

modell-technik-berater

Bisher sind erschienen:

- MTB 1/2: Eppler-Profil**
- MTB 3: NACA-Profil**
- 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 13: Flugmodell & Computer**
- MTB 14: Moderner Tragflächenbau**
- MTB 15: Impeller-Praxis für Flugmodelle**
- MTB 16: Freiflug-Modellsport**
- MTB 17: Modellflug-Profilesammlung**
- MTB 18: LKW-Modellbau**

Die Reihe wird fortgesetzt

MTB

modell-technik-berater



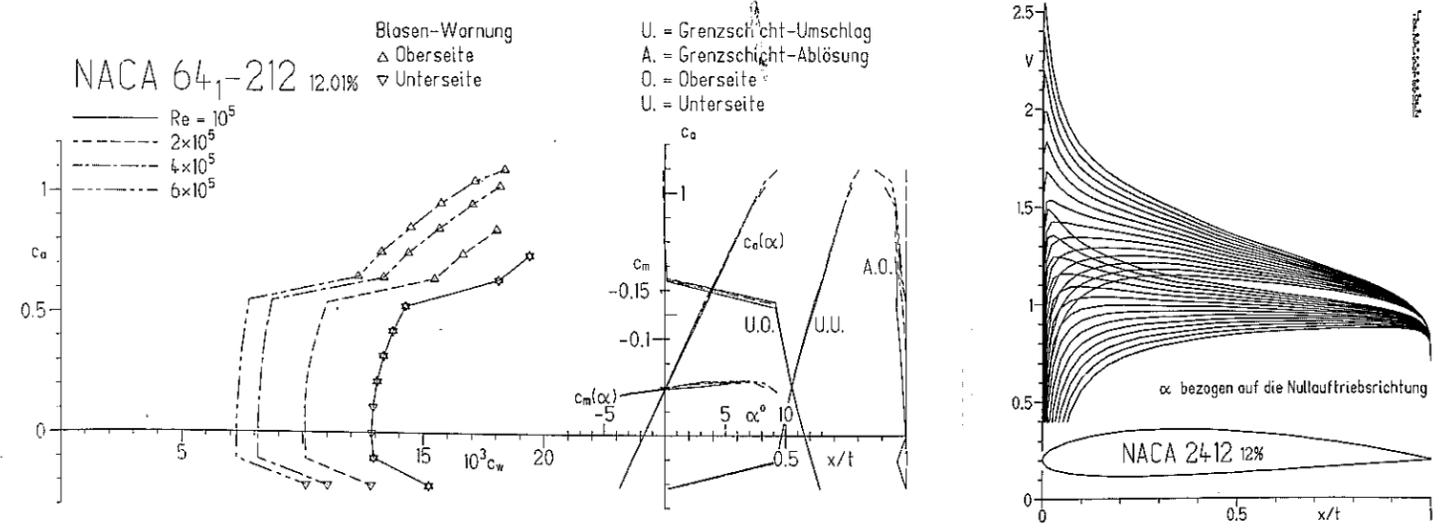
MTB 3



NACA-PROFILE

4. völlig überarbeitete und erweiterte Auflage

MTB3 NACA-PROFILE

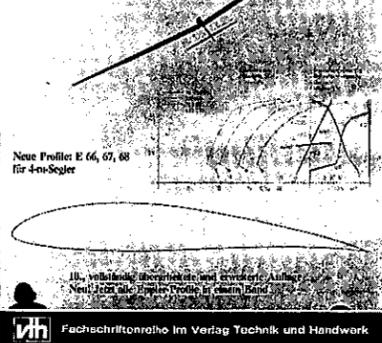


Fachschriftenreihe im Verlag Technik und Handwerk

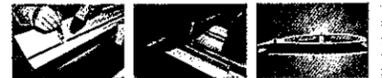
Basiswissen für den Flugmodellbau



Eppler-Profile



Styropor-Sandwich- und Voll-GfK-Bauweise



Uwe Steenbuck/Christian Baron

Moderner Tragflächenbau

Man könnte auch sagen: Von der Styropor- bis zur Voll-GfK-Tragfläche in Schalenbauweise. Alles kommt zur Sprache: Anfängen beim Schneide-Werkzeug und der Herstellung von Schablonen, bis hin zu den verschiedenen Beplankungsmethoden sowie dem Holm-, Klappen- und Fahrwerkseinbau. Im Bereich der Voll-GfK-Bauweise kommt ausführlich die Herstellung des Urmodells, der Form und der eigentlichen Tragfläche zur Sprache. Auch hier werden weitere Themen wie z.B. Holmeinbau und -dimensionierung behandelt. Viele Tips und Tricks zur Erleichterung der Arbeit runden dieses Werk so gelungen ab; daß es in keiner Modellbauwerkstatt fehlen darf. Ein vth-Fachbuch, worauf viele interessierte Modellflieger in dieser Ausführlichkeit schon lange gewartet haben.

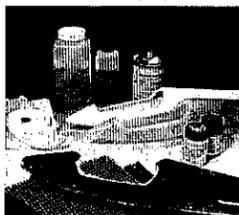
88 Seiten, 158 Abbildungen, Format DIN A4, Best.-Nr.: MTB 14, Preis: DM 25,-

Prof. Dr. Richard Eppler/Werner Thies/Dipl.-Ing. Martin Hepperle

Eppler-Profile

10. Auflage, völlig überarbeitet und mit dem bisherigen Band 2 Eppler-Profile vereint.

Damit sind alle Eppler-Profile mit Strakzeichnungen in verschiedenen Tiefen und den zugehörigen Koordinaten enthalten. Ebenfalls neu sind die Polardiagramme. Aufgrund einer Erweiterung des Rechenprogramms von Prof. Dr. Richard Eppler enthalten nun alle Diagramme Blasenwarnungen. Die Anleitung wurde vollständig überarbeitet und auf den neuesten Stand gebracht. Darin enthalten sind viele Tips aus Theorie und Praxis sowie Anwendungshinweise für die einzelnen Profile. Selbstverständlich fehlt auch eine ausführliche Anleitung zum Zeichnen der Profile nicht. Neu aufgenommene Profile, vor allem für den Einsatz bei Groß-Modellseglern sind E 66, E 67 und E 68. 136 Seiten mit insgesamt 44 Profilen, Format DIN A4, Best.-Nr.: MTB 1/2, Preis: DM 25,-



modellbaureihe 10

Christian Baron

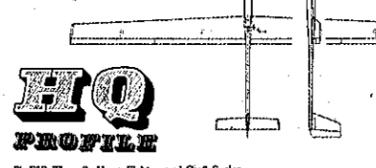
Moderner Rumpfbau

Nach der erfolgreichen Veröffentlichung des MTB 14 „Moderner Tragflächenbau“ lag es nahe, auch für den Rumpfbau aus Negativformen eine praktische Anleitung niederzuschreiben. Dem Autor ist dabei, neben seinen Modellbauerfahrungen, auch seine berufliche Beschäftigung mit faserverstärkten Kunststoffen zugute gekommen. Die Herstellung eines Urmodellrumpfs, einer Negativform und der genaue Fertigungsablauf eines GfK-Rumpfs wird wie eine Bauanleitung mit allen Details und Alternativlösungen beschrieben. Daneben kommen auch grundlegende Dinge wie der Umgang mit Harzsystemen und die Auswahl des Verstärkungsgewebes zur Sprache. Modellbauer, denen die GfK-Rumpferstellung bisher zu aufwendig erschien, sollen durch dieses Buch zum Selbstbau eines Kunststoffumpfes angeleitet werden.

