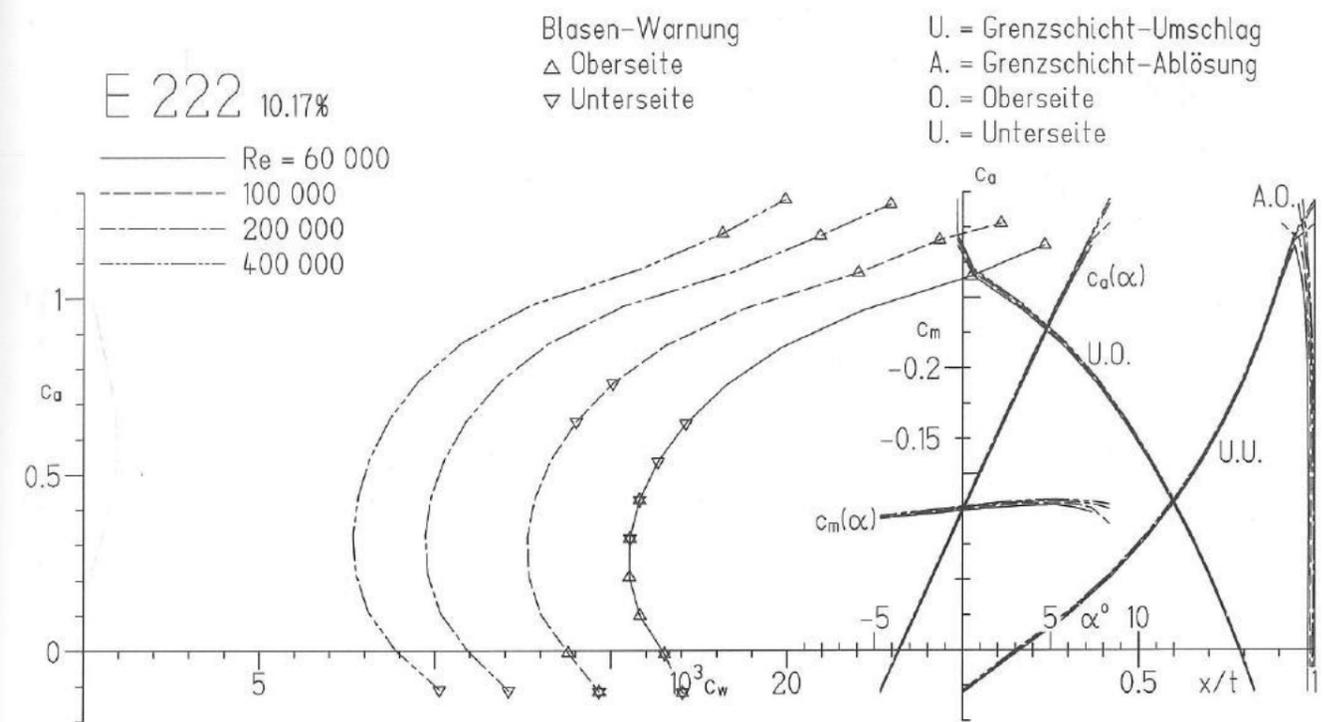
E 216 10.4%



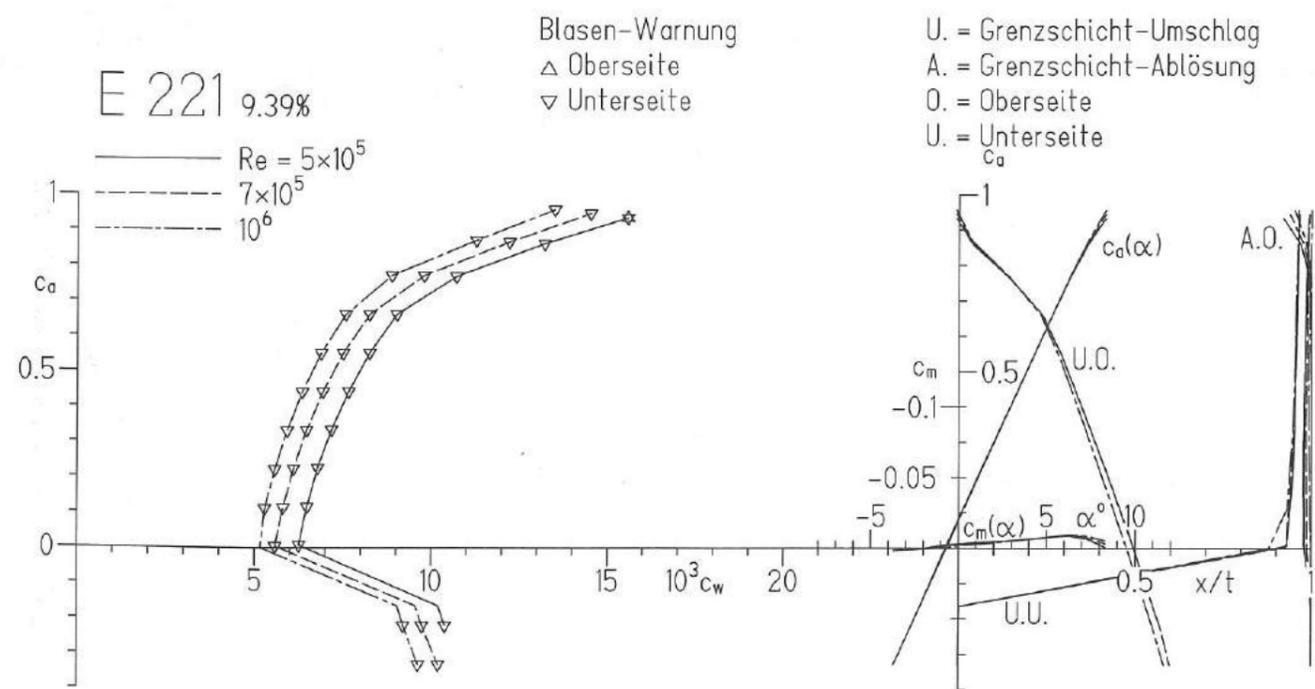
E 216



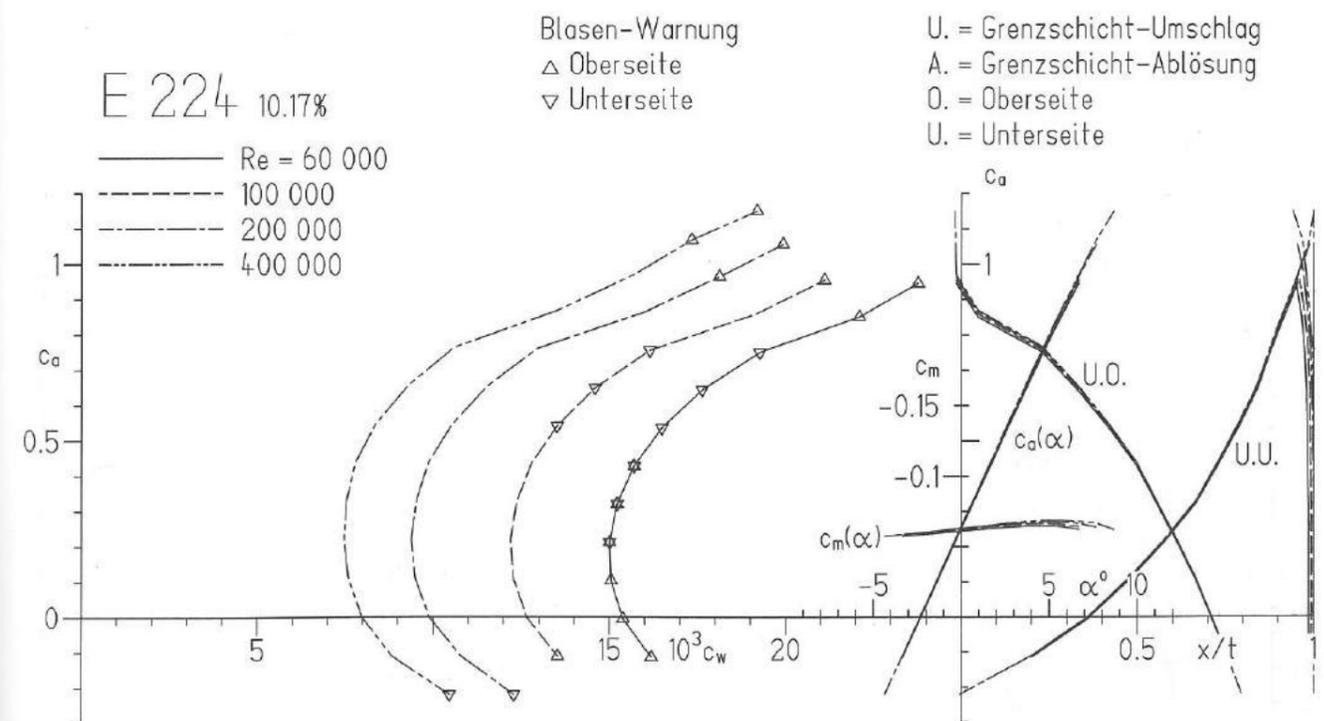
E 220



E 222

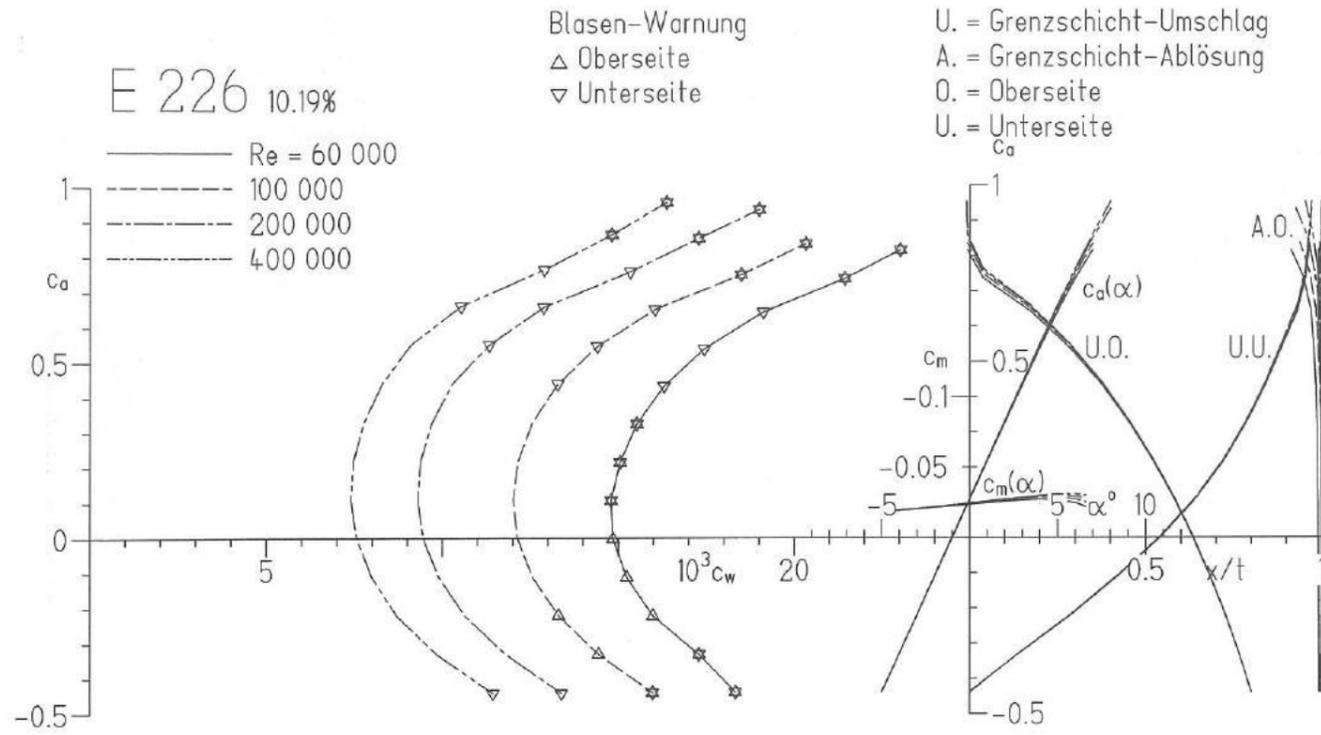


E 221



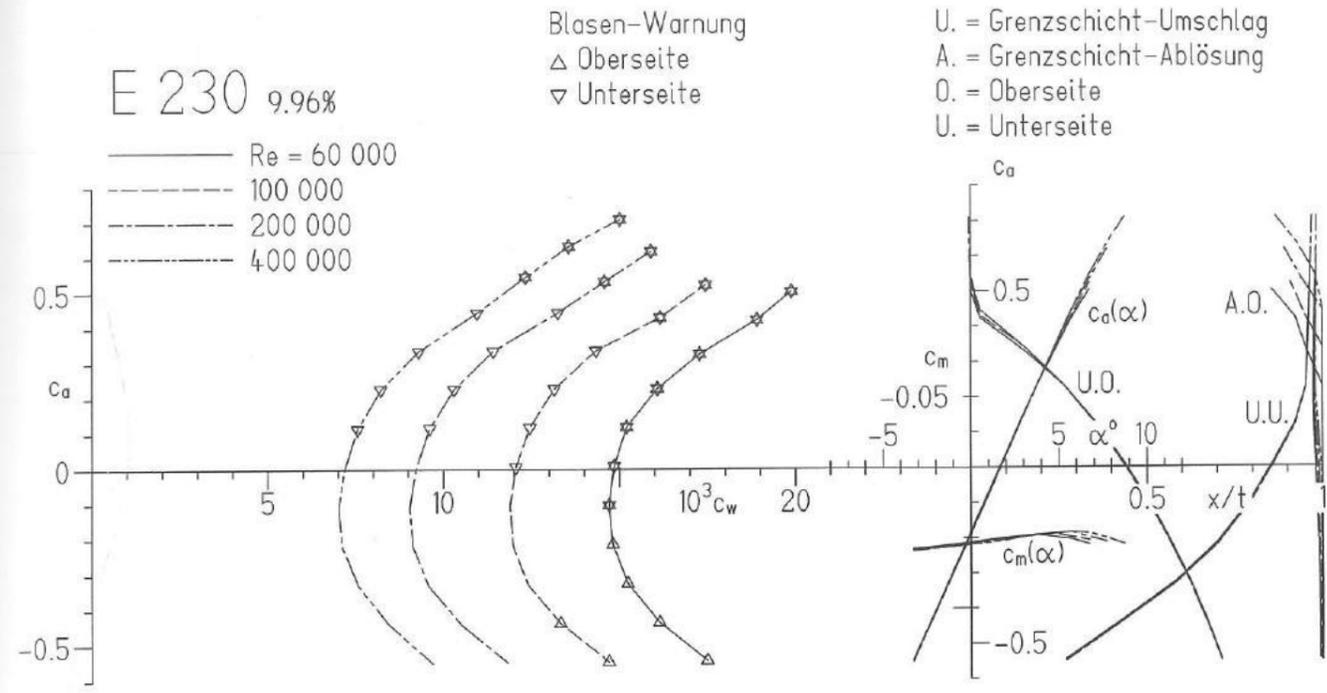
E 224

E 226 10.19%



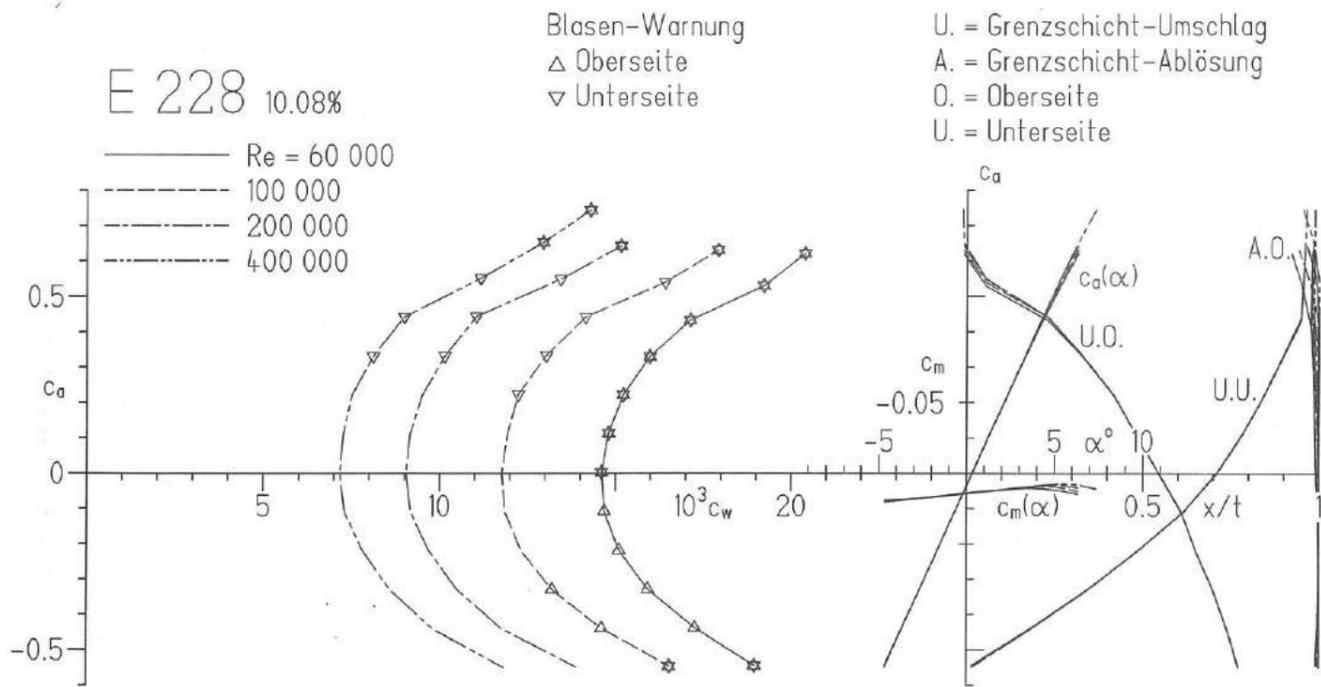
E 226

E 230 9.96%



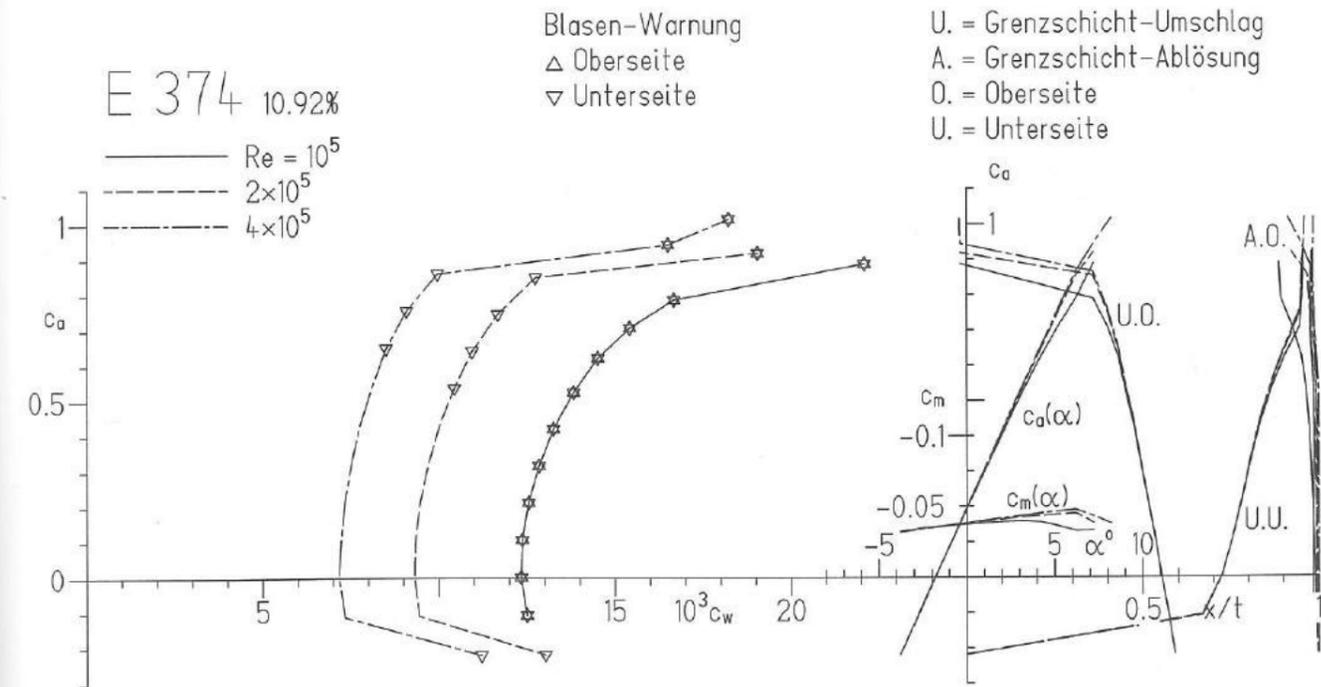
E 230

E 228 10.08%

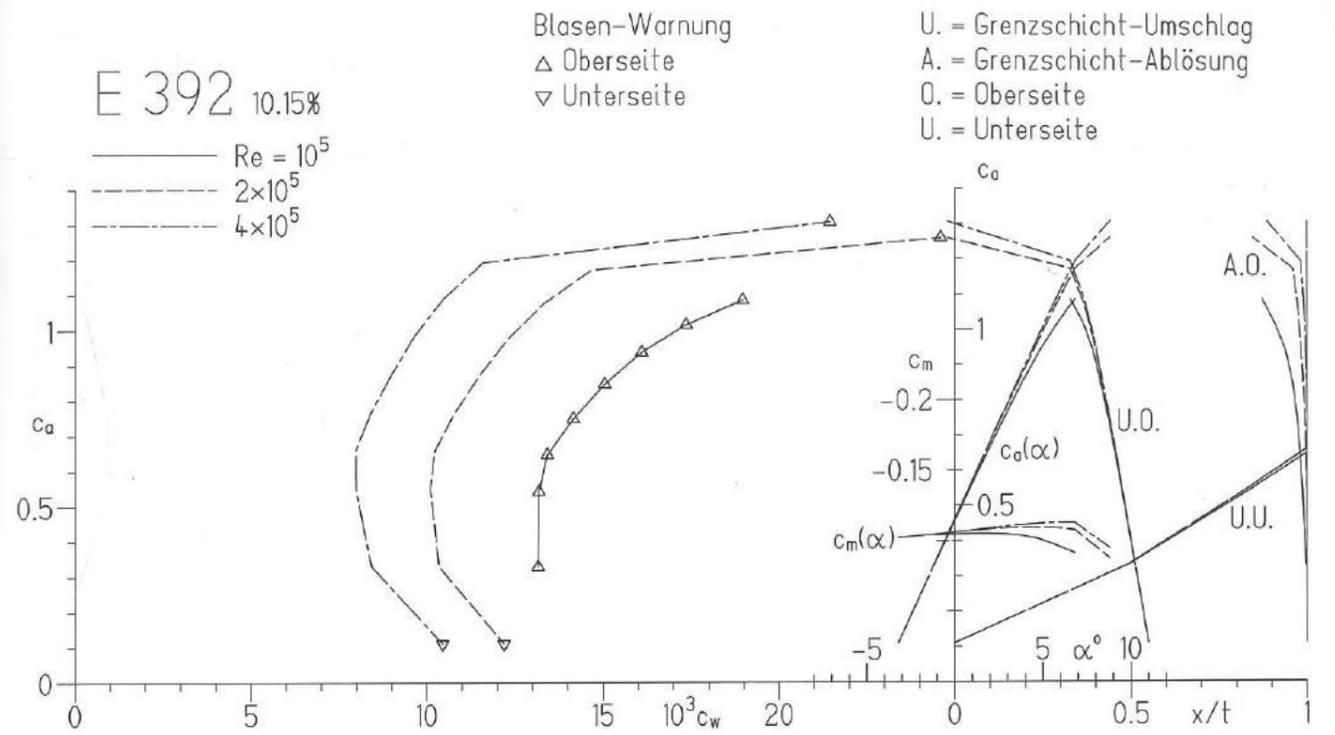
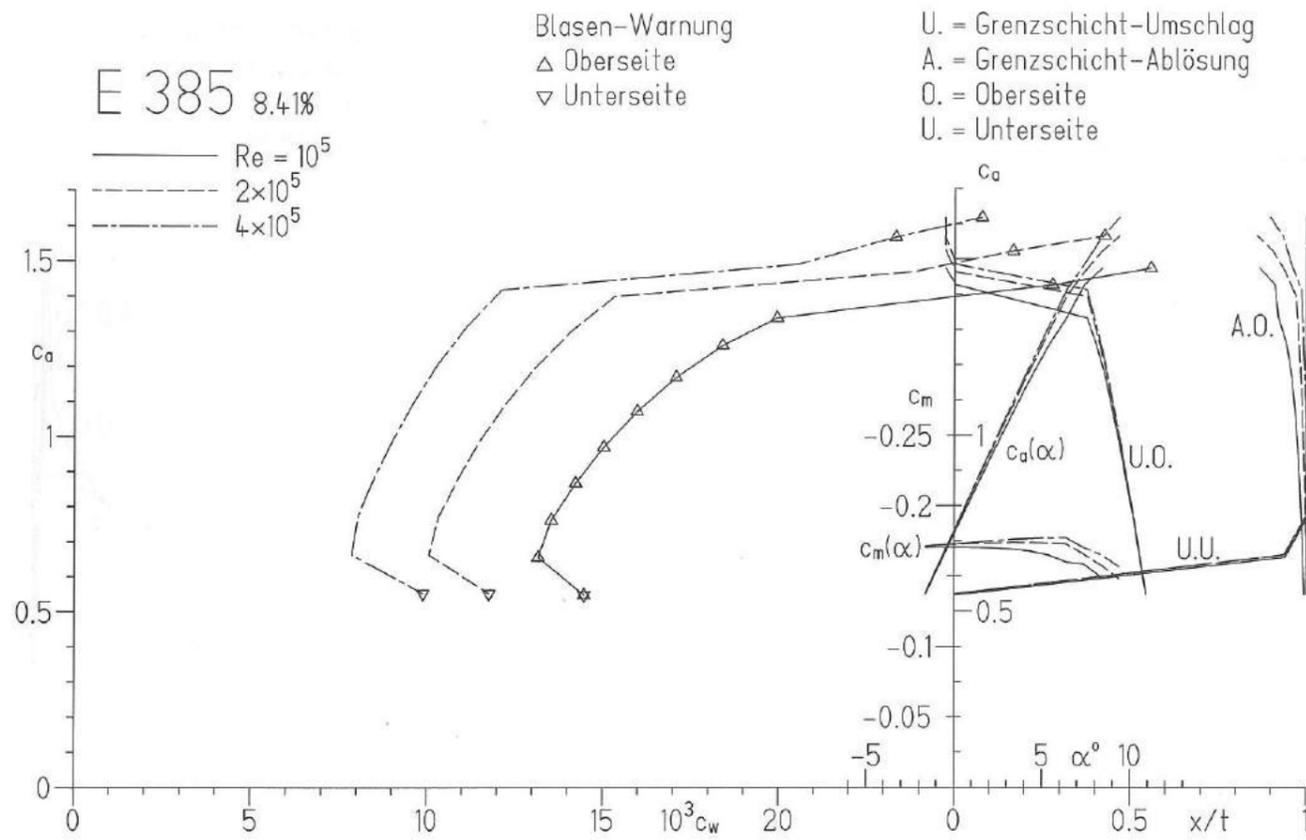


E 228

E 374 10.92%

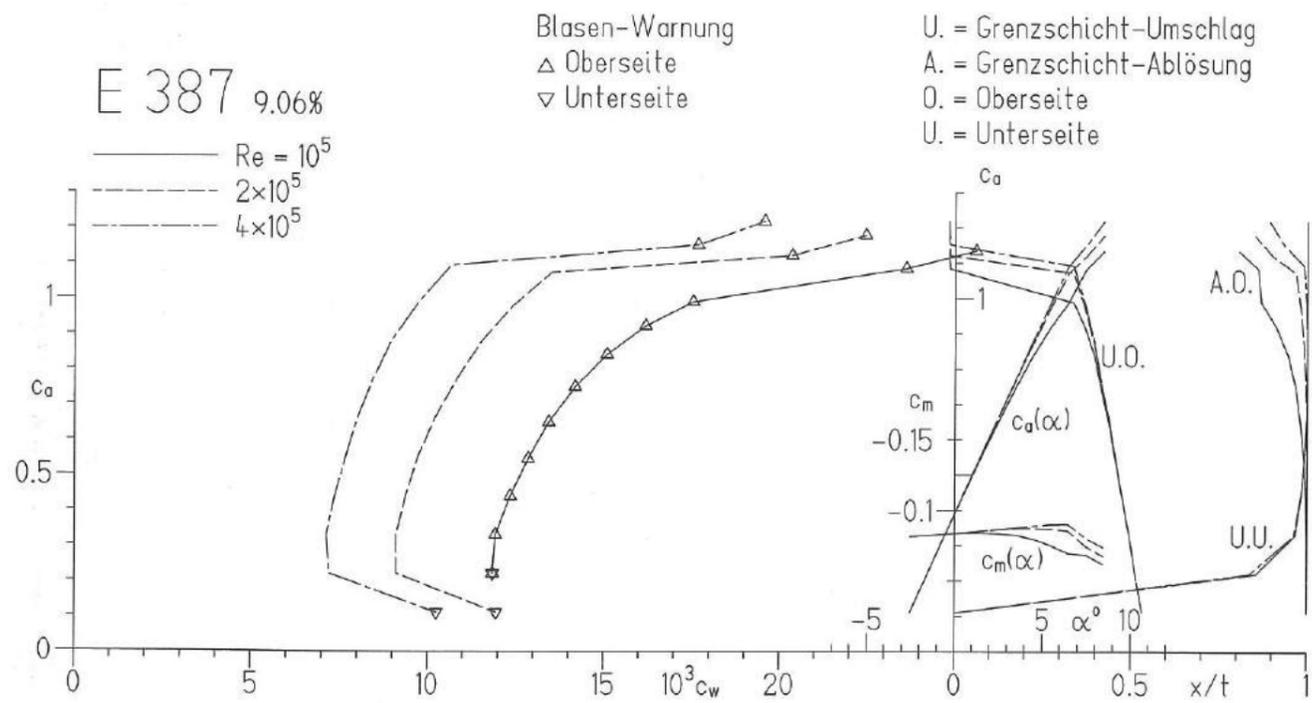


E 374

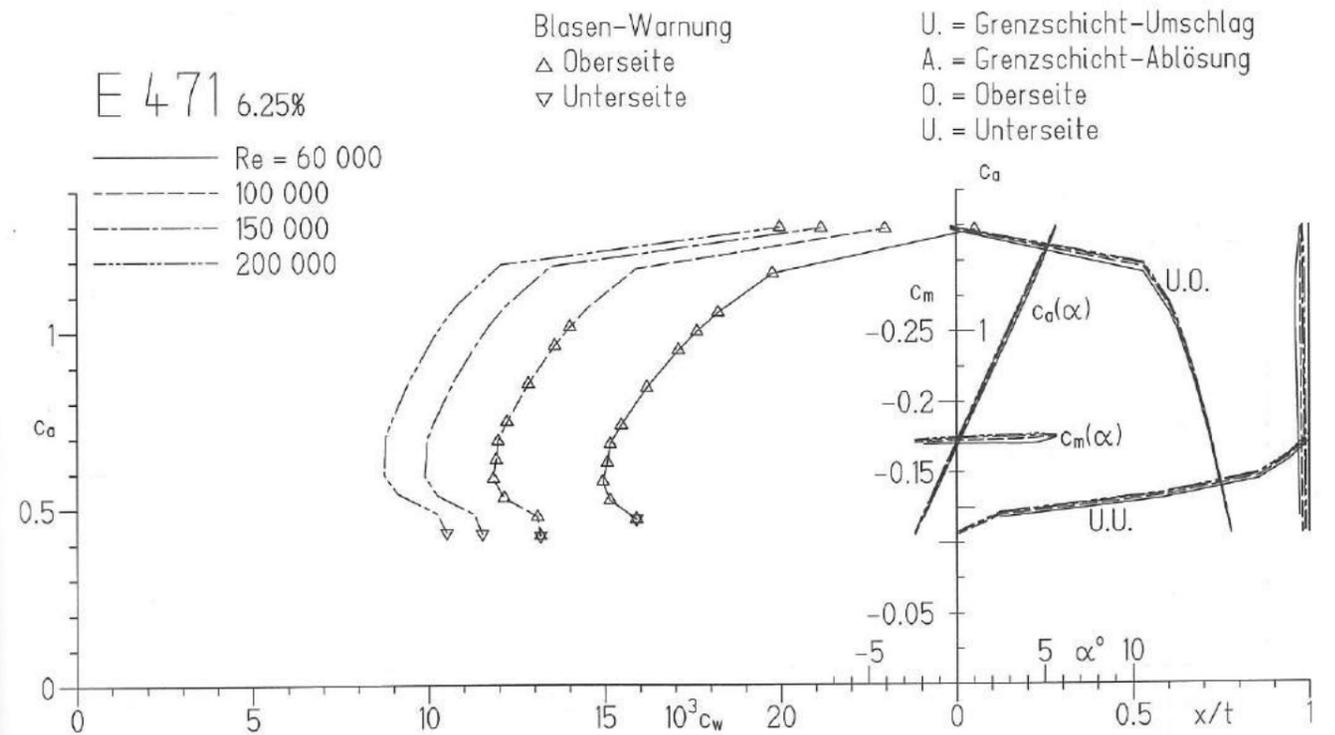


E 385

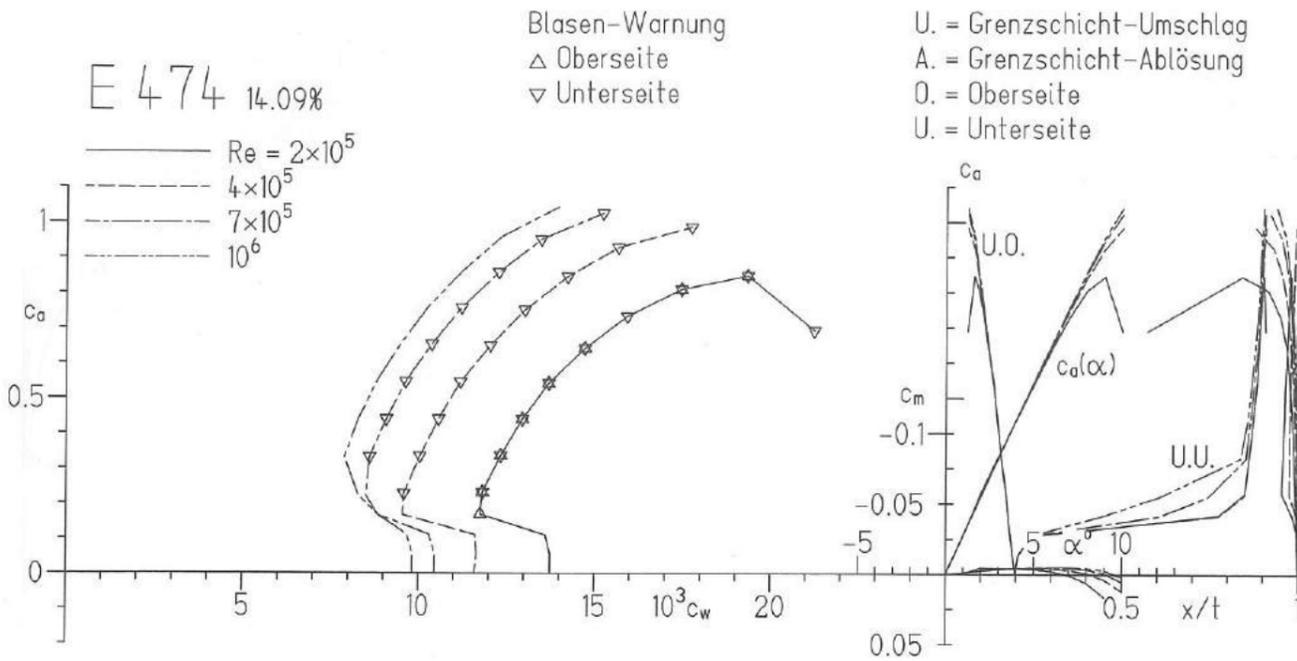
E 392



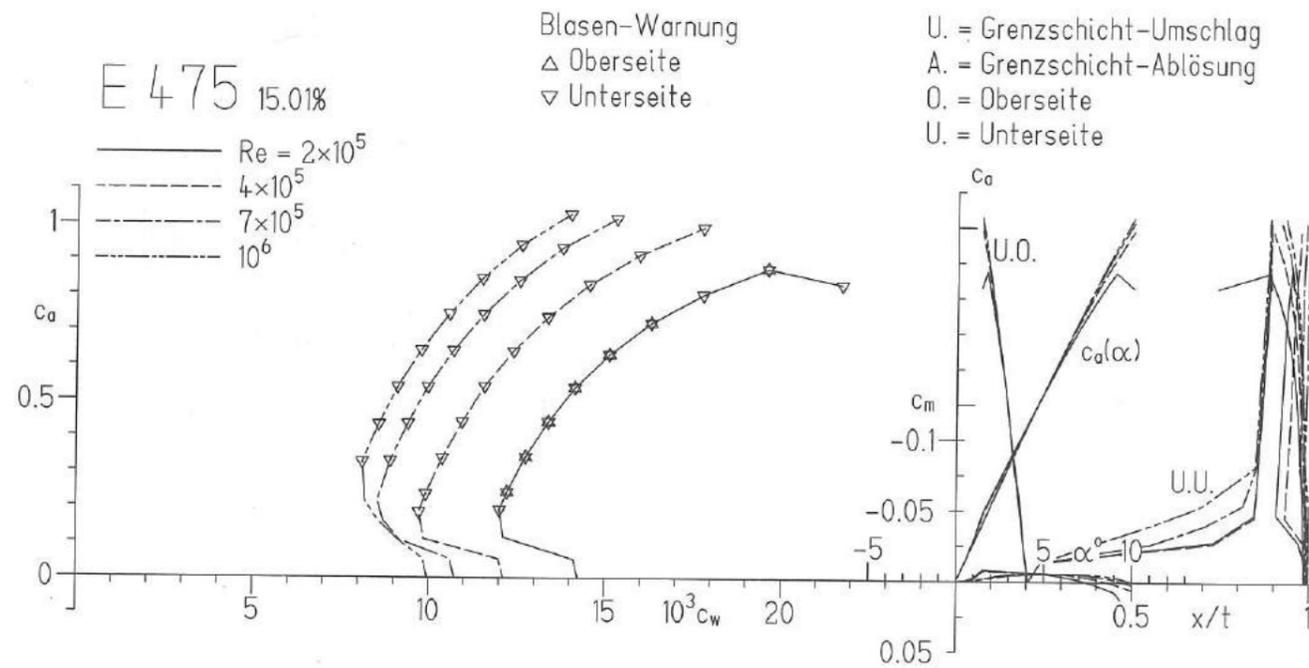
E 387



E 471



E 474



E 475

**21. Anhang C:
 Profilkordinaten**

E 61

Profil 61 Dicke 5.64%
 $C_{m0} = -.2450$, $\alpha_0 = 9.122$ Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99707	0.00124
2	0.98882	0.00495
3	0.97619	0.01076
4	0.95978	0.01777
5	0.93951	0.02510
6	0.91507	0.03246
7	0.88654	0.03992
8	0.85426	0.04744
9	0.81861	0.05486
10	0.77996	0.06205
11	0.73876	0.06884
12	0.69546	0.07510
13	0.65052	0.08061
14	0.60439	0.08517
15	0.55742	0.08861
16	0.50997	0.09083
17	0.46240	0.09182
18	0.41512	0.09163
19	0.36860	0.09031
20	0.32329	0.08789
21	0.27963	0.08441
22	0.23803	0.07993
23	0.19889	0.07452
24	0.16256	0.06827
25	0.12936	0.06127
26	0.09957	0.05366
27	0.07343	0.04557
28	0.05112	0.03719
29	0.03278	0.02870
30	0.01850	0.02034
31	0.00831	0.01243
32	0.00221	0.00532
33	0.00001	-0.00029
34	0.00285	-0.00329
35	0.01170	-0.00421
36	0.02628	-0.00370
37	0.04664	-0.00168
38	0.07273	0.00159
39	0.10442	0.00593
40	0.14147	0.01102
41	0.18354	0.01659
42	0.23017	0.02233
43	0.28082	0.02793
44	0.33487	0.03310
45	0.39164	0.03752
46	0.45026	0.04086
47	0.50974	0.04298
48	0.56915	0.04389
49	0.62767	0.04362
50	0.68446	0.04219
51	0.73873	0.03969
52	0.78969	0.03619
53	0.83661	0.03184
54	0.87879	0.02677
55	0.91559	0.02122
56	0.94642	0.01533
57	0.97050	0.00942
58	0.98725	0.00435
59	0.99688	0.00109
60	1.00000	0.00000

E 62

Profil 62 Dicke 5.62%
 $C_{m0} = -.1920$, $\alpha_0 = 7.125$ Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99699	0.00098
2	0.98840	0.00397
3	0.97509	0.00876
4	0.95764	0.01463
5	0.93610	0.02086
6	0.91030	0.02718
7	0.88036	0.03363
8	0.84665	0.04017
9	0.80955	0.04667
10	0.76951	0.05301
11	0.72697	0.05905
12	0.68242	0.06463
13	0.63636	0.06957
14	0.58925	0.07364
15	0.54145	0.07669
16	0.49334	0.07861
17	0.44527	0.07939
18	0.39768	0.07909
19	0.35102	0.07778
20	0.30578	0.07547
21	0.26238	0.07222
22	0.22126	0.06806
23	0.18280	0.06308
24	0.14736	0.05734
25	0.11523	0.05094
26	0.08672	0.04401
27	0.06202	0.03667
28	0.04133	0.02910
29	0.02476	0.02148
30	0.01238	0.01408
31	0.00421	0.00720
32	0.00024	0.00140
33	0.00115	-0.00240
34	0.00762	-0.00447
35	0.01974	-0.00537
36	0.03744	-0.00502
37	0.06068	-0.00351
38	0.08936	-0.00098
39	0.12328	0.00236
40	0.16216	0.00630
41	0.20561	0.01060
42	0.25315	0.01501
43	0.30425	0.01928
44	0.35828	0.02314
45	0.41449	0.02626
46	0.47195	0.02854
47	0.52982	0.02996
48	0.58733	0.03056
49	0.64371	0.03032
50	0.69823	0.02929
51	0.75016	0.02750
52	0.79879	0.02504
53	0.84347	0.02198
54	0.88357	0.01847
55	0.91854	0.01462
56	0.94785	0.01059
57	0.97092	0.00656
58	0.98725	0.00308
59	0.99685	0.00078
60	1.00000	0.00000

E 63

Profil 63 Dicke 4.25%
Cm0=-.2249, Alfa0= 8.090 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99719	0.00121
2	0.98938	0.00473
3	0.97751	0.00986
4	0.96173	0.01553
5	0.94164	0.02126
6	0.91717	0.02709
7	0.88861	0.03301
8	0.85624	0.03855
9	0.82039	0.04451
10	0.78141	0.04985
11	0.73968	0.05480
12	0.69562	0.05921
13	0.64967	0.06304
14	0.60229	0.06617
15	0.55394	0.06857
16	0.50509	0.07016
17	0.45624	0.07094
18	0.40786	0.07084
19	0.36043	0.06990
20	0.31441	0.06809
21	0.27026	0.06545
22	0.22840	0.06198
23	0.18920	0.05775
24	0.15304	0.05280
25	0.12023	0.04723
26	0.09103	0.04111
27	0.06568	0.03457
28	0.04435	0.02775
29	0.02714	0.02083
30	0.01416	0.01404
31	0.00536	0.00766
32	0.00076	0.00218
33	0.00055	-0.00141
34	0.00557	-0.00306
35	0.01651	-0.00330
36	0.03316	-0.00227
37	0.05550	-0.00004
38	0.08342	0.00315
39	0.11671	0.00708
40	0.15504	0.01151
41	0.19800	0.01620
42	0.24509	0.02093
43	0.29574	0.02546
44	0.34931	0.02962
45	0.40513	0.03319
46	0.46247	0.03605
47	0.52056	0.03803
48	0.57859	0.03907
49	0.63576	0.03907
50	0.69125	0.03806
51	0.74430	0.03604
52	0.79414	0.03310
53	0.84004	0.02930
54	0.88132	0.02482
55	0.91735	0.01979
56	0.94756	0.01439
57	0.97115	0.00887
58	0.98754	0.00410
59	0.99695	0.00102
60	1.00000	0.00000