88 Seiten, Format 13,2 x 19,5 cm, Best.-Nr.: MBR 10, Preis: DM 17,80



Dr. Helmut Quabeck



für F3B, Thermik, Hang, Elektro- und Groß-Segler

Mit den Hochleistungs-Wölbklappen-Profilen HQ-1,0/-, HQ-1,5/-, HQ-2,0/-, HQ-2,5/-, HQ-3,0/-, HQ-3,5/-

Fachschriftenreihe im Verlag Technik und Handwerk

Dr. Helmut Quabeck

HQ-Profile

Diese Wölbklappen-Hochleistungsprofile wurden von Dr. Helmut Quabeck für den F3B-Einsatz entwickelt. Sie haben in der Praxis aber gezeigt, daß sie sich auch sehr gut für Groß-Segelflugmodelle und Elektroflug eignen. Die Broschüre beinhaltet die gezeichneten Profilstrecks aller Profile, die Koordinaten sowie praktische Tips zur Einsatzmöglichkeit.

72 Seiten, ca. 13 Abbildungen, Format DIN A4, Best.-Nr.: MTB 7, Preis: DM 18,-

Fragen Sie bei Ihrem Modellbau-Fachhändler nach diesen Büchern. Falls dort nicht erhältlich, bestellen Sie direkt gegen Verrechnungsscheck zuzüglich DM 3,- Versandkosten (auch bei mehreren Büchern).

NACA-Profile

Völlig überarbeitet und ergänzt von Dipl.-Ing. Martin Hepperle

FERIT
BALTACI

4. Auflage

Diese Ausgabe enthält Daten folgender Profile:

NACA-Profile 4er-Serie:

NACA 0006, NACA 0009, NACA 0012, NACA 0015, NACA 2406, NACA 2409, NACA 2412, NACA 2415, NACA 4406, NACA 4409, NACA 4412, NACA 4415, NACA 6406, NACA 6409, NACA 6412, NACA 6415

NACA-Profile 6er-Serie:

NACA 63₁-212, NACA 64₁-212, NACA 63₁-412, NACA 63A006, NACA 63A008, NACA 63A010, NACA 63₁-012, NACA 64₁A012, NACA 63₂A015, NACA 64₂-015

NASA-Profile:

GA(W)-1, GA(W)-2

NACA-Mittellinien 4er-Serie:

NACA 2400, NACA 4400, NACA 6400

NACA-Mittellinien 6er-Serie:

a=0.0, a=0.1, a=0.2, a=0.3, a=0.4, a=0.5, a=0.6, a=0.7, a=0.8, a=0.9, a=1.0

8/112



Ihr Partner für Modellbau-Fachliteratur

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



VERLAG FÜR TECHNIK UND HANDWERK GMBH

II
karte
gander/deli
13-12-94

Redaktion:
Rainer Heinze

CIP-Titelaufnahme der Deutschen Bibliothek

Hepperle, Martin:
NACA-Profilen . - 4. Aufl./völlig überarb. u. erg. von
Martin Hepperle. - Baden-Baden: Verlag für Technik
und Handwerk, 1990
(Modell-Technik-Berater; 3)
3. Aufl. u. d. T.: Thies, Werner: NACA-Profilen
ISBN 3-88180-103-0
NE: GT

ISBN 3-88180-103-0
© 1979
© 4. völlig überarbeitete und ergänzte Auflage 1990
by Verlag für Technik und Handwerk GmbH
Postfach 1128, 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.
Satz und Druck:
Peter Naber, Offsetdruckerei GmbH, 7571 Hügelshaus

Vorwort zur 4. Auflage

Diese Broschüre soll dem Modellflieger eine Auswahl von NACA-Profilen vorstellen, die für den praktischen Einsatz verwendbar sind. Es wurde versucht eine möglichst breite Auswahl anzubieten, so daß für jeden Anwendungsfall ein passendes Profil zu finden sein sollte.

Hierzu möchte ich anmerken, daß diese NACA-Profilen zwar für den Modellflug verwendbar sind, aber großenteils sicher nicht die allerbeste Wahl darstellen, wenn die Leistung der Flugmodelle optimal sein soll. - Es existieren viele neuere, speziell für den Modellflug entworfene Profile, die bessere Leistungen und einen breiteren Einsatzbereich bieten.

Es war nicht ganz einfach, diese Broschüre zusammenzustellen, da möglichst viele Modellflieger vom

“Sonntagsflieger” bis zum “Aerodynamik-Spezialisten” angesprochen werden sollten.

Während die “Experten” die Abschnitte über das Umrechnen und Zeichnen von Profilen getrost überspringen und sich auf Polaren und Geschwindigkeitsverteilungen stürzen dürfen, sollten die “Praktiker” aus den Anleitungen zum Umrechnen und Konstruieren von Profilen, aus den Profilplots und den Erläuterungen zu Einsatzmöglichkeiten der einzelnen Profile Nutzen ziehen.

Ich hoffe, daß mit dieser Broschüre ein annehmbarer Kompromiß zur Vermittlung von Grundlagenwissen und Experten-Informationen gelungen ist.

Stuttgart, 1990

Martin Hepperle

Inhalt

1. Einführung	4
2. Geometrie von Profilen	4
2.1 Profilkordinaten	4
2.2 Konstruktion gewölbter NACA-Profilen	4
2.3 Umrechnung von Profilkordinaten	5
2.4 Die erforderliche Baugenauigkeit	6
3. Aerodynamische Kennwerte	6
3.1 Profil-Beiwerte	6
3.2 Die Reynoldszahl	6
4. Berechnete Profilpolaren	7
4.1 Theorie als Windkanalersatz	7
4.2 Vergleich von Rechnung und Messung	9
5. NACA-Profilfamilien	11
5.1 NACA 4er-Serie	11
5.2 NACA 6er-Serie	12
5.3 NASA-Profilen	13
6. Literatur	13
7. Anhang	13
7.1 Bezeichnungen	13
7.2 Formeln zur Berechnung von NACA-Profilen der 4er-Serie	13
7.3 Begriffe	14
7.4 Geschwindigkeitsverteilungen	15
7.5 Polardiagramme	20
7.6 Koordinatentabellen	34
7.7 Profilplots	45

1. Einführung

Bereits zu Beginn der Entwicklung des Flugzeugs wurden die Querschnitte für die Profilierung der Tragflächen von einzelnen erfolgreichen Pionieren (stellvertretend seien hier nur Otto Lilienthal und die Gebrüder Wright genannt) nicht einfach nach Gefühl (wie bei vielen ihrer Kollegen) entworfen, sondern durch systematische Versuche entwickelt. In den 20er und 30er Jahren wurden Tragflügelprofile von Wissenschaftlern und Forschern im In- und Ausland entwickelt und in umfangreichen Windkanaluntersuchungen getestet. Während in Deutschland dabei viele Profile aus Göttingen mit der Kurzbezeichnung *Gö* bekannt wurden, war in den Vereinigten Staaten das National Advisory Committee for Aeronautics oder kurz NACA (heute NASA) sehr aktiv.

Dort wurden parallel zur Entwicklung von Rechenmethoden groß angelegte Reihen von Windkanalversuchen durchgeführt um durch eine systematische Variation der Profilgeometrie die gewünschten Eigenschaften zu erzielen. So entstanden in den 20er Jahren verschiedene Serien von NACA-Profilen, die auch heute noch im Großflugzeugbau verwendet werden [1],[2].

Nachdem bis in die 60er Jahre nahezu keine speziell für den Modellflug entwickelten Profile vorhanden waren, griffen viele Modellflieger auf die veröffentlichten Profildaten verschiedenster NACA-Profile zurück.

Inzwischen stehen zwar eine Vielzahl von speziell für den Einsatz im Segelflugmodell entwickelten Profilen zur Verfügung, die NACA-Profile sind aber auch heute noch bei Motorflugmodellen und als Leitwerksprofil in vielen Modellen im Einsatz. In dieser Broschüre sollen verschiedene, für den Modellflug geeignete NACA-Profilfamilien und Einzelprofile vorgestellt werden.

Das notwendige Material zur aerodynamischen Auslegung von Modellen soll dabei in Form von berechneten Profil-Kennwerten zur Verfügung gestellt werden. Für die Berechnungen wurde das bekannte Eppler'sche Analyseprogramm eingesetzt. Die hat den Vorteil, daß sich die Ergebnisse mit bereits veröffentlichten Profildaten der Eppler-Profile vergleichen lassen [6].

Die Original-Meßergebnisse der NACA-Profile (wie sie in den ersten Auflagen dieser Broschüre in Ermangelung besserer Datenquellen dargestellt

wurden) erscheinen für den Reynoldszahlbereich des Modellflugs nicht brauchbar.

Einige wenige Profile wurden inzwischen in geeigneten turbulenzarmen Windkanälen vermessen; ein Vergleich von Messung und Rechnung findet sich im Abschnitt 4.

2. Geometrie von Profilen

2.1 Profilkordinaten

Zur Darstellung der Profilgeometrie verwendet man ein Koordinatensystem bei dem die x-Achse waagrecht verläuft und die y-Achse senkrecht darauf steht (kartesisches System). Ein Punkt auf der Profilkontur wird durch die Angabe eines Koordinatenpaars (x/y) beschrieben. Um etwa den Punkt (10,5/3,2) zu finden muß man also in Richtung der x-Achse 10,5 Längeneinheiten (z.B. Millimeter) abtragen und dann in Richtung der y-Achse 3,2 Einheiten. Durch die Pfeile an den Enden der Achsen ist die positive Richtung markiert; negative Werte werden in der entgegengesetzten Richtung aufgetragen (Abb. 1).

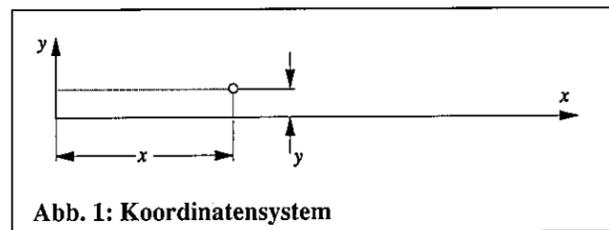


Abb. 1: Koordinatensystem

Um ein Profil ausreichend genau zu beschreiben werden in einer Koordinatentabelle möglichst viele Punkte durch (x/y) Wertepaare definiert. Für eine saubere Zeichnung sollten mindestens 50 Punkte angegeben sein, ansonsten kann die künstlerische Freiheit des Zeichners zu unerwünschten Formen führen.

2.2 Konstruktion gewölbter NACA-Profile

Alle gewölbten NACA-Profile können aus einer gewölbten Mittellinie und einem symmetrischen Profiltropfen konstruiert werden. Diese Konstruktion ist speziell bei den Profilen der 4er-Serie sinnvoll um Zwischengrößen zu entwerfen die in dieser

Broschüre nicht in Form von Koordinaten vorhanden sind.

Die Wölbungsverteilung ist im wesentlichen durch die Wölbungsrücklage x_f und die Wölbungshöhe f definiert, während die Dickenverteilung durch die Dickenrücklage x_d und die Profildicke d charakterisiert ist. In der Regel werden diese Werte auf die Profiltiefe bezogen und in Prozent angegeben.

Hierzu werden sowohl Koordinaten für die Skelettlinie als auch für die Dickenverteilung benötigt. Für den Einsatz im Modellflug erscheint es nur bei Profilen der 4er-Serie sinnvoll selbst "neue" Profile zu konstruieren, bei den anderen Profil-Serien besteht die Gefahr, später in der Praxis enttäuschende Ergebnisse zu erhalten. Daher sind im Anhang 7.6. hauptsächlich Mittellinien und Dickenverteilungen dieser Serie veröffentlicht (weitere Angaben finden sich in [2]).

Zunächst ist die Skelettlinie für die gewünschte Wölbung und Wölbungsrücklage zu berechnen oder aus einer Tabelle in Anhang zu entnehmen. Nach Umrechnung auf die gewünschte Profiltiefe wird diese Mittellinie aufgezeichnet (Abb. 2).

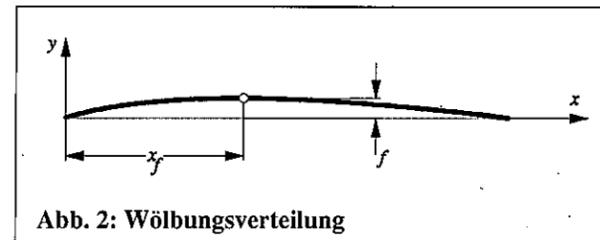


Abb. 2: Wölbungsverteilung

Nachdem die gewünschte Dickenverteilung (Abb.3) ebenfalls in die passende Größe umgerechnet wurde, kann diese auf der Skelettlinie aufgebaut werden.

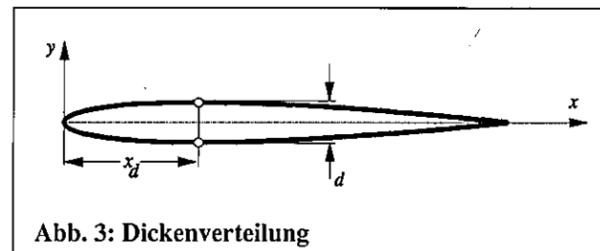


Abb. 3: Dickenverteilung

Wie in Abbildung 4 gezeigt wird, müssen dabei die y-Koordinaten des Profiltropfens nach oben und nach unten senkrecht zur Mittellinie aufgetragen werden. Dies ist insbesondere im Nasen und Endkantenbereich wichtig. Natürlich bietet sich für diese mühsame Aufgabe die Verwendung eines Computers an [5].

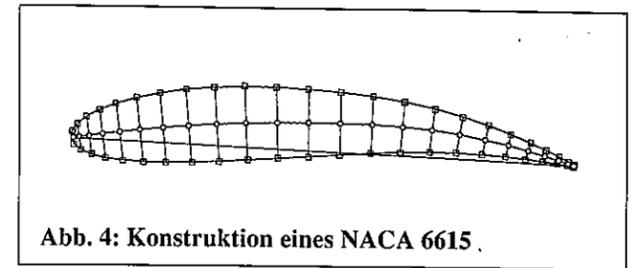


Abb. 4: Konstruktion eines NACA 6615

2.3 Umrechnen von Profilkordinaten

Obwohl im Anhang nicht nur Koordinatentabellen für alle hier vorgestellten NACA-Profile sondern auch Zeichnungen für verschiedene Profiltiefen abgebildet sind, ist es oft notwendig, ein Profil für eine spezielle Tiefe neu zu zeichnen. Hierzu müssen die abgedruckten Profilkordinaten auf die entsprechende Tiefe umgerechnet werden. Das ist bereits mit einem einfachen Taschenrechner ohne weiteres möglich. In dieser Broschüre sind alle Koordinaten für eine Profiltiefe von einem Millimeter angegeben.