E 64

Profil 64 Dicke 8.45%
Cm0=-.1222, Alfa0= 4.553 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99679	0.00076
2	0.98761	0.00311
3	0.97324	0.00686
4	0.95409	0.01145
5	0.93022	0.01659
6	0.90185	0.02223
7	0.86942	0.02829
8	0.83336	0.03455
9	0.79408	0.04081
10	0.75200	0.04691
11	0.70756	0.05267
12	0.66122	0.05793
13	0.61344	0.06257
14	0.56469	0.06646
15	0.51543	0.06950
16	0.46615	0.07162
17	0.41731	0.07275
18	0.36938	0.07288
19	0.32280	0.07197
20	0.27803	0.07004
21	0.23547	0.06710
22	0.19553	0.06322
23	0.15858	0.05844
24	0.12494	0.05285
25	0.09490	0.04653
26	0.06872	0.03960
27	0.04658	0.03221
28	0.02863	0.02453
29	0.01496	0.01680
30	0.00560	0.00931
31	0.00056	0.00258
32	0.00075	-0.00255
33	0.00675	-0.00664
34	0.01818	-0.01038
35	0.03477	-0.01348
36	0.05640	-0.01582
37	0.08293	-0.01735
38	0.11415	-0.01810
39	0.14979	-0.01809
40	0.18954	-0.01740
41	0.23300	-0.01610
42	0.27973	-0.01431
43	0.32924	-0.01212
44	0.38098	-0.00965
45	0.43439	-0.00701
46	0.48884	-0.00434
47	0.54370	-0.00173
48	0.59831	0.00069
49	0.65199	0.00284
50	0.70409	0.00461
51	0.75392	0.00595
52	0.80082	0.00678
53	0.84416	0.00709
54	0.88331	0.00686
55	0.91770	0.00612
56	0.94675	0.00491
57	0.96990	0.00333
58	0.98661	0.00169
59	0.99665	0.00046
60	1.00000	0.00000

E 66

Profil E 66 Dicke 10.13%
Cm0=-.1545, Alfa0= 5.631 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99670	0.00102
2	0.98743	0.00411
3	0.97320	0.00893
4	0.95441	0.01466
5	0.93098	0.02092
6	0.90305	0.02772
7	0.87110	0.03497
8	0.83556	0.04247
9	0.79689	0.04996
10	0.75550	0.05722
11	0.71179	0.06403
12	0.66620	0.07021
13	0.61916	0.07561
14	0.57113	0.08010
15	0.52254	0.08355
16	0.47386	0.08588
17	0.42551	0.08705
18	0.37796	0.08701
19	0.33164	0.08575
20	0.28696	0.08331
21	0.24435	0.07972
22	0.20418	0.07504
23	0.16684	0.06936
24	0.13265	0.06277
25	0.10192	0.05539
26	0.07490	0.04737
27	0.05182	0.03886
28	0.03283	0.03006
29	0.01807	0.02120
30	0.00759	0.01259
31	0.00150	0.00469
32	0.00021	-0.00159
33	0.00457	-0.00674
34	0.01464	-0.01162
35	0.02977	-0.01582
36	0.04987	-0.01912
37	0.07484	-0.02142
38	0.10454	-0.02272
39	0.13876	-0.02305
40	0.17724	-0.02247
41	0.21961	-0.02110
42	0.26547	-0.01905
43	0.31435	-0.01646
44	0.36572	-0.01346
45	0.41900	-0.01021
46	0.47359	-0.00684
47	0.52885	-0.00350
48	0.58412	-0.00033
49	0.63871	0.00255
50	0.69193	0.00500
51	0.74309	0.00692
52	0.79148	0.00823
53	0.83642	0.00885
54	0.87723	0.00876
55	0.91326	0.00797
56	0.94385	0.00648
57	0.96829	0.00443
58	0.98593	0.00227
59	0.99649	0.00062
60	1.00001	0.00000

E 67

Profil E 67 Dicke 11.62%
Cm0=-.1390, Alfa0= 5.104 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99658	0.00098
2	0.98694	0.00401
3	0.97214	0.00881
4	0.95264	0.01462
5	0.92842	0.02107
6	0.89970	0.02818
7	0.86697	0.03584
8	0.83074	0.04382
9	0.79148	0.05184
10	0.74959	0.05962
11	0.70552	0.06695
12	0.65968	0.07360
13	0.61252	0.07942
14	0.56447	0.08423
15	0.51597	0.08792
16	0.46746	0.09039
17	0.41937	0.09157
18	0.37212	0.09144
19	0.32614	0.08998
20	0.28182	0.08724
21	0.23957	0.08327
22	0.19977	0.07815
23	0.16279	0.07199
24	0.12898	0.06490
25	0.09862	0.05701
26	0.07199	0.04847
27	0.04930	0.03945
28	0.03072	0.03016
29	0.01639	0.02086
30	0.00638	0.01188
31	0.00084	0.00369
32	0.00062	-0.00297
33	0.00622	-0.00873
34	0.01718	-0.01432
35	0.03313	-0.01929
36	0.05396	-0.02344
37	0.07955	-0.02665
38	0.10974	-0.02889
39	0.14428	-0.03015
40	0.18290	-0.03048
41	0.22523	-0.02995
42	0.27086	-0.02864
43	0.31931	-0.02664
44	0.37009	-0.02404
45	0.42267	-0.02094
46	0.47649	-0.01750
47	0.53096	-0.01385
48	0.58546	-0.01015
49	0.63935	-0.00655
50	0.69196	-0.00321
51	0.74262	-0.00027
52	0.79065	0.00213
53	0.83536	0.00388
54	0.87609	0.00491
55	0.91217	0.00516
56	0.94292	0.00462
57	0.96760	0.00339
58	0.98555	0.00183
59	0.99638	0.00052
60	1.00001	0.00000

E 68

Profil E 68 Dicke 13.10%
Cm0=-.1220, Alfa0= 4.544 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99645	0.00094
2	0.98642	0.00388
3	0.97101	0.00862
4	0.95073	0.01449
5	0.92565	0.02114
6	0.89606	0.02857
7	0.86250	0.03668
8	0.82553	0.04519
9	0.78564	0.05377
10	0.74326	0.06212
11	0.69881	0.06999
12	0.65274	0.07715
13	0.60547	0.08339
14	0.55742	0.08855
15	0.50903	0.09248
16	0.46072	0.09509
17	0.41291	0.09629
18	0.36600	0.09606
19	0.32039	0.09439
20	0.27647	0.09132
21	0.23460	0.08696
22	0.19520	0.08140
23	0.15862	0.07476
24	0.12521	0.06715
25	0.09527	0.05873
26	0.06906	0.04966
27	0.04680	0.04013
28	0.02868	0.03036
29	0.01482	0.02062
30	0.00534	0.01126
31	0.00040	0.00282
32	0.00110	-0.00426
33	0.00775	-0.01070
34	0.01960	-0.01700
35	0.03639	-0.02275
36	0.05797	-0.02773
37	0.08419	-0.03181
38	0.11488	-0.03493
39	0.14978	-0.03708
40	0.18859	-0.03826
41	0.23095	-0.03851
42	0.27643	-0.03789
43	0.32456	-0.03644
44	0.37486	-0.03422
45	0.42686	-0.03130
46	0.48003	-0.02782
47	0.53384	-0.02394
48	0.58766	-0.01986
49	0.64083	-0.01572
50	0.69273	-0.01164
51	0.74277	-0.00777
52	0.79031	-0.00431
53	0.83468	-0.00143
54	0.87521	0.00073
55	0.91124	0.00209
56	0.94206	0.00255
57	0.96693	0.00220
58	0.98515	0.00133
59	0.99627	0.00040
60	1.00001	0.00000

E 71

Profil 71 Dicke 5.15%
Cm0=-.1824, Alfa0= 6.643 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99709	0.00089
2	0.98872	0.00358
3	0.97560	0.00786
4	0.95825	0.01312
5	0.93676	0.01872
6	0.91100	0.02438
7	0.88110	0.03013
8	0.84742	0.03592
9	0.81035	

E 168

Profil 168 Dicke 12.45%
Cm0=0.0000, Alfa0= 0.000 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99649	0.00021
2	0.98631	0.00108
3	0.97018	0.00271
4	0.94855	0.00476
5	0.92146	0.00706
6	0.88914	0.00979
7	0.85210	0.01306
8	0.81090	0.01691
9	0.76616	0.02130
10	0.71854	0.02615
11	0.66871	0.03135
12	0.61736	0.03673
13	0.56516	0.04211
14	0.51275	0.04728
15	0.46075	0.05200
16	0.40972	0.05606
17	0.36019	0.05924
18	0.31262	0.06134
19	0.26739	0.06221
20	0.22485	0.06177
21	0.18536	0.05995
22	0.14915	0.05672
23	0.11641	0.05211
24	0.08730	0.04627
25	0.06198	0.03944
26	0.04069	0.03187
27	0.02363	0.02380
28	0.01095	0.01550
29	0.00287	0.00733
30	0.00000	0.00000
31	0.00287	-0.00733
32	0.01095	-0.01550
33	0.02363	-0.02380
34	0.04069	-0.03187
35	0.06198	-0.03944
36	0.08730	-0.04627
37	0.11641	-0.05211
38	0.14915	-0.05672
39	0.18536	-0.05995
40	0.22485	-0.06177
41	0.26739	-0.06221
42	0.31262	-0.06134
43	0.36019	-0.05924
44	0.40972	-0.05606
45	0.46075	-0.05200
46	0.51275	-0.04728
47	0.56516	-0.04211
48	0.61736	-0.03673
49	0.66871	-0.03135
50	0.71854	-0.02615
51	0.76616	-0.02130
52	0.81090	-0.01691
53	0.85210	-0.01306
54	0.88914	-0.00979
55	0.92146	-0.00706
56	0.94855	-0.00476
57	0.97018	-0.00271
58	0.98631	-0.00108
59	0.99649	-0.00021
60	1.00000	0.00000

E 169

Profil 169 Dicke 14.4%
Cm0=0.0000, Alfa0= 0.000 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99640	0.00022
2	0.98598	0.00115
3	0.96948	0.00290
4	0.94737	0.00514
5	0.91970	0.00771
6	0.88673	0.01081
7	0.84899	0.01458
8	0.80708	0.01904
9	0.76168	0.02416
10	0.71346	0.02985
11	0.66316	0.03596
12	0.61148	0.04231
13	0.55912	0.04866
14	0.50675	0.05477
15	0.45499	0.06036
16	0.40442	0.06516
17	0.35555	0.06889
18	0.30884	0.07127
19	0.26456	0.07202
20	0.22289	0.07110
21	0.18408	0.06858
22	0.14839	0.06450
23	0.11605	0.05895
24	0.08721	0.05212
25	0.06206	0.04427
26	0.04085	0.03567
27	0.02379	0.02657
28	0.01106	0.01729
29	0.00290	0.00819
30	0.00000	0.00000
31	0.00290	-0.00819
32	0.01106	-0.01729
33	0.02379	-0.02657
34	0.04085	-0.03567
35	0.06206	-0.04427
36	0.08721	-0.05212
37	0.11605	-0.05895
38	0.14839	-0.06450
39	0.18408	-0.06858
40	0.22289	-0.07110
41	0.26456	-0.07202
42	0.30884	-0.07127
43	0.35555	-0.06889
44	0.40442	-0.06516
45	0.45499	-0.06036
46	0.50675	-0.05477
47	0.55912	-0.04866
48	0.61148	-0.04231
49	0.66316	-0.03596
50	0.71346	-0.02985
51	0.76168	-0.02416
52	0.80708	-0.01904
53	0.84899	-0.01458
54	0.88673	-0.01081
55	0.91970	-0.00771
56	0.94737	-0.00514
57	0.96948	-0.00290
58	0.98598	-0.00115
59	0.99640	-0.00022
60	1.00000	0.00000

E 174

Profil 174 Dicke 8.92%
Cm0=-.0830, Alfa0= 3.605 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99680	0.00043
2	0.98736	0.00179
3	0.97211	0.00418
4	0.95145	0.00754
5	0.92575	0.01173
6	0.89534	0.01666
7	0.86065	0.02229
8	0.82218	0.02854
9	0.78049	0.03528
10	0.73615	0.04237
11	0.68978	0.04963
12	0.64200	0.05685
13	0.59344	0.06377
14	0.54474	0.07004
15	0.49634	0.07524
16	0.44855	0.07908
17	0.40165	0.08140
18	0.35591	0.08210
19	0.31158	0.08115
20	0.26886	0.07868
21	0.22808	0.07491
22	0.18965	0.07003
23	0.15398	0.06419
24	0.12140	0.05752
25	0.09225	0.05016
26	0.06678	0.04227
27	0.04522	0.03402
28	0.02772	0.02562
29	0.01441	0.01730
30	0.00530	0.00938
31	0.00048	0.00244
32	0.00084	-0.00273
33	0.00695	-0.00663
34	0.01857	-0.00988
35	0.03553	-0.01226
36	0.05776	-0.01376
37	0.08512	-0.01441
38	0.11738	-0.01434
39	0.15425	-0.01363
40	0.19532	-0.01243
41	0.24017	-0.01084
42	0.28827	-0.00899
43	0.33905	-0.00701
44	0.39193	-0.00499
45	0.44624	-0.00303
46	0.50133	-0.00121
47	0.55650	0.00040
48	0.61109	0.00176
49	0.66440	0.00283
50	0.71577	0.00359
51	0.76456	0.00403
52	0.81014	0.00417
53	0.85194	0.00402
54	0.88942	0.00362
55	0.92208	0.00302
56	0.94949	0.00229
57	0.97126	0.00152
58	0.98711	0.00079
59	0.99676	0.00022
60	1.00000	0.00000

E 176

Profil 176 Dicke 8.83%
Cm0=-.0600, Alfa0= 2.787 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99678	0.00031
2	0.98727	0.00132
3	0.97179	0.00320
4	0.95073	0.00595
5	0.92447	0.00956
6	0.89342	0.01397
7	0.85806	0.01914
8	0.81892	0.02499
9	0.77659	0.03141
10	0.73165	0.03823
11	0.68475	0.04528
12	0.63652	0.05232
13	0.58763	0.05911
14	0.53871	0.06522
15	0.49013	0.07021
16	0.44218	0.07388
17	0.39516	0.07604
18	0.34934	0.07662
19	0.30496	0.07560
20	0.26220	0.07316
21	0.22148	0.06954
22	0.18324	0.06488
23	0.14785	0.05932
24	0.11568	0.05298
25	0.08703	0.04598
26	0.06216	0.03848
27	0.04129	0.03065
28	0.02457	0.02268
29	0.01210	0.01480
30	0.00391	0.00737
31	0.00010	0.00105
32	0.00179	-0.00384
33	0.00934	-0.00782
34	0.02220	-0.01113
35	0.04033	-0.01367
36	0.06361	-0.01540
37	0.09190	-0.01637
38	0.12494	-0.01666
39	0.16243	-0.01635
40	0.20396	-0.01556
41	0.24910	-0.01438
42	0.29731	-0.01292
43	0.34805	-0.01127
44	0.40072	-0.00954
45	0.45470	-0.00779
46	0.50931	-0.00612
47	0.56391	-0.00455
48	0.61782	-0.00315
49	0.67039	-0.00194
50	0.72097	-0.00095
51	0.76894	-0.00019
52	0.81371	0.00035
53	0.85472	0.00067
54	0.89145	0.00080
55	0.92343	0.00077
56	0.95024	0.00065
57	0.97157	0.00050
58	0.98718	0.00032
59	0.99676	0.00011
60	1.00000	0.00000

E 178

Profil 178 Dicke 8.69%
Cm0=-.0382, Alfa0= 1.967 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99678	0.00019
2	0.98722	0.00086
3	0.97156	0.00218
4	0.95011	0.00428
5	0.92328	0.00726
6	0.89158	0.01111
7	0.85553	0.01581
8	0.81571	0.02124
9	0.77271	0.02731
10	0.72716	0.03385
11	0.67971	0.04067
12	0.63103	0.04753
13	0.58180	0.05414
14	0.53261	0.06005
15	0.48378	0.06484
16	0.43563	0.06834
17	0.38845	0.07036
18	0.34250	0.07086
19	0.29801	0.06984
20	0.25523	0.06750
21	0.21461	0.06409
22	0.17657	0.05969
23	0.14150	0.05444
24	0.10977	0.04845
25	0.08166	0.04185
26	0.05745	0.03476
27	0.03731	0.02735
28	0.02143	0.01980
29	0.00985	0.01236
30	0.00263	0.00545
31	0.00000	-0.00018
32	0.00302	-0.00470
33	0.01190	-0.00876
34	0.02598	-0.01222
35	0.04524	-0.01497
36	0.06953	-0.01698
37	0.09870	-0.01829
38	0.13248	-0.01896
39	0.17054	-0.01905
40	0.21249	-0.01867
41	0.25788	-0.01788
42	0.30619	-0.01678
43	0.35687	-0.01546
44	0.40934	-0.01398
45	0.46296	-0.01243
46	0.51712	-0.01086
47	0.57114	-0.00933
48	0.62440	-0.00787
49	0.67625	-0.00651
50	0.72607	-0.00529
51	0.77326	-0.00421
52	0.81725	-0.00328
53	0.85749	-0.00250
54	0.89350	-0.00187
55	0.92482	-0.00136
56	0.95106	-0.00092
57	0.97194	-0.00049
58	0.98729	-0.00014
59	0.99677	-0.00001
60	1.00000	0.00000

E 180

Profil 180 Dicke 8.59%
Cm0=-.0160, Alfa0= 1.125 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99677	0.00008
2	0.98714	0.00042
3	0.97128	0.00121
4	0.94943	0.00267
5	0.92203	0.00502
6	0.88966	0.00832
7	0.85292	0.01253
8	0.81239	0.01755
9		

E 182

Profil 182 Dicke 8.47%
Cm0=0.0071, Alfa0= 0.303 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99676	-0.00003
2	0.98709	-0.00005
3	0.97104	0.00018
4	0.94881	0.00098
5	0.92084	0.00268
6	0.88780	0.00541
7	0.85036	0.00913
8	0.80913	0.01374
9	0.76477	0.01911
10	0.71797	0.02510
11	0.66943	0.03148
12	0.61985	0.03799
13	0.56996	0.04421
14	0.52016	0.04967
15	0.47080	0.05408
16	0.42219	0.05723
17	0.37464	0.05902
18	0.32838	0.05937
19	0.28363	0.05843
20	0.24083	0.05643
21	0.20042	0.05348
22	0.16285	0.04968
23	0.12850	0.04512
24	0.09771	0.03989
25	0.07078	0.03409
26	0.04796	0.02784
27	0.02943	0.02127
28	0.01529	0.01456
29	0.00560	0.00802
30	0.00048	0.00216
31	0.00095	-0.00275
32	0.00718	-0.00727
33	0.01852	-0.01158
34	0.03492	-0.01542
35	0.05625	-0.01866
36	0.08241	-0.02127
37	0.11318	-0.02327
38	0.14828	-0.02468
39	0.18735	-0.02554
40	0.23001	-0.02590
41	0.27579	-0.02582
42	0.32419	-0.02536
43	0.37467	-0.02457
44	0.42666	-0.02351
45	0.47956	-0.02225
46	0.53275	-0.02081
47	0.58563	-0.01924
48	0.63758	-0.01757
49	0.68800	-0.01585
50	0.73631	-0.01409
51	0.78195	-0.01233
52	0.82438	-0.01058
53	0.86311	-0.00888
54	0.89769	-0.00723
55	0.92769	-0.00564
56	0.95276	-0.00407
57	0.97272	-0.00249
58	0.98752	-0.00109
59	0.99681	-0.00025
60	1.00000	0.00000

E 184

Profil 184 Dicke 8.33%
Cm0=0.0297, Alfa0=-0.524 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99676	-0.00015
2	0.98705	-0.00052
3	0.97084	-0.00086
4	0.94823	-0.00075
5	0.91969	0.00027
6	0.88597	0.00242
7	0.84781	0.00563
8	0.80587	0.00981
9	0.76081	0.01484
10	0.71338	0.02055
11	0.66428	0.02672
12	0.61425	0.03306
13	0.56400	0.03908
14	0.51388	0.04433
15	0.46424	0.04857
16	0.41539	0.05158
17	0.36763	0.05328
18	0.32120	0.05362
19	0.27634	0.05279
20	0.23354	0.05101
21	0.19328	0.04834
22	0.15598	0.04490
23	0.12204	0.04072
24	0.09178	0.03591
25	0.06552	0.03054
26	0.04346	0.02472
27	0.02580	0.01858
28	0.01262	0.01229
29	0.00397	0.00620
30	0.00010	0.00091
31	0.00189	-0.00382
32	0.00938	-0.00854
33	0.02188	-0.01302
34	0.03935	-0.01707
35	0.06166	-0.02058
36	0.08869	-0.02350
37	0.12020	-0.02584
38	0.15590	-0.02760
39	0.19544	-0.02882
40	0.23841	-0.02952
41	0.28437	-0.02976
42	0.33280	-0.02958
43	0.38317	-0.02902
44	0.43492	-0.02814
45	0.48747	-0.02698
46	0.54020	-0.02557
47	0.59253	-0.02396
48	0.64387	-0.02217
49	0.69362	-0.02025
50	0.74122	-0.01823
51	0.78612	-0.01613
52	0.82782	-0.01400
53	0.86584	-0.01185
54	0.89973	-0.00972
55	0.92911	-0.00763
56	0.95362	-0.00555
57	0.97313	-0.00343
58	0.98765	-0.00154
59	0.99683	-0.00036
60	1.00000	0.00000

E 186

Profil 186 Dicke 10.27%
Cm0=0.0535, Alfa0=-1.141 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99654	-0.00021
2	0.98619	-0.00066
3	0.96907	-0.00091
4	0.94552	-0.00050
5	0.91612	0.00085
6	0.88154	0.00322
7	0.84239	0.00663
8	0.79936	0.01104
9	0.75314	0.01637
10	0.70447	0.02249
11	0.65412	0.02922
12	0.60283	0.03631
13	0.55138	0.04346
14	0.50052	0.05022
15	0.45073	0.05600
16	0.40224	0.06042
17	0.35529	0.06327
18	0.31007	0.06445
19	0.26677	0.06396
20	0.22558	0.06192
21	0.18678	0.05861
22	0.15079	0.05424
23	0.11800	0.04895
24	0.08874	0.04289
25	0.06330	0.03620
26	0.04191	0.02904
27	0.02475	0.02159
28	0.01196	0.01411
29	0.00367	0.00694
30	0.00004	0.00070
31	0.00225	-0.00468
32	0.01046	-0.01002
33	0.02370	-0.01530
34	0.04187	-0.02018
35	0.06484	-0.02455
36	0.09244	-0.02833
37	0.12444	-0.03149
38	0.16054	-0.03404
39	0.20040	-0.03597
40	0.24360	-0.03732
41	0.28968	-0.03812
42	0.33815	-0.03839
43	0.38847	-0.03819
44	0.44007	-0.03754
45	0.49239	-0.03649
46	0.54483	-0.03507
47	0.59681	-0.03332
48	0.64773	-0.03127
49	0.69702	-0.02896
50	0.74414	-0.02643
51	0.78854	-0.02372
52	0.82972	-0.02088
53	0.86723	-0.01793
54	0.90062	-0.01493
55	0.92952	-0.01190
56	0.95357	-0.00881
57	0.97275	-0.00555
58	0.98725	-0.00255
59	0.99667	-0.00061
60	1.00000	0.00000

E 193

Profil 193 Dicke 10.22%
Cm0=-0.0781 Alfa0= 3.39 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99661	0.00051
2	0.98674	0.00220
3	0.97108	0.00522
4	0.95023	0.00932
5	0.92452	0.01415
6	0.89414	0.01957
7	0.85945	0.02558
8	0.82096	0.03215
9	0.77923	0.03914
10	0.73484	0.04643
11	0.68839	0.05382
12	0.64052	0.06112
13	0.59187	0.06808
14	0.54306	0.07437
15	0.49458	0.07955
16	0.44673	0.08333
17	0.39979	0.08552
18	0.35403	0.08604
19	0.30968	0.08488
20	0.26696	0.08214
21	0.22620	0.07807
22	0.18781	0.07285
23	0.15218	0.06664
24	0.11968	0.05958
25	0.09061	0.05183
26	0.06525	0.04354
27	0.04383	0.03489
28	0.02652	0.02610
29	0.01344	0.01741
30	0.00465	0.00917
31	0.00026	0.00192
32	0.00129	-0.00373
33	0.00819	-0.00837
34	0.02044	-0.01250
35	0.03791	-0.01586
36	0.06049	-0.01839
37	0.08801	-0.02008
38	0.12026	-0.02097
39	0.15697	-0.02110
40	0.19778	-0.02059
41	0.24227	-0.01954
42	0.28998	-0.01806
43	0.34035	-0.01627
44	0.39280	-0.01429
45	0.44672	-0.01223
46	0.50145	-0.01018
47	0.55630	-0.00823
48	0.61059	-0.00644
49	0.66364	-0.00485
50	0.71479	-0.00350
51	0.76339	-0.00239
52	0.80882	-0.00153
53	0.85050	-0.00090
54	0.88788	-0.00048
55	0.92048	-0.00018
56	0.94794	0.00010
57	0.97003	0.00033
58	0.98640	0.00034
59	0.99655	0.00014
60	1.00000	0.00000

E 195

Profil 195 Dicke 11.82%
Cm0=-.0703, Alfa0= 3.055 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99652	0.00050
2	0.98640	0.00220
3	0.97037	0.00527
4	0.94904	0.00948
5	0.92280	0.01448
6	0.89185	0.02014
7	0.85658	0.02647
8	0.81753	0.03341
9	0.77529	0.04083
10	0.73046	0.04859
11	0.68368	0.05648
12	0.63559	0.06428
13	0.58686	0.07170
14	0.53813	0.07835
15	0.48985	0.08374
16	0.44222	0.08756
17	0.39550	0.08968
18	0.34994	0.09004
19	0.30580	0.08865
20	0.26330	0.08563
21	0.22276	0.08123
22	0.18460	0.07564
23	0.14922	0.06903
24	0.11697	0.06154
25	0.08817	0.05334
26	0.06310	0.04460
27	0.04198	0.03551
28	0.02500	0.02629
29	0.01228	0.01721
30	0.00393	0.00862
31	0.00008	0.00114
32	0.00196	-0.00496
33	0.00986	-0.01041
34	0.02295	-0.01551
35	0.04112	-0.01996
36	0.06422	-0.02368
37	0.09206	-0.02661
38	0.12441	-0.02873
39	0.16098	-0.03006
40	0.20140	-0.03064
41	0.24526	-0.03051
42	0.29209	-0.02973
43	0.34135	-0.02831
44	0.39260	-0.02622
45	0.44545	-0.02360
46	0.49935	-0.02070
47	0.55362	-0.01774
48	0.60754	-0.01484
49	0.66043	-0.01210
50	0.71158	-0.00959
51	0.76034	-0.00737
52	0.80605	-0.00548
53	0.84809	-0.00391
54	0.88590	-0.00266
55	0.91895	-0.00167
56	0.94685	-0.00082
57	0.96935	-0.00017
58	0.98607	0.00014
59	0.99646	0.00009
60	1.00000	0.00000

E 197

Profil 197 Dicke 13.49%
Cm0=-.0624, Alfa0= 2.700 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99642	0.00050
2	0.98604	0.00219
3	0.96960	0.00530
4	0.94778	0.00961
5	0.92096	0.01478
6	0.88939	0.02069
7	0.85349	0.02733
8	0	

E 201

Profil 201 Dicke 11.88%
Cm0=-.0817, Alfa0= 3.344 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99653	0.00058
2	0.98650	0.00250
3	0.97069	0.00589
4	0.94977	0.01042
5	0.92406	0.01565
6	0.89369	0.02141
7	0.85899	0.02771
8	0.82048	0.03454
9	0.77871	0.04176
10	0.73427	0.04923
11	0.68777	0.05677
12	0.63984	0.06419
13	0.59110	0.07122
14	0.54222	0.07754
15	0.49365	0.08271
16	0.44572	0.08644
17	0.39870	0.08855
18	0.35285	0.08895
19	0.30843	0.08764
20	0.26565	0.08471
21	0.22484	0.08042
22	0.18642	0.07496
23	0.15078	0.06847
24	0.11828	0.06112
25	0.08925	0.05305
26	0.06396	0.04443
27	0.04264	0.03545
28	0.02547	0.02632
29	0.01258	0.01731
30	0.00407	0.00876
31	0.00011	0.00128
32	0.00187	-0.00488
33	0.00964	-0.01046
34	0.02258	-0.01574
35	0.04055	-0.02041
36	0.06341	-0.02437
37	0.09097	-0.02756
38	0.12298	-0.02993
39	0.15916	-0.03149
40	0.19915	-0.03227
41	0.24253	-0.03228
42	0.28883	-0.03157
43	0.33753	-0.03010
44	0.38823	-0.02776
45	0.44069	-0.02471
46	0.49439	-0.02131
47	0.54864	-0.01783
48	0.60272	-0.01444
49	0.65591	-0.01125
50	0.70749	-0.00839
51	0.75676	-0.00591
52	0.80305	-0.00386
53	0.84572	-0.00225
54	0.88416	-0.00107
55	0.91782	-0.00027
56	0.94625	0.00025
57	0.96912	0.00051
58	0.98602	0.00045
59	0.99646	0.00017
60	1.00000	0.00000

E 203

Profil 203 Dicke 13.64%
Cm0=-.0867, Alfa0= 3.309 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99645	0.00066
2	0.98625	0.00282
3	0.97030	0.00660
4	0.94932	0.01158
5	0.92361	0.01723
6	0.89325	0.02333
7	0.85854	0.02995
8	0.82000	0.03705
9	0.77819	0.04450
10	0.73369	0.05217
11	0.68712	0.05988
12	0.63910	0.06741
13	0.59028	0.07452
14	0.54130	0.08087
15	0.49264	0.08604
16	0.44460	0.08973
17	0.39748	0.09175
18	0.35154	0.09203
19	0.30704	0.09055
20	0.26419	0.08742
21	0.22332	0.08289
22	0.18486	0.07717
23	0.14920	0.07039
24	0.11671	0.06271
25	0.08772	0.05430
26	0.06250	0.04532
27	0.04128	0.03597
28	0.02427	0.02648
29	0.01161	0.01710
30	0.00344	0.00823
31	0.00002	0.00051
32	0.00258	-0.00625
33	0.01115	-0.01296
34	0.02471	-0.01953
35	0.04311	-0.02564
36	0.06616	-0.03113
37	0.09366	-0.03588
38	0.12534	-0.03979
39	0.16091	-0.04281
40	0.19999	-0.04489
41	0.24219	-0.04597
42	0.28702	-0.04602
43	0.33398	-0.04483
44	0.38286	-0.04210
45	0.43379	-0.03799
46	0.48643	-0.03314
47	0.54007	-0.02801
48	0.59395	-0.02289
49	0.64730	-0.01799
50	0.69937	-0.01350
51	0.74940	-0.00954
52	0.79665	-0.00620
53	0.84043	-0.00353
54	0.88005	-0.00156
55	0.91489	-0.00024
56	0.94441	0.00051
57	0.96813	0.00076
58	0.98561	0.00060
59	0.99636	0.00021
60	1.00000	0.00000

E 205

Profil 205 Dicke 10.48%
Cm0=-.0460, Alfa0= 2.370 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99655	0.00039
2	0.98649	0.00174
3	0.97049	0.00427
4	0.94916	0.00778
5	0.92285	0.01196
6	0.89175	0.01668
7	0.85624	0.02199
8	0.81684	0.02786
9	0.77412	0.03419
10	0.72866	0.04088
11	0.68108	0.04777
12	0.63204	0.05470
13	0.58218	0.06147
14	0.53217	0.06782
15	0.48265	0.07342
16	0.43410	0.07785
17	0.38680	0.08081
18	0.34101	0.08214
19	0.29699	0.08177
20	0.25496	0.07970
21	0.21508	0.07606
22	0.17764	0.07111
23	0.14302	0.06507
24	0.11157	0.05811
25	0.08360	0.05040
26	0.05937	0.04211
27	0.03909	0.03344
28	0.02292	0.02461
29	0.01097	0.01589
30	0.00331	0.00766
31	0.00002	0.00055
32	0.00233	-0.00506
33	0.01065	-0.00988
34	0.02419	-0.01420
35	0.04291	-0.01776
36	0.06669	-0.02053
37	0.09534	-0.02252
38	0.12864	-0.02378
39	0.16627	-0.02436
40	0.20783	-0.02435
41	0.25290	-0.02384
42	0.30097	-0.02292
43	0.35149	-0.02168
44	0.40388	-0.02021
45	0.45751	-0.01859
46	0.51174	-0.01689
47	0.56591	-0.01516
48	0.61938	-0.01345
49	0.67149	-0.01180
50	0.72160	-0.01023
51	0.76911	-0.00876
52	0.81343	-0.00740
53	0.85400	-0.00614
54	0.89034	-0.00497
55	0.92195	-0.00380
56	0.94860	-0.00252
57	0.97017	-0.00125
58	0.98635	-0.00036
59	0.99651	-0.00003
60	1.00000	0.00000

E 207

Profil 207 Dicke 12.04%
Cm0=-.0499, Alfa0= 2.329 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99647	0.00045
2	0.98625	0.00202
3	0.97011	0.00489
4	0.94870	0.00881
5	0.92238	0.01337
6	0.89128	0.01841
7	0.85576	0.02400
8	0.81633	0.03011
9	0.77357	0.03666
10	0.72806	0.04352
11	0.68043	0.05055
12	0.63132	0.05759
13	0.58139	0.06441
14	0.53129	0.07079
15	0.48169	0.07638
16	0.43306	0.08075
17	0.38567	0.08362
18	0.33981	0.08483
19	0.29573	0.08430
20	0.25363	0.08205
21	0.21371	0.07819
22	0.17625	0.07300
23	0.14162	0.06669
24	0.11018	0.05944
25	0.08225	0.05143
26	0.05808	0.04282
27	0.03791	0.03383
28	0.02189	0.02468
29	0.01015	0.01565
30	0.00279	0.00714
31	0.00000	-0.00015
32	0.00304	-0.00626
33	0.01212	-0.01204
34	0.02628	-0.01750
35	0.04543	-0.02234
36	0.06943	-0.02649
37	0.09807	-0.02991
38	0.13109	-0.03257
39	0.16817	-0.03448
40	0.20893	-0.03565
41	0.25292	-0.03611
42	0.29966	-0.03586
43	0.34861	-0.03487
44	0.39937	-0.03302
45	0.45165	-0.03044
46	0.50495	-0.02744
47	0.55860	-0.02425
48	0.61189	-0.02102
49	0.66414	-0.01787
50	0.71467	-0.01488
51	0.76283	-0.01212
52	0.80796	-0.00963
53	0.84948	-0.00744
54	0.88681	-0.00555
55	0.91942	-0.00390
56	0.94699	-0.00239
57	0.96930	-0.00108
58	0.98598	-0.00026
59	0.99643	0.00000
60	1.00000	0.00000

E 209

Profil 209 Dicke 13.72%
Cm0=-.0547, Alfa0= 2.282 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99639	0.00052
2	0.98600	0.00232
3	0.96969	0.00557
4	0.94821	0.00992
5	0.92187	0.01488
6	0.89077	0.02027
7	0.85523	0.02615
8	0.81577	0.03253
9	0.77295	0.03930
10	0.72738	0.04634
11	0.67968	0.05352
12	0.63049	0.06065
13	0.58047	0.06753
14	0.53028	0.07393
15	0.48058	0.07949
16	0.43185	0.08380
17	0.38436	0.08657
18	0.33841	0.08764
19	0.29424	0.08694
20	0.25208	0.08448
21	0.21211	0.08037
22	0.17461	0.07490
23	0.13997	0.06830
24	0.10854	0.06073
25	0.08065	0.05237
26	0.05655	0.04341
27	0.03651	0.03406
28	0.02066	0.02454
29	0.00916	0.01517
30	0.00216	0.00635
31	0.00007	-0.00108
32	0.00398	-0.00775
33	0.01379	-0.01467
34	0.02852	-0.02140
35	0.04804	-0.02765
36	0.07219	-0.03329
37	0.10073	-0.03821
38	0.13340	-0.04233
39	0.16986	-0.04561
40	0.20974	-0.04799
41	0.25258	-0.04943
42	0.29793	-0.04985
43	0.34524	-0.04909
44	0.39430	-0.04683
45	0.44516	-0.04322
46	0.49749	-0.03884
47	0.55057	-0.03409
48	0.60368	-0.02923
49	0.65609	-0.02446
50	0.70708	-0.01993
51	0.75594	-0.01576
52	0.80197	-0.01205
53	0.84451	-0.00884
54	0.88293	-0.00617
55	0.91665	-0.00400
56	0.94522	-0.00222
57	0.96834	-0.00089
58	0.98558	-0.00014
59	0.99633	0.00003
60	1.00000	0.00000

E 210

Profil 210 Dicke 13.64%
Cm0=-.1393, Alfa0= 5.447 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99649	0.00099
2	0.98657	0.00414
3	0.97139	0.00936
4	0.95177	0.01587
5	0.92780	0.02285
6	0.89930	0.03003
7	0.86643	0.03752
8		

E 211

Profil 211 Dicke 10.96%
Cm0=-.1146, Alfa0= 4.183 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.39661	0.00083
2	0.98698	0.00349
3	0.97215	0.00790
4	0.95287	0.01337
5	0.92926	0.01912
6	0.90115	0.02488
7	0.86867	0.03076
8	0.83226	0.03676
9	0.79235	0.04280
10	0.74945	0.04877
11	0.70407	0.05457
12	0.65674	0.06008
13	0.60804	0.06518
14	0.55854	0.06971
15	0.50883	0.07350
16	0.45942	0.07633
17	0.41073	0.07801
18	0.36317	0.07847
19	0.31712	0.07762
20	0.27292	0.07547
21	0.23088	0.07207
22	0.19136	0.06758
23	0.15474	0.06214
24	0.12140	0.05585
25	0.09165	0.04885
26	0.06576	0.04127
27	0.04396	0.03325
28	0.02640	0.02497
29	0.01320	0.01668
30	0.00444	0.00870
31	0.00018	0.00159
32	0.00158	-0.00429
33	0.00896	-0.00967
34	0.02148	-0.01482
35	0.03902	-0.01942
36	0.06146	-0.02337
37	0.08862	-0.02662
38	0.12024	-0.02916
39	0.15602	-0.03099
40	0.19558	-0.03213
41	0.23849	-0.03260
42	0.28427	-0.03242
43	0.33238	-0.03159
44	0.38226	-0.03009
45	0.43329	-0.02779
46	0.48515	-0.02441
47	0.53783	-0.02006
48	0.59098	-0.01530
49	0.64391	-0.01057
50	0.69589	-0.00618
51	0.74615	-0.00238
52	0.79390	0.00064
53	0.83834	0.00278
54	0.87873	0.00398
55	0.91432	0.00429
56	0.94443	0.00381
57	0.96844	0.00277
58	0.98589	0.00152
59	0.99646	0.00044
60	1.00000	0.00000

E 212

Profil 212 Dicke 10.55%
Cm0=-.1344, Alfa0= 4.758 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99676	0.00092
2	0.98759	0.00372
3	0.97346	0.00803
4	0.95472	0.01307
5	0.93124	0.01844
6	0.90316	0.02418
7	0.87085	0.03023
8	0.83474	0.03645
9	0.79525	0.04269
10	0.75283	0.04881
11	0.70796	0.05465
12	0.66112	0.06008
13	0.61282	0.06496
14	0.56355	0.06915
15	0.51383	0.07256
16	0.46416	0.07507
17	0.41502	0.07660
18	0.36689	0.07708
19	0.32023	0.07647
20	0.27548	0.07473
21	0.23303	0.07188
22	0.19326	0.06794
23	0.15651	0.06295
24	0.12309	0.05701
25	0.09327	0.05023
26	0.06729	0.04275
27	0.04534	0.03473
28	0.02758	0.02636
29	0.01410	0.01790
30	0.00499	0.00967
31	0.00032	0.00224
32	0.00122	-0.00398
33	0.00800	-0.00970
34	0.01984	-0.01532
35	0.03648	-0.02045
36	0.05780	-0.02486
37	0.08363	-0.02840
38	0.11379	-0.03097
39	0.14808	-0.03252
40	0.18621	-0.03301
41	0.22790	-0.03248
42	0.27280	-0.03099
43	0.32051	-0.02861
44	0.37059	-0.02548
45	0.42257	-0.02175
46	0.47590	-0.01759
47	0.53003	-0.01320
48	0.58434	-0.00878
49	0.63819	-0.00452
50	0.69090	-0.00063
51	0.74179	0.00271
52	0.79016	0.00535
53	0.83528	0.00713
54	0.87643	0.00794
55	0.91284	0.00776
56	0.94382	0.00659
57	0.96851	0.00458
58	0.98615	0.00231
59	0.99657	0.00061
60	1.00000	0.00000

E 214

Profil 214 Dicke 11.1%
Cm0=-.1545, Alfa0= 5.821 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99669	0.00104
2	0.98737	0.00422
3	0.97312	0.00916
4	0.95431	0.01501
5	0.93081	0.02139
6	0.90279	0.02833
7	0.87072	0.03576
8	0.83508	0.04344
9	0.79626	0.05105
10	0.75457	0.05841
11	0.71040	0.06544
12	0.66430	0.07207
13	0.61682	0.07813
14	0.56852	0.08344
15	0.51991	0.08776
16	0.47142	0.09093
17	0.42346	0.09281
18	0.37645	0.09332
19	0.33076	0.09241
20	0.28674	0.09008
21	0.24474	0.08639
22	0.20510	0.08142
23	0.16816	0.07532
24	0.13424	0.06822
25	0.10365	0.06028
26	0.07665	0.05168
27	0.05349	0.04258
28	0.03434	0.03321
29	0.01934	0.02379
30	0.00856	0.01465
31	0.00210	0.00619
32	0.00005	-0.00086
33	0.00360	-0.00632
34	0.01326	-0.01387
35	0.02830	-0.02147
36	0.04858	-0.02984
37	0.07390	-0.03811
38	0.10406	-0.04616
39	0.13874	-0.05366
40	0.17759	-0.06024
41	0.22017	-0.06593
42	0.26599	-0.07066
43	0.31449	-0.07442
44	0.36508	-0.07721
45	0.41714	-0.07903
46	0.47030	-0.07987
47	0.52450	-0.07972
48	0.57932	-0.07857
49	0.63400	-0.07642
50	0.68770	-0.07327
51	0.73959	-0.06912
52	0.78883	-0.06397
53	0.83461	-0.05782
54	0.87612	-0.05067
55	0.91265	-0.04252
56	0.94352	-0.03337
57	0.96809	-0.02322
58	0.98582	-0.01207
59	0.99646	-0.00092
60	1.00000	0.00000

E 216

Profil 216 Dicke 10.4%
Cm0=-.2248, Alfa0= 8.107 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99692	0.00141
2	0.98842	0.00552
3	0.97564	0.01157
4	0.95877	0.01840
5	0.93743	0.02552
6	0.91162	0.03300
7	0.88170	0.04079
8	0.84805	0.04868
9	0.81104	0.05651
10	0.77107	0.06407
11	0.72855	0.07120
12	0.68390	0.07773
13	0.63757	0.08353
14	0.59004	0.08847
15	0.54177	0.09243
16	0.49323	0.09532
17	0.44490	0.09704
18	0.39722	0.09754
19	0.35064	0.09678
20	0.30560	0.09475
21	0.26249	0.09144
22	0.22169	0.08690
23	0.18354	0.08119
24	0.14836	0.07439
25	0.11644	0.06665
26	0.08803	0.05809
27	0.06333	0.04891
28	0.04254	0.03930
29	0.02576	0.02951
30	0.01311	0.01981
31	0.00461	0.01058
32	0.00031	0.00238
33	0.00108	-0.00385
34	0.00769	-0.00866
35	0.01979	-0.01291
36	0.03703	-0.01630
37	0.05924	-0.01869
38	0.08628	-0.01999
39	0.11795	-0.02020
40	0.15401	-0.01932
41	0.19420	-0.01742
42	0.23817	-0.01460
43	0.28554	-0.01098
44	0.33588	-0.00675
45	0.38868	-0.00210
46	0.44341	0.00276
47	0.49945	0.00757
48	0.55614	0.01211
49	0.61279	0.01611
50	0.66862	0.01937
51	0.72287	0.02167
52	0.77471	0.02284
53	0.82331	0.02277
54	0.86782	0.02137
55	0.90737	0.01863
56	0.94105	0.01456
57	0.96763	0.00945
58	0.98608	0.00449
59	0.99661	0.00113
60	1.00000	0.00000

E 220

Profil 220 Dicke 11.48%
Cm0=-.0014, Alfa0= 0.811 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99639	0.00008
2	0.98575	0.00062
3	0.96855	0.00206
4	0.94537	0.00456
5	0.91671	0.00809
6	0.88303	0.01269
7	0.84494	0.01844
8	0.80322	0.02531
9	0.75865	0.03311
10	0.71202	0.04156
11	0.66408	0.05031
12	0.61555	0.05890
13	0.56707	0.06675
14	0.51893	0.07317
15	0.47113	0.07784
16	0.42381	0.08072
17	0.37714	0.08188
18	0.33144	0.08152
19	0.28720	0.07983
20	0.24486	0.07687
21	0.20485	0.07275
22	0.16757	0.06754
23	0.13337	0.06136
24	0.10256	0.05432
25	0.07543	0.04658
26	0.05220	0.03830
27	0.03307	0.02968
28	0.01818	0.02095
29	0.00761	0.01241
30	0.00148	0.00452
31	0.00025	-0.00172
32	0.00492	-0.00690
33	0.01552	-0.01208
34	0.03134	-0.01689
35	0.05221	-0.02113
36	0.07795	-0.02474
37	0.10834	-0.02769
38	0.14312	-0.02996
39	0.18194	-0.03161
40	0.22440	-0.03266
41	0.27004	-0.03316
42	0.31838	-0.03318
43	0.36885	-0.03277
44	0.42089	-0.03199
45	0.47390	-0.03088
46	0.52725	-0.02949
47	0.58032	-0.02787
48	0.63250	-0.02604
49	0.68318	-0.02404
50	0.73176	-0.02191
51	0.77767	-0.01967
52	0.82037	-0.01733
53	0.85936	-0.01492
54	0.89416	-0.01244
55	0.92435	-0.00981
56	0.94977	-0.00691
57	0.97051	-0.00397
58	0.98633	-0.00162
59	0.99647	-0.00034
60	1.00000	0.00000

E 221

Profil 221 Dicke 9.39%
Cm0=-.0012, Alfa0= 0.684 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99659	0.00010
2	0.98654	0.00064
3	0.97031	0.00191
4	0.94842	0.00392
5	0.92123	0.00654
6	0.88904	0.00975
7	0.85230	0.01365
8	0.81161	0.01826</

E 222

Profil 222 Dicke 10.17%
Cm0=-.0974, Alfa0= 3.651 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99669	0.00071
2	0.98722	0.00291
3	0.97241	0.00645
4	0.95270	0.01078
5	0.92812	0.01560
6	0.89889	0.02092
7	0.86547	0.02666
8	0.82830	0.03269
9	0.78784	0.03883
10	0.74458	0.04492
11	0.69901	0.05079
12	0.65162	0.05630
13	0.60292	0.06127
14	0.55342	0.06558
15	0.50361	0.06908
16	0.45399	0.07167
17	0.40503	0.07326
18	0.35719	0.07378
19	0.31091	0.07319
20	0.26662	0.07147
21	0.22471	0.06864
22	0.18555	0.06473
23	0.14947	0.05981
24	0.11678	0.05395
25	0.08774	0.04728
26	0.06258	0.03994
27	0.04149	0.03210
28	0.02461	0.02396
29	0.01203	0.01578
30	0.00382	0.00792
31	0.00007	0.00100
32	0.00199	-0.00470
33	0.00990	-0.00993
34	0.02291	-0.01499
35	0.04083	-0.01953
36	0.06351	-0.02340
37	0.09078	-0.02648
38	0.12243	-0.02872
39	0.15821	-0.03010
40	0.19779	-0.03064
41	0.24083	-0.03035
42	0.28690	-0.02932
43	0.33557	-0.02760
44	0.38634	-0.02531
45	0.43867	-0.02254
46	0.49201	-0.01942
47	0.54578	-0.01608
48	0.59935	-0.01266
49	0.65212	-0.00928
50	0.70344	-0.00609
51	0.75268	-0.00320
52	0.79920	-0.00075
53	0.84238	0.00118
54	0.88157	0.00249
55	0.91618	0.00313
56	0.94560	0.00306
57	0.96916	0.00234
58	0.98625	0.00128
59	0.99656	0.00036
60	1.00000	0.00000

E 224

Profil 224 Dicke 10.17%
Cm0=-.0613, Alfa0= 2.330 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99664	0.00048
2	0.98692	0.00205
3	0.97152	0.00472
4	0.95089	0.00820
5	0.92524	0.01226
6	0.89489	0.01692
7	0.86033	0.02207
8	0.82203	0.02756
9	0.78048	0.03324
10	0.73619	0.03894
11	0.68967	0.04450
12	0.64143	0.04975
13	0.59200	0.05452
14	0.54189	0.05869
15	0.49160	0.06210
16	0.44164	0.06467
17	0.39248	0.06628
18	0.34460	0.06689
19	0.29844	0.06643
20	0.25442	0.06489
21	0.21293	0.06227
22	0.17434	0.05861
23	0.13898	0.05396
24	0.10714	0.04841
25	0.07909	0.04207
26	0.05503	0.03508
27	0.03517	0.02761
28	0.01961	0.01986
29	0.00845	0.01212
30	0.00179	0.00477
31	0.00014	-0.00124
32	0.00430	-0.00657
33	0.01402	-0.01224
34	0.02867	-0.01766
35	0.04808	-0.02260
36	0.07209	-0.02687
37	0.10055	-0.03039
38	0.13322	-0.03307
39	0.16984	-0.03488
40	0.21008	-0.03584
41	0.25358	-0.03595
42	0.29995	-0.03528
43	0.34871	-0.03389
44	0.39939	-0.03187
45	0.45145	-0.02933
46	0.50434	-0.02637
47	0.55747	-0.02312
48	0.61024	-0.01970
49	0.66205	-0.01622
50	0.71229	-0.01282
51	0.76035	-0.00962
52	0.80562	-0.00671
53	0.84750	-0.00422
54	0.88541	-0.00221
55	0.91879	-0.00075
56	0.94708	0.00012
57	0.96977	0.00047
58	0.98639	0.00041
59	0.99657	0.00015
60	1.00000	0.00000

E 226

Profil 226 Dicke 10.19%
Cm0=-.0231, Alfa0= 0.991 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99661	0.00027
2	0.98667	0.00122
3	0.97072	0.00302
4	0.94920	0.00560
5	0.92248	0.00888
6	0.89101	0.01283
7	0.85529	0.01736
8	0.81585	0.02231
9	0.77319	0.02753
10	0.72785	0.03285
11	0.68037	0.03809
12	0.63128	0.04310
13	0.58110	0.04770
14	0.53037	0.05176
15	0.47961	0.05514
16	0.42931	0.05772
17	0.37997	0.05942
18	0.33207	0.06016
19	0.28605	0.05989
20	0.24234	0.05859
21	0.20132	0.05625
22	0.16335	0.05289
23	0.12877	0.04858
24	0.09785	0.04339
25	0.07084	0.03743
26	0.04797	0.03083
27	0.02939	0.02376
28	0.01521	0.01644
29	0.00553	0.00915
30	0.00044	0.00242
31	0.00105	-0.00350
32	0.00756	-0.00935
33	0.01903	-0.01539
34	0.03525	-0.02118
35	0.05608	-0.02648
36	0.08138	-0.03114
37	0.11096	-0.03504
38	0.14459	-0.03810
39	0.18199	-0.04029
40	0.22285	-0.04160
41	0.26679	-0.04205
42	0.31341	-0.04167
43	0.36225	-0.04055
44	0.41281	-0.03876
45	0.46457	-0.03639
46	0.51697	-0.03355
47	0.56943	-0.03034
48	0.62138	-0.02688
49	0.67223	-0.02327
50	0.72137	-0.01963
51	0.76824	-0.01607
52	0.81224	-0.01270
53	0.85283	-0.00963
54	0.88945	-0.00692
55	0.92159	-0.00467
56	0.94873	-0.00286
57	0.97049	-0.00146
58	0.98659	-0.00051
59	0.99659	-0.00009
60	1.00000	0.00000

E 228

Profil 228 10.08%
Cm0=0.0143, Alfa0=-0.340 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99658	0.00004
2	0.98646	0.00032
3	0.96998	0.00116
4	0.94757	0.00275
5	0.91977	0.00517
6	0.88715	0.00836
7	0.85025	0.01221
8	0.80962	0.01657
9	0.76582	0.02130
10	0.71940	0.02621
11	0.67092	0.03113
12	0.62094	0.03589
13	0.56999	0.04033
14	0.51861	0.04430
15	0.46735	0.04767
16	0.41671	0.05032
17	0.36720	0.05215
18	0.31929	0.05308
19	0.27344	0.05306
20	0.23006	0.05204
21	0.18955	0.05002
22	0.15226	0.04702
23	0.11850	0.04308
24	0.08855	0.03828
25	0.06267	0.03274
26	0.04106	0.02657
27	0.02385	0.01991
28	0.01117	0.01303
29	0.00312	0.00620
30	0.00000	0.00021
31	0.00271	-0.00553
32	0.01098	-0.01188
33	0.02404	-0.01829
34	0.04170	-0.02446
35	0.06384	-0.03012
36	0.09031	-0.03513
37	0.12093	-0.03935
38	0.15547	-0.04273
39	0.19363	-0.04524
40	0.23508	-0.04685
41	0.27945	-0.04757
42	0.32634	-0.04746
43	0.37526	-0.04657
44	0.42573	-0.04498
45	0.47721	-0.04278
46	0.52916	-0.04004
47	0.58099	-0.03687
48	0.63216	-0.03337
49	0.68208	-0.02964
50	0.73018	-0.02578
51	0.77590	-0.02191
52	0.81870	-0.01812
53	0.85804	-0.01452
54	0.89343	-0.01118
55	0.92437	-0.00821
56	0.95040	-0.00557
57	0.97126	-0.00322
58	0.98681	-0.00136
59	0.99662	-0.00030
60	1.00000	0.00000

E 230

Profil 230 Dicke 9.96%
Cm0=0.0531, Alfa0=-1.735 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99657	-0.00018
2	0.98632	-0.00059
3	0.96935	-0.00078
4	0.94605	-0.00028
5	0.91713	0.00117
6	0.88330	0.00351
7	0.84515	0.00660
8	0.80327	0.01032
9	0.75825	0.01449
10	0.71067	0.01896
11	0.66113	0.02354
12	0.61019	0.02806
13	0.55840	0.03235
14	0.50634	0.03627
15	0.45455	0.03968
16	0.40355	0.04245
17	0.35387	0.04447
18	0.30597	0.04566
19	0.26032	0.04594
20	0.21733	0.04528
21	0.17740	0.04365
22	0.14085	0.04106
23	0.10801	0.03757
24	0.07914	0.03323
25	0.05449	0.02814
26	0.03424	0.02241
27	0.01853	0.01620
28	0.00744	0.00975
29	0.00107	0.00351
30	0.00045	-0.00235
31	0.00566	-0.00858
32	0.01567	-0.01534
33	0.03028	-0.02212
34	0.04937	-0.02861
35	0.07283	-0.03460
36	0.10048	-0.03994
37	0.13213	-0.04449
38	0.16753	-0.04819
39	0.20639	-0.05099
40	0.24838	-0.05286
41	0.29313	-0.05382
42	0.34021	-0.05392
43	0.38916	-0.05322
44	0.43946	-0.05178
45	0.49060	-0.04967
46	0.54202	-0.04698
47	0.59317	-0.04378
48	0.64349	-0.04018
49	0.69243	-0.03626
50	0.73944	-0.03213
51	0.78397	-0.02789
52	0.82552	-0.02364
53	0.86359	-0.01947
54	0.89769	-0.01549
55	0.92740	-0.01177
56	0.95228	-0.00830
57	0.97219	-0.00503
58	0.98712	-0.00225
59	0.99667	-0.00054
60	1.00000	0.00000

E 374

Profil 374 Dicke 10.92%
Cm0=-.0363, Alfa0= 1.774 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99640	0.00045
2	0.98610	0.00204
3	0.97000	0.00485
4	0.94864	0.00846
5	0.92214	0.01264
6	0.89078	0.01747
7	0.85508	0.02297
8	0.81560	0.02905
9		

E 385

Profil 385 Dicke 8.41%
Cm0=-.1678, Alfa0= 6.632 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99695	0.00080
2	0.98804	0.00321
3	0.97384	0.00716
4	0.95480	0.01231
5	0.93117	0.01826
6	0.90309	0.02481
7	0.87084	0.03193
8	0.83488	0.03952
9	0.79569	0.04744
10	0.75376	0.05551
11	0.70965	0.06356
12	0.66390	0.07137
13	0.61709	0.07871
14	0.56981	0.08527
15	0.52249	0.09067
16	0.47545	0.09464
17	0.42898	0.09703
18	0.38337	0.09773
19	0.33887	0.09672
20	0.29571	0.09409
21	0.25419	0.09005
22	0.21475	0.08480
23	0.17776	0.07846
24	0.14358	0.07118
25	0.11253	0.06312
26	0.08490	0.05442
27	0.06090	0.04528
28	0.04073	0.03590
29	0.02450	0.02652
30	0.01233	0.01745
31	0.00424	0.00903
32	0.00025	0.00182
33	0.00112	-0.00310
34	0.00768	-0.00611
35	0.01996	-0.00795
36	0.03785	-0.00848
37	0.06131	-0.00779
38	0.09023	-0.00607
39	0.12438	-0.00354
40	0.16340	-0.00040
41	0.20687	0.00313
42	0.25429	0.00684
43	0.30507	0.01053
44	0.35858	0.01402
45	0.41413	0.01714
46	0.47100	0.01978
47	0.52842	0.02181
48	0.58564	0.02316
49	0.64187	0.02378
50	0.69636	0.02366
51	0.74837	0.02280
52	0.79718	0.02125
53	0.84210	0.01906
54	0.88250	0.01633
55	0.91779	0.01317
56	0.94743	0.00968
57	0.97076	0.00603
58	0.98722	0.00281
59	0.99685	0.00070
60	1.00000	0.00000

E 387

Profil 387 Dicke 9.06%
Cm0=-.0809, Alfa0= 3.538 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99677	0.00043
2	0.98729	0.00180
3	0.97198	0.00423
4	0.95128	0.00763
5	0.92554	0.01184
6	0.89510	0.01679
7	0.86035	0.02242
8	0.82183	0.02866
9	0.78007	0.03540
10	0.73567	0.04249
11	0.68922	0.04975
12	0.64136	0.05696
13	0.59272	0.06390
14	0.54394	0.07020
15	0.49549	0.07546
16	0.44767	0.07936
17	0.40077	0.08173
18	0.35505	0.08247
19	0.31078	0.08156
20	0.26813	0.07908
21	0.22742	0.07529
22	0.18906	0.07037
23	0.15345	0.06448
24	0.12094	0.05775
25	0.09185	0.05033
26	0.06643	0.04238
27	0.04493	0.03408
28	0.02748	0.02562
29	0.01423	0.01726
30	0.00519	0.00931
31	0.00044	0.00234
32	0.00091	-0.00286
33	0.00717	-0.00682
34	0.01890	-0.01017
35	0.03596	-0.01265
36	0.05827	-0.01425
37	0.08569	-0.01500
38	0.11800	-0.01502
39	0.15490	-0.01441
40	0.19599	-0.01329
41	0.24083	-0.01177
42	0.28892	-0.00998
43	0.33968	-0.00804
44	0.39252	-0.00605
45	0.44679	-0.00410
46	0.50182	-0.00228
47	0.55694	-0.00065
48	0.61147	0.00074
49	0.66472	0.00186
50	0.71602	0.00268
51	0.76475	0.00320
52	0.81027	0.00342
53	0.85202	0.00337
54	0.88944	0.00307
55	0.92205	0.00258
56	0.94942	0.00196
57	0.97118	0.00132
58	0.98705	0.00071
59	0.99674	0.00021
60	1.00000	0.00000

E 392

Profil 392 Dicke 10.15%
Cm0=-.1023, Alfa0= 4.180 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99676	0.00056
2	0.98727	0.00233
3	0.97208	0.00537
4	0.95169	0.00949
5	0.92641	0.01440
6	0.89649	0.01996
7	0.86230	0.02615
8	0.82432	0.03289
9	0.78311	0.04006
10	0.73922	0.04751
11	0.69325	0.05505
12	0.64581	0.06247
13	0.59751	0.06954
14	0.54900	0.07592
15	0.50073	0.08119
16	0.45301	0.08506
17	0.40613	0.08736
18	0.36037	0.08800
19	0.31598	0.08694
20	0.27316	0.08429
21	0.23222	0.08027
22	0.19359	0.07509
23	0.15765	0.06889
24	0.12476	0.06181
25	0.09525	0.05401
26	0.06938	0.04565
27	0.04738	0.03690
28	0.02942	0.02799
29	0.01564	0.01913
30	0.00607	0.01068
31	0.00080	0.00315
32	0.00065	-0.00254
33	0.00631	-0.00696
34	0.01756	-0.01090
35	0.03413	-0.01407
36	0.05588	-0.01641
37	0.08268	-0.01793
38	0.11428	-0.01870
39	0.15039	-0.01879
40	0.19060	-0.01829
41	0.23449	-0.01728
42	0.28155	-0.01583
43	0.33122	-0.01398
44	0.38297	-0.01175
45	0.43632	-0.00920
46	0.49071	-0.00646
47	0.54559	-0.00370
48	0.60029	-0.00112
49	0.65408	0.00113
50	0.70625	0.00296
51	0.75608	0.00432
52	0.80289	0.00516
53	0.84603	0.00549
54	0.88489	0.00533
55	0.91889	0.00474
56	0.94753	0.00377
57	0.97031	0.00254
58	0.98677	0.00129
59	0.99669	0.00035
60	1.00000	0.00000

E 471

Profil 471 Dicke 6.25%
Cm0=-.1716, Alfa0= 6.347 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99699	0.00085
2	0.98831	0.00344
3	0.97463	0.00763
4	0.95649	0.01293
5	0.93407	0.01878
6	0.90737	0.02492
7	0.87660	0.03135
8	0.84217	0.03797
9	0.80453	0.04461
10	0.76414	0.05108
11	0.72144	0.05712
12	0.67681	0.06252
13	0.63065	0.06712
14	0.58334	0.07077
15	0.53527	0.07339
16	0.48681	0.07494
17	0.43840	0.07550
18	0.39052	0.07508
19	0.34368	0.07372
20	0.29833	0.07143
21	0.25493	0.06826
22	0.21391	0.06425
23	0.17566	0.05946
24	0.14054	0.05397
25	0.10888	0.04785
26	0.08095	0.04121
27	0.05695	0.03417
28	0.03707	0.02688
29	0.02141	0.01953
30	0.01002	0.01238
31	0.00292	0.00573
32	0.00001	0.00023
33	0.00239	-0.00342
34	0.01071	-0.00580
35	0.02439	-0.00732
36	0.04344	-0.00777
37	0.06777	-0.00722
38	0.09726	-0.00574
39	0.13171	-0.00347
40	0.17080	-0.00059
41	0.21417	0.00270
42	0.26132	0.00621
43	0.31171	0.00975
44	0.36472	0.01316
45	0.41971	0.01627
46	0.47597	0.01894
47	0.53279	0.02105
48	0.58940	0.02252
49	0.64507	0.02328
50	0.69902	0.02330
51	0.75054	0.02256
52	0.79889	0.02112
53	0.84341	0.01902
54	0.88346	0.01635
55	0.91844	0.01322
56	0.94783	0.00975
57	0.97096	0.00610
58	0.98730	0.00287
59	0.99687	0.00072
60	1.00000	0.00000

E 474

Profil 474 Dicke 14.09%
Cm0=0.0000, Alfa0= 0.000 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99625	0.00028
2	0.98539	0.00142
3	0.96827	0.00372
4	0.94558	0.00699
5	0.91777	0.01106
6	0.88544	0.01574
7	0.84908	0.02055
8	0.80874	0.02524
9	0.76472	0.02993
10	0.71760	0.03469
11	0.66798	0.03949
12	0.61647	0.04427
13	0.56374	0.04895
14	0.51043	0.05346
15	0.45721	0.05769
16	0.40474	0.06154
17	0.35367	0.06489
18	0.30464	0.06760
19	0.25828	0.06951
20	0.21517	0.07042
21	0.17590	0.07002
22	0.14069	0.06778
23	0.10939	0.06351
24	0.08193	0.05737
25	0.05826	0.04958
26	0.03841	0.04049
27	0.02246	0.03048
28	0.01054	0.01999
29	0.00280	0.00955
30	0.00000	0.00000
31	0.00280	-0.00955
32	0.01054	-0.01999
33	0.02246	-0.03048
34	0.03841	-0.04049
35	0.05826	-0.04958
36	0.08193	-0.05737
37	0.10939	-0.06351
38	0.14069	-0.06778
39	0.17590	-0.07002
40	0.21517	-0.07042
41	0.25828	-0.06951
42	0.30464	-0.06760
43	0.35367	-0.06489
44	0.40474	-0.06154
45	0.45721	-0.05769
46	0.51043	-0.05346
47	0.56374	-0.04895
48	0.61647	-0.04427
49	0.66798	-0.03949
50	0.71760	-0.03469
51	0.76472	-0.02993
52	0.80874	-0.02524
53	0.84908	-0.02055
54	0.88544	-0.01574
55	0.91777	-0.01106
56	0.94558	-0.00699
57	0.96827	-0.00372
58	0.98539	-0.00142
59	0.99625	-0.00028
60	1.00000	0.00000

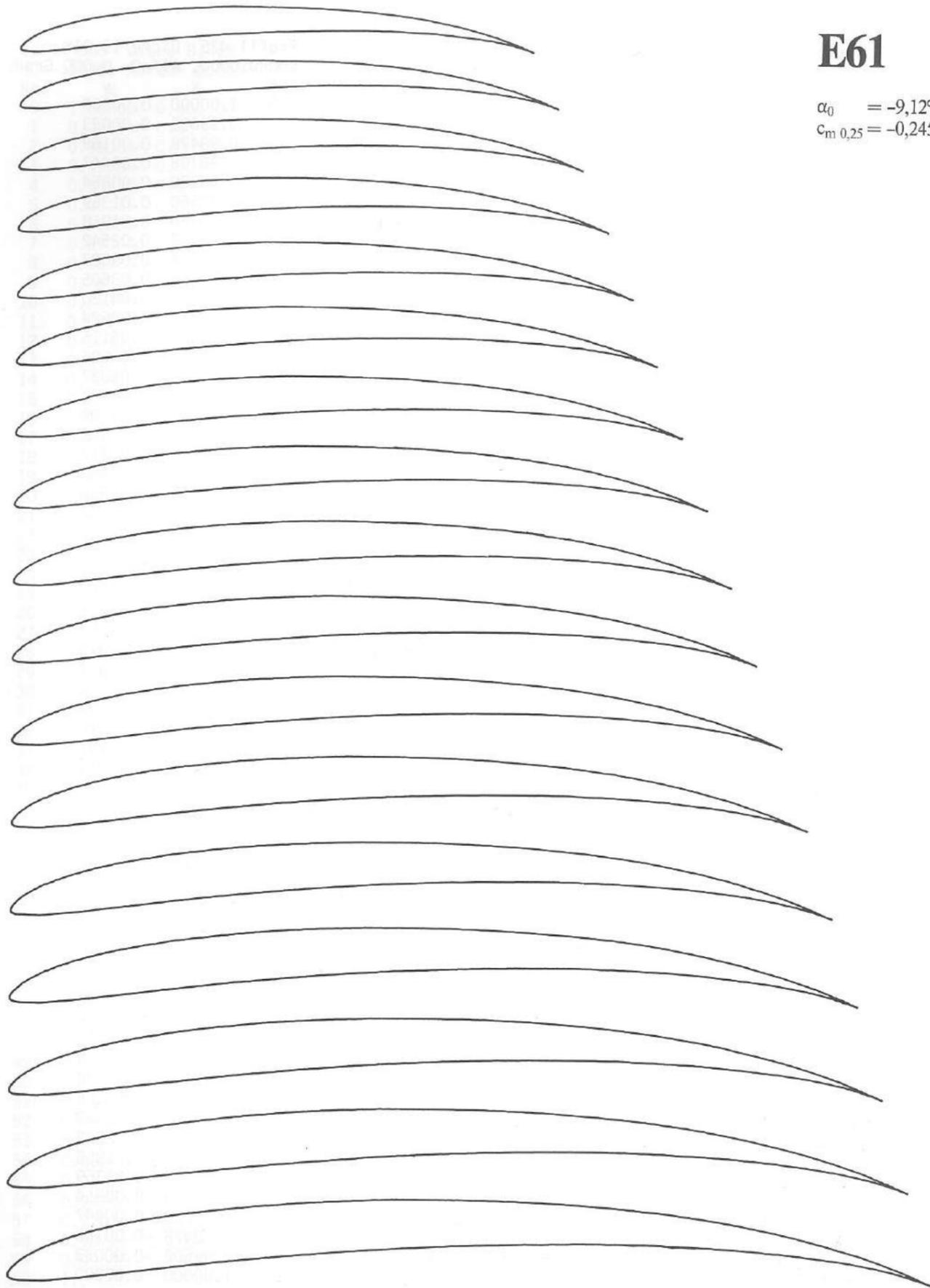
E 475

Profil 475 Dicke 15.01%
Cm0=0.0000, Alfa0= 0.000 Grad

Nr.	x	y
0	1.00000	0.00000
1	0.99608	0.00033
2	0.98478	0.00168
3	0.96708	0.00447
4	0.94380	0.00854
5	0.91560	0.01369
6	0.88326	0.01958
7	0.84723	0.02542
8	0.80734	0.0308

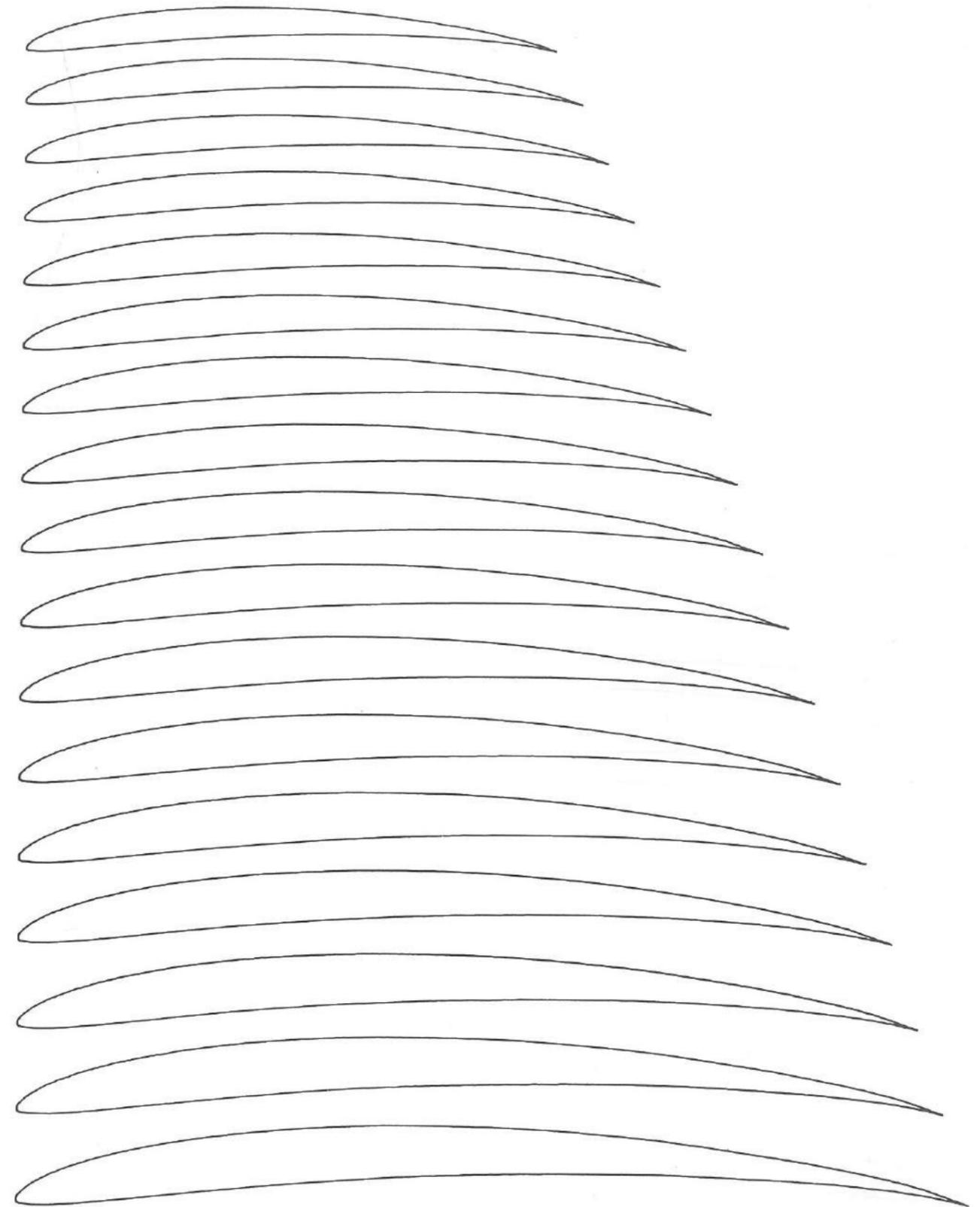
E61

$$\alpha_0 = -9,12^\circ$$
$$c_{m\ 0,25} = -0,245$$



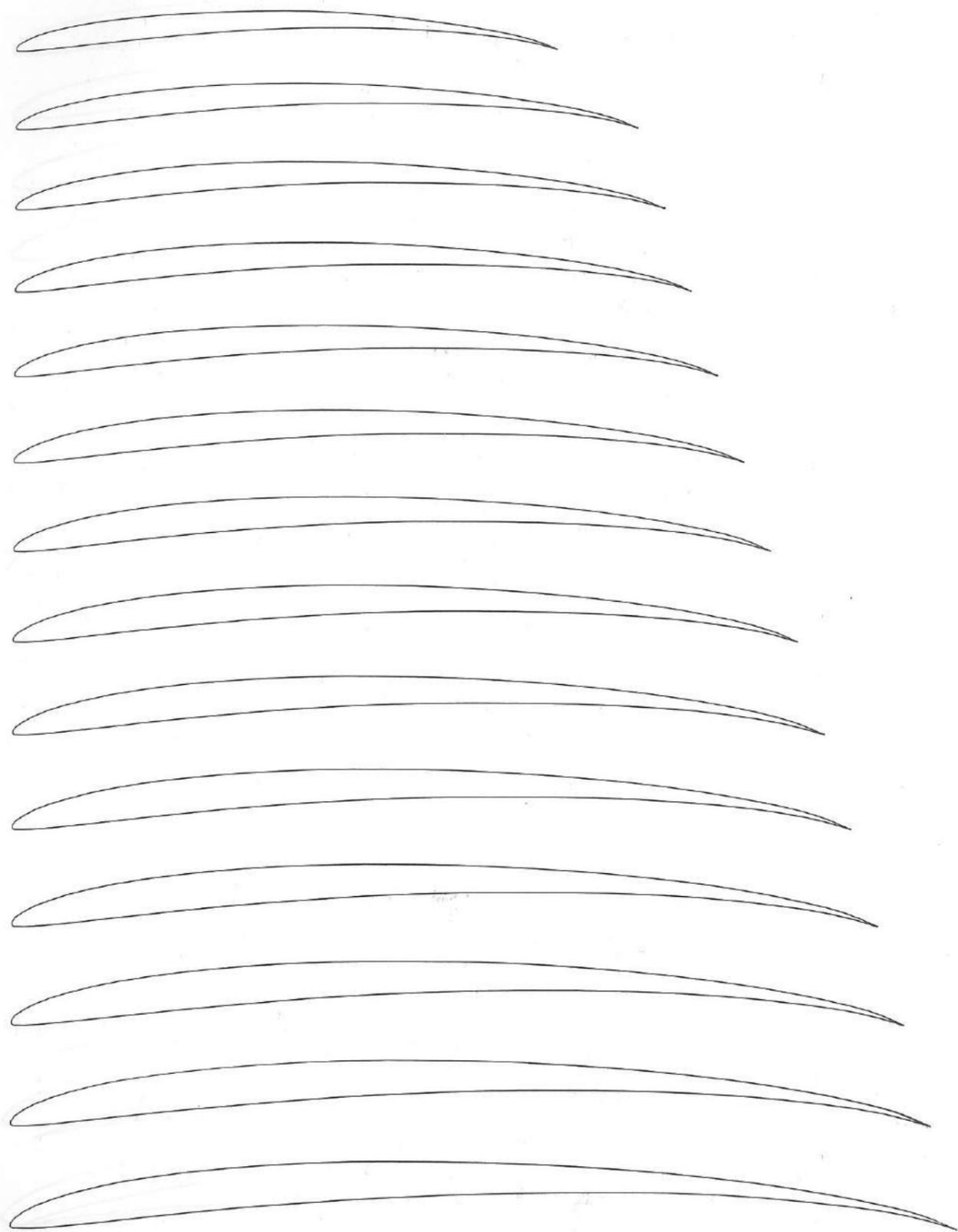
E 62

$$\alpha_0 = -7,12^\circ$$
$$c_{m\ 0,25} = -0,1920$$



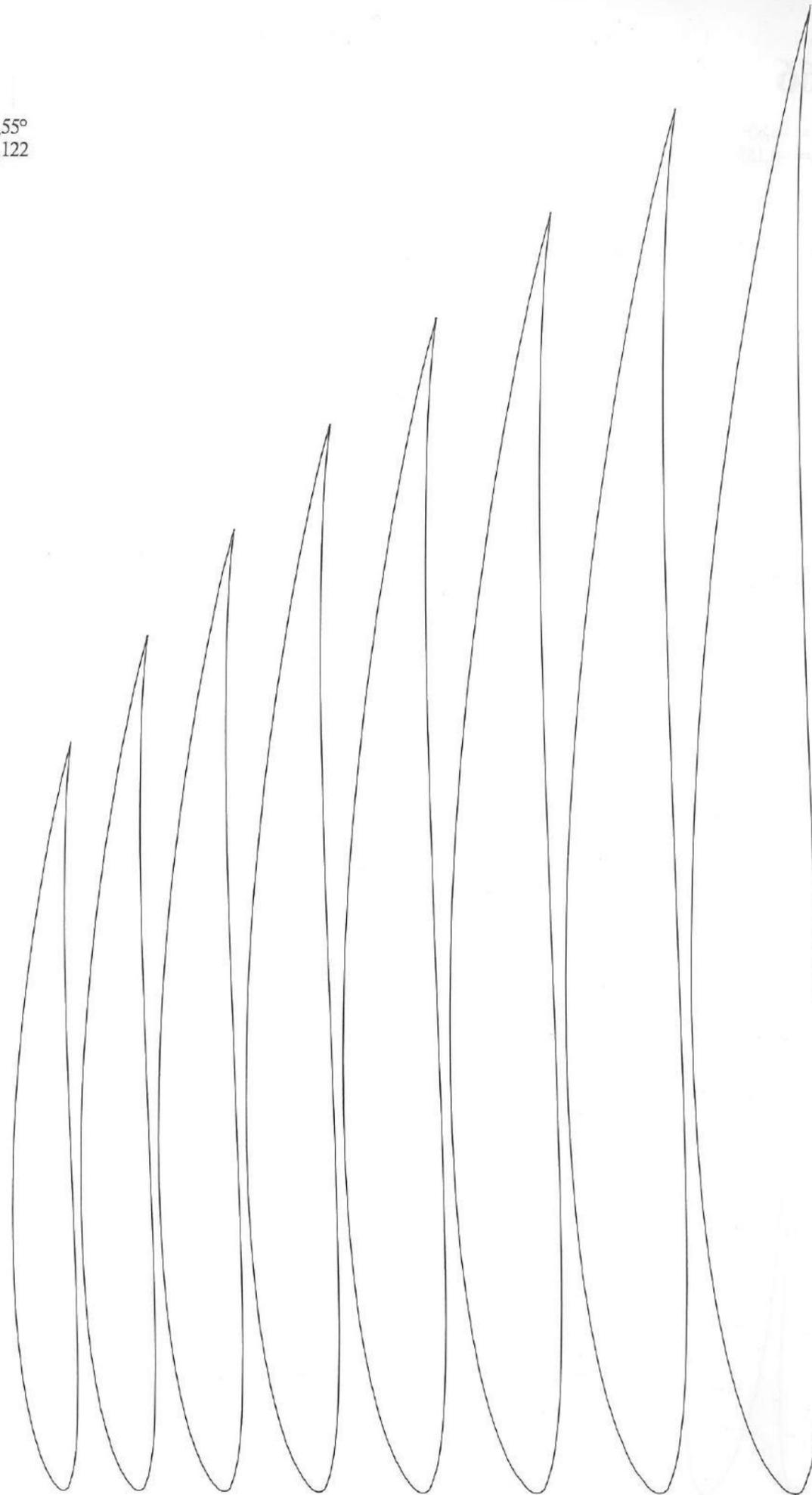
E 63

$\alpha_0 = -8,09^\circ$
 $c_{m\ 0,25} = -0,225$



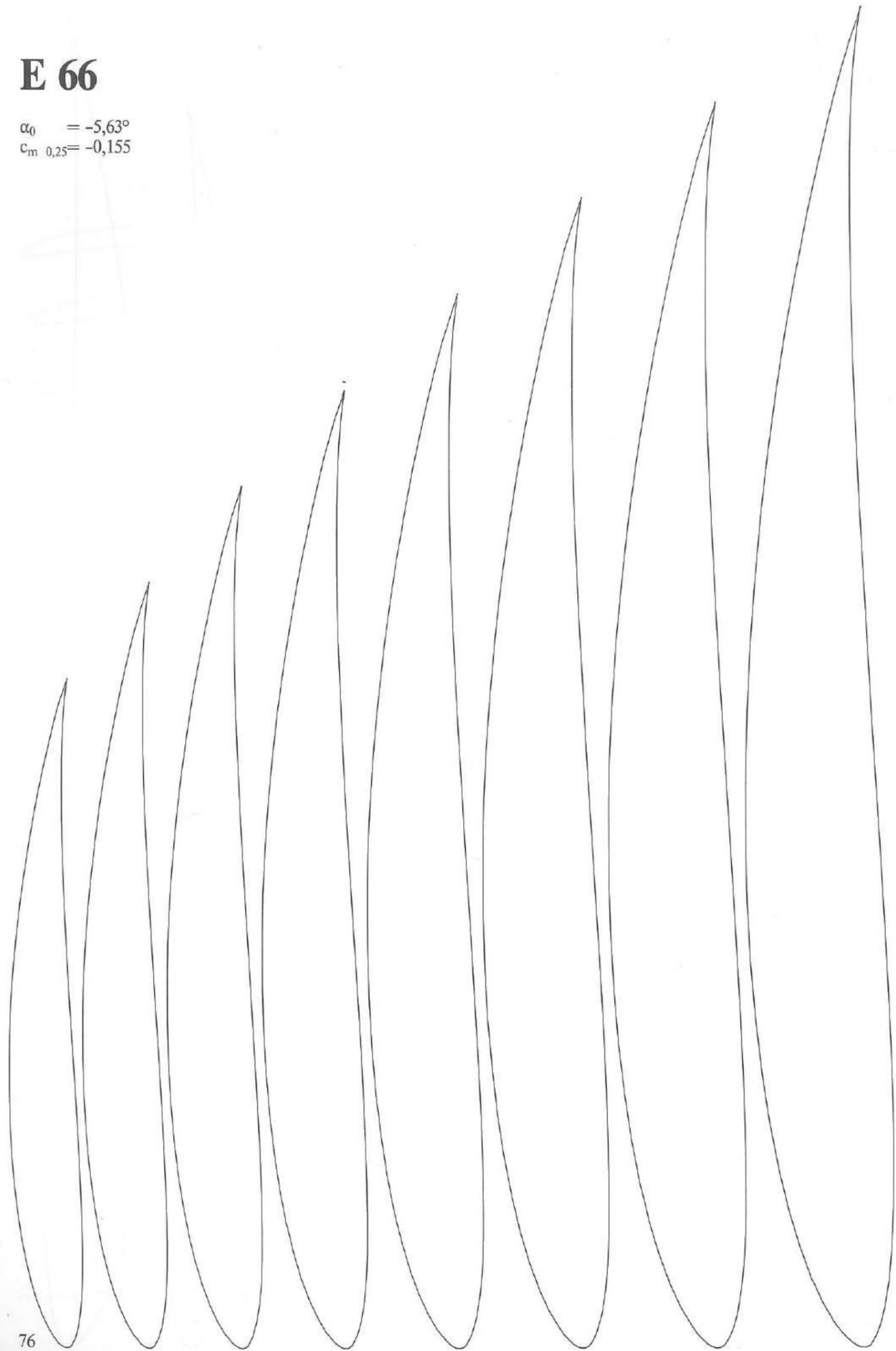
E 64

$\alpha_0 = -4,55^\circ$
 $c_{m\ 0,25} = -0,122$



E 66

$\alpha_0 = -5,63^\circ$
 $c_{m\ 0,25} = -0,155$



E 67

$\alpha_0 = -5,10^\circ$
 $c_{m\ 0,25} = -0,139$



E 68

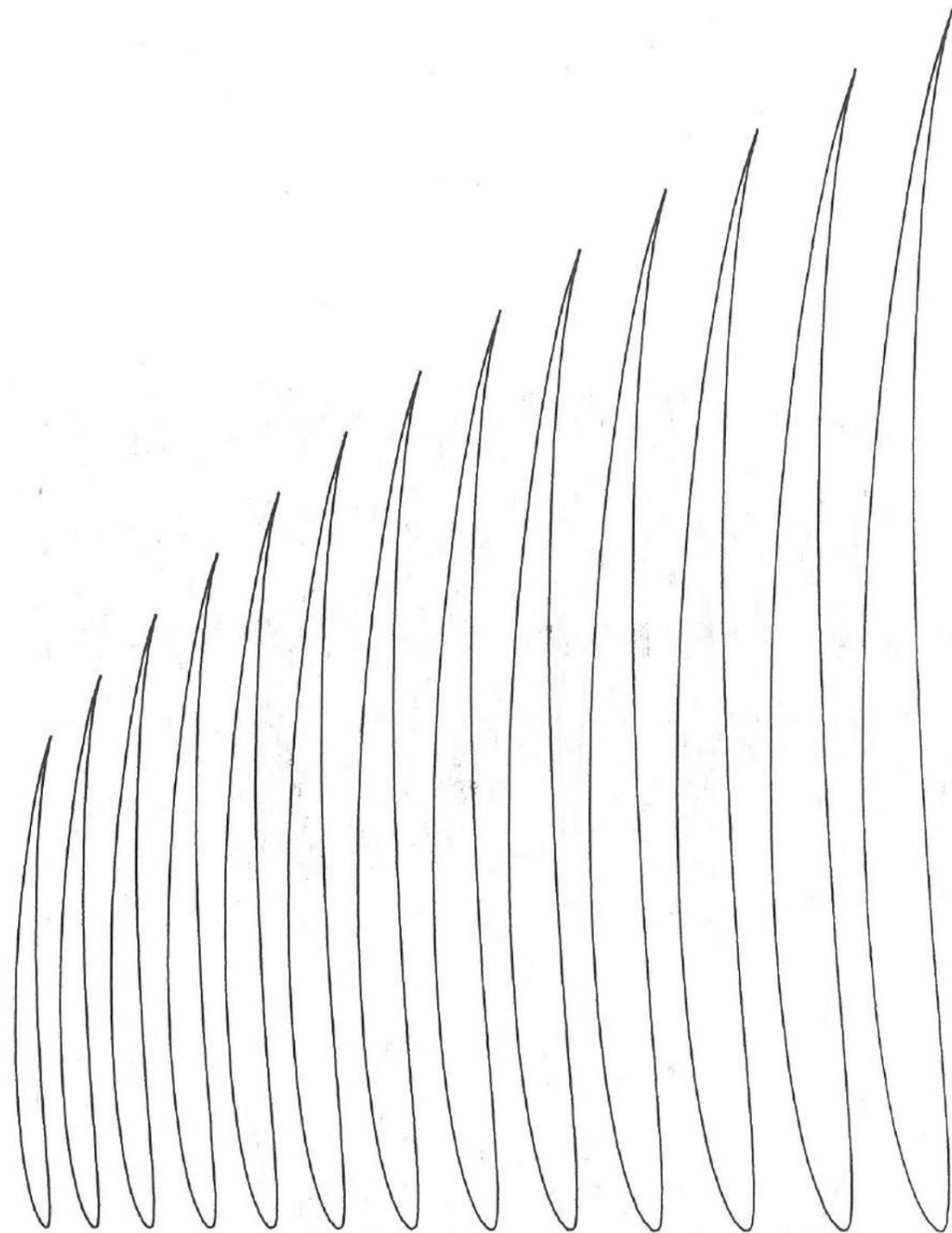
$\alpha_0 = -4,54^\circ$
 $c_{m\ 0,25} = -0,122$



E 71

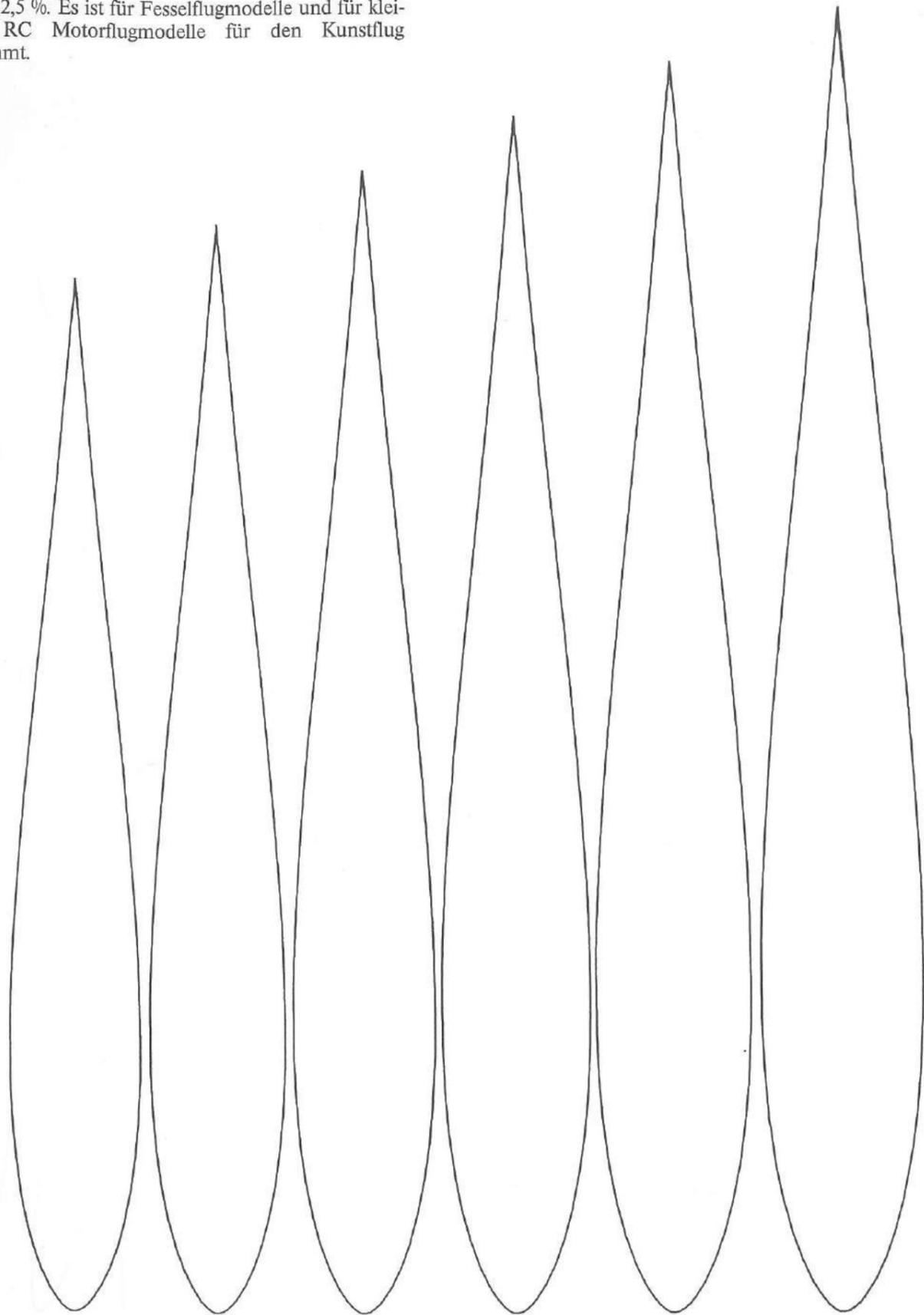
Das Profil E 71 hat eine Dicke von 5,2%. Es ist für Freiflugmodelle bestimmt und sollte schon bei der niedrigen Re-Zahl von 30 000 überkritisch sein.