Wird nun beispielsweise das Profil NACA 4412 für eine Profiltiefe von 120 Millimetern benötigt, so müssen alle Tabellenwerte einfach mit 120 multipliziert werden, so daß aus der Originaltiefe von 1 Millimeter die gewünschten 120 Millimeter entstehen.

Aus der Originaltabelle wird also eine neue Tabelle für die gewünschte Tiefe berechnet. Solch eine Aufgabe ist natürlich gut für einen Computer geeignet und sehr einfach zu programmieren.

Originalkoordinaten (1 mm Tiefe)			neue Koordinaten (120 mm Tiefe)		
N	X	Y	N	X	Y
0	1.0002	0.0013	0	120.02	0.15
1	0.9975	0.0020	1	119.70	0.24
2	0.9894	0.0042	2	118.73	0.50
3	0.9761	0.0078	3	117.13	0.94
4	0.9577	0.0127	4	114.92	1.52
5	0.9342	0.0187	5	112.11	2.24
...
55	0.9318	-0.0018	55	111.82	-0.21
56	0.9559	-0.0016	56	114.71	-0.19
57	0.9749	-0.0014	57	116.99	-0.17
58	0.9887	-0.0013	58	118.65	-0.16
59	0.9970	-0.0013	59	119.64	-0.15
60	0.9998	-0.0013	60	119.98	-0.15

Abb. 5: Umrechnung der Koordinatentabelle

Die so gewonnen Werte können nun leicht Punkt für Punkt in ein x-y-Koordinatensystem übertragen werden und anschließend mit Hilfe eines Kurvenlineals sauber miteinander verbunden werden.

2.4 Die erforderliche Baugenaugkeit

Wenn man die berechneten oder im Windkanal bestimmten Eigenschaften des Profils erreichen möchte, muß versucht werden, die Sollkontur möglichst exakt einzuhalten. Bei der Bauausführung sollte hauptsächlich darauf geachtet werden, daß die Kontur wellenfrei und ohne Knicke verläuft; gleichmäßig verteilte Abweichungen (zum Beispiel in der Profildicke) haben auf die Profileigenschaften nur relativ geringen Einfluß. Eine aufgedickte Endkante führt zu einer deutlichen Widerstandszunahme und sollte daher möglichst vermieden werden; Werte von 0,5 Millimetern lassen sich bei Kunststoffbauweise erreichen (dann werden Sie aber in der Regel auch modernere Profile einzusetzen). Im Bereich der Profilnase (etwa die ersten 10 Prozent der Tiefe) sollte man die Kontur mit Hilfe von Negativschablonen kontrollieren; eine Zuspitzung im Nasenbereich ist kein geeignetes Mittel um den Profilwiderstand zu verringern.

3. Aerodynamische Kennwerte

3.1 Profil-Beiwerte

Wird ein Tragflügel durch die Luft bewegt (oder in einem Windkanal angeblasen) so entstehen natürlich Kräfte und Momente an ihm. Senkrecht zur Anströmrichtung kann eine Auftriebskraft gemessen werden, während in Strömungsrichtung eine Widerstandskraft erzeugt wird. Außerdem entsteht in der Regel ein Drehmoment um den Aufhängepunkt, der sich üblicherweise in 25 Prozent der Profiltiefe (t/4-Punkt) befindet.

In der Aerodynamik ist es üblich anstelle dieser Kräfte und Momente dimensionslose Kennzahlen zu verwenden. Diese Kennzahlen erlauben es später sehr leicht die wahren Werte für Flügel beliebiger Größe zu bestimmen.

An Stelle des Auftriebs tritt daher der Auftriebsbeiwert; auch Widerstand und Moment werden durch entsprechende Beiwerte ersetzt:

$$\begin{aligned} \text{Auftriebsbeiwert} \quad c_a &= A/(\rho/2 \cdot v^2 \cdot S) \\ \text{Widerstandsbeiwert} \quad c_w &= W/(\rho/2 \cdot v^2 \cdot S) \\ \text{Momentenbeiwert} \quad c_m &= M/(\rho/2 \cdot v^2 \cdot t \cdot S) \end{aligned}$$

Wie man aus diesen Beiwerten die Flugleistungen eines Modells bestimmen kann, soll hier nicht näher erläutert werden, Hinweise finden sich u.a. in [6].

3.2 Die Reynoldszahl

Im weiteren Verlauf dieser Broschüre wird immer wieder der Begriff 'Reynoldszahl' oder kurz 'Re-Zahl' auftauchen. Hier soll nur kurz erklärt werden worum es sich dabei handelt und welche Konsequenzen diese Zahl auf die Profil-Eigenschaften hat.

Die Re-Zahl ist eine sogenannte Ähnlichkeits-Kennzahl in der Strömungsmechanik; wenn zwei verschiedene Strömungen die gleiche Reynoldszahl aufweisen, so sind die Strömungen einander ähnlich. Für die Eigenschaften von Profilen bedeutet dies, daß ein Profil immer die gleichen Kennwerte erzielt, wenn die gleiche Re-Zahl erreicht wird. Die gleiche Reynoldszahl läßt sich auf verschiedene Art erzeugen, wie die unten folgende Gleichung zeigt.

Für unsere Zwecke läßt sich die Reynoldszahl genau genug durch die folgende, vereinfachte Formel beschreiben:

$$Re = v \cdot t \cdot 70'000$$

Die Re-Zahl enthält also im wesentlichen das Produkt aus Fluggeschwindigkeit und Flügeltiefe. Beispielsweise läßt sich daher dieselbe Re-Zahl sowohl bei einer Profiltiefe von 200 mm und einer Fluggeschwindigkeit von 10 m/s als auch bei einer Tiefe von 100 mm und einer Geschwindigkeit von 20 m/s erreichen (jeweils $Re = 140'000$).

Die Reynoldszahl hat ganz entscheidenden Einfluß auf die Profileigenschaften, hier besonders auf den Widerstandsbeiwert: mit abnehmender Re-Zahl nimmt der Beiwert drastisch zu. Außerdem kann bei geringen Reynoldszahlen eine laminare Ablöseblase auftreten, die den Profilwiderstand vervielfacht.