$\alpha_0 = -6,12^\circ$
 $c_{m\ 0,25} = -0,180$

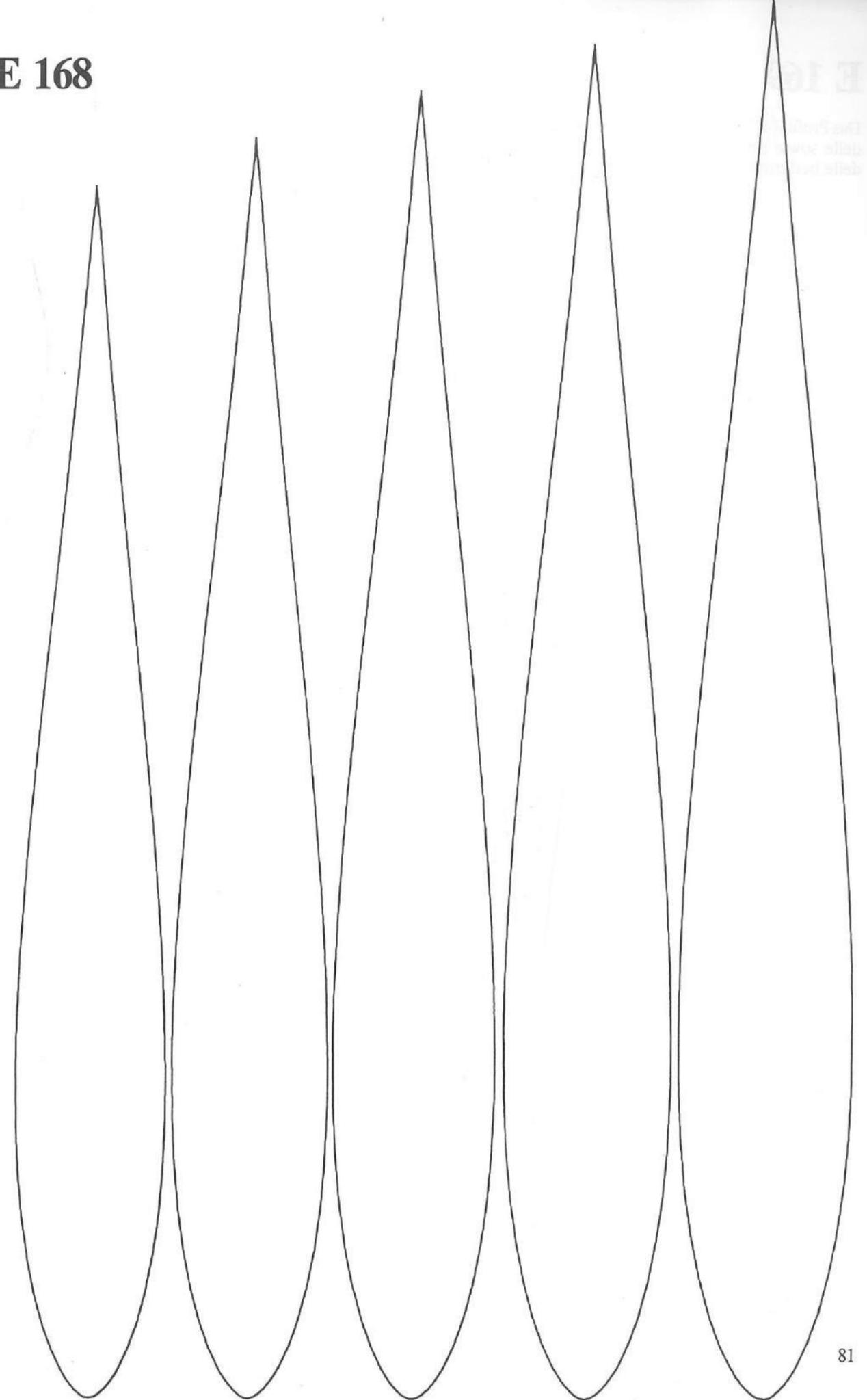


E 168

Das Profil E 168 ist symmetrisch und hat eine Dicke von etwa 12,5 %. Es ist für Fesselflugmodelle und für kleinere RC Motorflugmodelle für den Kunstflug bestimmt.

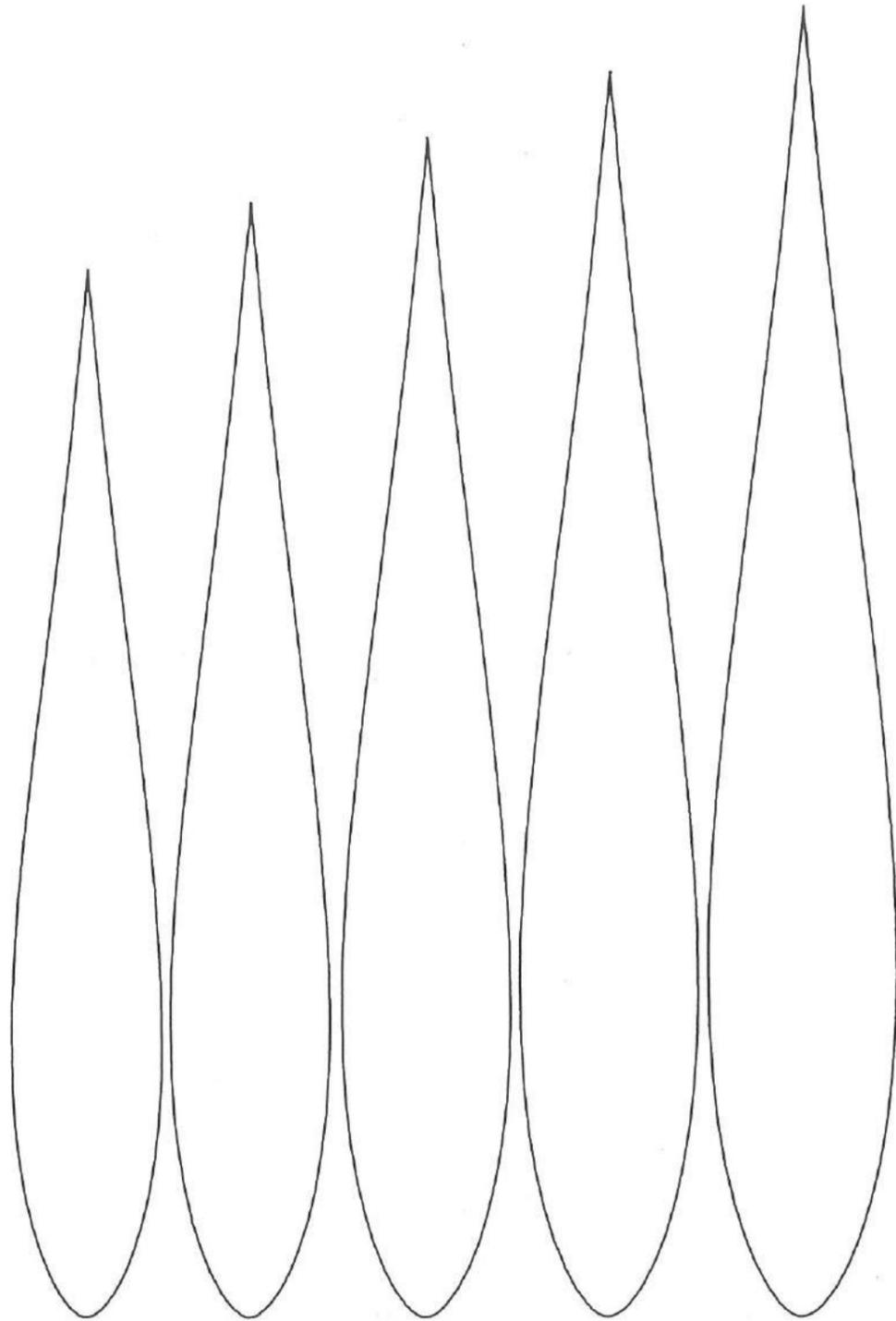


E 168

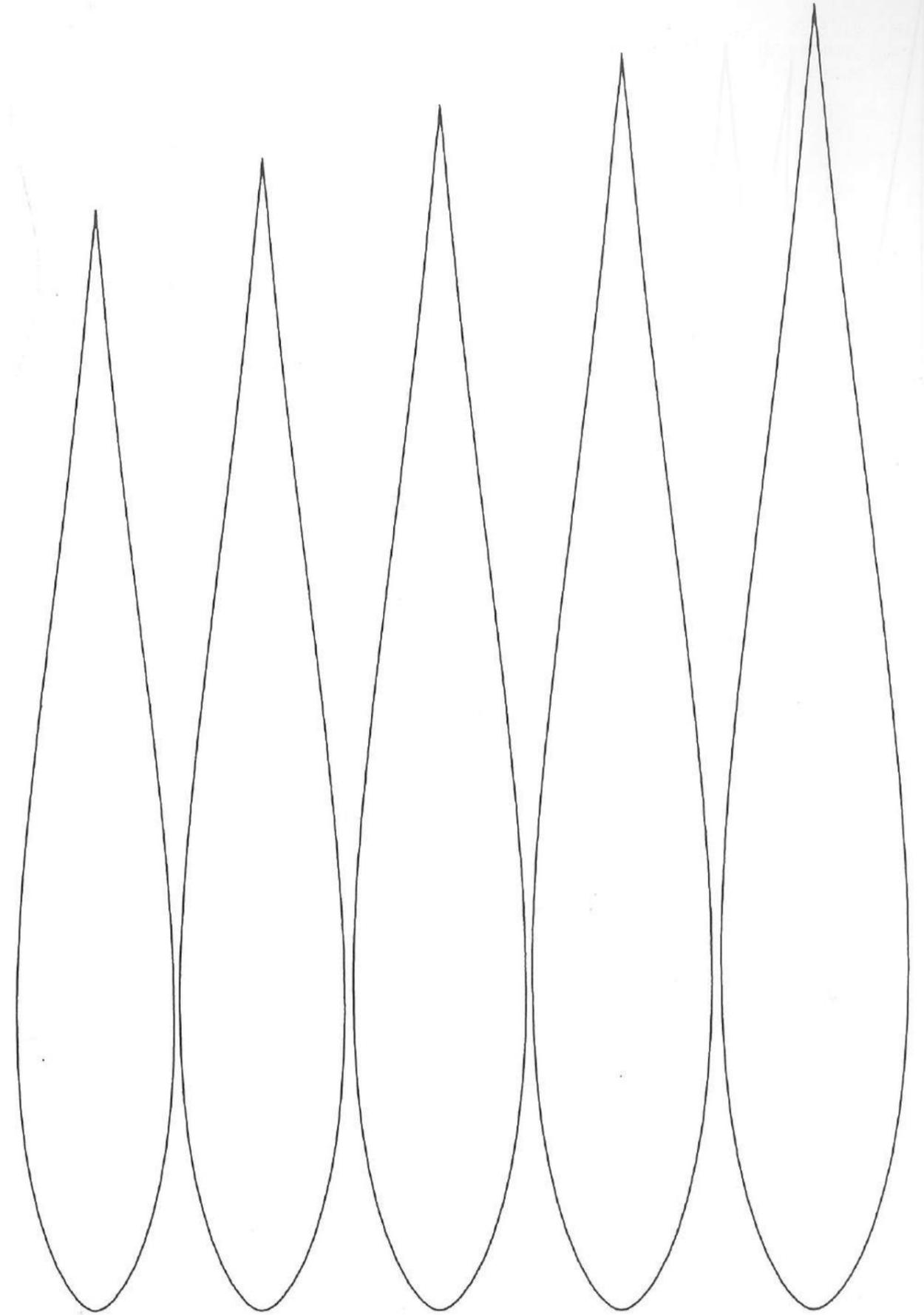


E 169

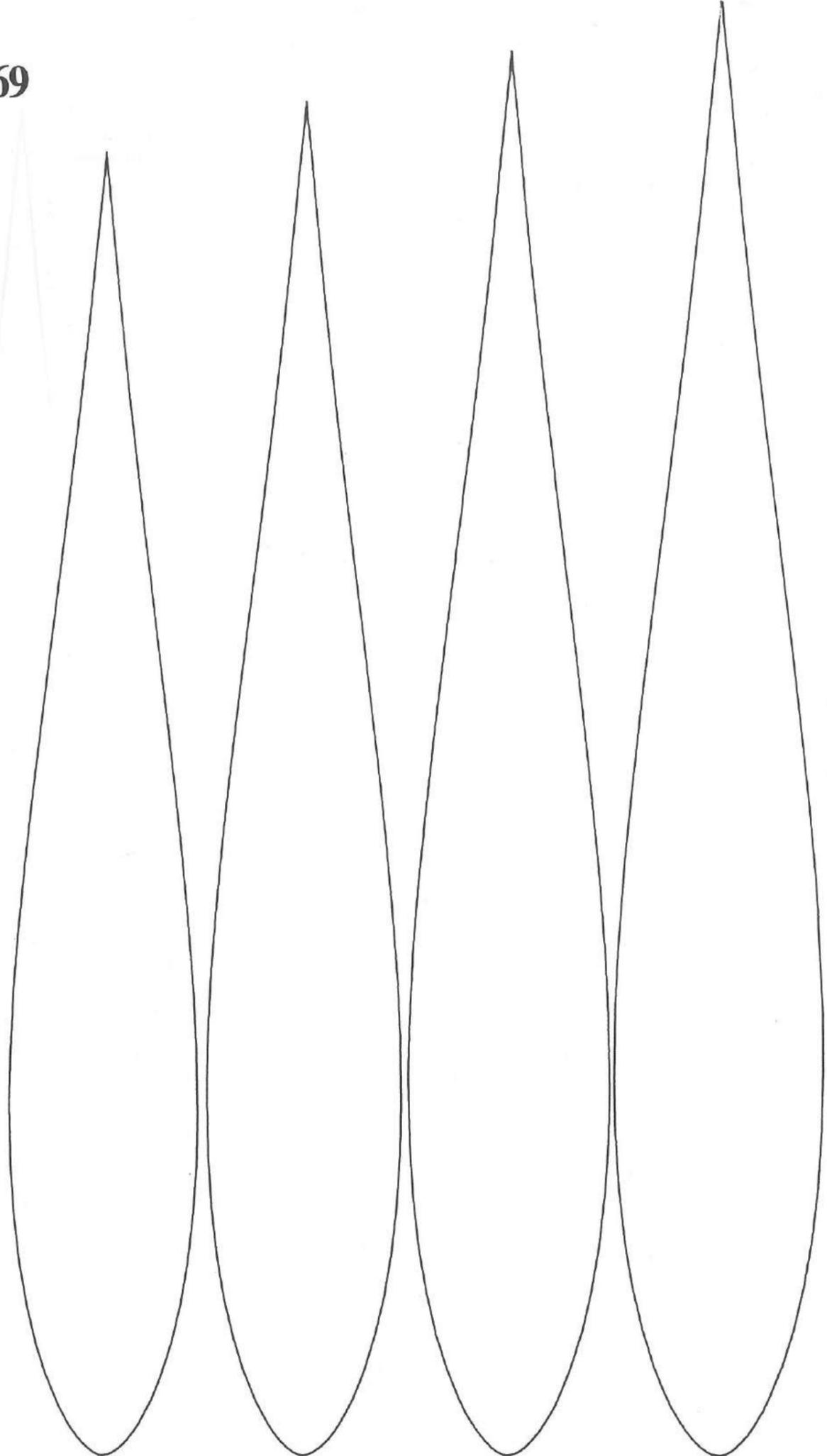
Das Profil E 169 ist etwa 14% dick und für Fesselflugmodelle sowie für kleinere RC Kunstflug-Motorflugmodelle bestimmt.



E 169



E 169

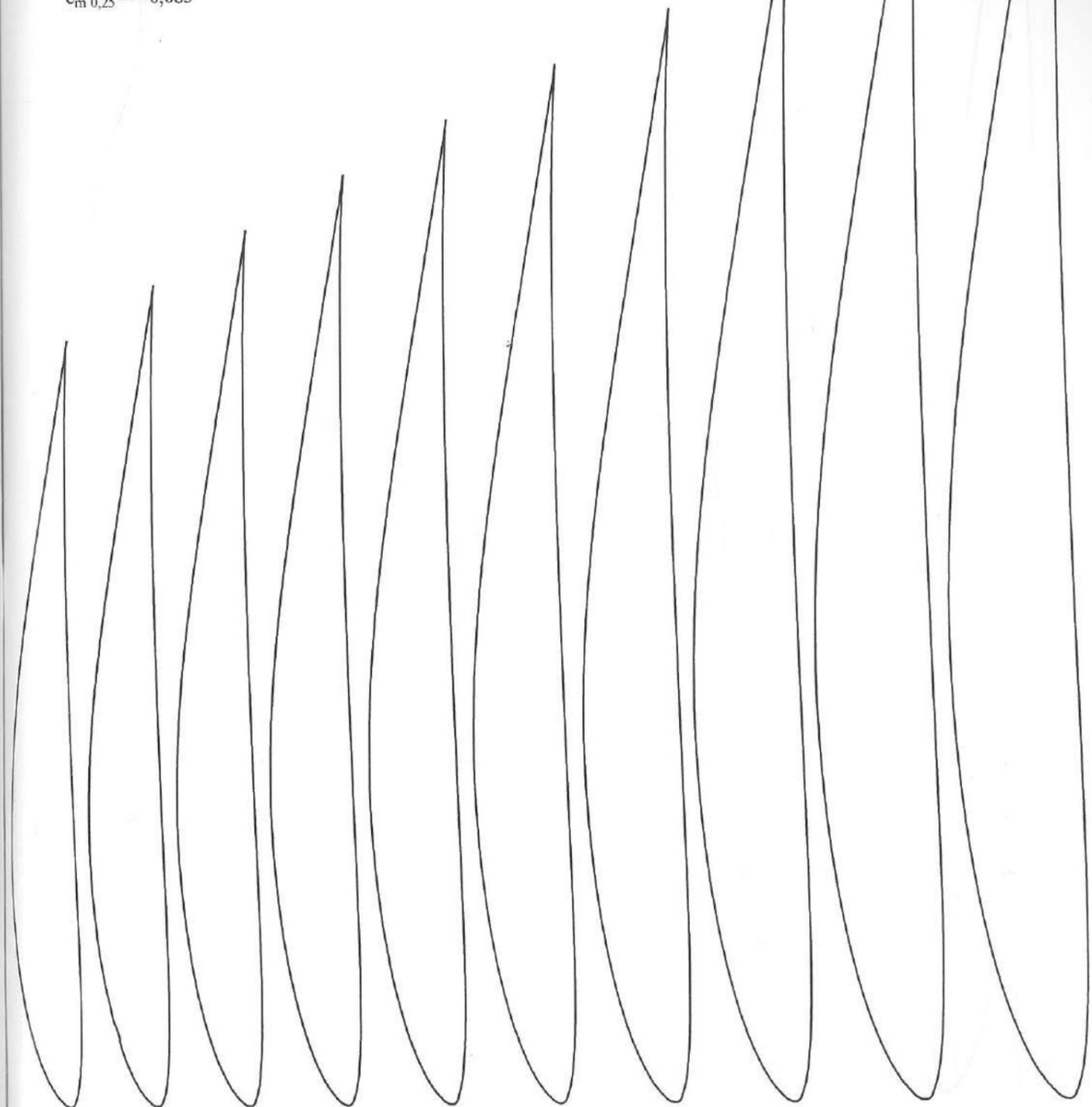


E 174

Die Profile E 174, E 176, E 178, E 180 und E 182 bilden zusammen einen Nurfügelstrak, bei dem das Profil E 174 als Wurzelprofil, das Profil E 182 als Endprofil verwendet wird.

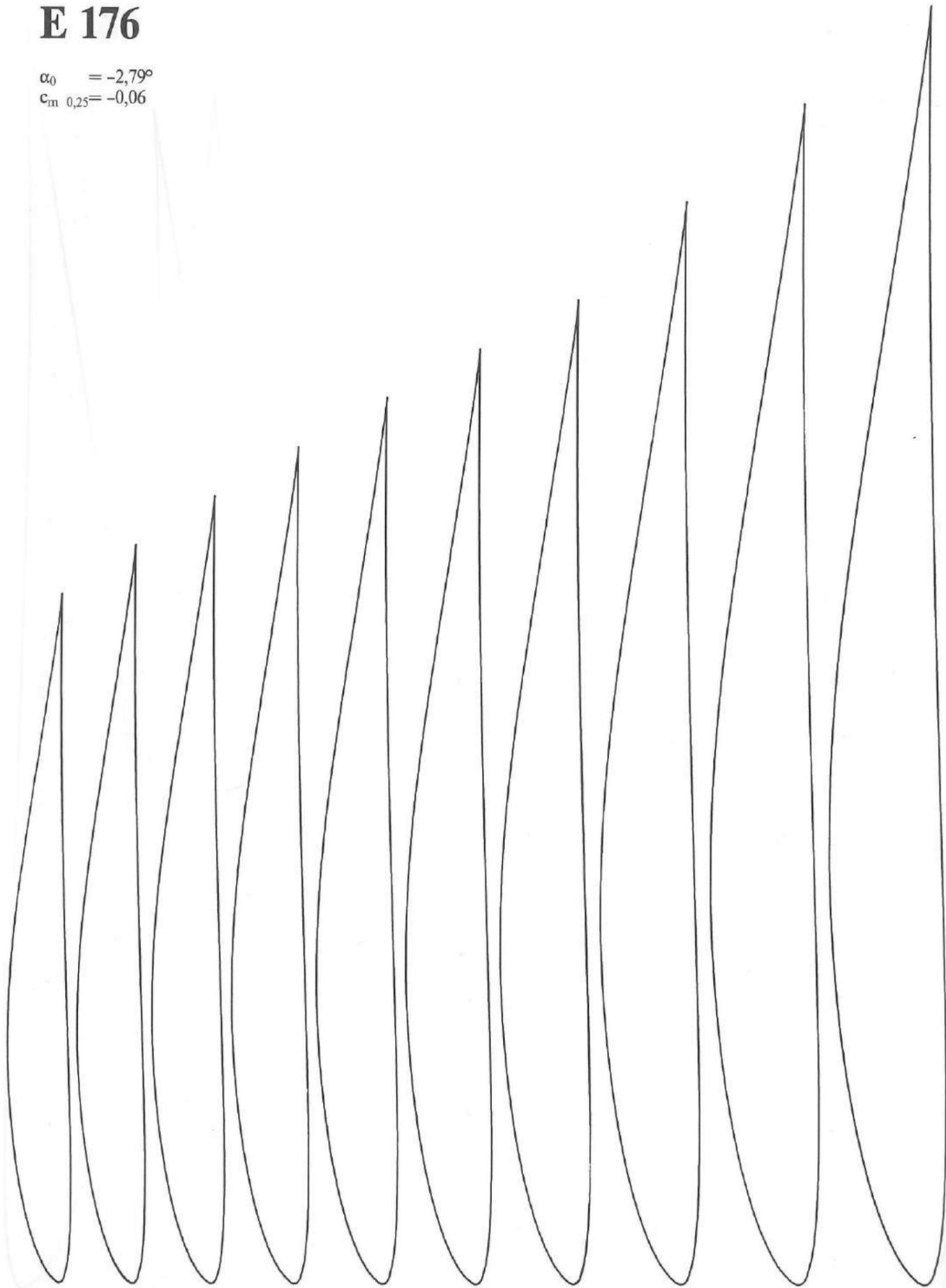
Eine Schränkung der x-Achse der Profile – also der Verbindungslinie Nasenkreis – Hinterkante von nur $0,4^\circ$ sollte für einen Nurfügel mit 15 bis 20° Pfeilung eine ausreichende Längsstabilität gewährleisten.

$$\alpha_0 = -3,6^\circ$$
$$c_{m\ 0,25} = -0,083$$



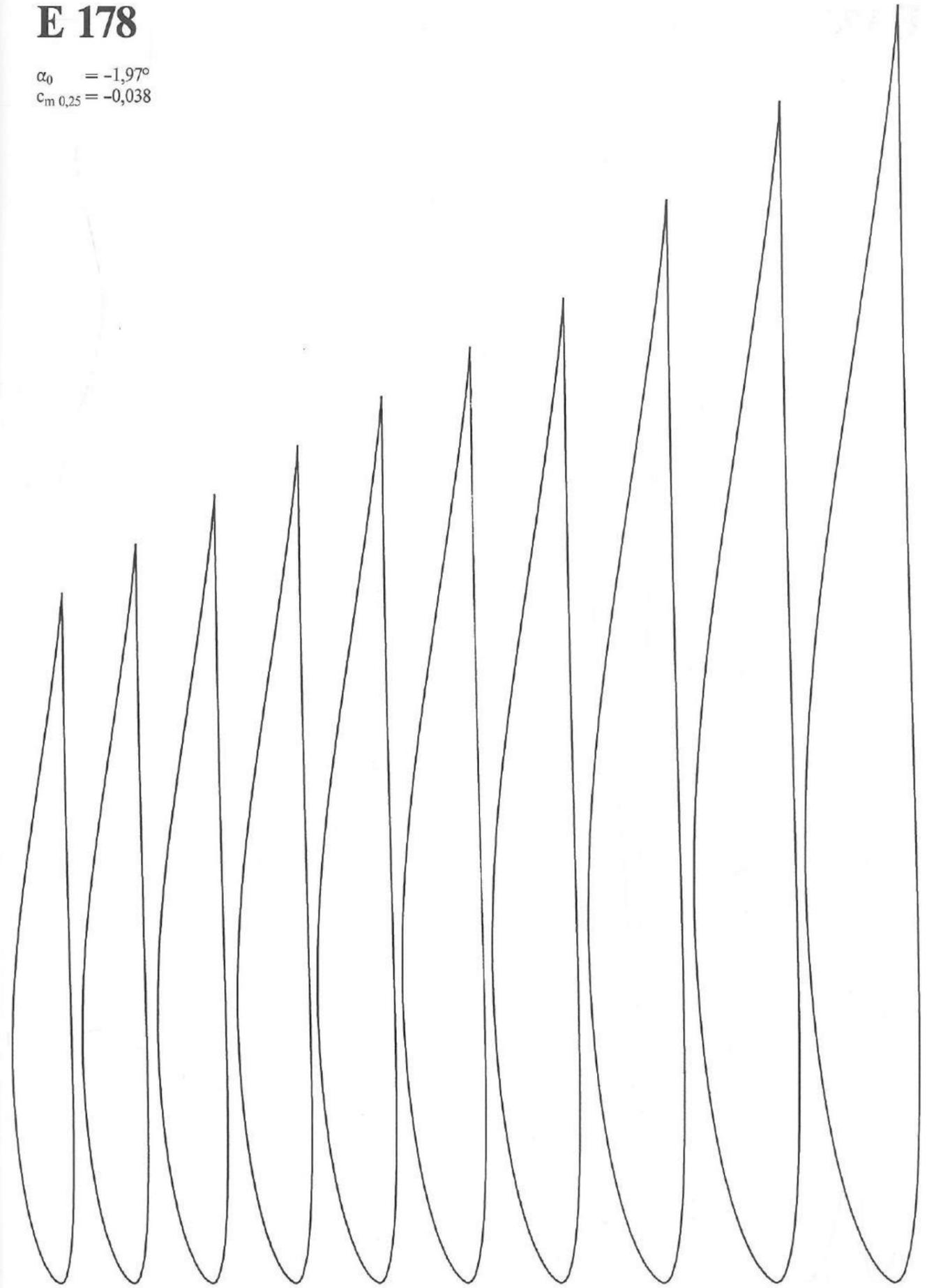
E 176

$\alpha_0 = -2,79^\circ$
 $c_{m\ 0,25} = -0,06$



E 178

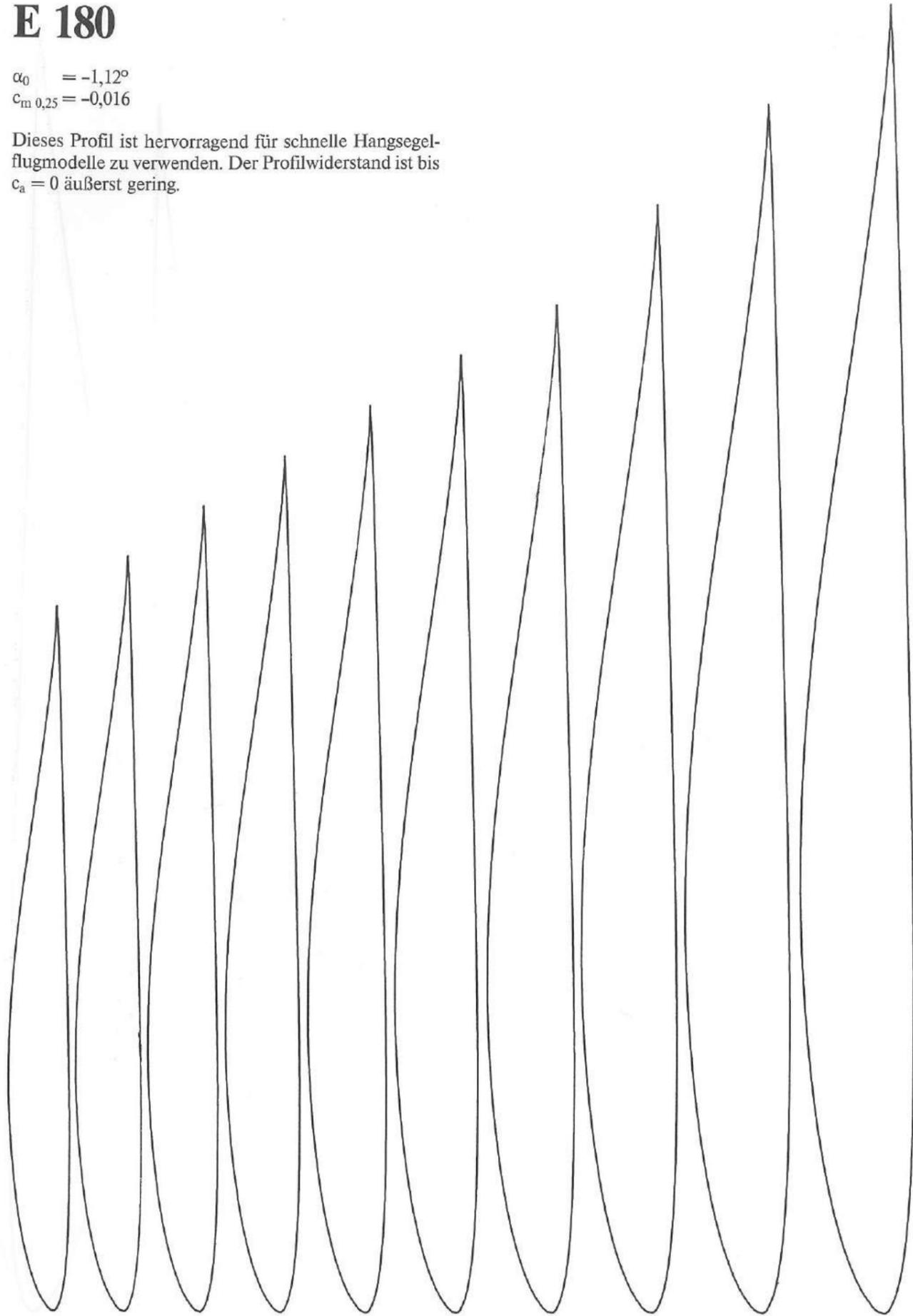
$\alpha_0 = -1,97^\circ$
 $c_{m\ 0,25} = -0,038$



E 180

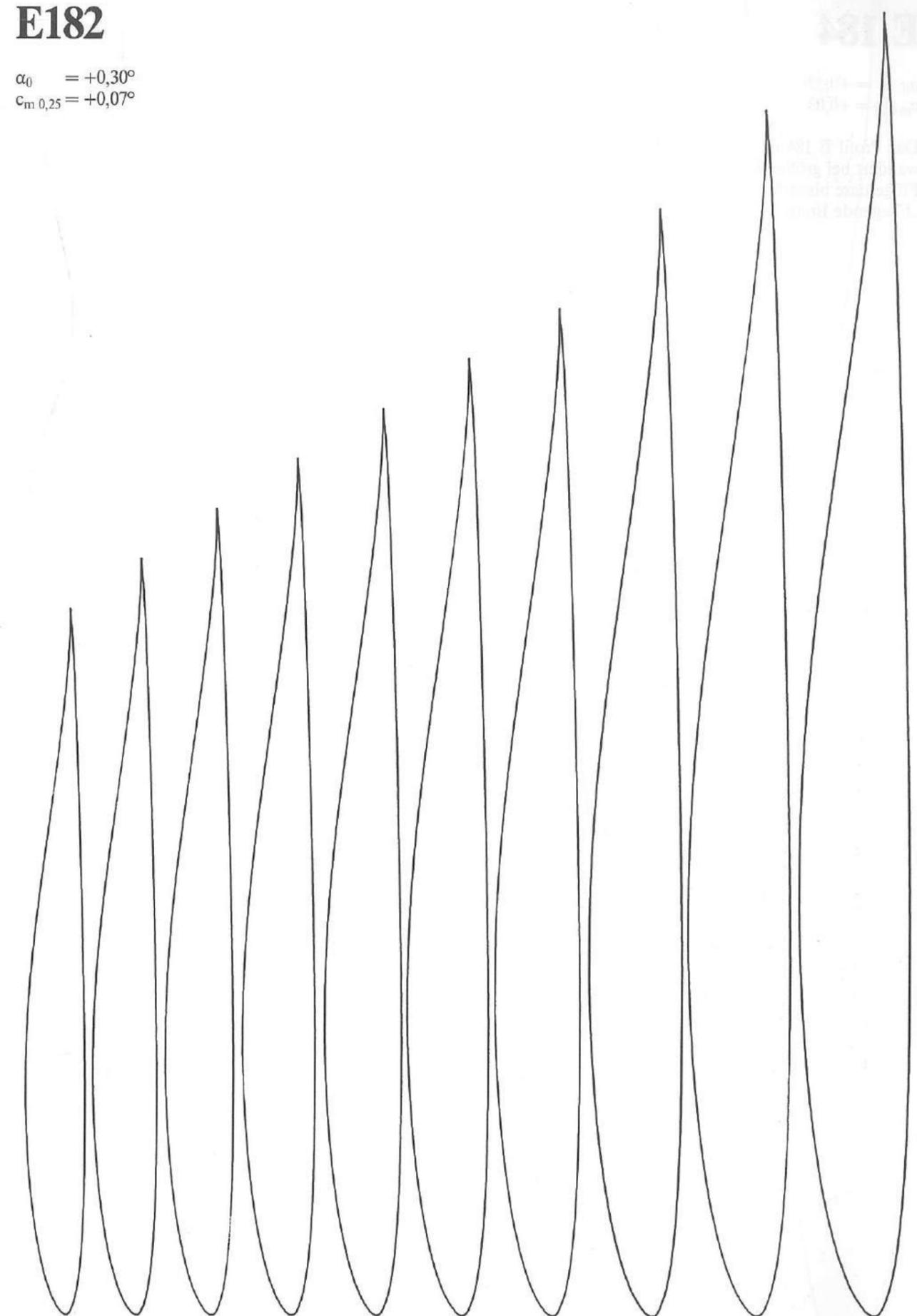
$$\alpha_0 = -1,12^\circ$$
$$c_{m\ 0,25} = -0,016$$

Dieses Profil ist hervorragend für schnelle Hangsegel-
flugmodelle zu verwenden. Der Profilwiderstand ist bis
 $c_a = 0$ äußerst gering.



E182

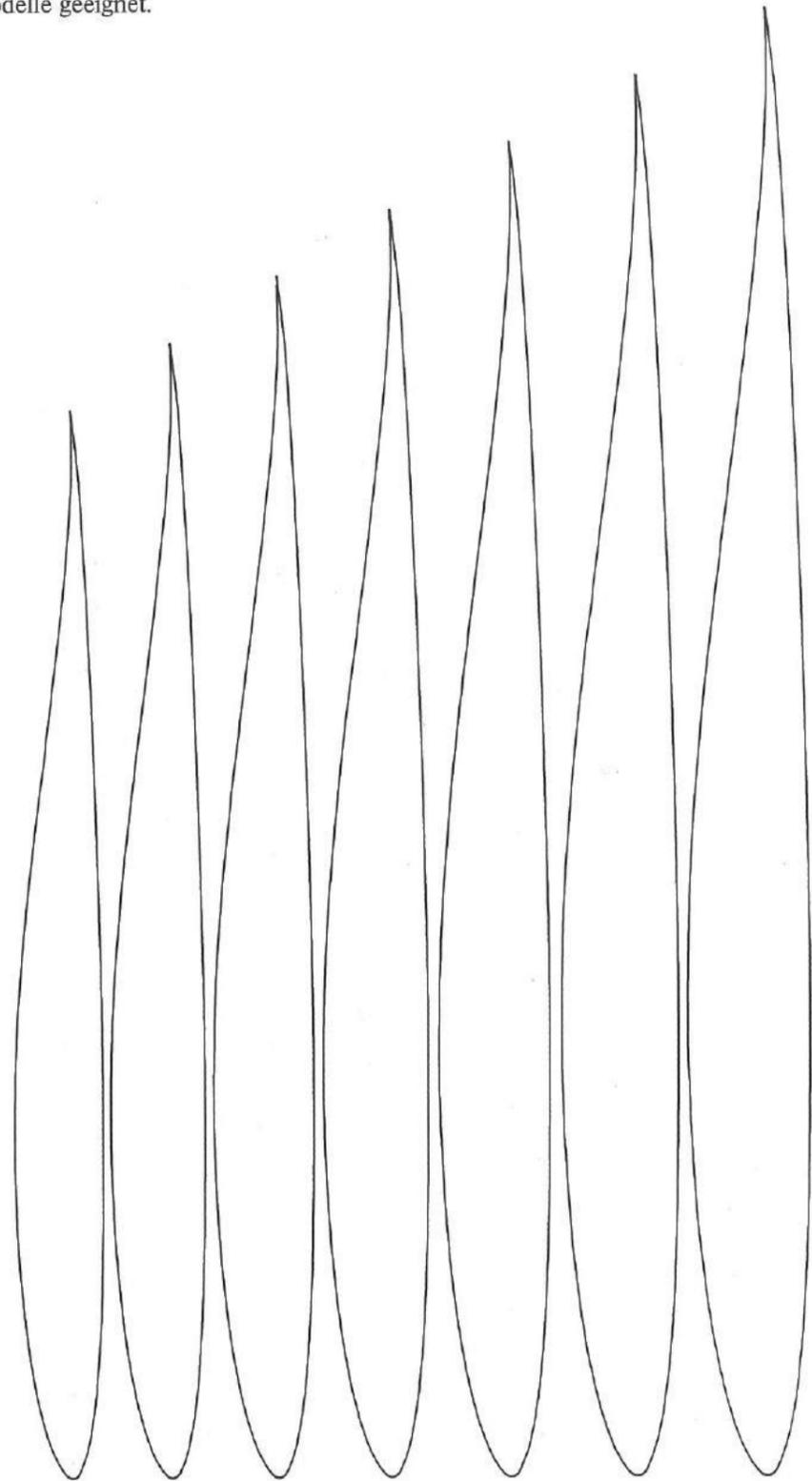
$$\alpha_0 = +0,30^\circ$$
$$c_{m\ 0,25} = +0,07^\circ$$



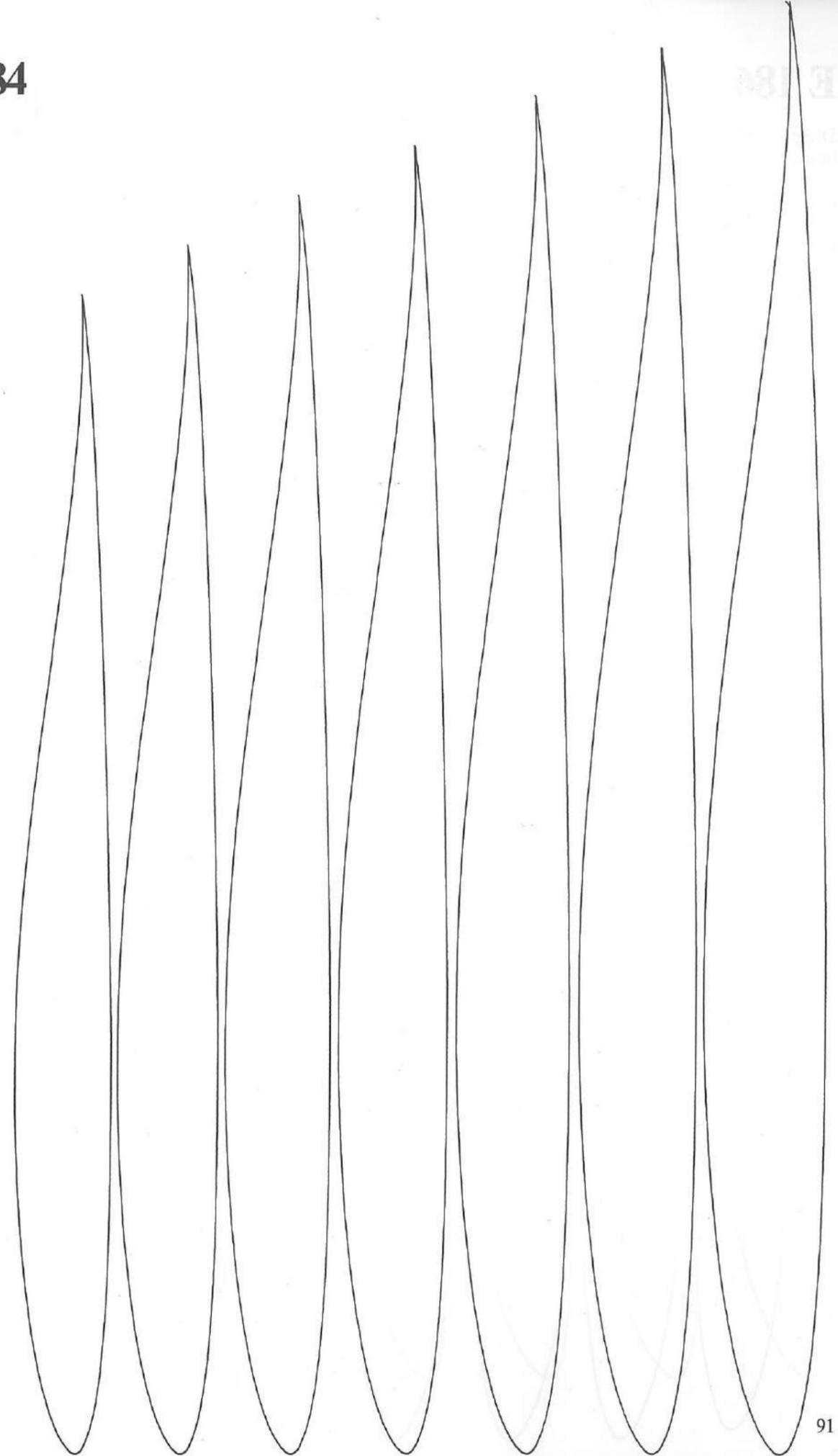
E 184

$$\alpha_0 = +0,52^\circ$$
$$c_{m 0,25} = +0,03$$

Das Profil E 184 ist stabil, d.h. der Druckmittelpunkt wandert bei größer werdendem Anstellwinkel von der Flügelnase bis zum Neutralpunkt ($t/4$). Es ist daher für „Fliegende Bretter“ und Delta Flugmodelle geeignet.



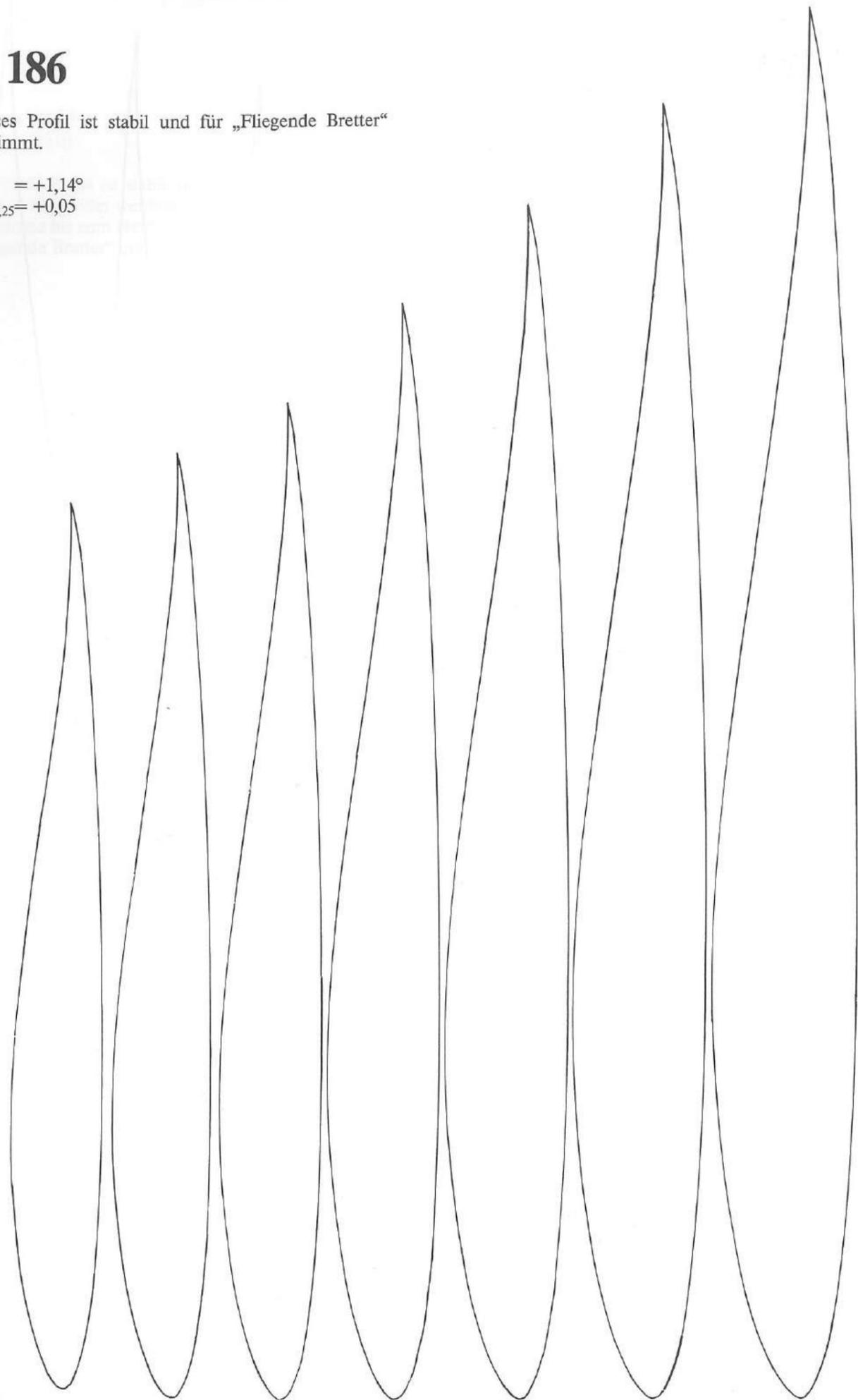
E 184



E 186

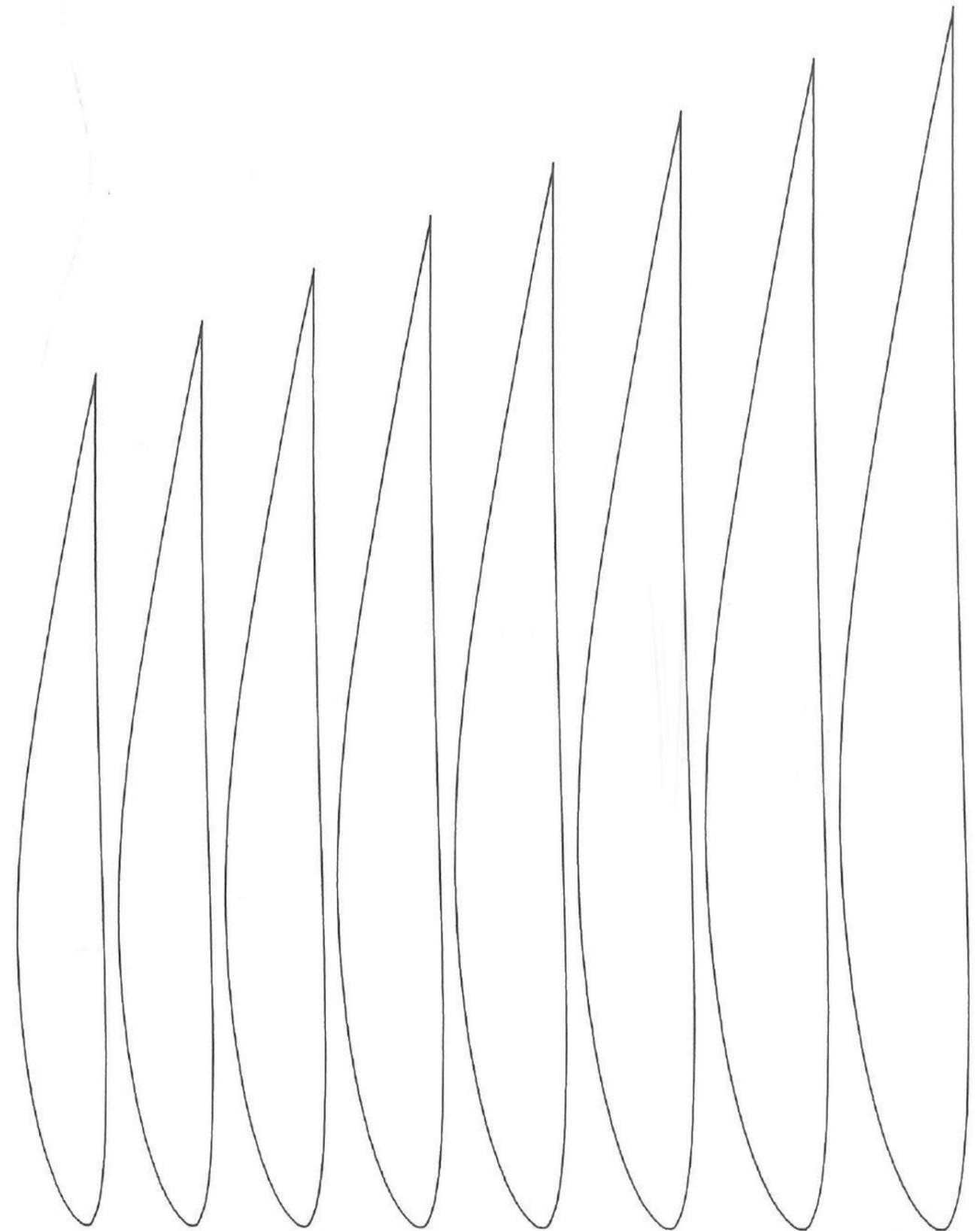
Dieses Profil ist stabil und für „Fliegende Bretter“ bestimmt.

$$\alpha_0 = +1,14^\circ$$
$$c_{m\ 0,25} = +0,05$$



E 193

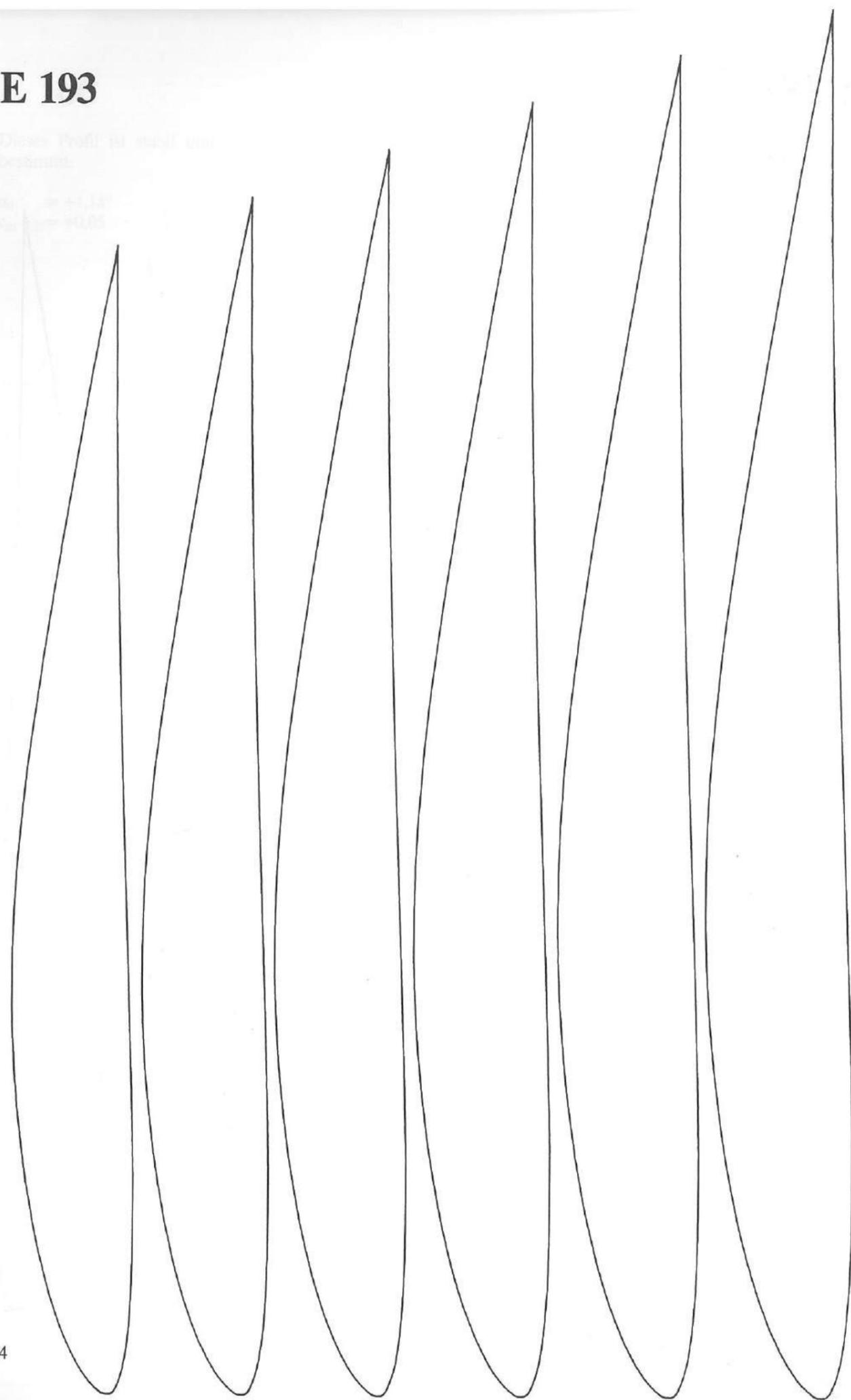
$$\alpha_0 = -3,39^\circ$$
$$c_{m\ 0,25} = -0,078$$