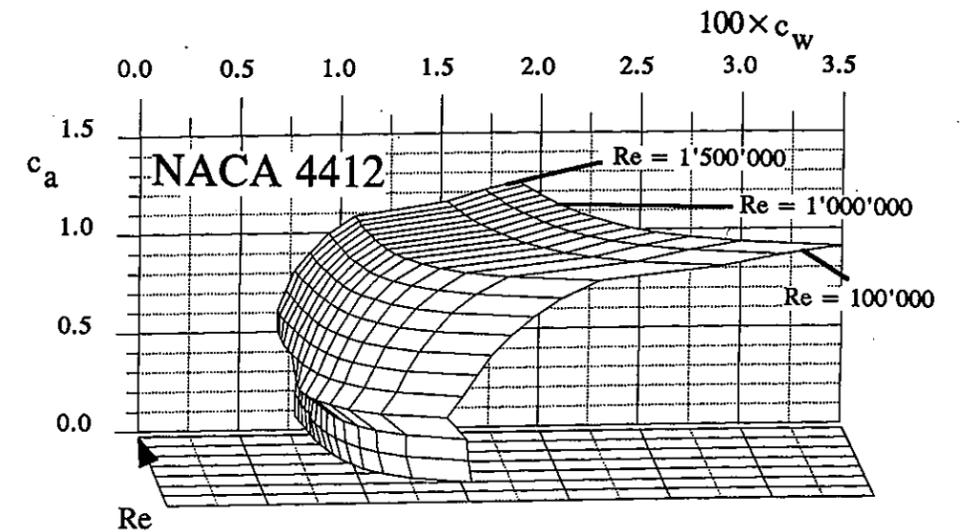


Abb. 6: Widerstandsbeiwert über der Re-Zahl

In Abbildung 6 ist für das Profil NACA 4412 der Verlauf des Widerstandsbeiwerts über dem Auftriebsbeiwert und über der Reynoldszahl in drei Dimensionen aufgetragen. Man erkennt sehr schön die Widerstandsabnahme mit Erhöhung der Re-Zahl und die stark zunehmenden Widerstandsbeiwerte bei geringen Reynoldszahlen. Für alle hier vorgestellten NACA-Profile sollte im normalen Einsatzbereich eine Reynoldszahl von 200'000 nach Möglichkeit nicht unterschritten werden um gute Leistungen zu erzielen und laminare Ablöseblasen zu vermeiden. Für die Verwendung bei geringeren Reynoldszahlen (z.B. Freiflug oder bei manchen Segelflugmodellen) sollte man möglichst dünne NACA-Profile benutzen, wenn kein geeignetes, moderneres Profil zur Verfügung steht.

4. Berechnete Profilpolaren

4.1 Theorie als Windkanalersatz

Heute können verschiedene Verfahren eingesetzt werden, um Profilpolaren ohne Verwendung eines Windkanals zu erhalten. Die hier verwendete Methode von Prof. Eppler hat sich inzwischen recht gut im Reynoldszahlbereich zwischen 200'000 und 1'000'000 bewährt und liefert bei der Analyse von Profilen alle notwendigen Informationen.

Zunächst wird für jeden interessierenden Anstellwinkel aus der Profilgeometrie die Geschwindigkeitsverteilung berechnet. Diese Verteilung läßt sich wie in Abbildung 7 graphisch darstellen. Dieses Diagramm zeigt über der x-Koordinate aufgetragen die örtliche Strömungsgeschwindigkeit direkt auf der Profilloberfläche (ohne Reibungseinflüsse). Zwei Kurven zeigen den Geschwindigkeitsverlauf entlang der Kontur jeweils für die Ober- und die Unterseite des Profils. Wenn man in dasselbe Diagramm diese Verteilungen für verschiedene Anstellwinkel zeichnet, erhält man Darstellungen wie sie im Anhang 7.4 dargestellt sind. Aus einer solchen Geschwindigkeitsverteilung kann der Fachmann bereits Rückschlüsse auf die Einsatzmöglichkeiten des Profils ziehen; auch lassen

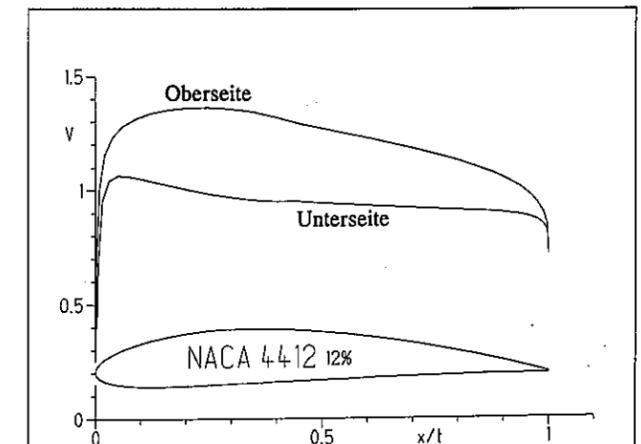
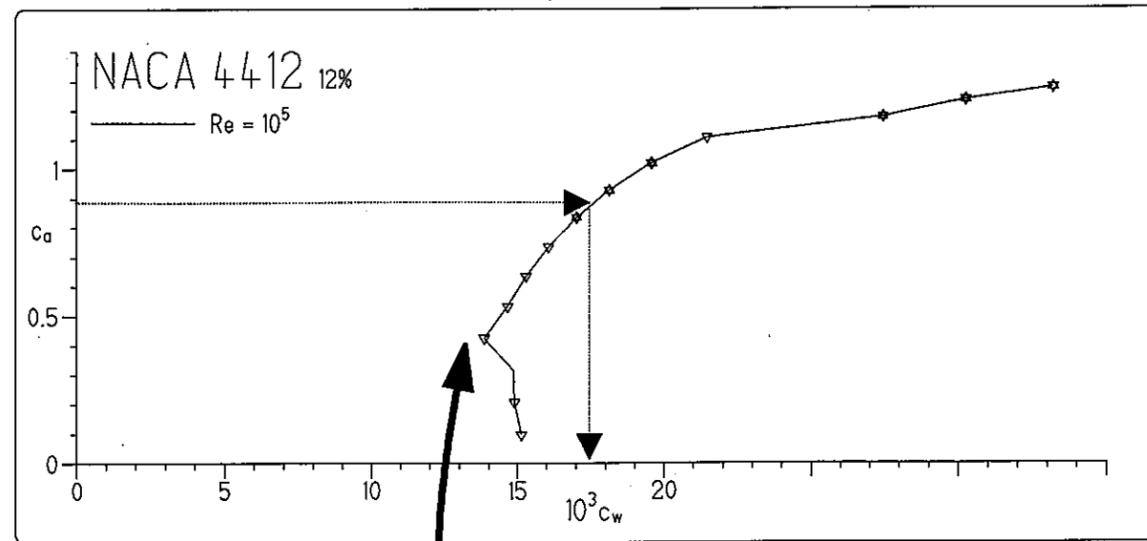
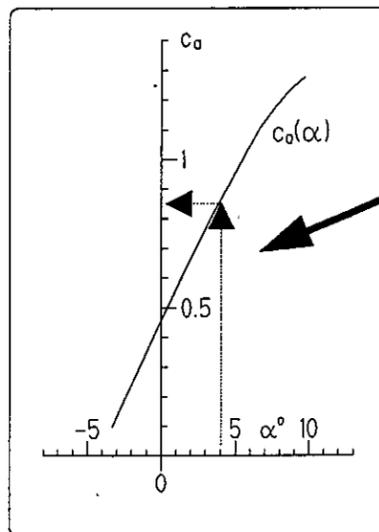
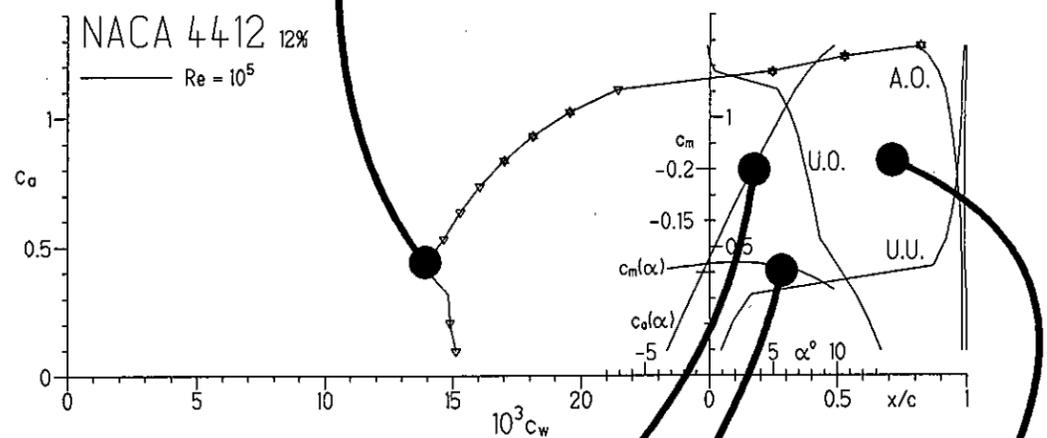


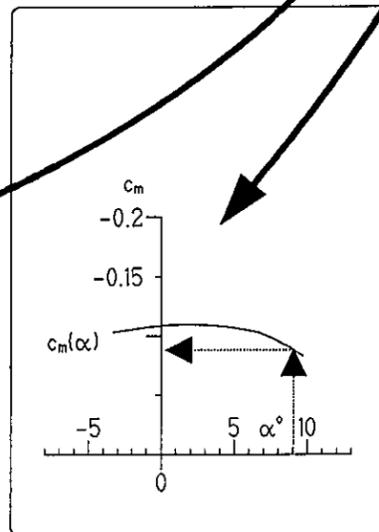
Abb. 7: Geschwindigkeitsverteilung des NACA 4412



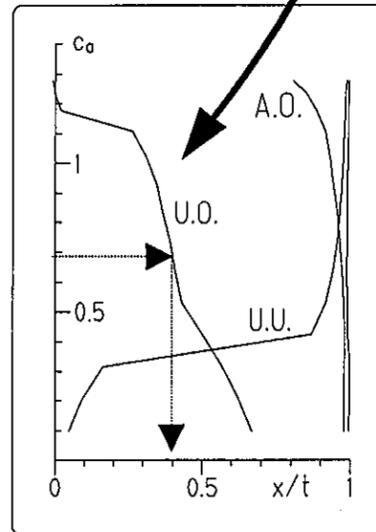
Widerstandspolare



Auftriebspolare



Momentenpolare



Grenzschicht-Umschlag
Grenzschicht-Ablösung

Abb. 8: Das kombinierte Polardiagramm

sich Auftriebs- und Momentenbeiwert bereits recht gut angeben. Um zu verwendbaren Resultaten zu gelangen muß aber der Reibungseinfluß in der Strömungsschicht an der Oberfläche des Profils (Grenzschicht) berücksichtigt werden.

Hierzu werden die Daten der Geschwindigkeitsverteilung für eine aufwendige Berechnung der Grenzschicht verwendet, die dann den Widerstandsbeiwert für jeden vorgegebenen Anstellwinkel liefert. Nach dieser Berechnung stehen Auftriebs-, Momenten- und Widerstandsbeiwert sowie Informationen über die Lage von Grenzschicht-Umschlag (laminar nach turbulent) und -Ablösung zur Verfügung.

Alle diese Angaben werden zusammen in einem sehr kompakten Diagramm dargestellt (Abb. 8).

Dieses Diagramm enthält in seinem linken Teil die Widerstandspolare. Im rechten Drittel sind die Auftriebs- und die Momentenpolare über dem Anstellwinkel dargestellt.

Außerdem finden sich dort Linien die die Lage des Grenzschicht-Umschlags und der Grenzschicht-Ablösung über der x-Koordinate aufgetragen.

In der Widerstandspolare können kleine Dreiecke auftreten, die vor einer eventuell vorhandenen laminaren Ablöseblase warnen. Da das Programm eine solche widerstandserhöhende Blase nicht mit absoluter Gewißheit vorhersagen kann, sollte man diese Warnungen folgendermaßen interpretieren:

Wenn z.B. Blasenwarnungen für die Oberseite angegeben werden (Dreieck mit Spitze nach oben) und der Umschlagpunkt (U.O.) vor etwa 60 bis 70 Prozent der Profiltiefe liegt, dann ist mit großer Wahrscheinlichkeit ein deutlicher Einfluß der Ablöseblase zu erwarten. Der Widerstand wird in diesem Punkt stark zunehmen. Die entsprechende Regel gilt natürlich auch für die Profilunterseite. Wenn also in Abb. 8 Blasenwarnungen für Ober- und Unterseite des NACA 4412 bei Auftriebsbeiwerten um 0.9 angegeben werden, so kann man vermuten, daß wegen der weit vorne liegenden Umschlaglinie der Oberseite (U.O.) eine vor 30 % der Tiefe liegende Ablöseblase zu erwarten ist.

Die Blasenwarnung für die Unterseite (U.U.) ist vermutlich harmlos, da dort die Umschlaglinie wesentlich weiter hinten liegt.

Der maximale Auftriebsbeiwert ist in der Regel dann erreicht, wenn die Umschlag auf der Oberseite bereits direkt an der Nase liegt und der Ablösepunkt der Grenzschicht vor etwa 90 Prozent der

Tiefe gewandert ist. Dies ist besonders schön bei den etwas dickeren Profilen der 4er-Serie zu sehen.

4.2 Vergleich von Rechnung und Messung

Nachdem im Anhang 7.5 nur berechnete Polardiagramme gezeigt werden, soll hier an Beispielen gezeigt werden, wie sich die berechneten Ergebnisse im Vergleich zu experimentell bestimmten Werten verhalten. Dabei werden nur zwei typische Fälle herausgegriffen:

NACA 2.5411

Dieses Profil, dessen geometrische Daten etwas aus der üblichen Staffelung fallen, weist eine Wölbung von 2.5 % bei einer Wölbungsrücklage von 40 % auf. Die Profildicke beträgt 11 %. Das Profil wurde an der PennState University in den USA im Rahmen einer umfangreichen Meßreihe sehr sorgfältig vermessen und in [3] veröffentlicht. In den Abbildungen 9 bis 11 sind die Polaren für drei Reynoldszahlen jeweils für die Rechnung und die Messung dargestellt.

Insgesamt kann eine sehr gute Übereinstimmung festgestellt werden. Im oberen Teil der Widerstandspolaren zeigt das Rechenergebnis Blasenwarnungen für Ober- und Unterseite an. Da im rechten Diagrammteil die Lage des Umschlagpunkts nahe der Nase angegeben wird, ist auf der Oberseite sicherlich eine größere, weit vorne liegende Ablöseblase zu erwarten, so daß sich dort in der Messung eine starke Widerstandszunahme ergibt. Der maximale Auftriebsbeiwert wird von der Rechnung ebenfalls ausreichend genau wiedergegeben; die Messung bei $Re = 3.03 \times 10^5$ wurde leider bereits bei einem Auftriebsbeiwert von 0.7 beendet.