E 193

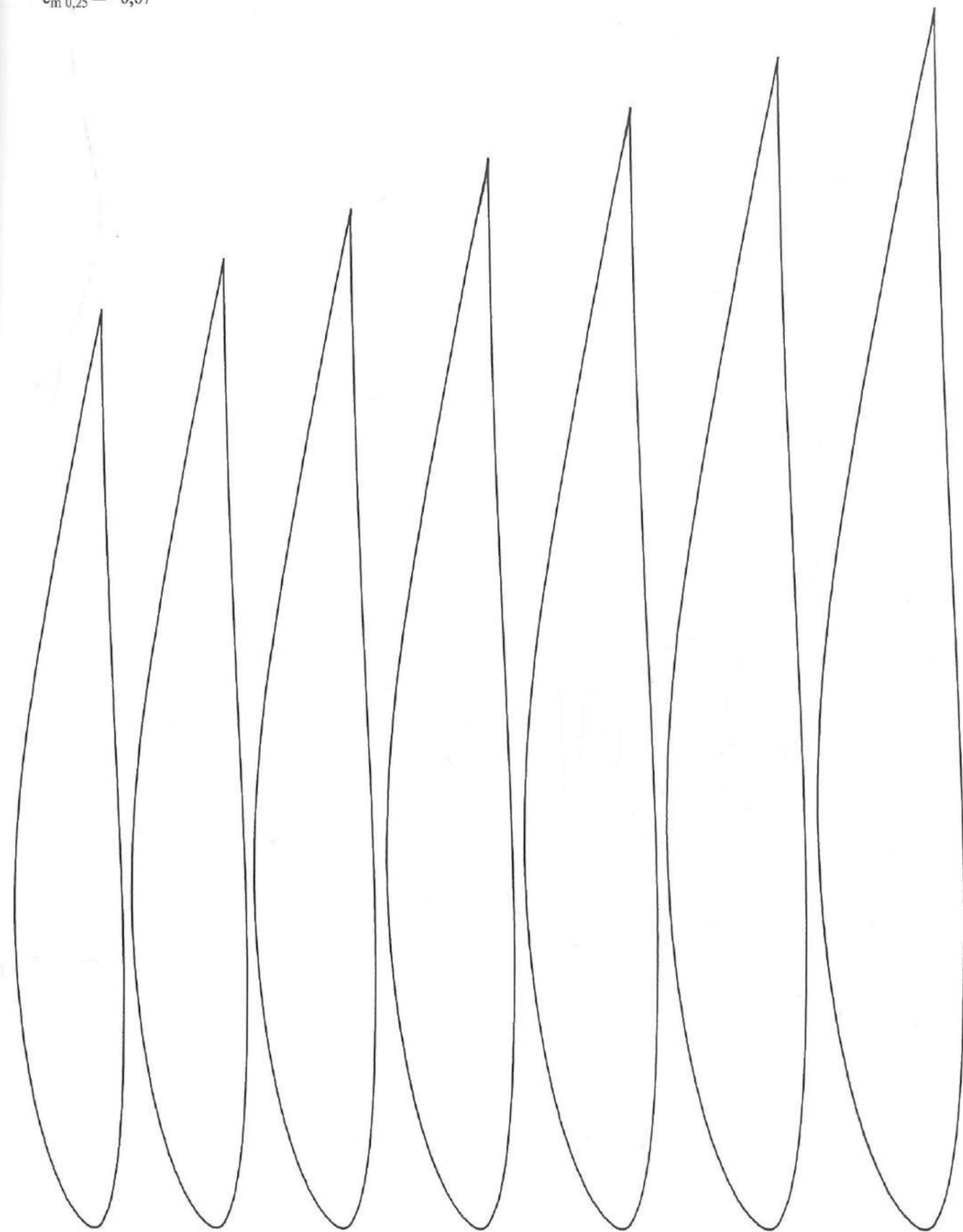
Diagrams of the airfoil profiles

$\alpha_0 = +1.1^\circ$
 $c_{m,0.25} = -0.05$

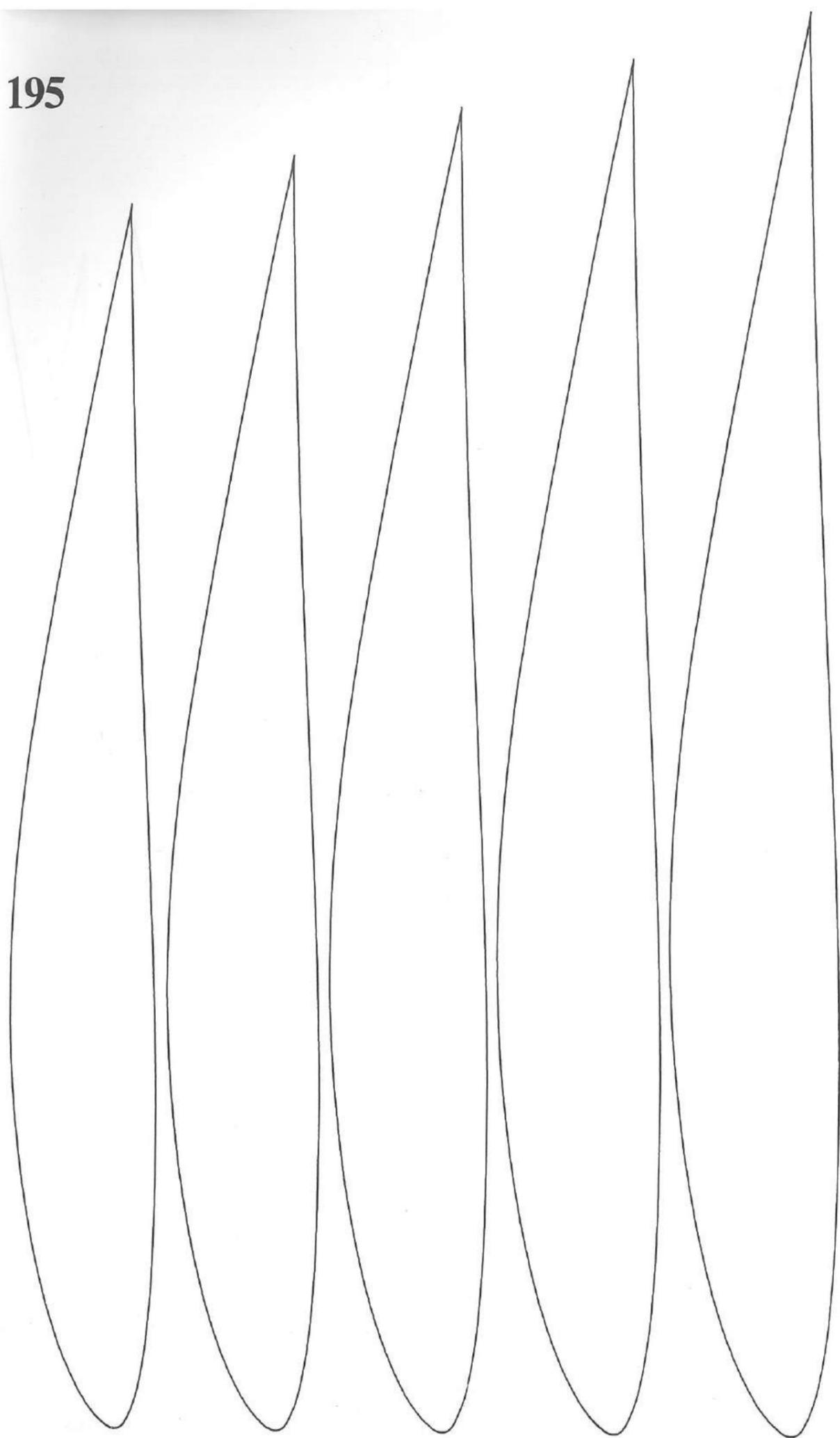


E 195

$\alpha_0 = -3.05^\circ$
 $c_{m,0.25} = -0.07$

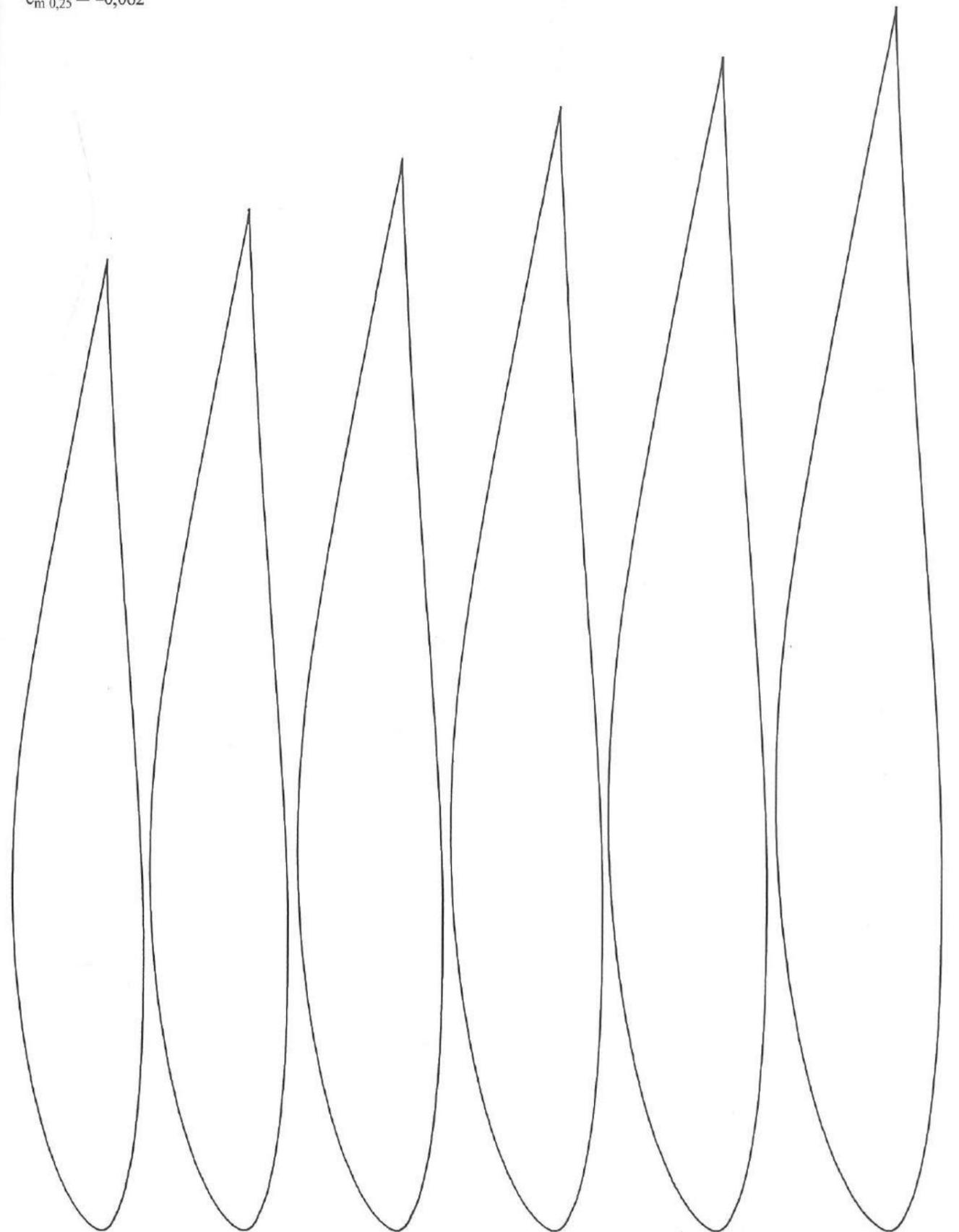


E 195

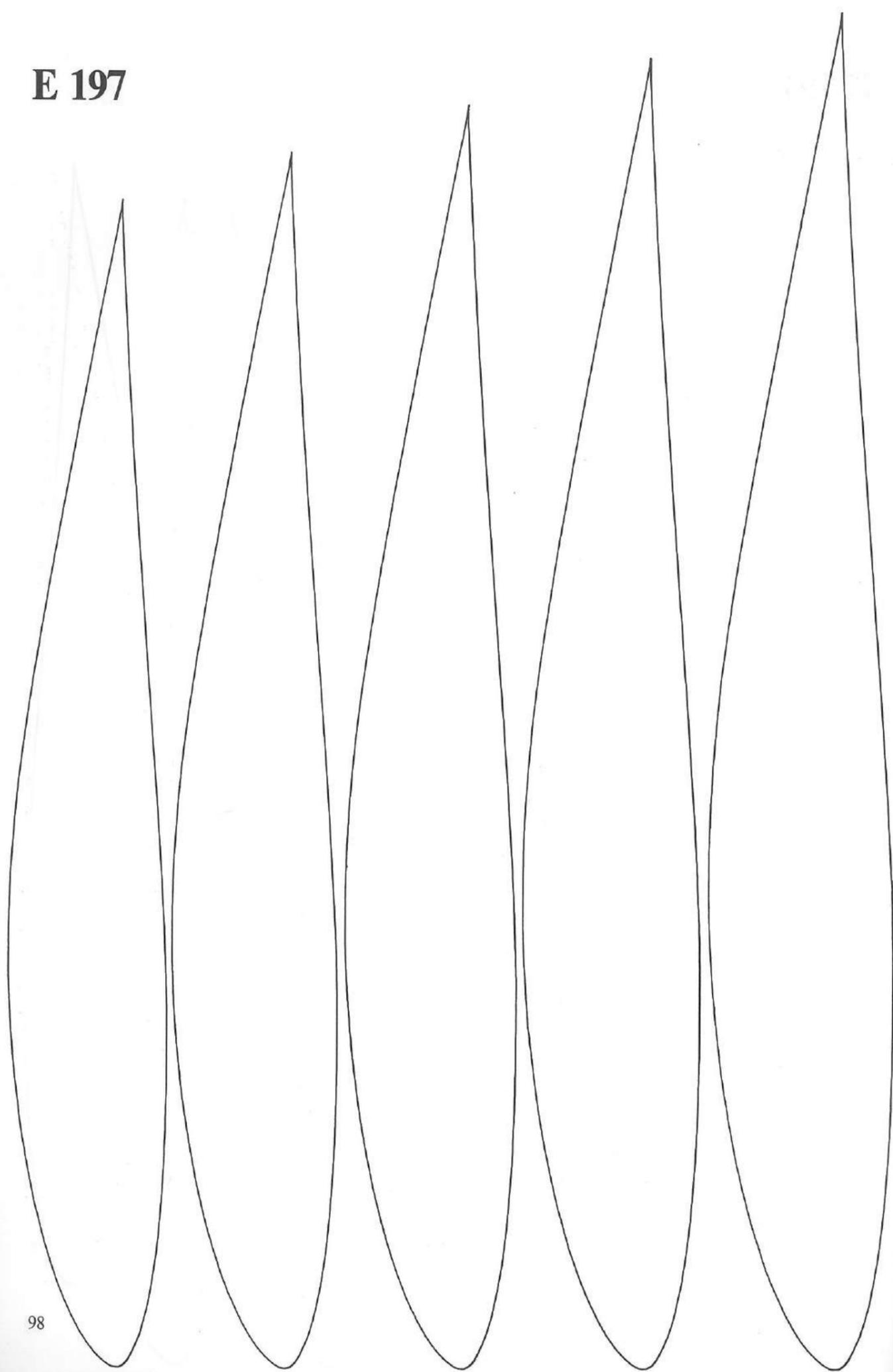


E 197

$\alpha_0 = -2,07^\circ$
 $c_{m\ 0,25} = -0,062$

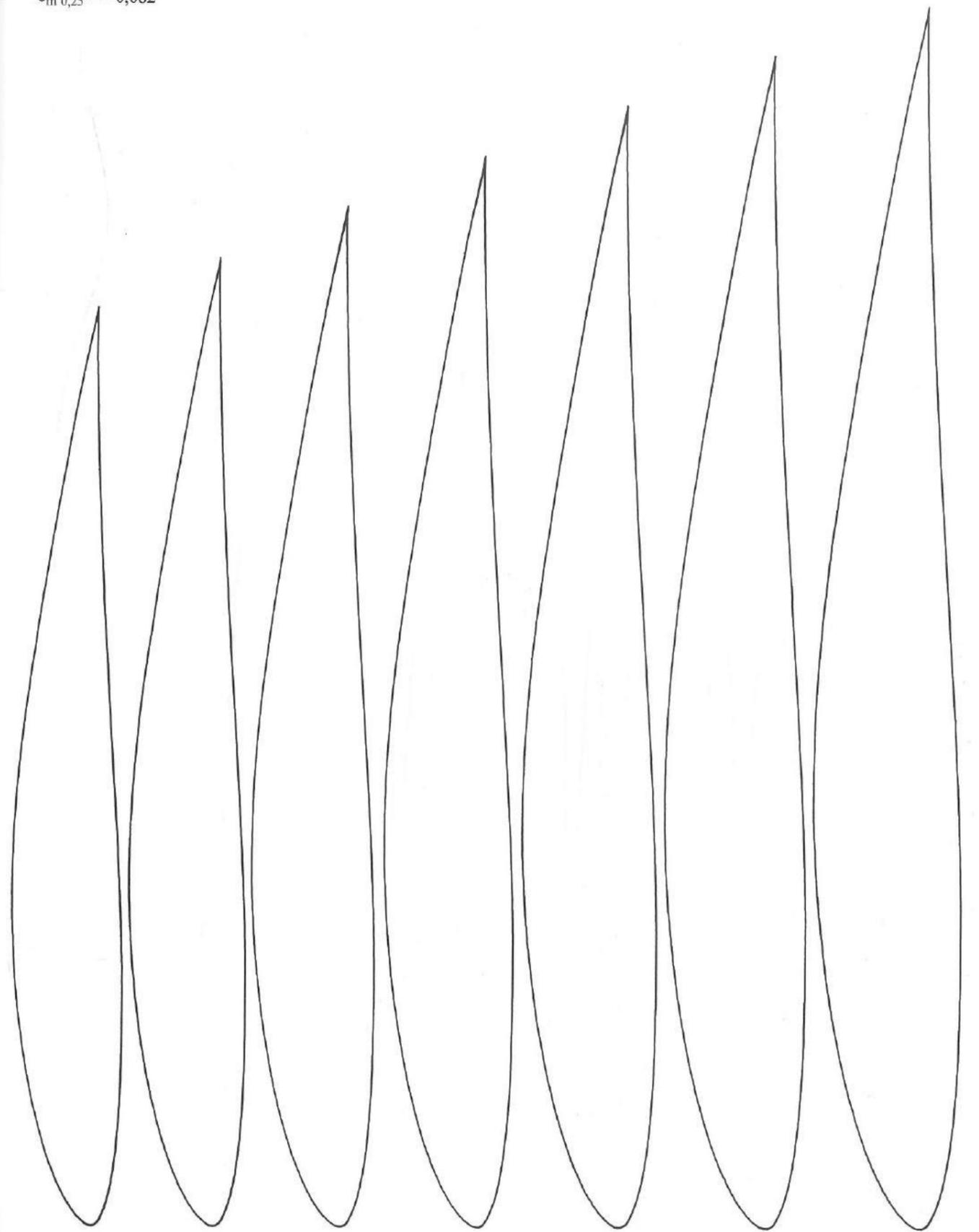


E 197

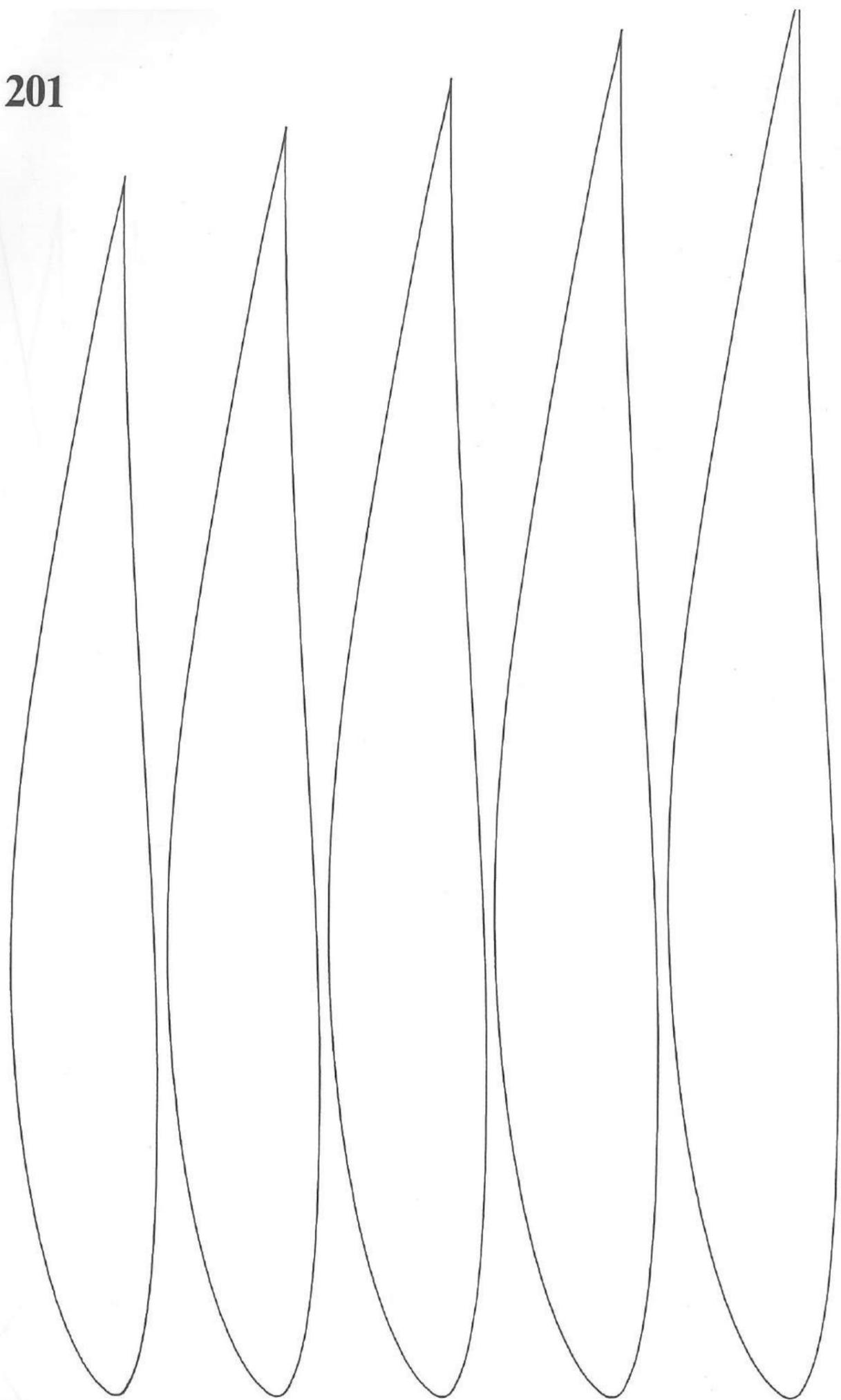


E 201

$\alpha_0 = -3,34^\circ$
 $c_{m 0,25} = -0,082$

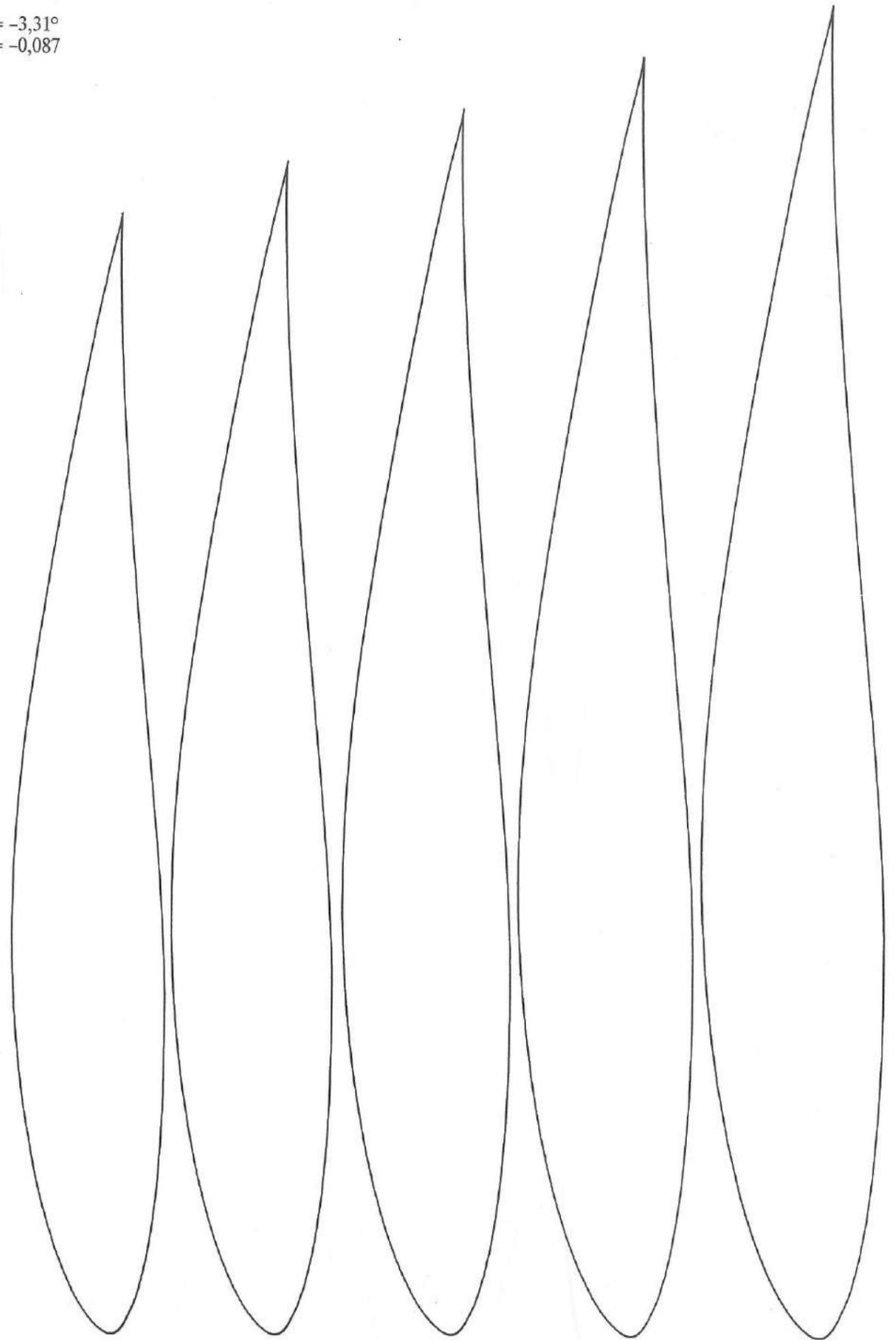


E 201

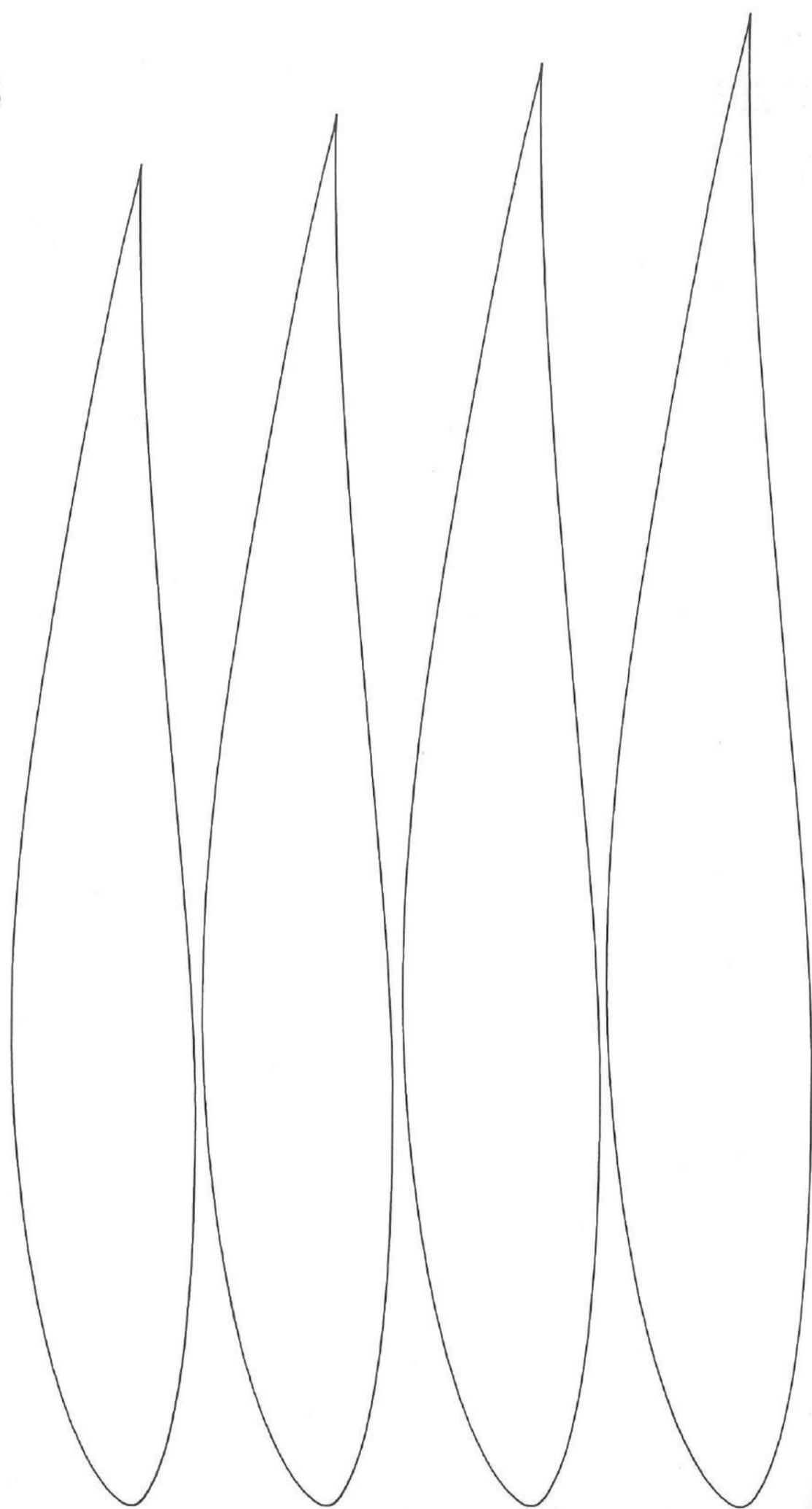


E 203

$\alpha_0 = -3,31^\circ$
 $c_{m 0,25} = -0,087$



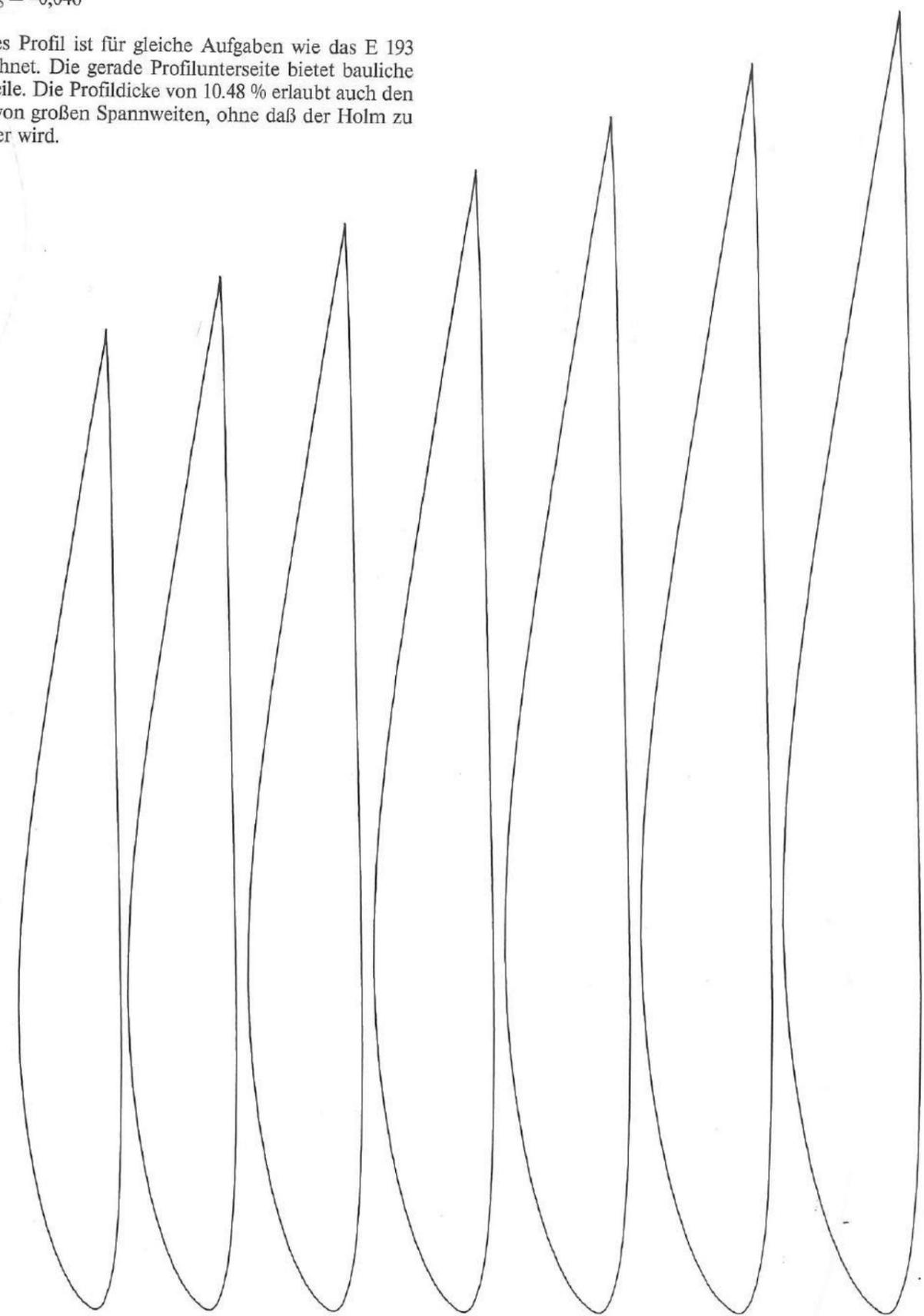
E 203



E 205

$$\alpha_0 = -2,37^\circ$$
$$c_{m\ 0,25} = -0,046$$

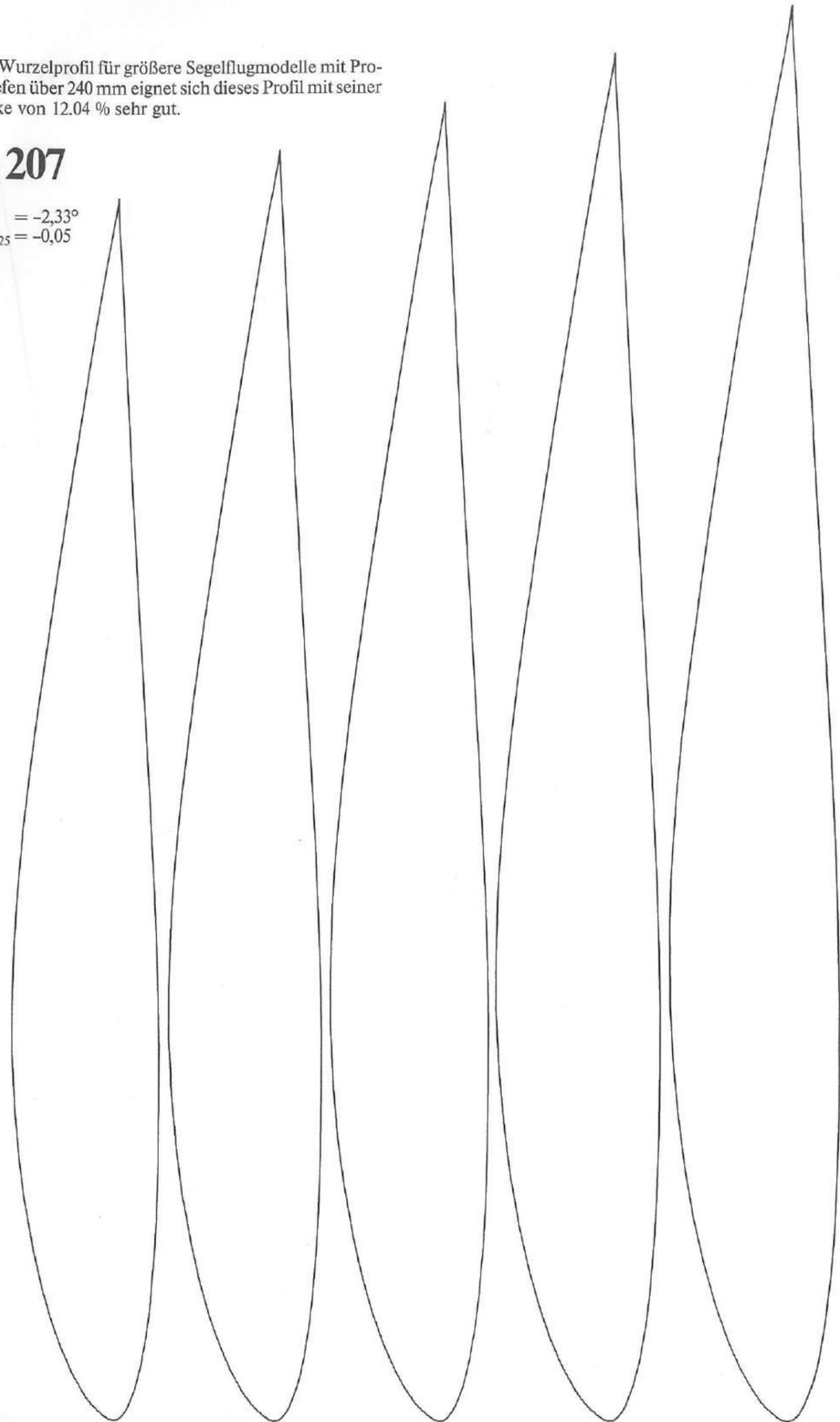
Dieses Profil ist für gleiche Aufgaben wie das E 193 gerechnet. Die gerade Profilunterseite bietet bauliche Vorteile. Die Profildicke von 10.48 % erlaubt auch den Bau von großen Spannweiten, ohne daß der Holm zu schwer wird.



Als Wurzelprofil für größere Segelflugmodelle mit Profiltiefen über 240 mm eignet sich dieses Profil mit seiner Dicke von 12.04 % sehr gut.

E 207

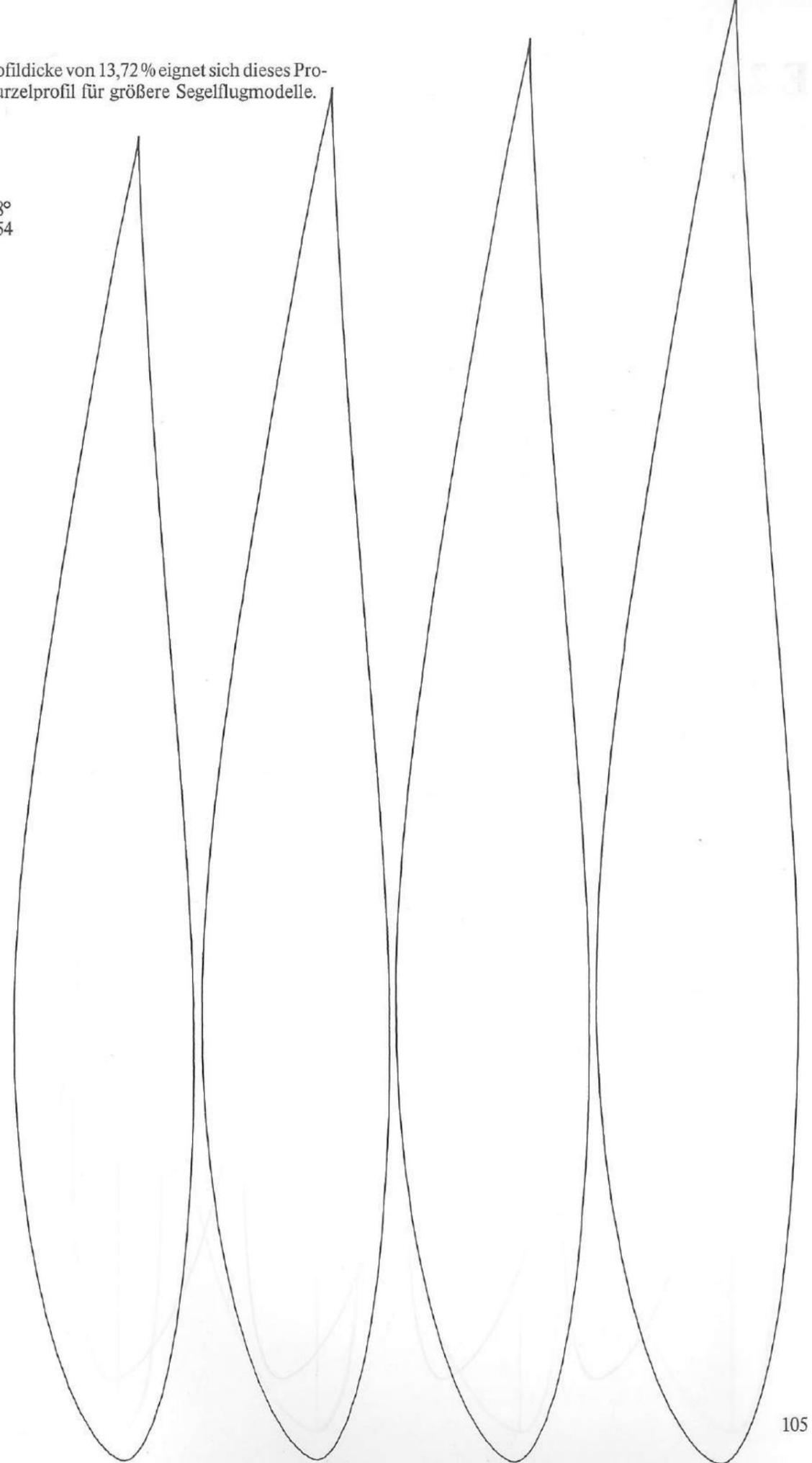
$$\alpha_0 = -2,33^\circ$$
$$c_{m 0,25} = -0,05$$



Mit seiner Profildicke von 13,72 % eignet sich dieses Profil gut als Wurzelprofil für größere Segelflugmodelle.

E 209

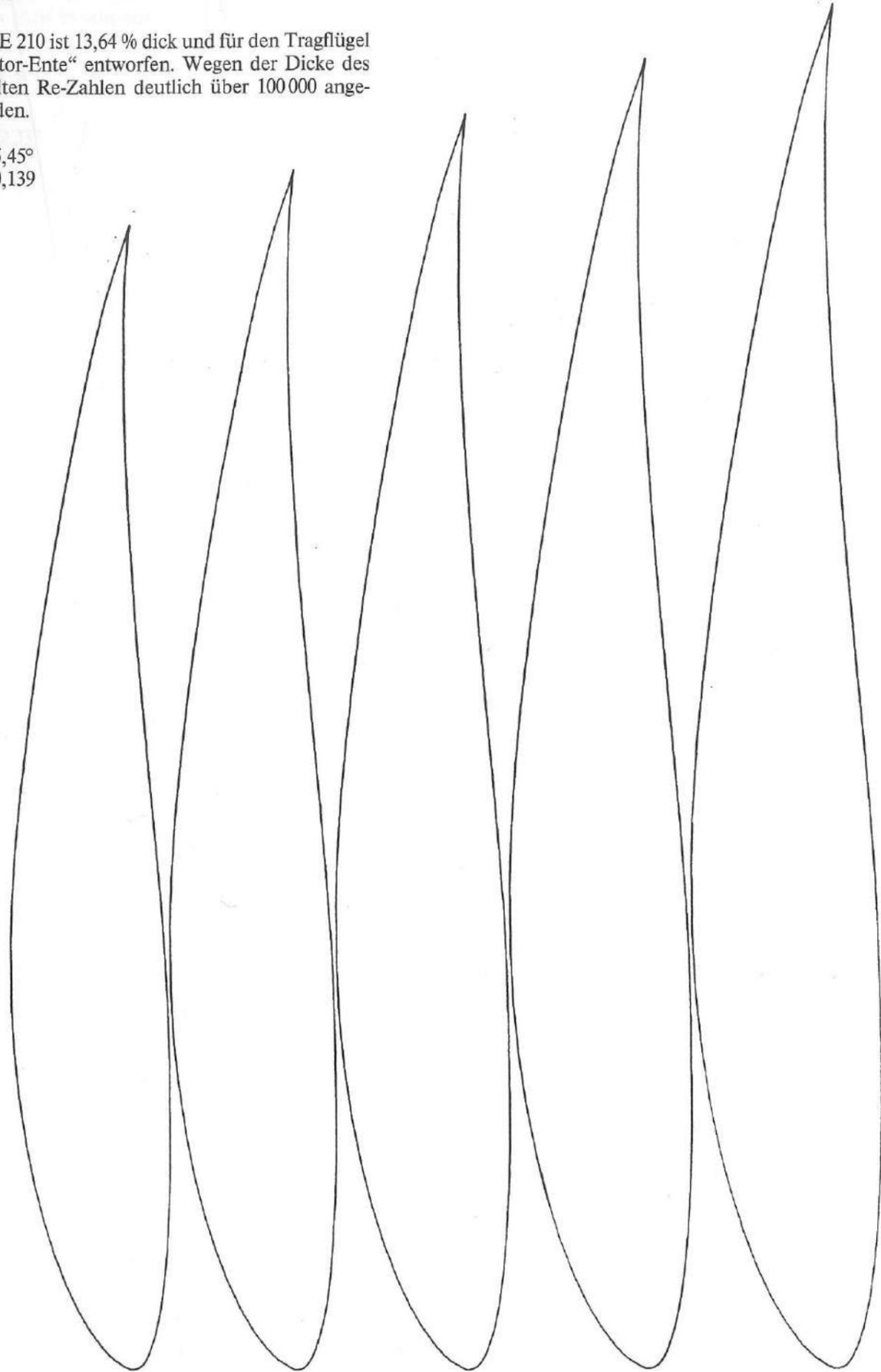
$$\alpha_0 = -2,28^\circ$$
$$c_{m 0,25} = -0,054$$



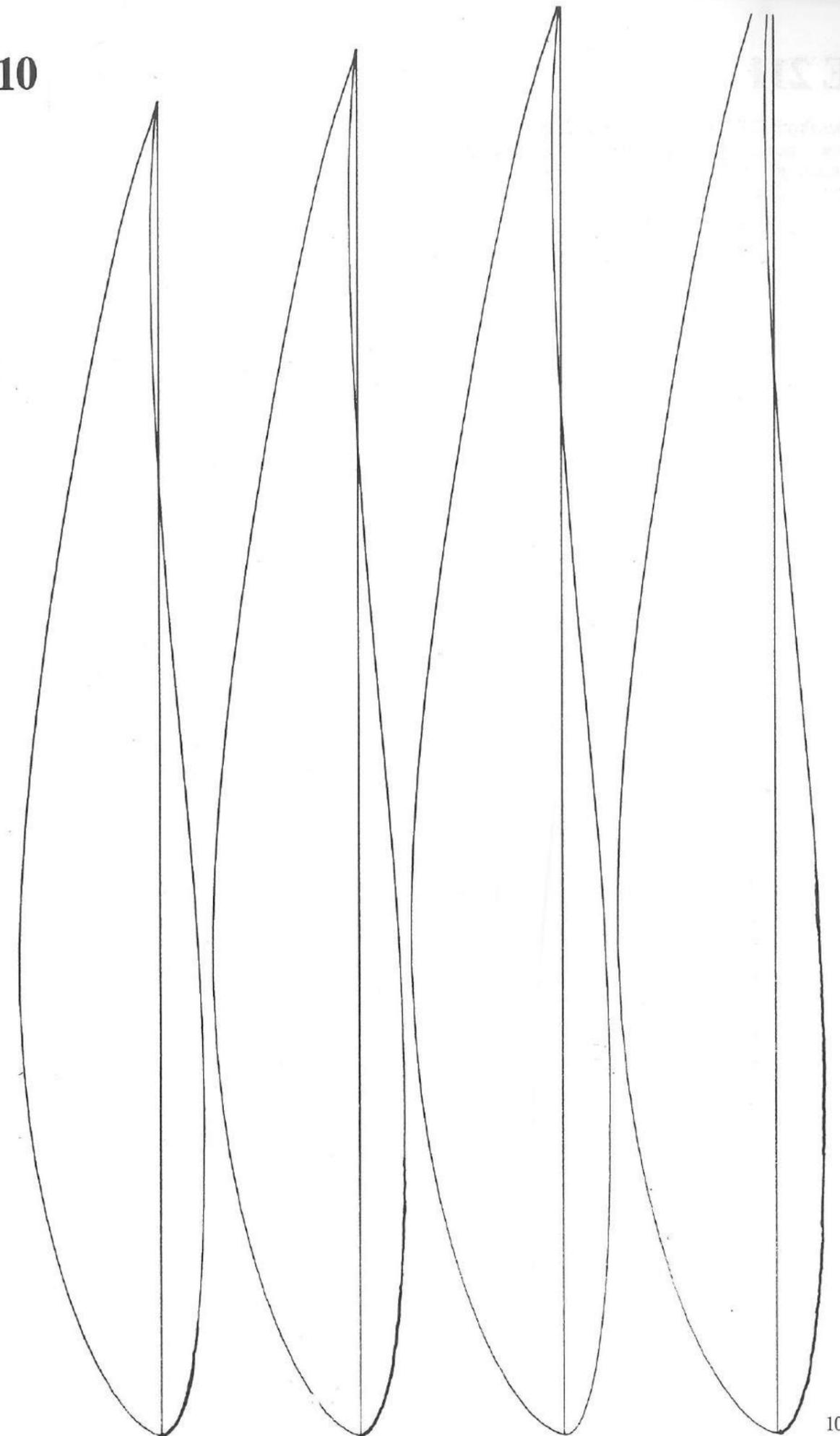
E 210

Das Profil E 210 ist 13,64 % dick und für den Tragflügel einer „Motor-Ente“ entworfen. Wegen der Dicke des Profils sollten Re-Zahlen deutlich über 100 000 angestrebt werden.

$$\alpha_0 = -5,45^\circ$$
$$c_{m\ 0,25} = -0,139$$



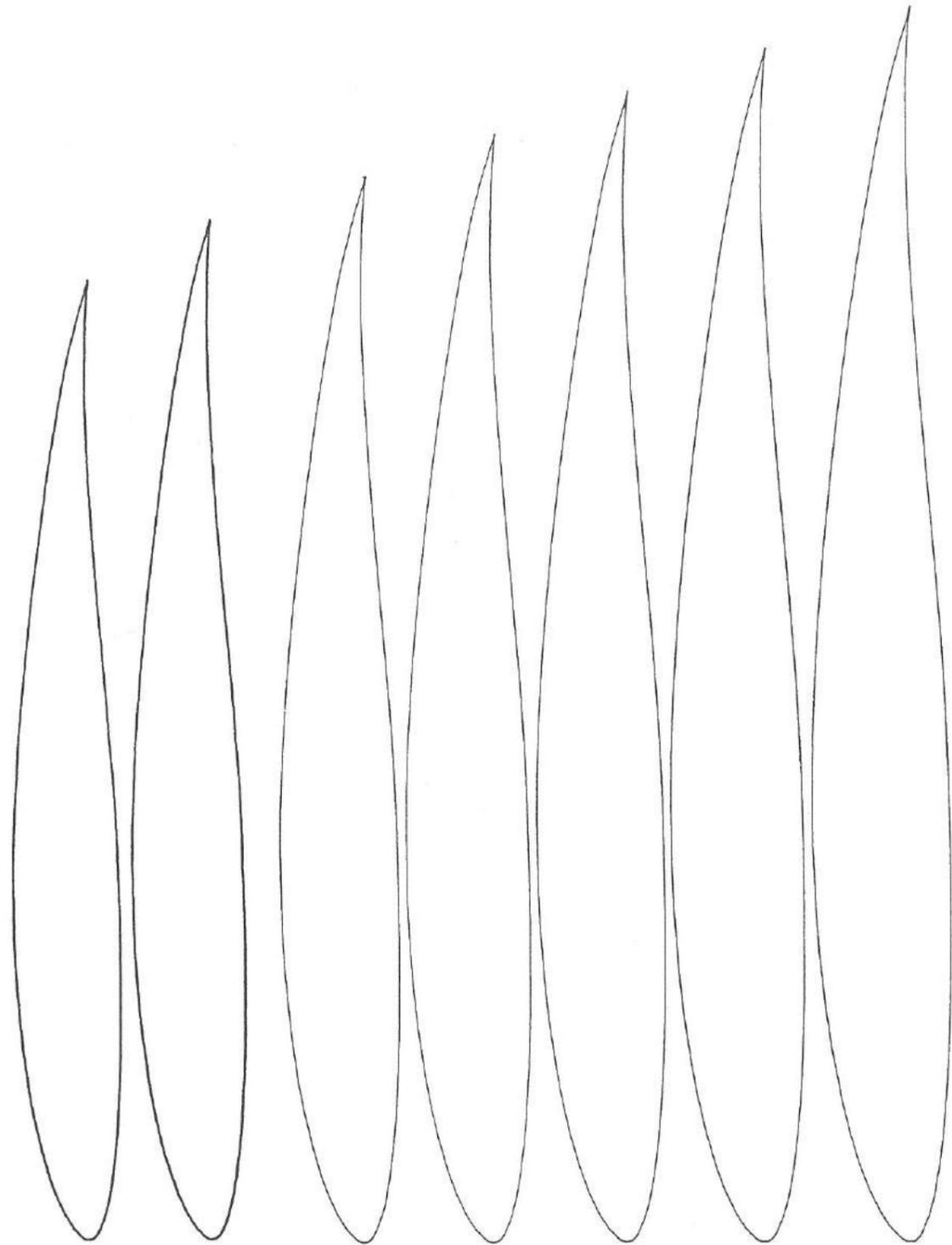
E 210



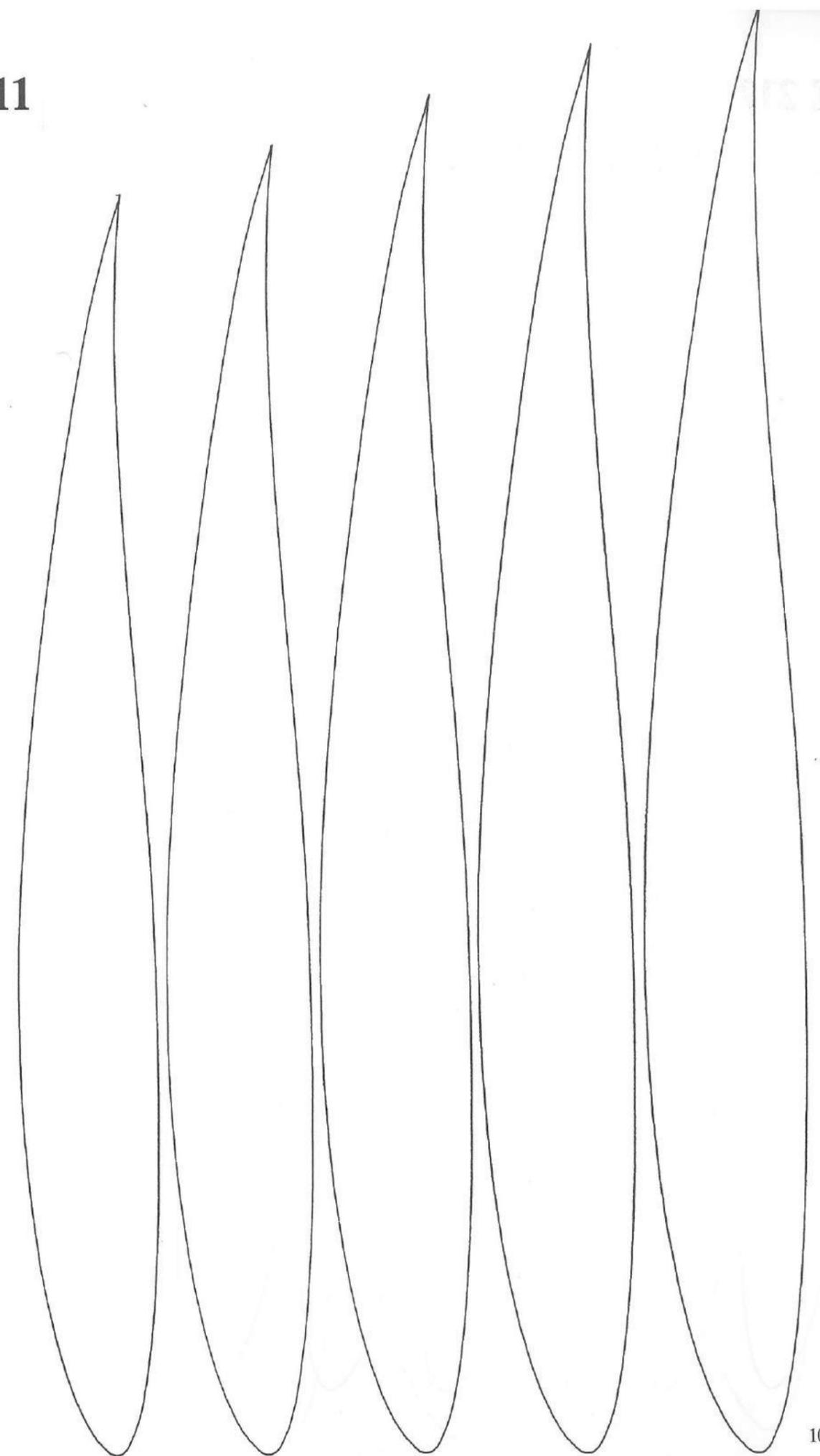
E 211

Das Profil E 211 ist etwa 11 % dick und für ferngelenkte Segelflugmodelle bestimmt. Wegen seiner geringen kritischen Re-Zahl von etwa 50 000 können Flügeltiefen von 150 mm verwendet werden.

$$\alpha_0 = -4,183^\circ$$
$$c_{m, 0,25} = -0,115$$



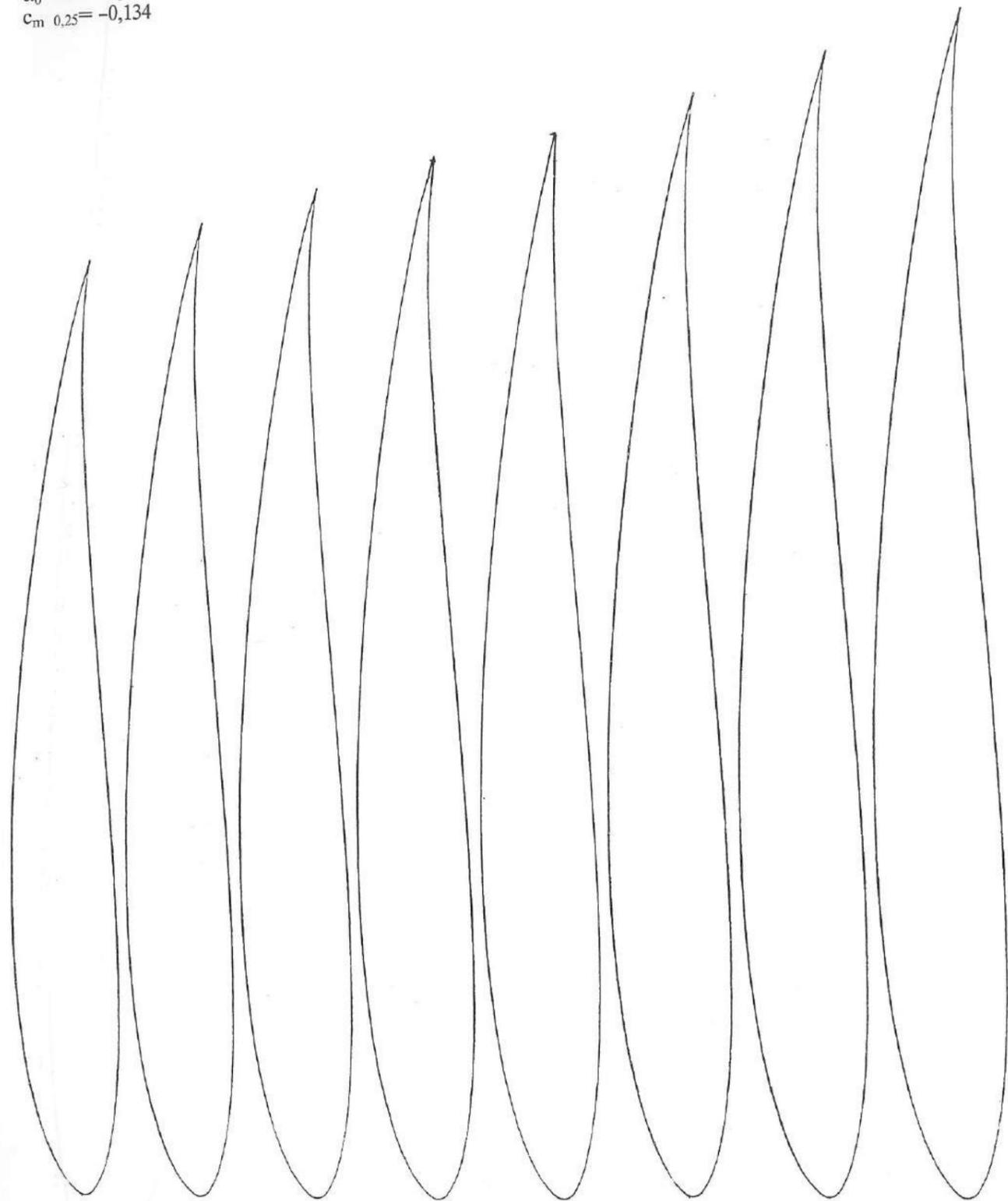
E 211



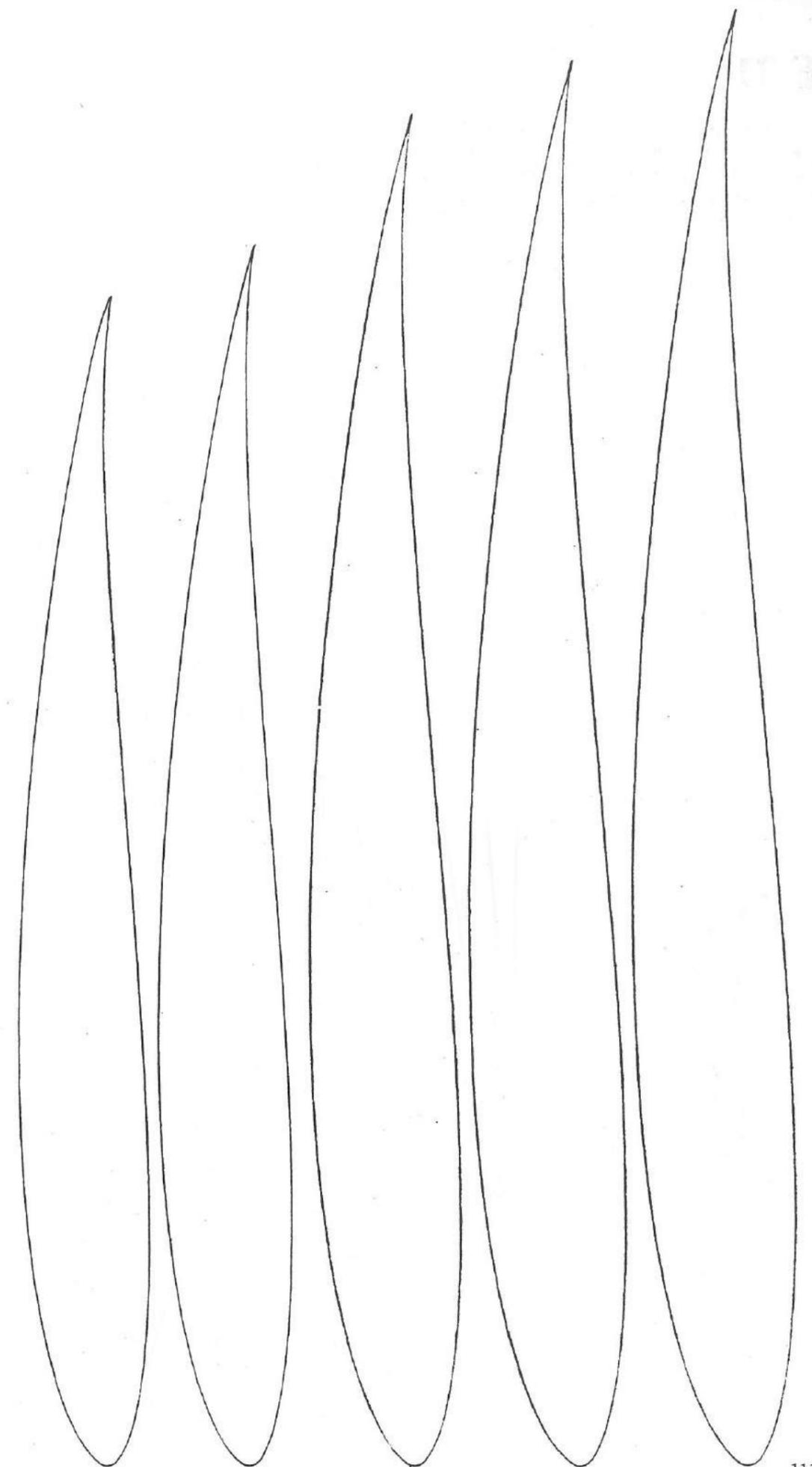
E 212

Das Profil E 212 ist für den gleichen Verwendungszweck wie das E 211 entworfen – also für Segelflugmodelle. Die Dicke beträgt 10,55 %, der Momentenbeiwert ist relativ groß, so daß das Höhenleitwerksvolumen nicht zu klein sein sollte.

$$\alpha_0 = -4,76^\circ$$
$$c_{m\ 0,25} = -0,134$$



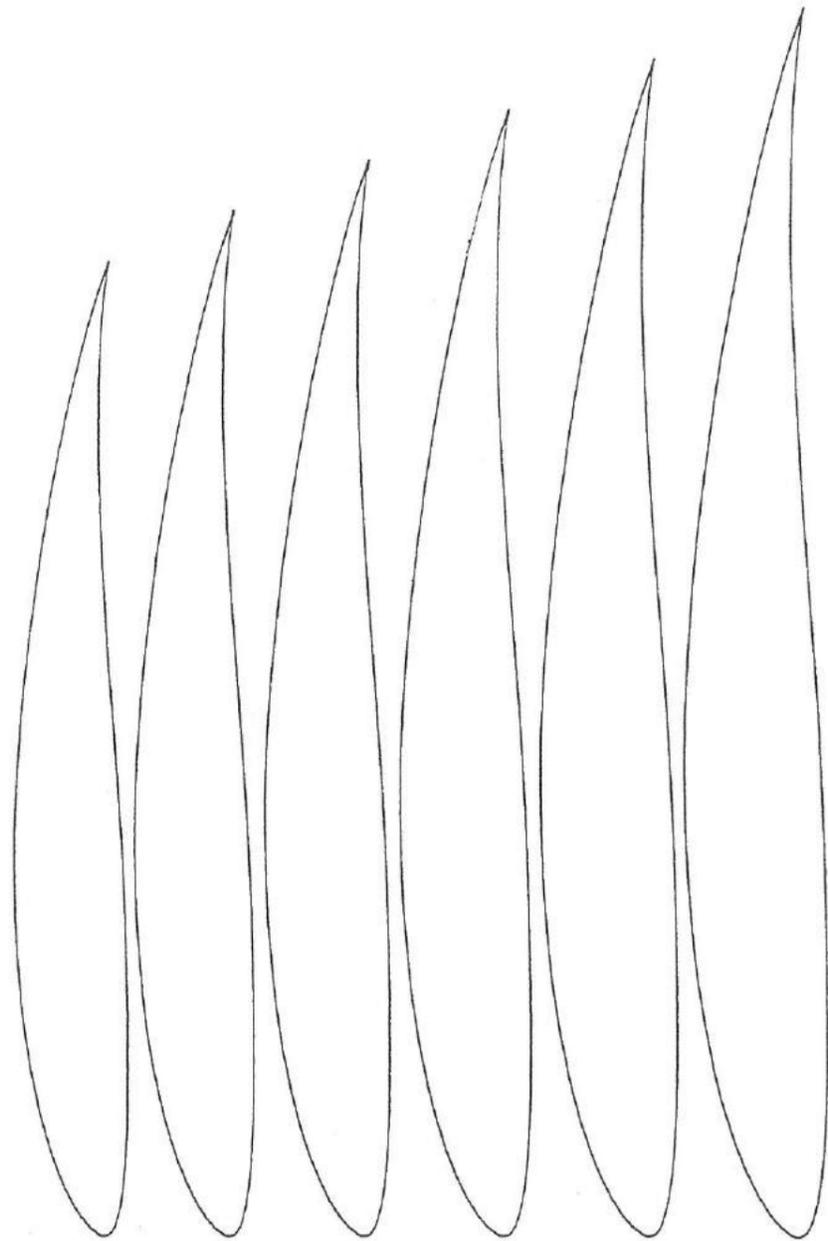
E 212



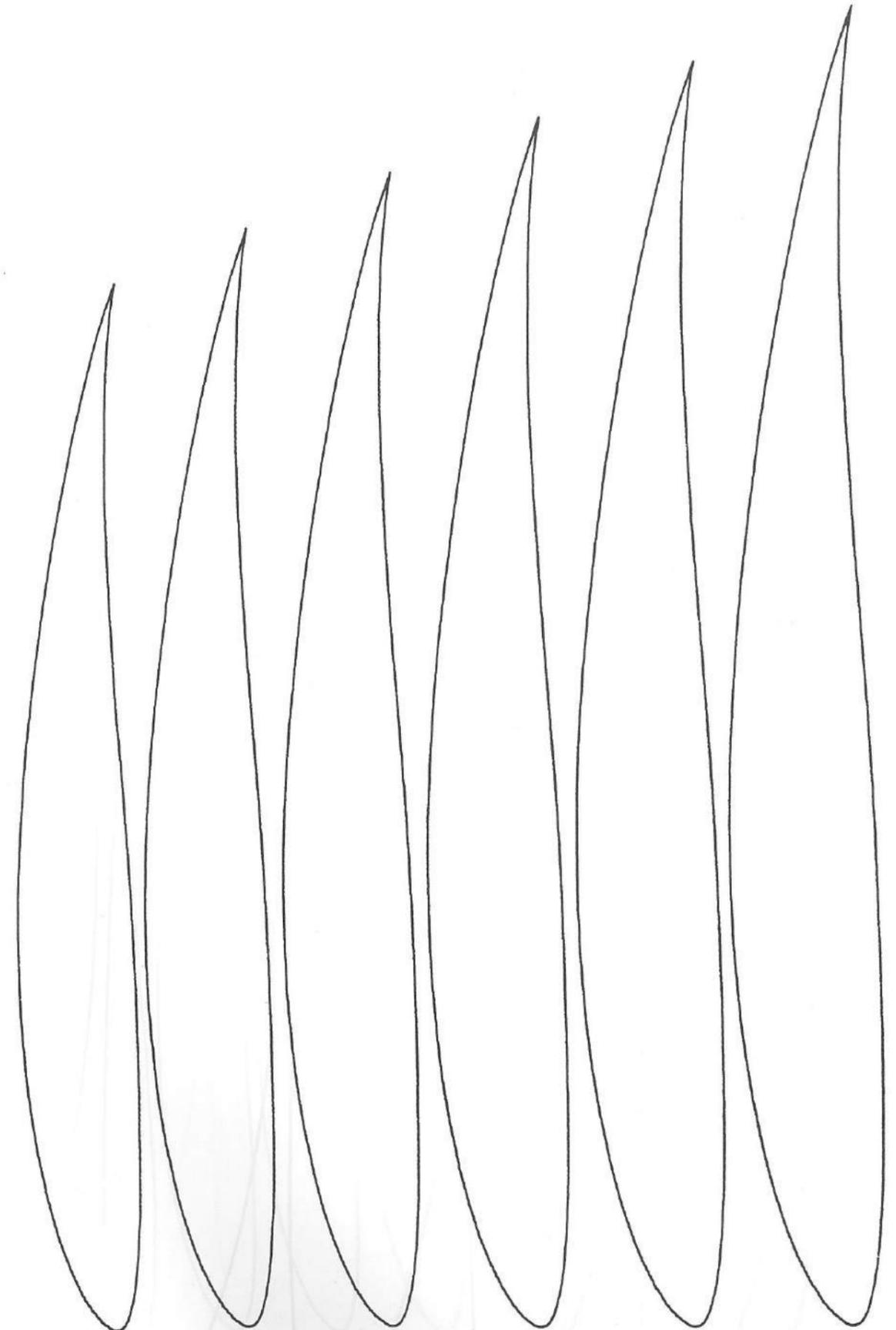
E 214

Das Profil E 214 ist für RC Segelflugmodelle bestimmt und schon oberhalb von $Re\ 50\ 000$ bereits überkritisch. Mit einer etwa 25 % tiefen Flügelklappe, die nur nach oben ausgeschlagen werden sollte, ist der Profilwiderstand bis zu sehr kleinen Anstellwinkel gering.

$$\alpha_0 = -5,82^\circ$$
$$c_{m\ 0,25} = -0,155$$



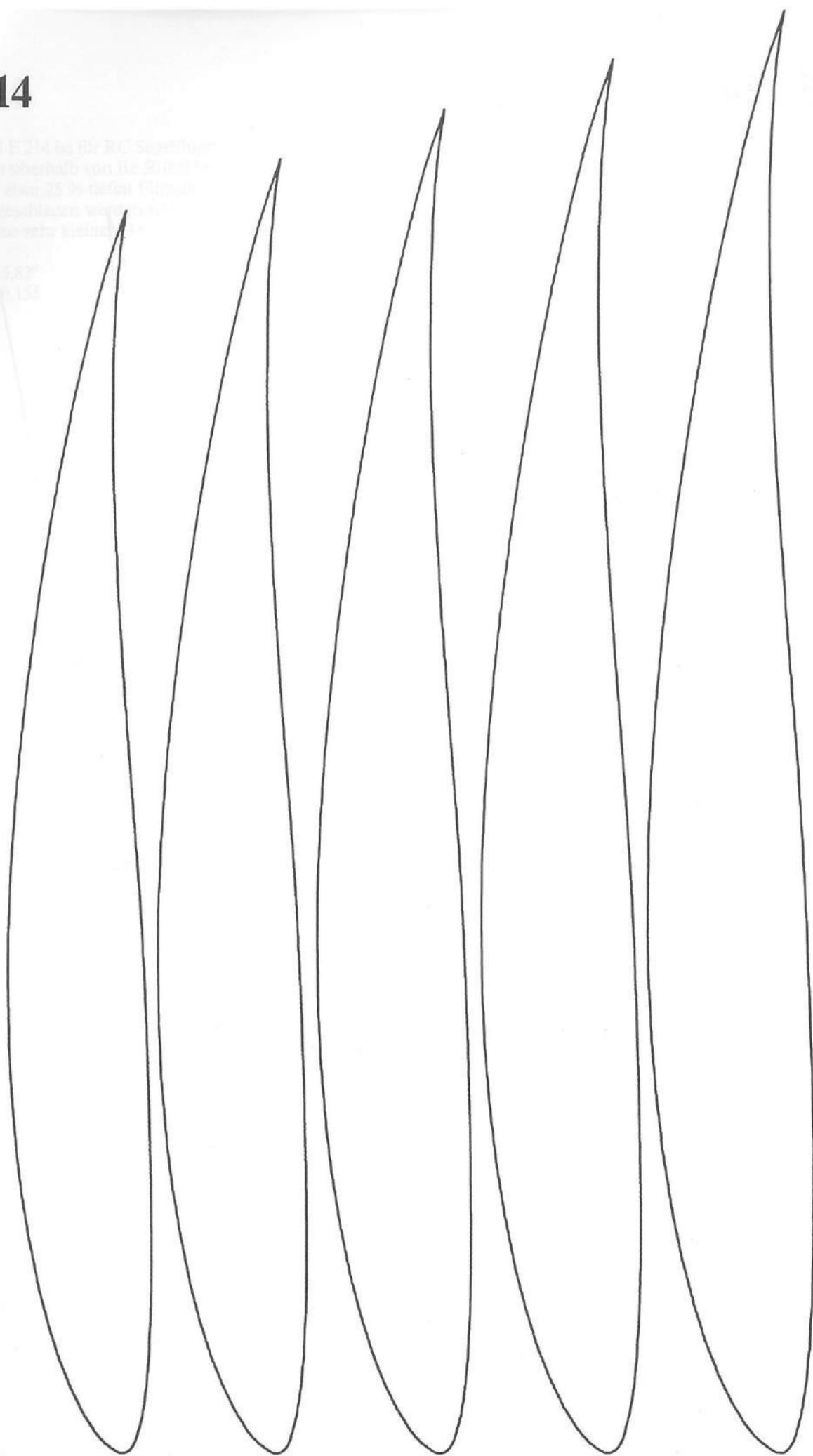
E 214



E 214

Das Profil E 214 ist für RC Segelflug
und inhomogenes von Re 50000
mit einer über 25 % dicken Mittellinie
abwärts geschlossen werden
möglichst an sehr kleinen

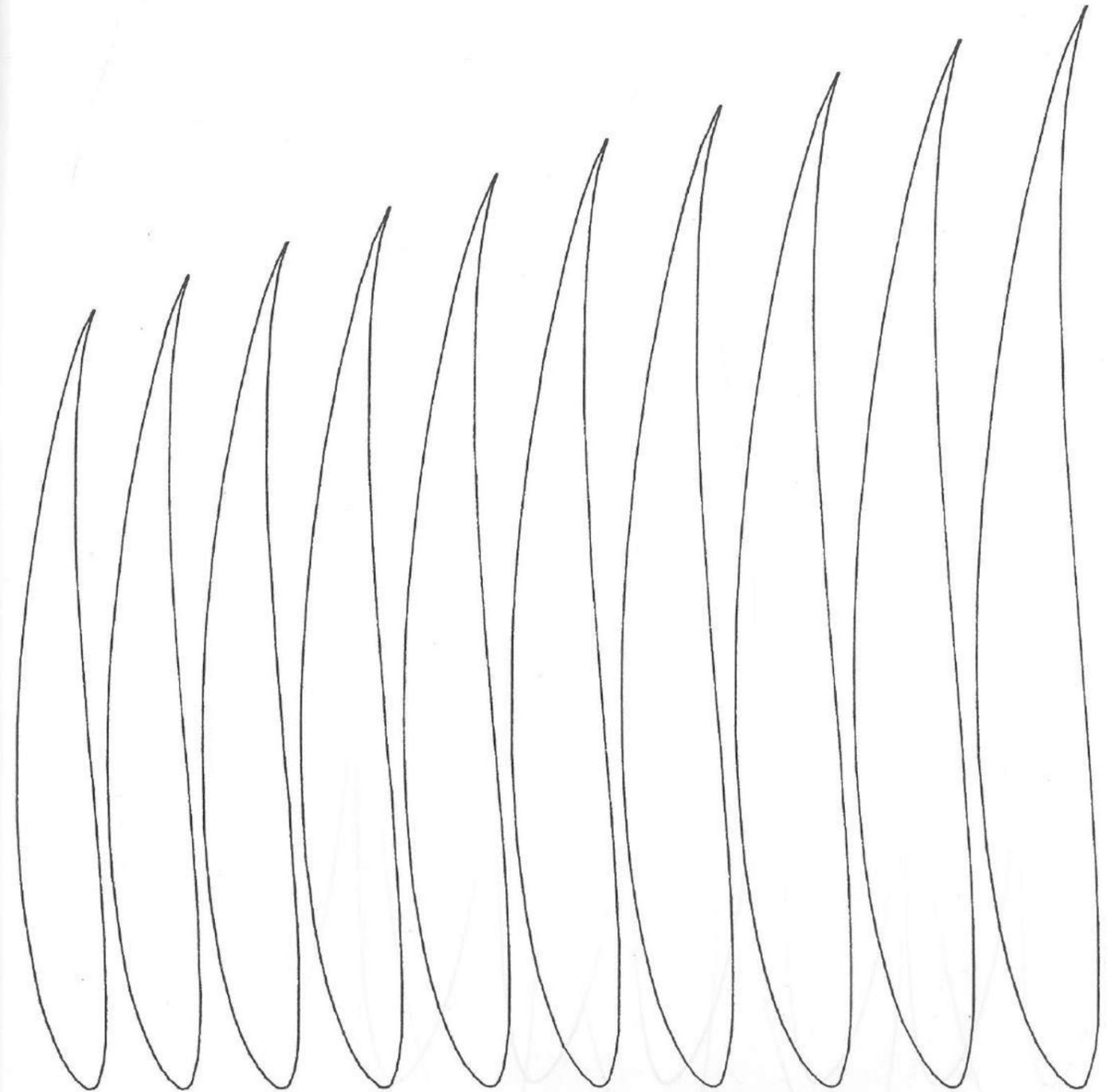
$\alpha_0 = -5,5^\circ$
 $c_{m, 0,25} = 0,155$



E 216

Das Profil E 216 ist für den Kopfflügel einer Ente ent-
worfen und hat ein besonders hohes Antriebsmaxi-
mum $c_{a, \max}$. Die Profildicke beträgt 10,4 %.

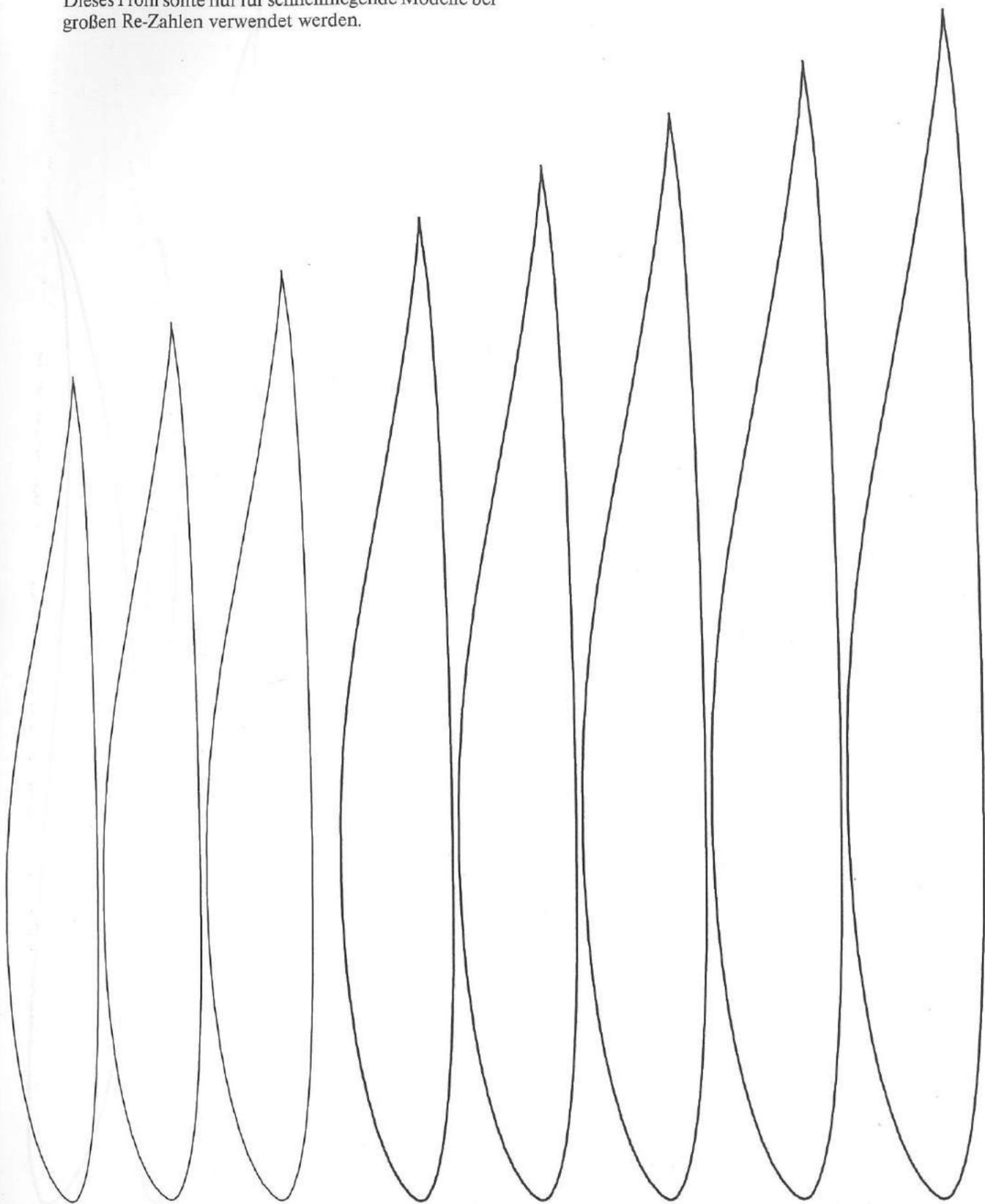
$\alpha_0 = -8,11^\circ$
 $c_{m, 0,25} = -0,225$



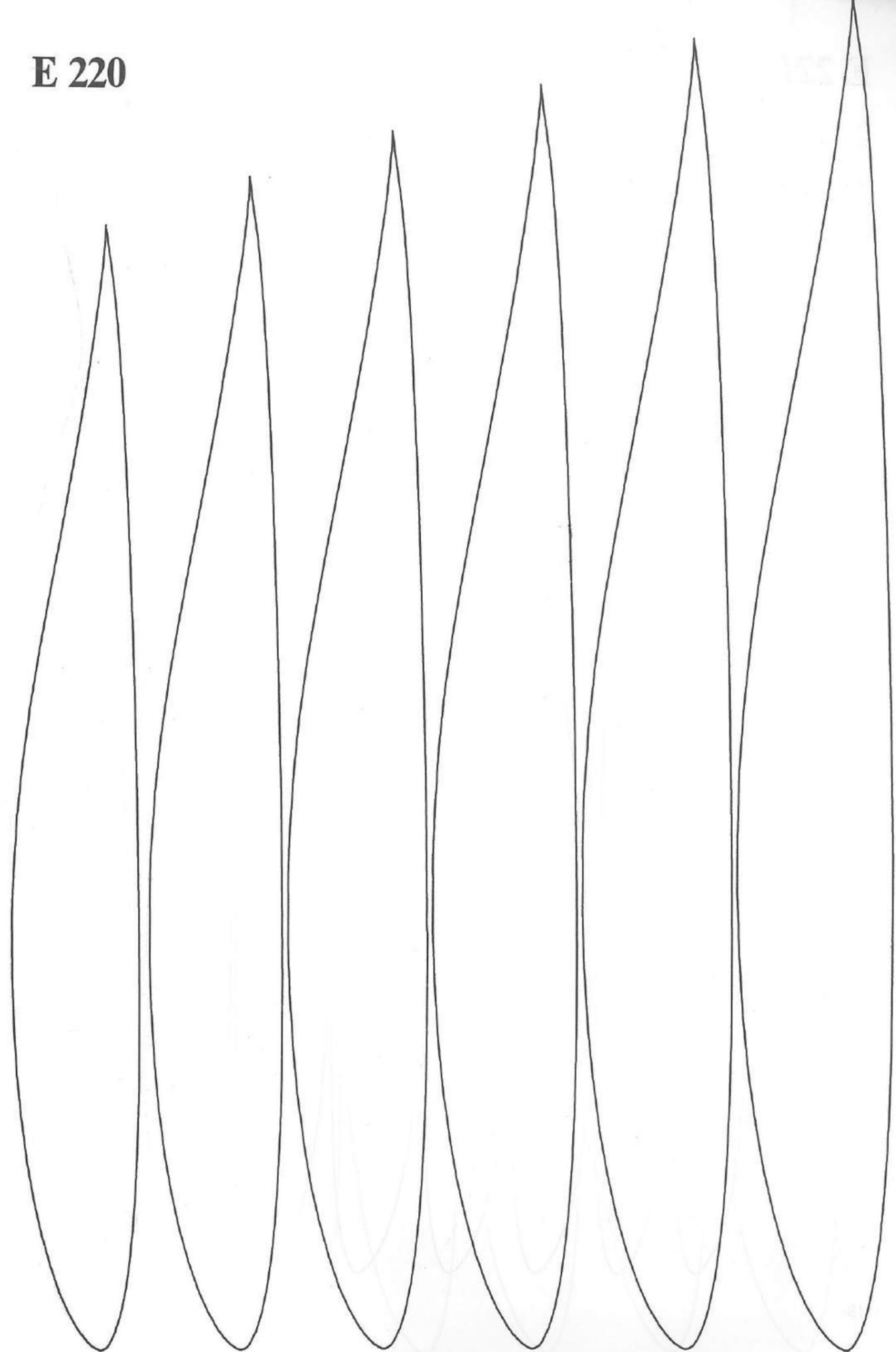
E 220

$$\alpha_0 = -0,81^\circ$$
$$c_{m\ 0,25} = -0,0014$$

Dieses Profil sollte nur für schnellfliegende Modelle bei großen Re-Zahlen verwendet werden.



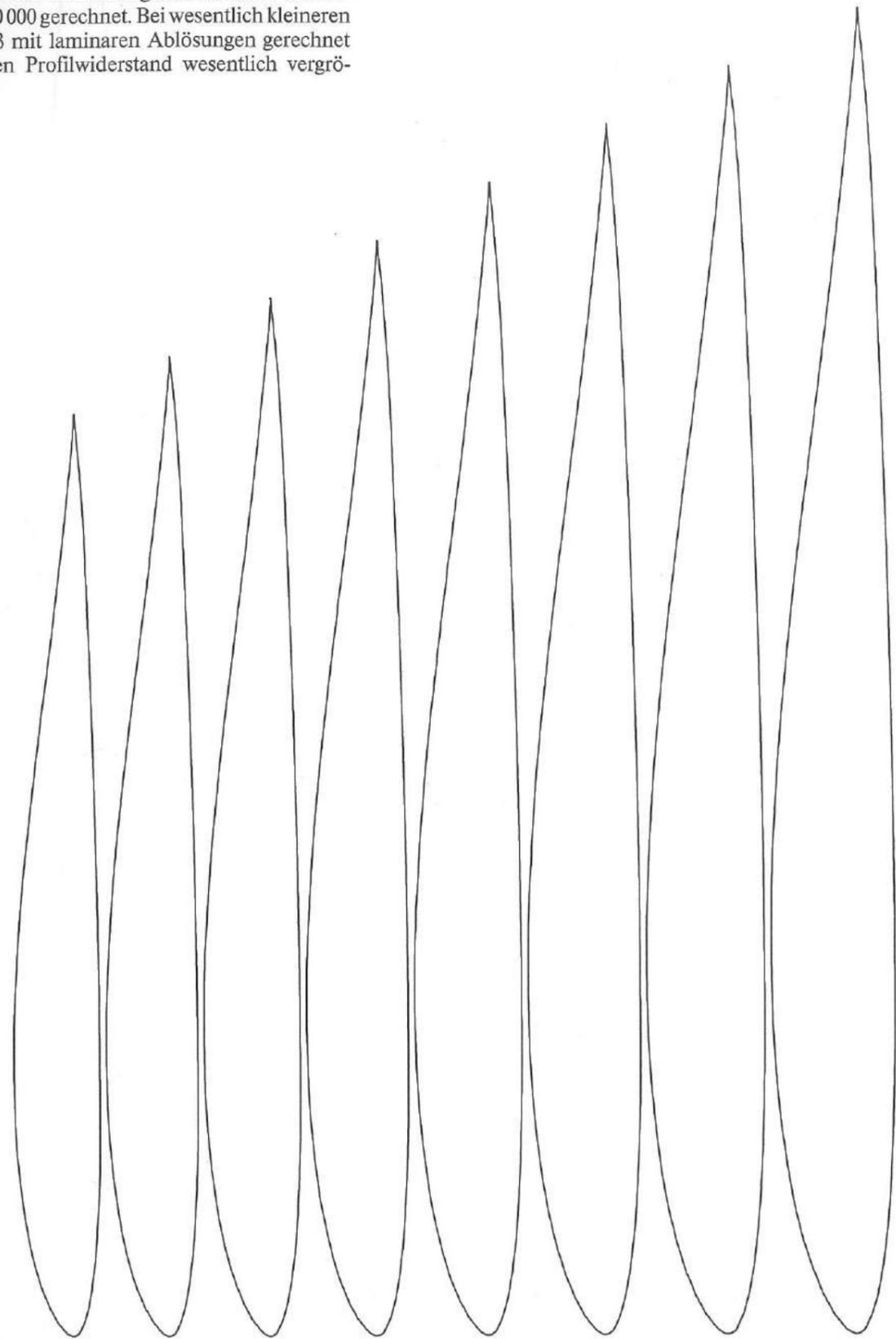
E 220



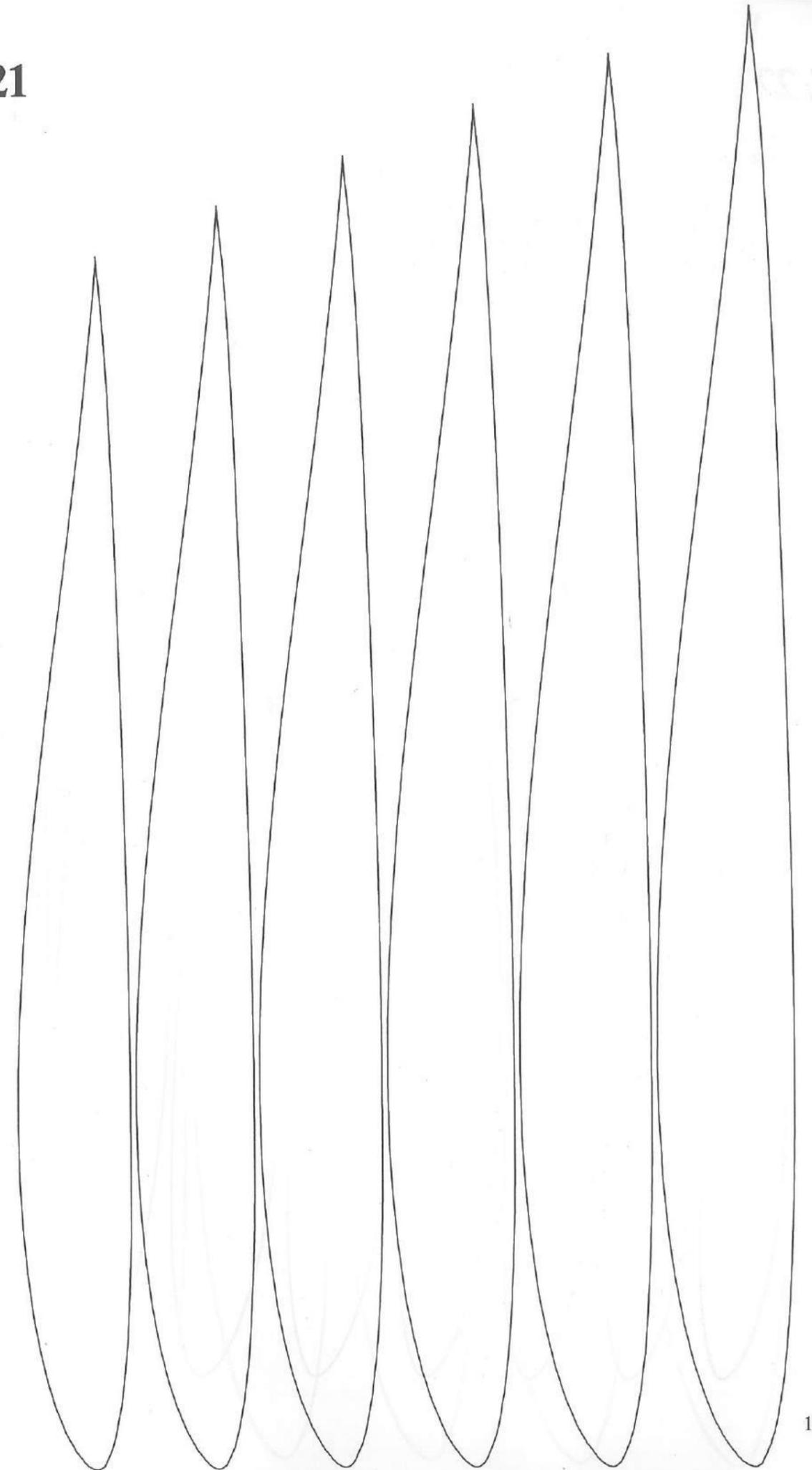
E 221

$$\alpha_0 = -0,68^\circ$$
$$c_{m\ 0,25} = -0,0012$$

Dieses Profil ist für schnellfliegende Modelle bei Re-Zahlen über 500 000 gerechnet. Bei wesentlich kleineren Re-Zahlen muß mit laminaren Ablösungen gerechnet werden, die den Profilwiderstand wesentlich vergrößern.



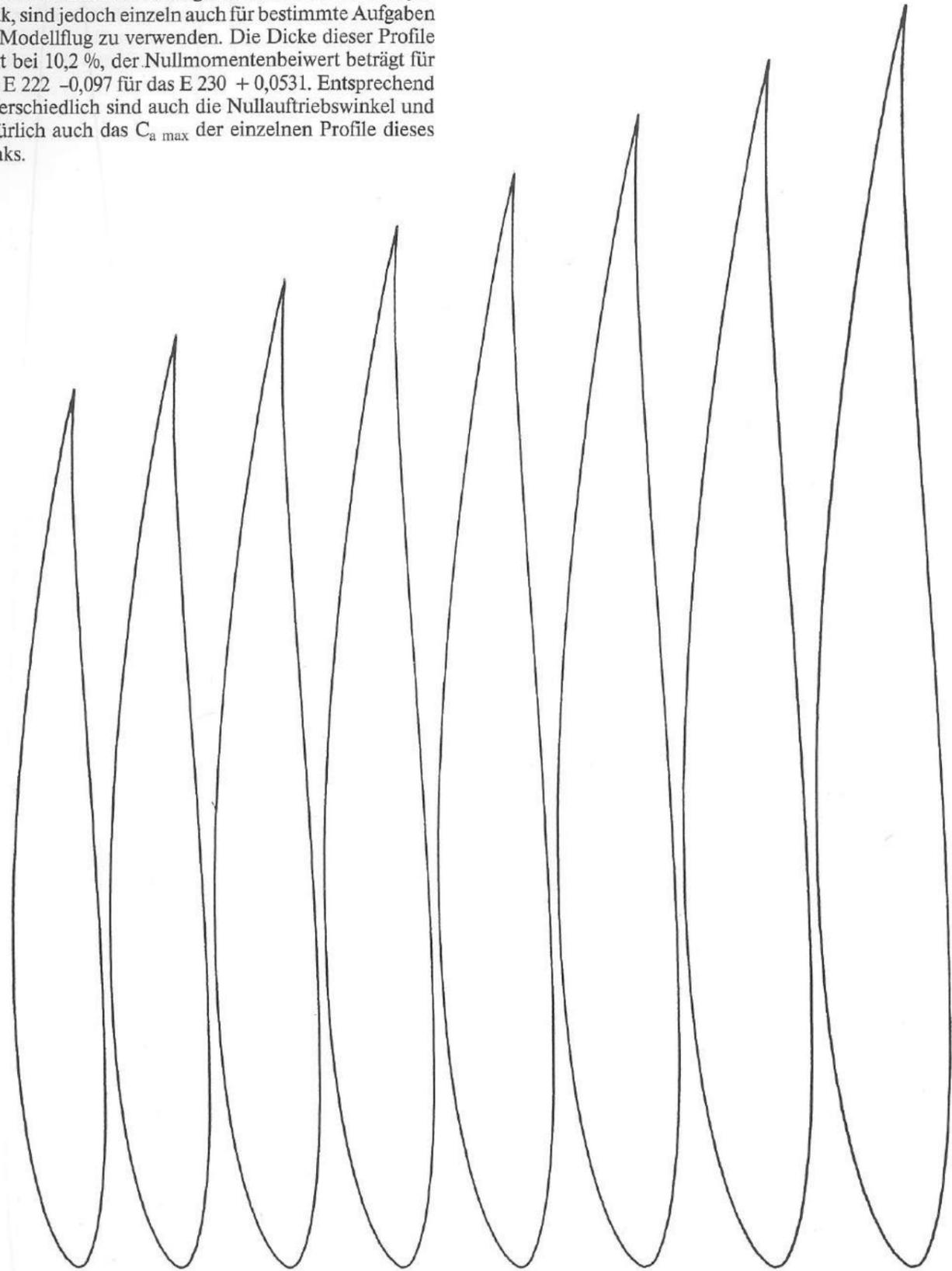
E 221



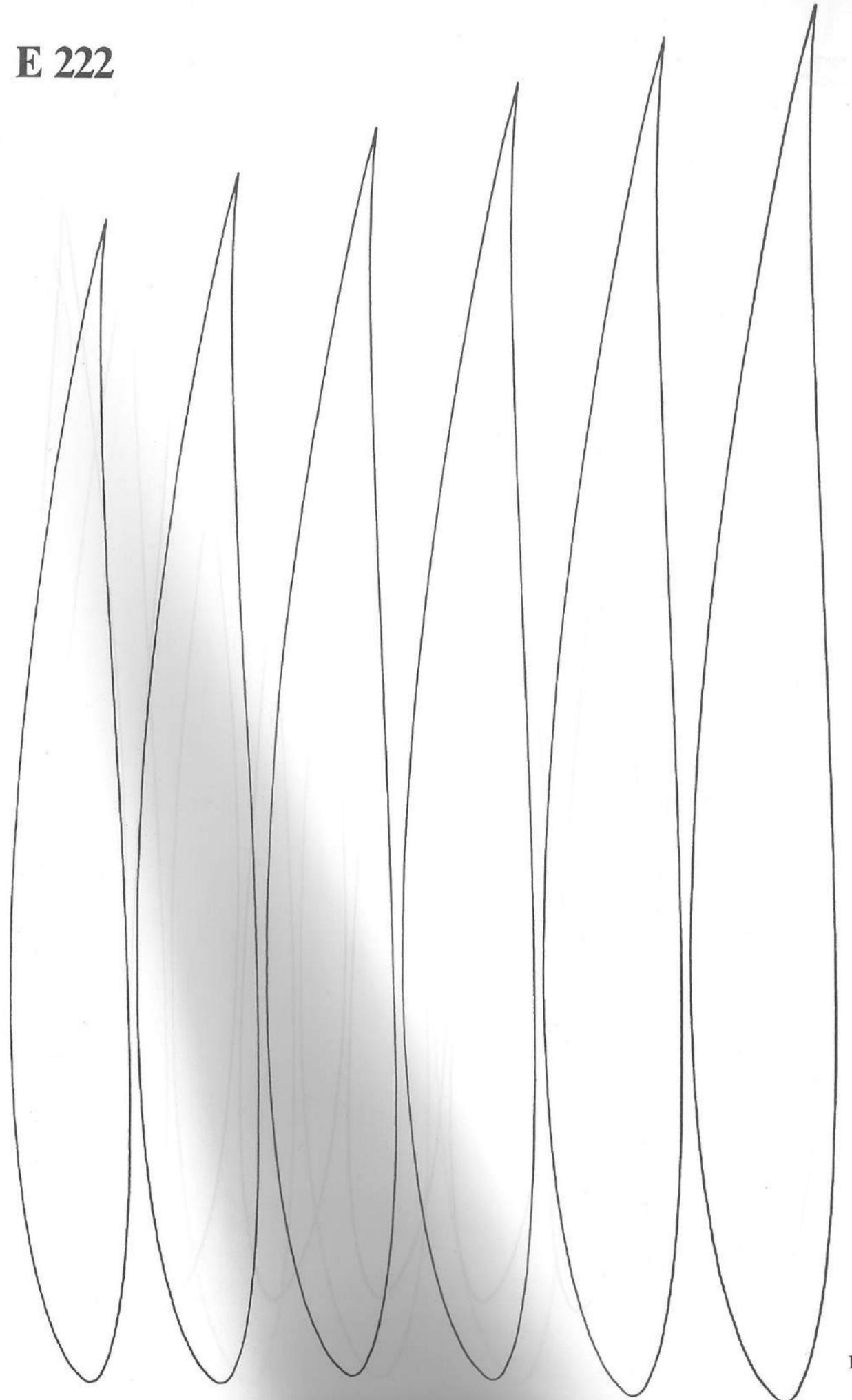
E 222

$$\alpha_0 = -3,65^\circ$$
$$c_{m 0,25} = -0,0974$$

Die Profile E 222 bis E 230 gehören zu einem Nurlügelstrak, sind jedoch einzeln auch für bestimmte Aufgaben im Modellflug zu verwenden. Die Dicke dieser Profile liegt bei 10,2 %, der Nullmomentenbeiwert beträgt für das E 222 $-0,097$ für das E 230 $+0,0531$. Entsprechend unterschiedlich sind auch die Nullauftriebswinkel und natürlich auch das $C_{a \max}$ der einzelnen Profile dieses Straks.



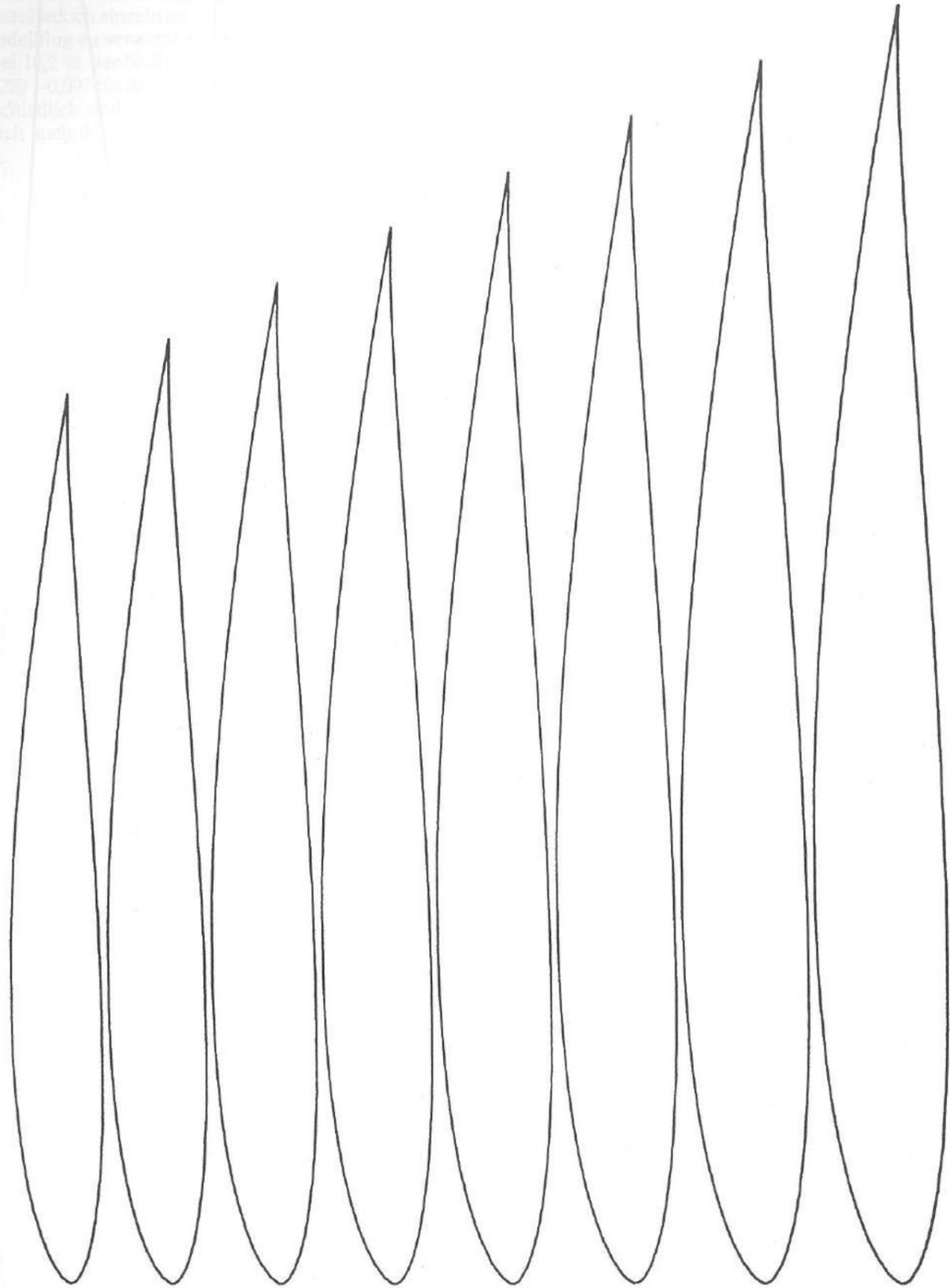
E 222



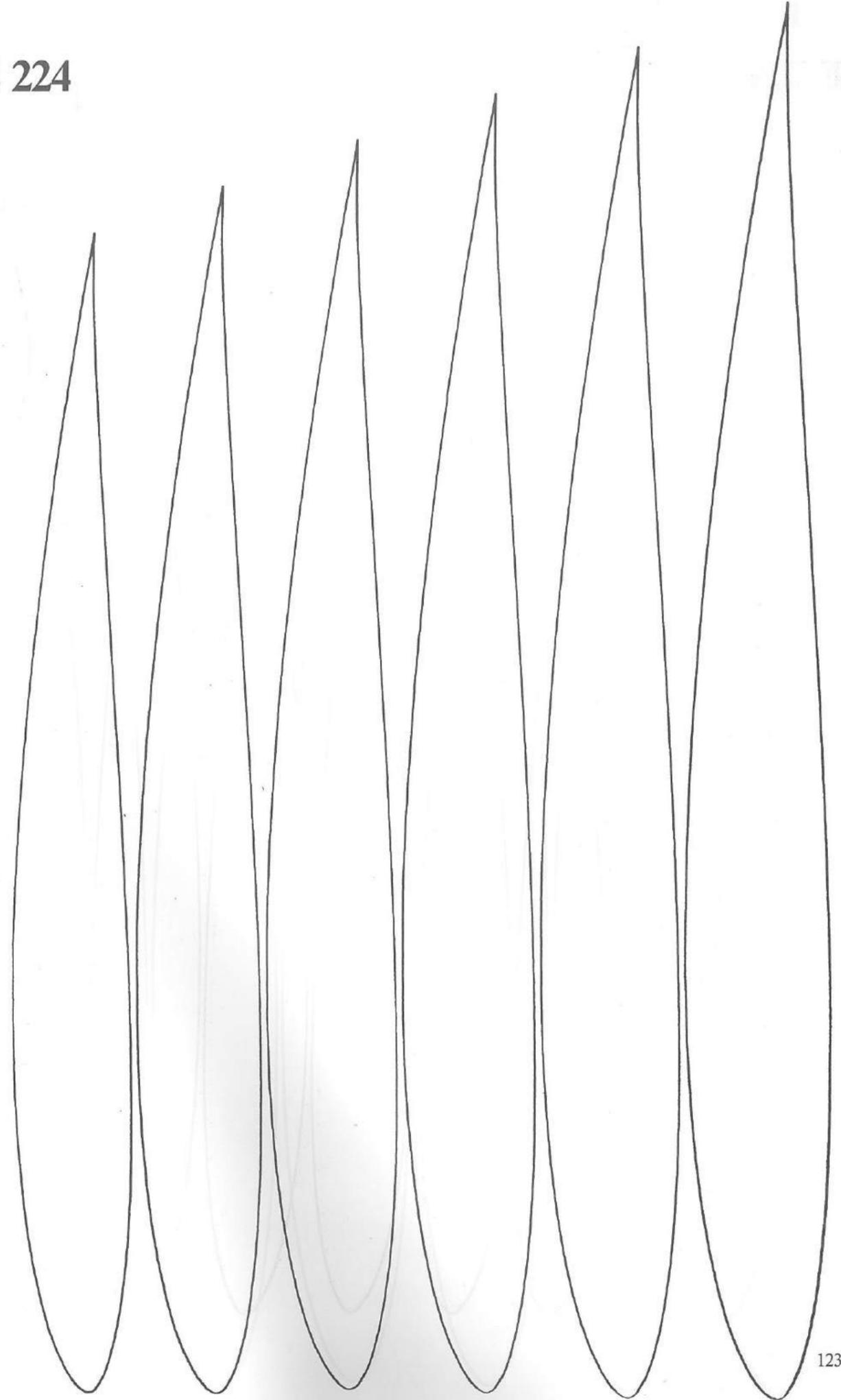
E 224

$\alpha_0 = -2,33^\circ$
 $c_{m, 0,25} = -0,061$

Das Profil E 224 ist ein E 220 mit
einer Anstellwinkel von $-2,33^\circ$
im Modell. Die Anstellwinkel
liegt bei $10,2^\circ$ der Modell.
Das E 224 ist ein E 220 mit
unterschiedlich auf
natürlich und
Stärke.