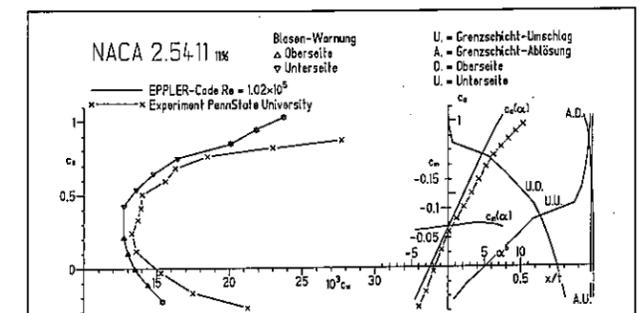


Abb. 9: Ergebnisse NACA 2.5411 bei $Re = 1.02 \times 10^5$

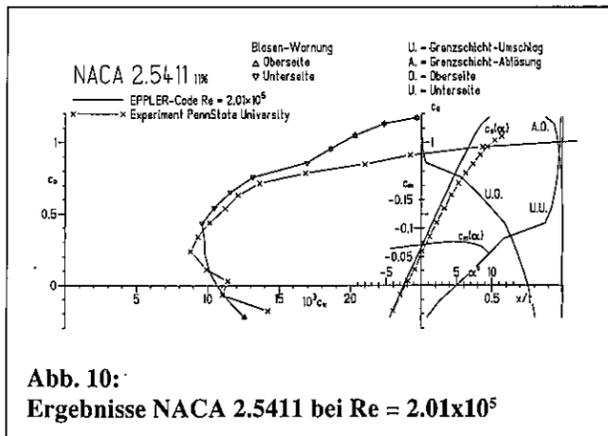


Abb. 10:
Ergebnisse NACA 2.5411 bei $Re = 2.01 \times 10^5$

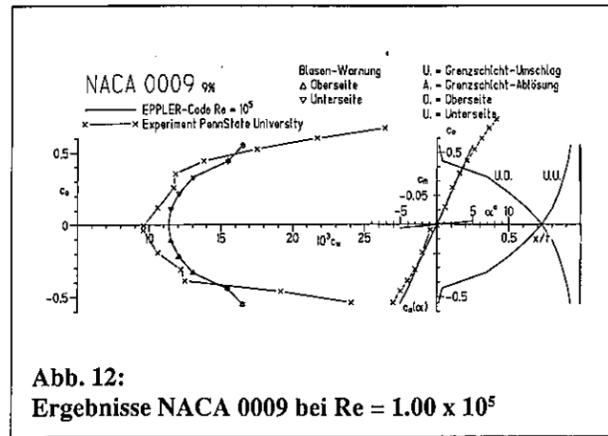


Abb. 12:
Ergebnisse NACA 0009 bei $Re = 1.00 \times 10^5$

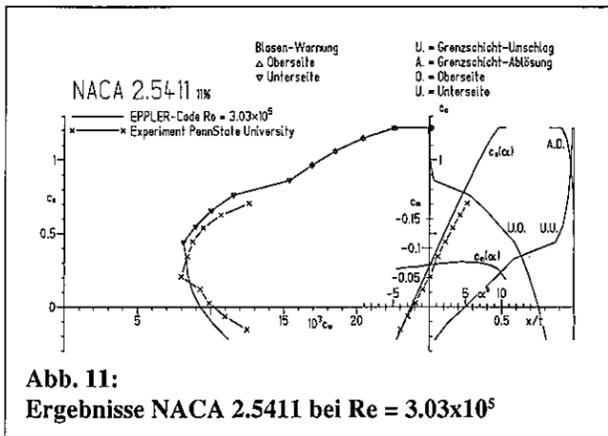


Abb. 11:
Ergebnisse NACA 2.5411 bei $Re = 3.03 \times 10^5$

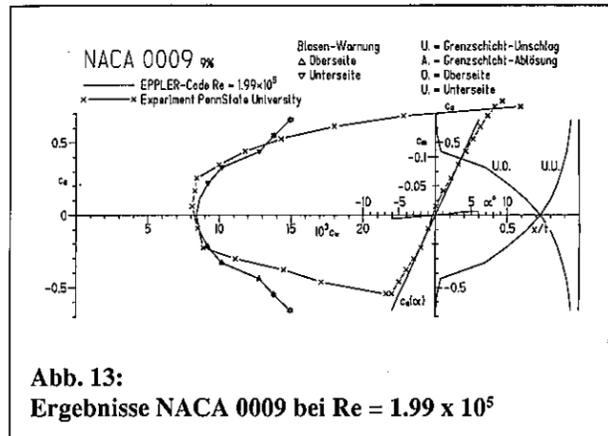


Abb. 13:
Ergebnisse NACA 0009 bei $Re = 1.99 \times 10^5$

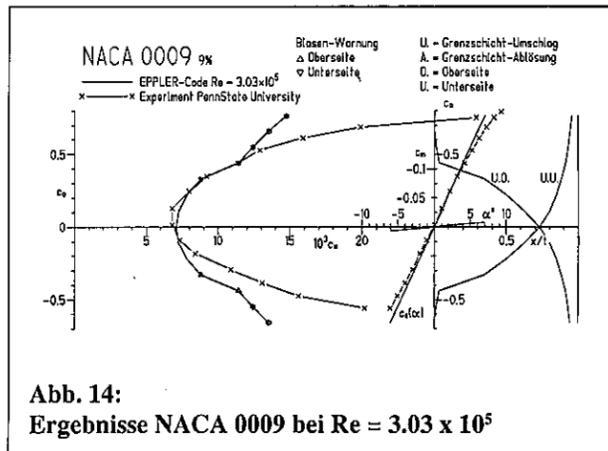


Abb. 14:
Ergebnisse NACA 0009 bei $Re = 3.03 \times 10^5$

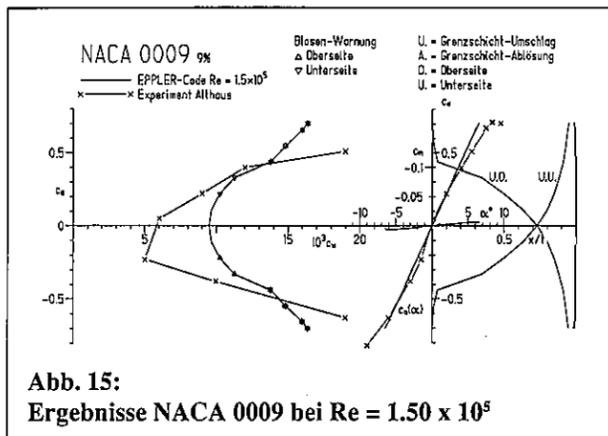


Abb. 15:
Ergebnisse NACA 0009 bei $Re = 1.50 \times 10^5$

NACA 0009

Dieses Profil wurde sowohl an der PennState University als auch im Modellwindkanal an der Universität Stuttgart vermessen [4]. Während aus den USA Meßergebnisse für Reynoldszahlen von 100'000, 199'000 und 302'000 vorliegen, wurden in Stuttgart Messungen bei wesentlich niedrigeren Reynoldszahlen durchgeführt. Da die Ergebnisse des für dieses Buch eingesetzten Rechenverfahrens aber erst ab Reynoldszahlen von 100'000 aufwärts sinnvoll zu verwenden sind, ziehen wir die Stuttgarter Messung bei $Re = 150'000$ heran. In den Abb. 12 bis 14 sind die Rechenergebnisse zusammen mit den Messungen aus den USA dargestellt, während Abb. 15 den Vergleich mit den Werten aus den Stuttgarter Windkanal zeigt. Auch hier kann man eine gute Übereinstimmung finden. In den Randbereichen der Polare treten wieder Blasenwarnungen bei gleichzeitig sehr kurzer laminarer Laufstrecke auf, so daß auch die Rechenergebnisse hier auf die in der Messung beobachtete Widerstandserhöhung hinweisen.