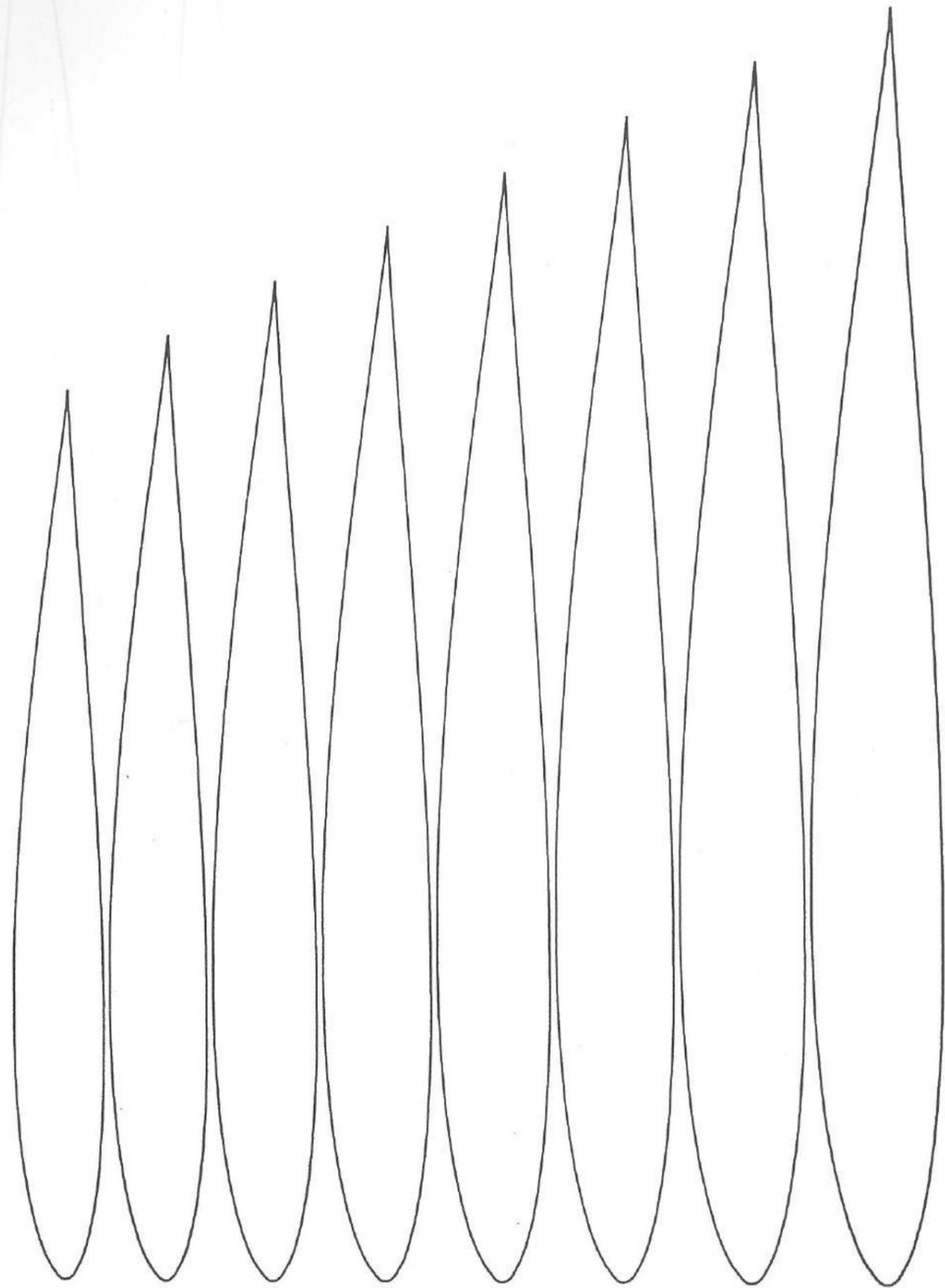


E 224

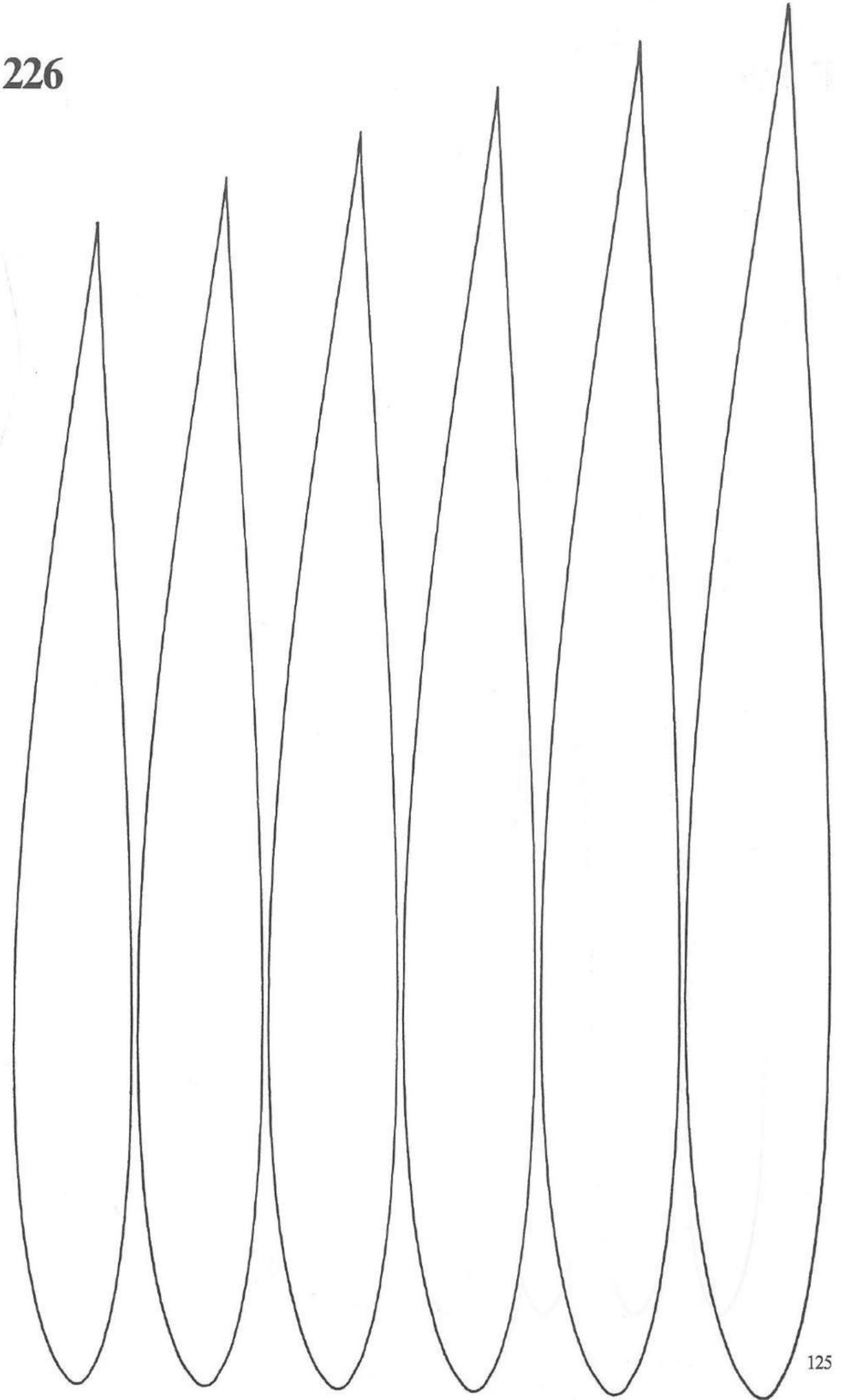


E 226

$\alpha_0 = -0,99^\circ$
 $c_m 0,25 = -0,023$

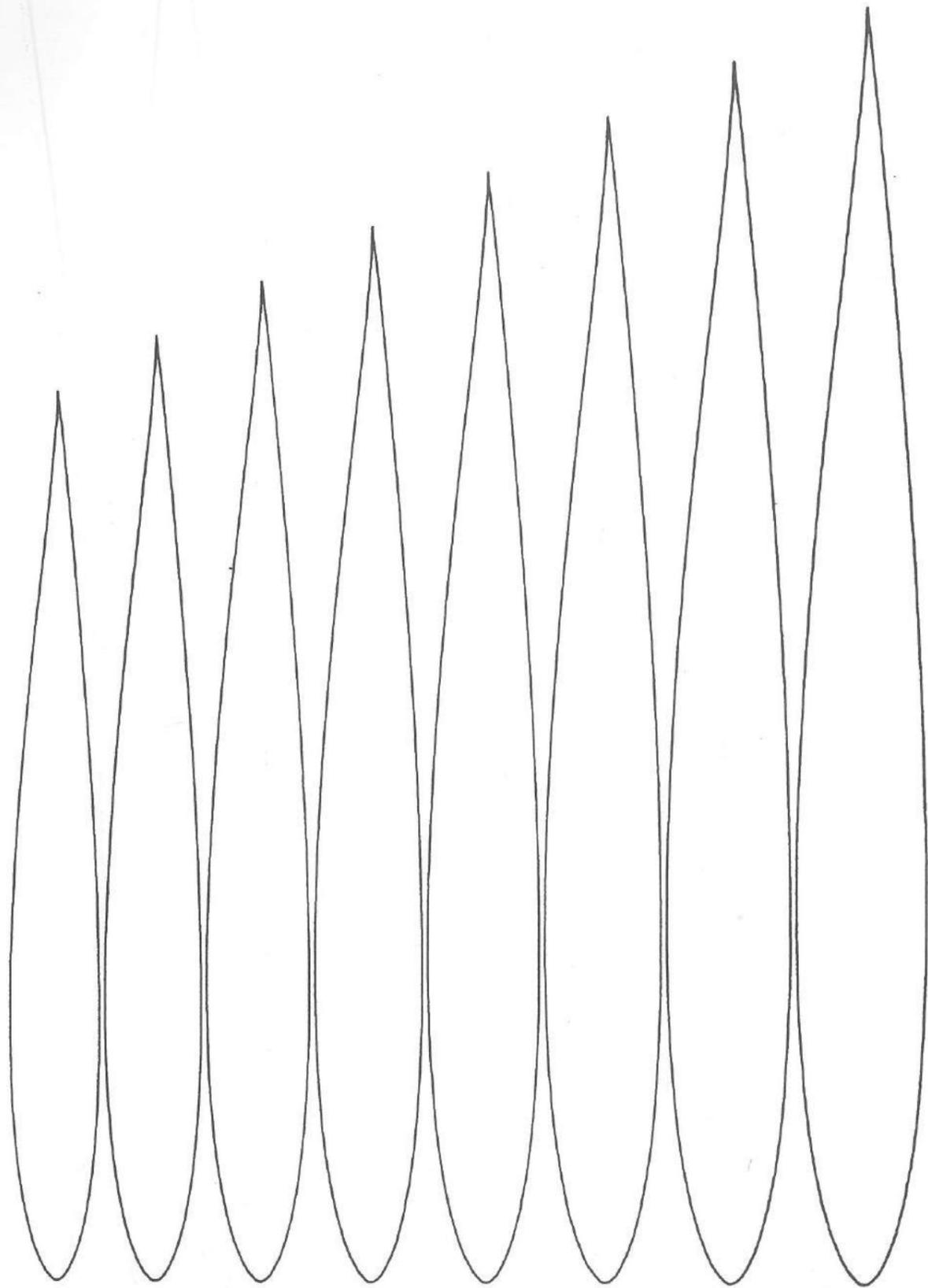


E 226

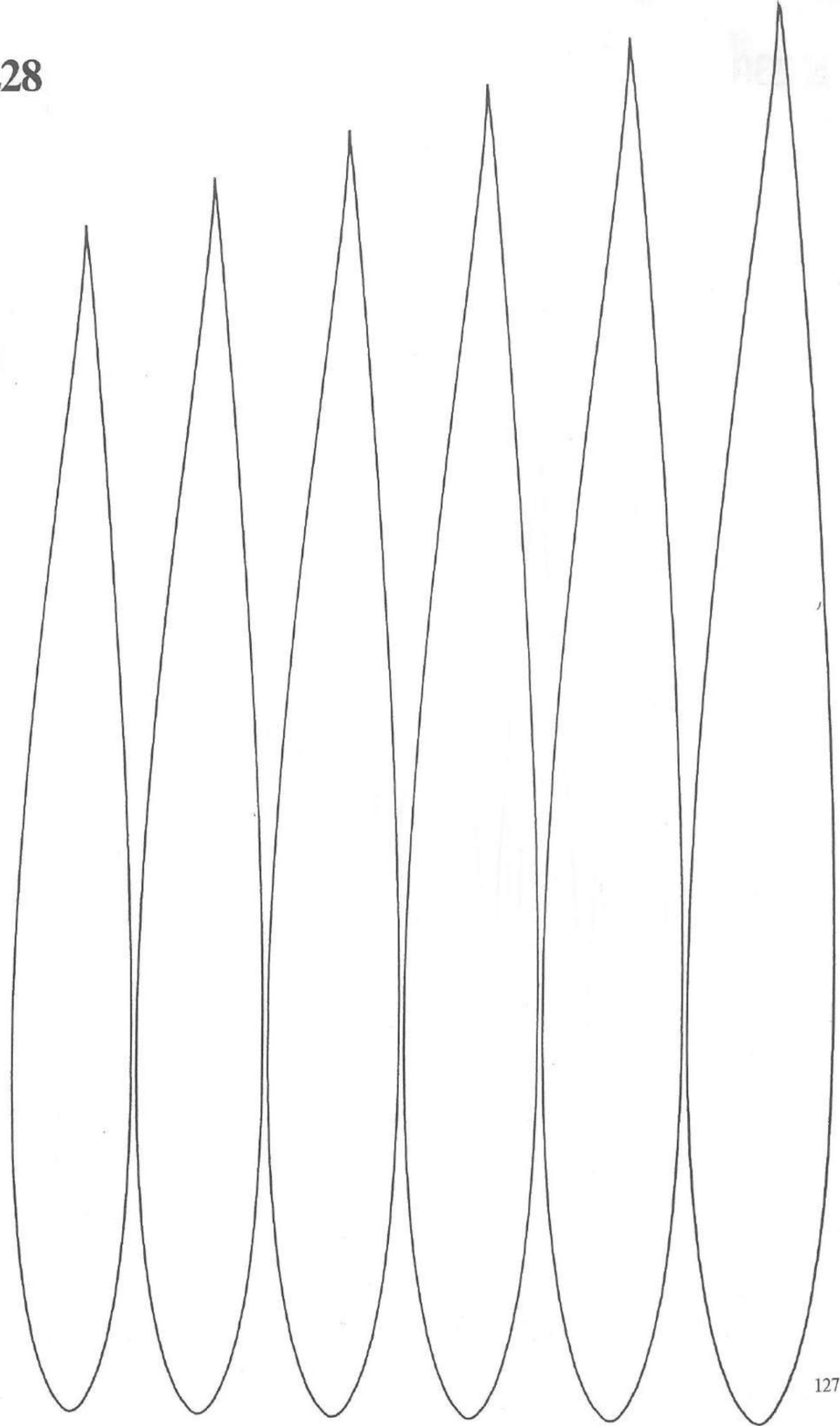


E 228

$\alpha_0 = +0,34^\circ$
 $c_{m 0,25} = +0,014$

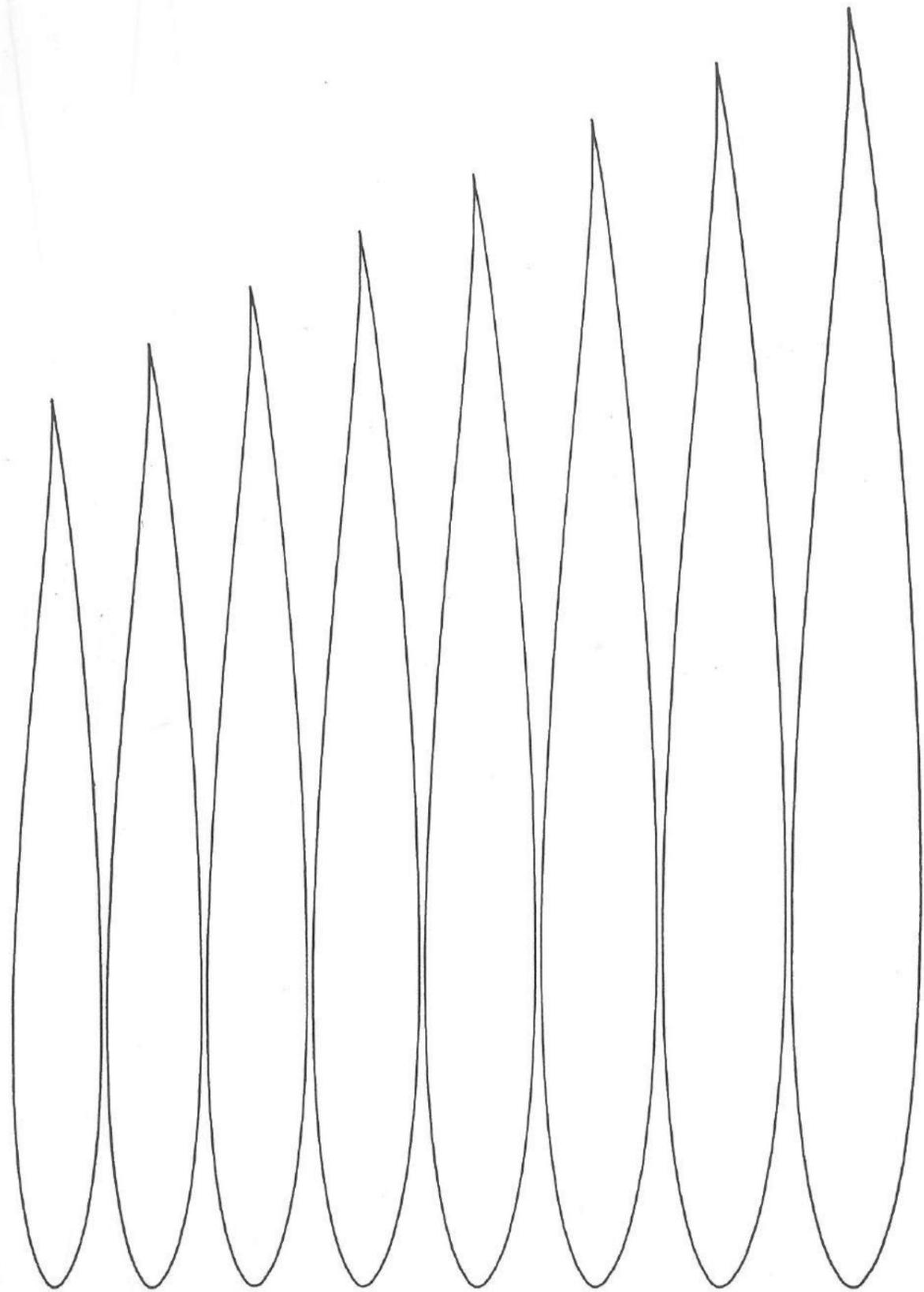


E 228

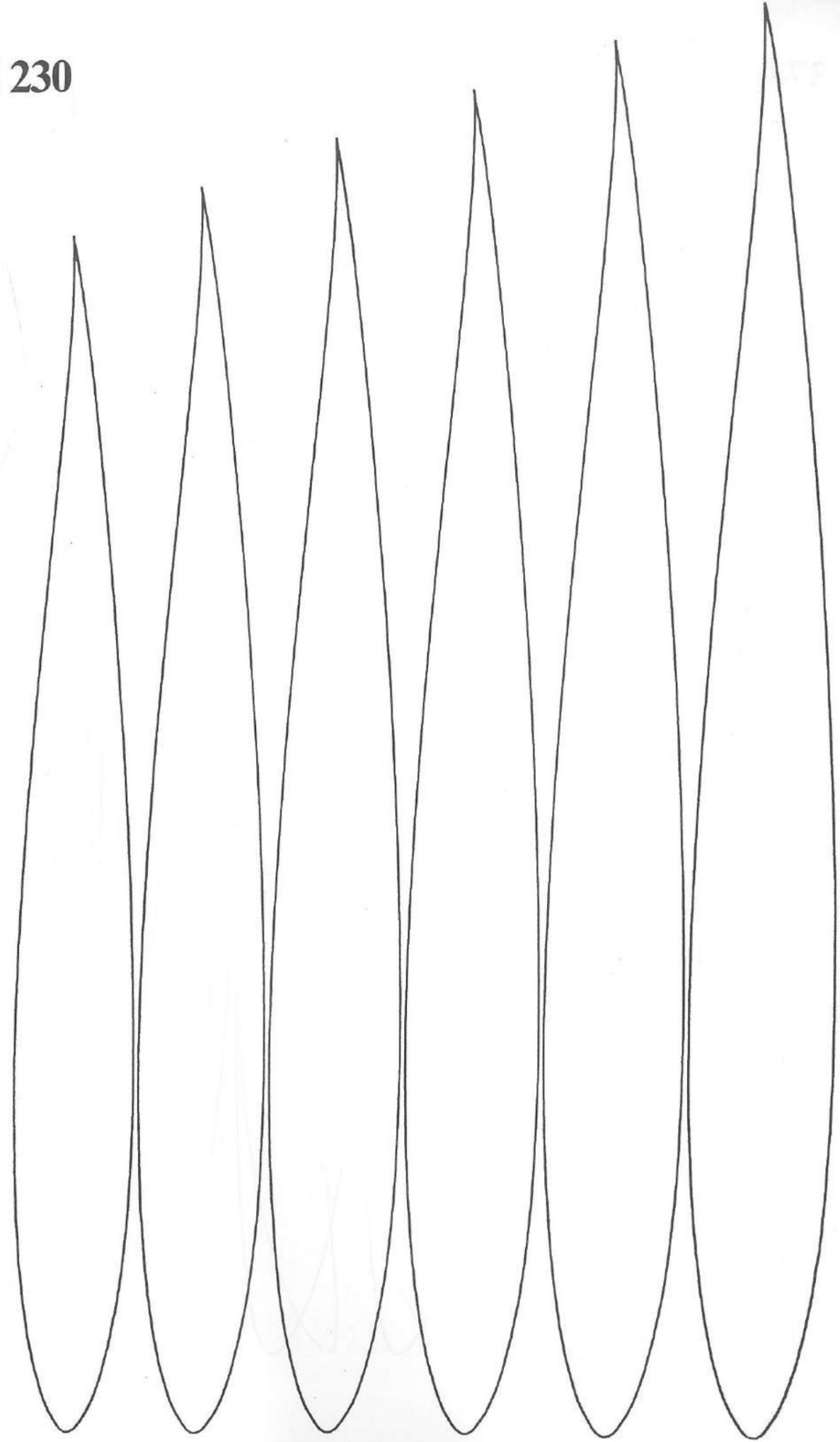


E 230

$\alpha_0 = +1,73^\circ$
 $c_{m\ 0,25} = +0,053$



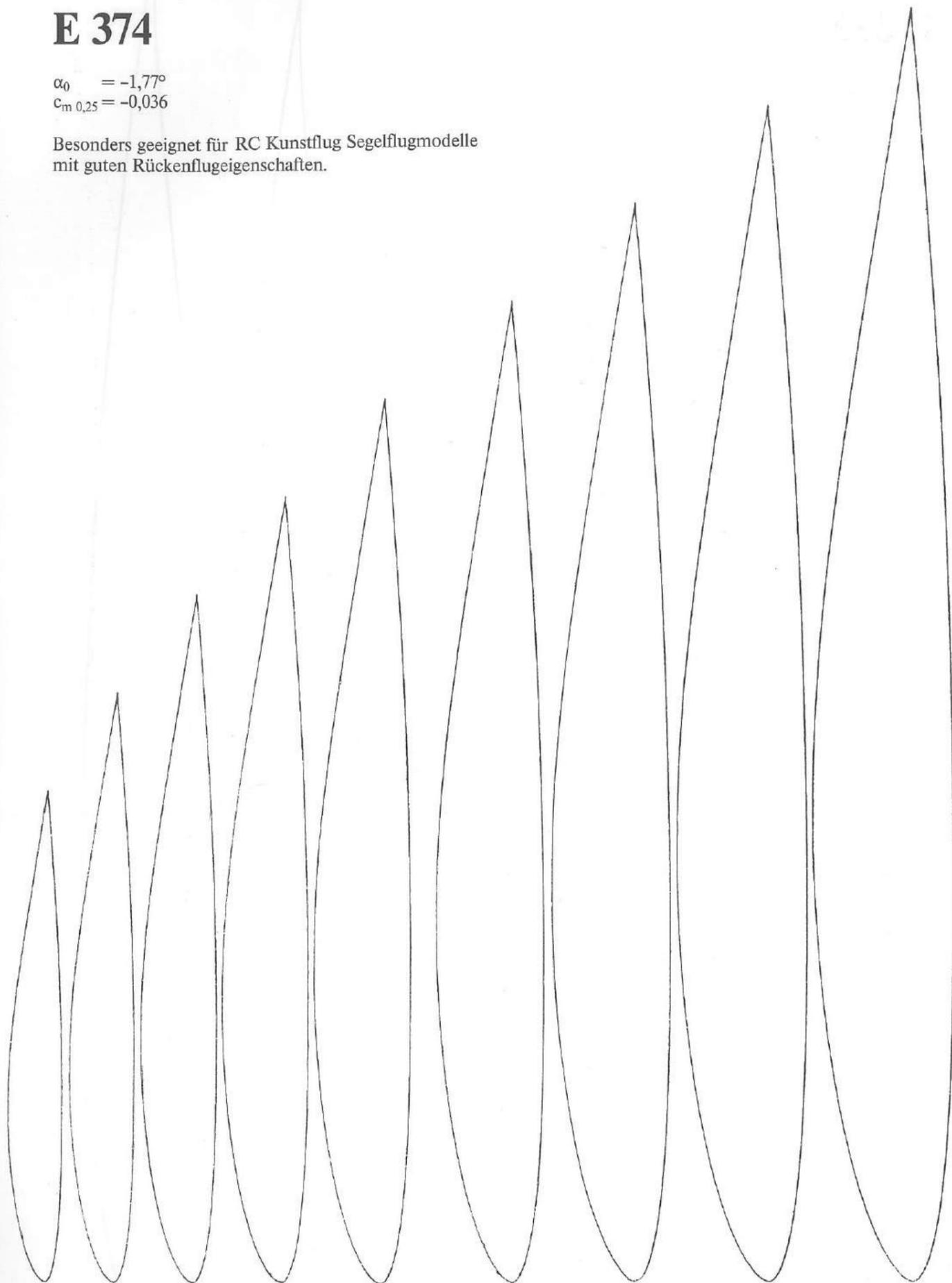
E 230



E 374

$$\alpha_0 = -1,77^\circ$$
$$c_{m 0,25} = -0,036$$

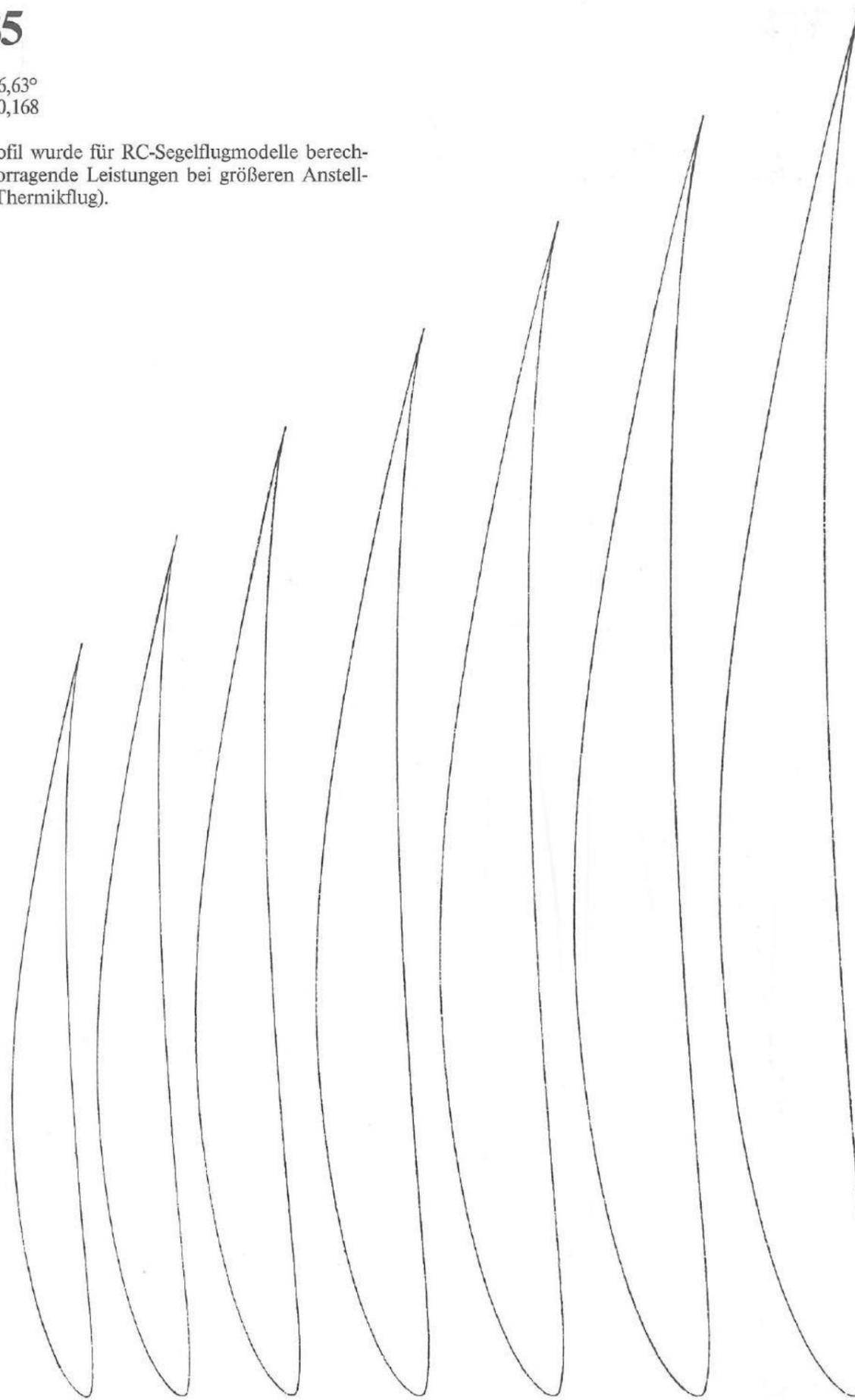
Besonders geeignet für RC Kunstflug Segelflugmodelle mit guten Rückenflugeigenschaften.



E 385

$$\alpha_0 = -6,63^\circ$$
$$c_{m 0,25} = -0,168$$

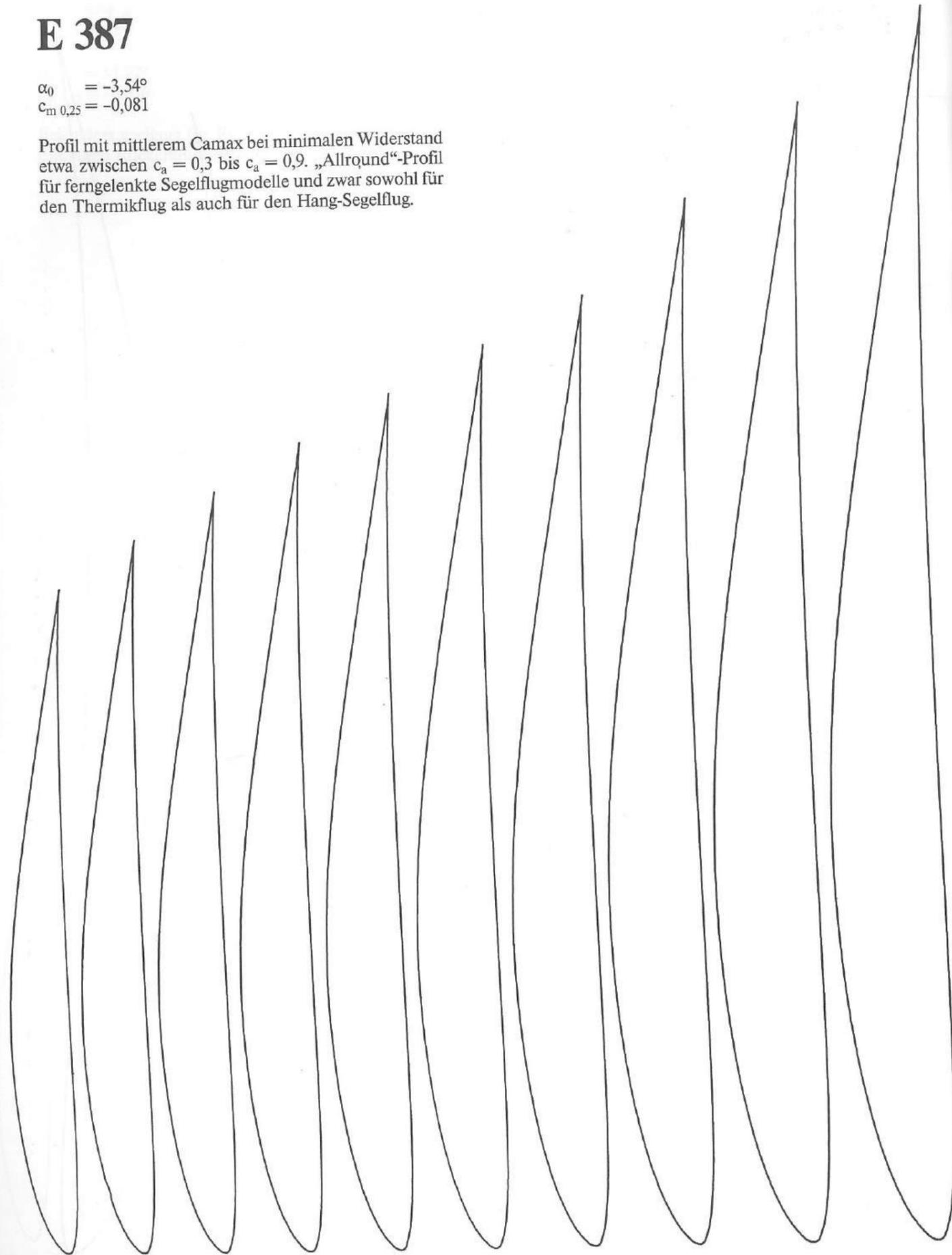
Dieses Profil wurde für RC-Segelflugmodelle berechnet. Hervorragende Leistungen bei größeren Anstellwinkeln (Thermikflug).



E 387

$$\alpha_0 = -3,54^\circ$$
$$c_{m\ 0,25} = -0,081$$

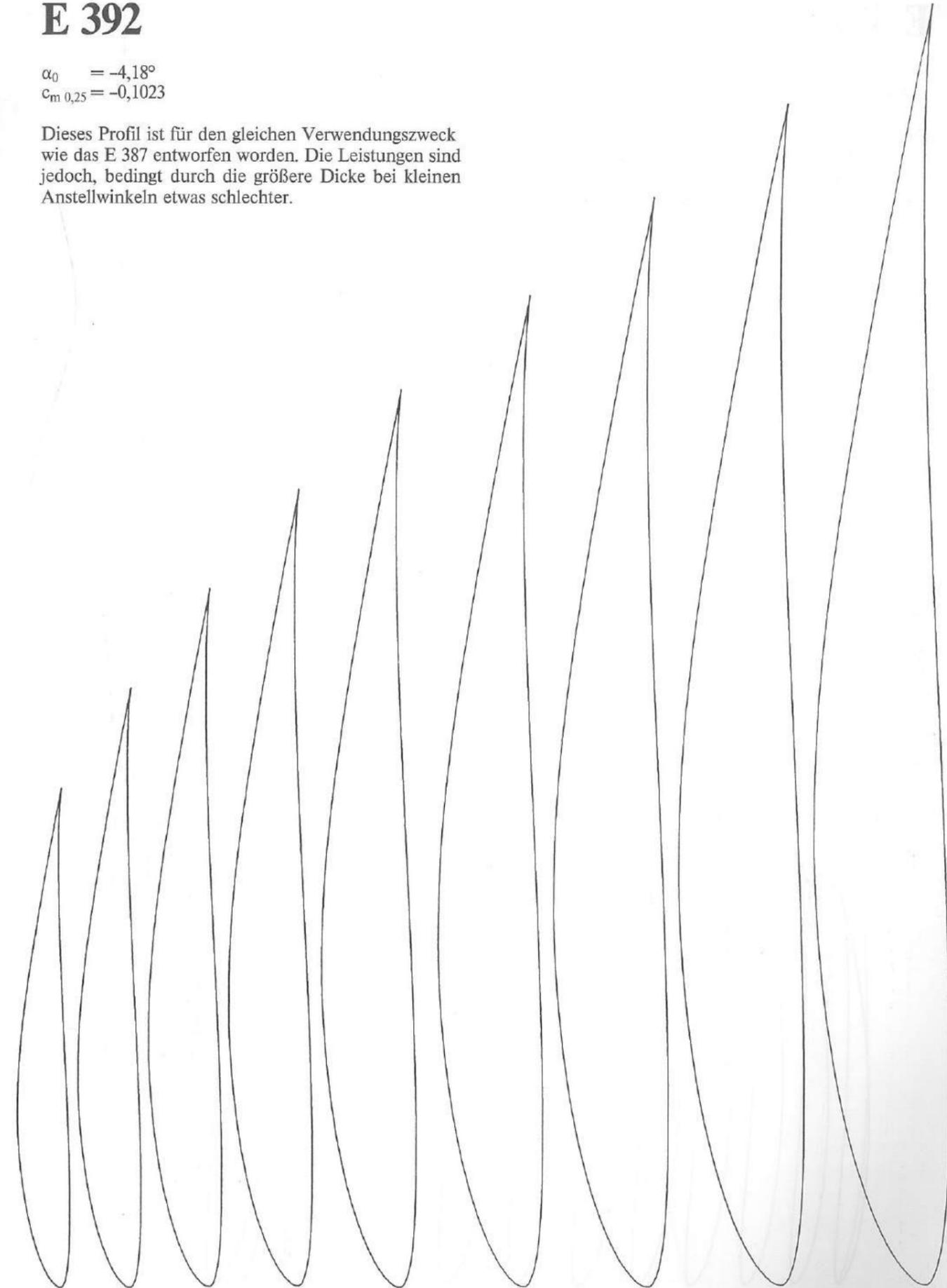
Profil mit mittlerem Camax bei minimalen Widerstand etwa zwischen $c_a = 0,3$ bis $c_a = 0,9$. „Allround“-Profil für ferngelenkte Segelflugmodelle und zwar sowohl für den Thermikflug als auch für den Hang-Segelflug.



E 392

$$\alpha_0 = -4,18^\circ$$
$$c_{m\ 0,25} = -0,1023$$

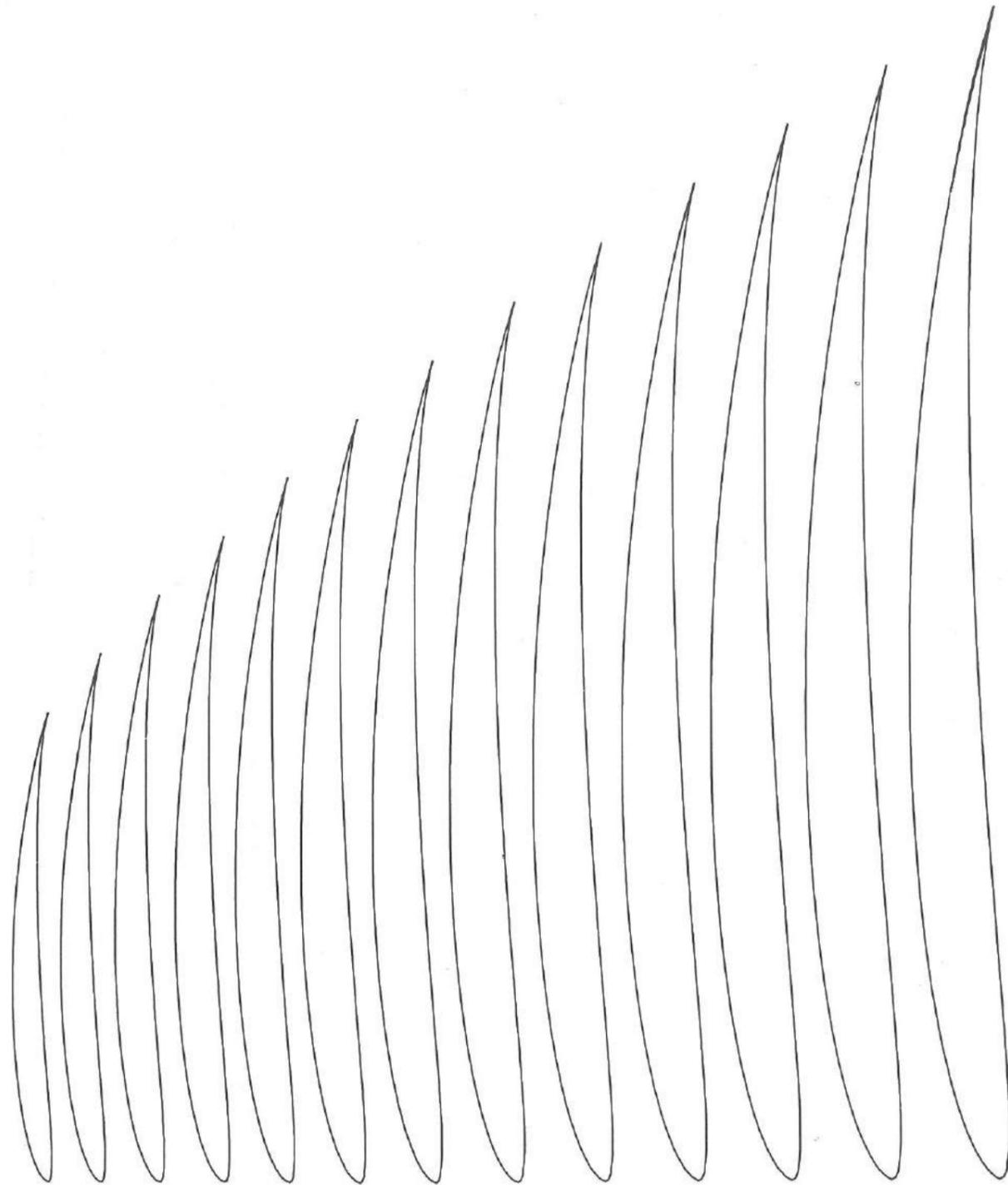
Dieses Profil ist für den gleichen Verwendungszweck wie das E 387 entworfen worden. Die Leistungen sind jedoch, bedingt durch die größere Dicke bei kleinen Anstellwinkeln etwas schlechter.



E 471

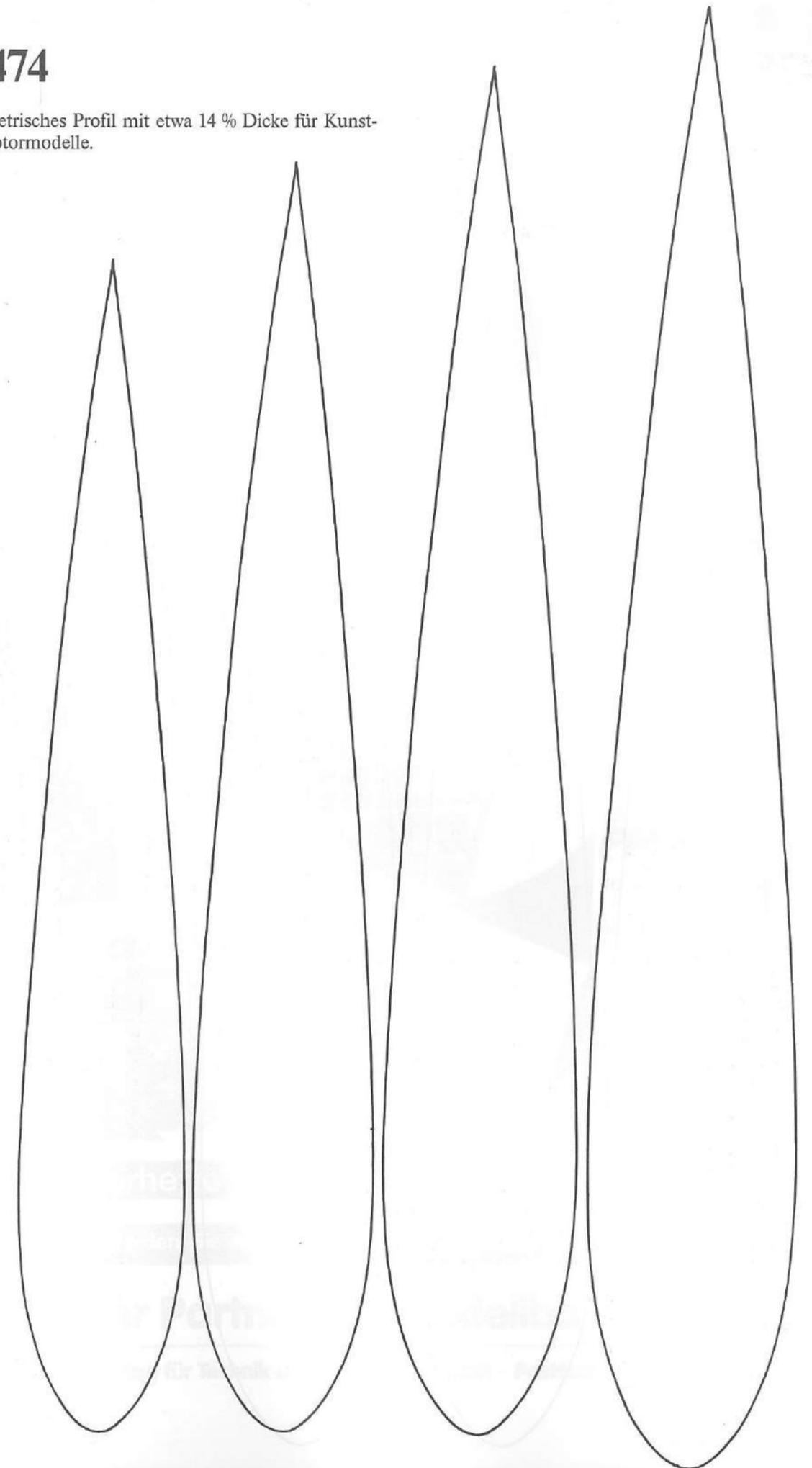
$\alpha_0 = -6,35^\circ$
 $c_{m 0,25} = -0,176$

Dieses sehr dünne Profil ist selbst bei kleinen Re-Zahlen, also etwa ab $Re = 40\,000$ noch gut und daher besonders für kleine Freiflug-Segelflugmodelle geeignet.



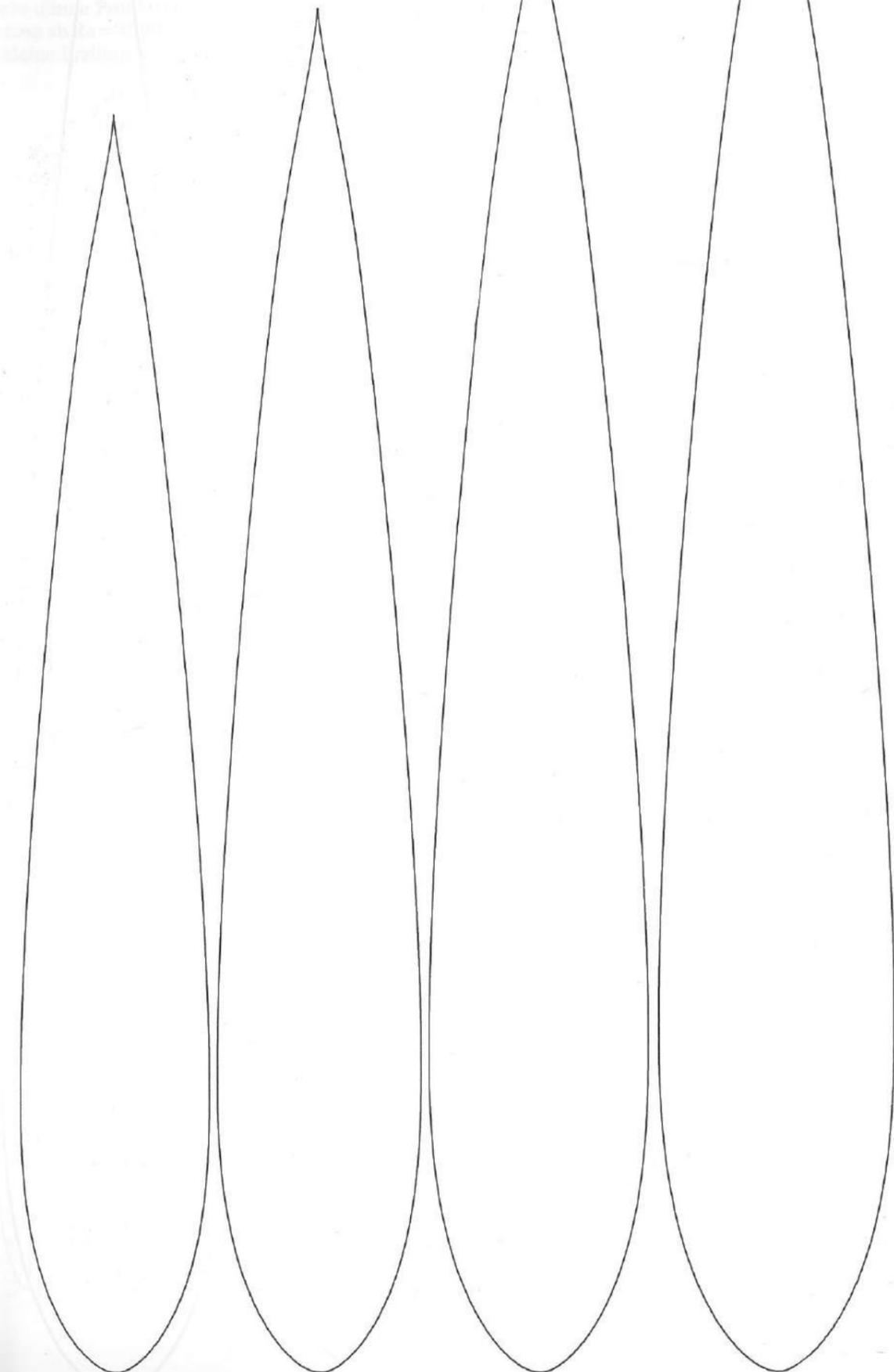
E 474

Symmetrisches Profil mit etwa 14 % Dicke für Kunstflugmotormodelle.



E 475

Symmetrisches Profil mit etwa 15 % Dicke für Kunstflugmotormodelle.



FLUGMODELLBAU

FMT-Extra **SCALE**

DAS IST...

Fachbücher

Sonderhefte **Baupläne**

FMT-Kolleg

The central graphic features a large grey arrow pointing upwards, overlaid with a collage of various publications. These include magazine covers for 'ELEKTRO-FLUG', 'MOTORFLUG', 'SEGELFLUG', 'SCIENCE', 'FMT-Extra', 'FMT-Flug- und Modelltechnik', 'FMT-DIENST', 'FERNSTEUERANLAGEN', 'ModellFLUG', 'SPORTDESIGN drachen', 'STYROPOR UND ROOFIX', 'Modell Tragt', 'MTB', and 'FMT-Kolleg'. There are also technical drawings and blueprints scattered among the magazines.

Fordern Sie das neue vth-Verlags-Programm gegen DM 2,- in Briefmarken an!



Ihr Partner für Modellbau-Fachliteratur

Verlag für Technik und Handwerk GmbH · Postfach 1128 · D-7570 Baden-Baden