5. NACA-Profilfamilien

5.1 NACA 4er-Serie

Alle Profile dieser Serie tragen eine Kennzeichnung bestehend aus vier Ziffern, die wichtige geometrische Daten der Profile angeben. Diese Profile wurden bereits im Jahr 1932 veröffentlicht. Sie werden, wie in Kapitel 2 beschrieben, aus einer Wölbungsverteilung (Skelettlinie) und einer Dickenverteilung (Profiltröpfen) konstruiert, wobei die Form der Dickenverteilung in Anlehnung an die Profile Gö 398 und Clark Y gebildet wurde. Die Form von Skelettlinie und Wölbungsverteilung wird durch mathematische Formeln bestimmt, die im Anhang 7.2 aufgeführt sind; ein BASIC-Programm zur Berechnung beliebiger Profile der NACA-4er-Serie ist in [5] enthalten.

Einsatzmöglichkeiten:

Alle Profile dieser Serie sind aufgrund ihrer Form recht gut für den Einsatz im Modellflug geeignet. Gemeinsames Merkmal ist ein weiches Überziehverhalten und für die Profile mit weniger als 12 % Dicke die Einsatzmöglichkeit bereits ab Reynoldszahlen von 100'000. Symmetrische Profile wie das NACA 0009 eignen sich gut als Leitwerksprofil mit geringem Profilwiderstand, schwach gewölbte Profile wie das NACA 2412 können für Segel-Kunstflugmodelle oder für Motormodelle wie Trainer oder vorbildähnliche Modelle Verwendung finden. Die stärker gewölbten Profile wie das 4412 können in etwas langsamer fliegenden Motormodellen oder Motorseglern zum Einsatz kommen. Profile großer Wölbung wie das NACA 6409 wurden früher häufig in Segelflugmodellen eingesetzt, - inzwischen sind für diesen Zweck allerdings eine Vielzahl neuerer Profile mit besseren Leistungen verfügbar (beispielsweise die Eppler-Profile). Interessant ist die Variation der Wölbungsrücklage bei diesen Profilen mit einer Wölbung von 6 Prozent: Profile mit weit vorne liegender Wölbung (63xx) sind nicht empfehlenswert, das Auftreten laminarer Ablöseblasen ist selbst noch bei Reynoldszahlen von 200'000 zu befürchten. Wird die Wölbung auf 40 Prozent zurückverlegt (64xx), zeigt sich eine deutliche Verbesserung im Widerstand und eine geringere Wahrscheinlichkeit für

das auftreten laminarer Ablöseblasen auf der Oberseite. Erhöht man die Wölbungsrücklage noch weiter auf 50 Prozent der Profiltiefe (65xx), so erscheinen die Profile durchaus brauchbar und auch bei niedrigen Reynoldszahlen bis hinunter zu 100'000 einsetzbar. Dabei ist eine harmlose Ablöseblase im hinteren Teil der Profilunterseite zu erwarten. In dieser Broschüre sind lediglich Profile mit 40 % Wölbungsrücklage veröffentlicht, da diese für den universellen Einsatz am besten geeignet erscheinen.

Profilgeometrie:

Die Dickenrücklage beträgt bei allen Profilen dieser Reihe 30 % der Profiltiefe.

Die Wölbungsverteilung wird durch zwei Parabelbögen gebildet, die sich an der Stelle der größten Wölbung mit waagrechter Tangente schneiden (Abb. 16).

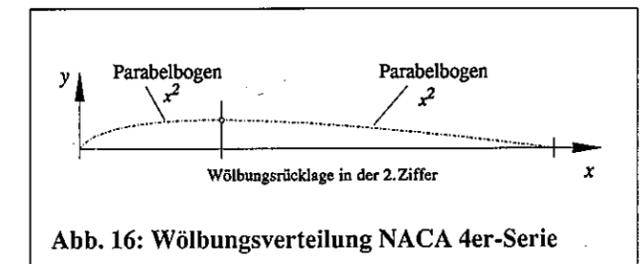


Abb. 16: Wölbungsverteilung NACA 4er-Serie

Die Wölbungsrücklage ist frei wählbar, sinnvolle Werte liegen zwischen 20 % und 40 % der Tiefe.

Profilbezeichnung:

Die Bezeichnung der Profile ist folgendermaßen aufgebaut:

1. Ziffer: größte Wölbung in Prozent der Tiefe
2. Ziffer: Wölbungsrücklage in 1/10 der Tiefe
3. und 4. Ziffer: Profildicke in Prozent der Tiefe

Beispiel:	NACA 2415
	2 % Wölbung
	40 % Wölbungsrücklage
	15 % Dicke

5.2 NACA 6er-Serie

Die Profile dieser Serie wurden nach Versuchen mit sogenannten Laminarprofilen entwickelt. Im Gegensatz zu den Profilen der 4er- und 5er-Reihe wurden hier theoretische Berechnungsmethoden eingesetzt, die nicht auf einer einfachen Formel für die Geometrie aufbauen, sondern Eigenschaften der Grenzschichtströmung berücksichtigen.

Der grundsätzliche Aufbau der Profile aus einer Skelettlinie und einem Profiltropfen blieb allerdings erhalten.

Einsatzmöglichkeiten:

Die Profile der 6er Serie mit sehr weit hinten liegender Dicke sind für den Einsatz im Modellflug nicht zu empfehlen; die Profile mit Wölbungs- und Dickenrücklagen von 30 und 40 Prozent sind zwar für uns recht gut verwendbar, zeigen aber in der Regel keine überragenden Leistungen im Vergleich zu den Profilen der 4er-Reihe. Alle Profile weisen in ihrer Widerstandspolare die ausgeprägte Laminardelle mit geringem Widerstandsbeiwert auf; sobald allerdings dieser Bereich verlassen wird, tritt eine drastische Widerstandszunahme auf. Vergleicht man die Polaren mit den Daten der 4er-Serie, stellt man fest, daß diese eigentlich nahezu den gleichen Widerstandsbeiwert erzielen und nicht die negative Auswirkung einer ausgeprägten Laminardelle zeigen (bei den wesentlich höheren Reynoldszahlen im Großflugzeugbau fällt der Vergleich allerdings anders aus).

Ob der etwas bessere Widerstandsbeiwert am Rande der Laminardelle in der Praxis erfliegbar (bzw. erbaubar) ist sei dahingestellt. Viele moderne Profile für den Modellflug erzielen die gleichen oder bessere Minimalwiderstände und weisen dabei einen breiteren Einsatzbereich und höhere Maximalauftriebe auf.

Die symmetrischen Profile 63A006 und 63A008 sind nicht besonders gut für den Modellflug geeignet, es empfiehlt sich entsprechende Profile der 4er-Serie zu verwenden.

Profile der Reihe 63-xxx wie 631-212 oder 631-412 können sowohl in Segelflugmodellen (z.B. Hangflug) und in Motormodellen eingesetzt werden. Diese Profile eignen sich auch gut zum Einsatz mit Wölbklappen von etwa 25 bis 30 % Tiefe.

Wegen des etwas härteren Abreißverhaltens der

Profile mit 40 und 50 % Rücklage der Dicke werden symmetrische Profile wie das 64A012 und 64A015 in Kunstflugmodellen eingesetzt; allerdings hat die Flügelgeometrie auf das Überziehverhalten eines Modells einen größeren Einfluß als die Profilierung.

Profilgeometrie:

Die Dickenrücklage kann bei diesen Profilen zwischen 30 % und 60 % der Profiltiefe betragen. Die Dickenverteilungen sind nicht exakt durch Skalierung eines beliebigen Grundprofils zu erzeugen; falls spezielle Profildicken benötigt werden, ist der nächstliegende Profiltropfen zu wählen und entsprechend aufzudicken bzw. zu verdünnen.

Als Skelettlinien stehen verschiedene Typen zur Verfügung, deren Wölbungsrücklage zwischen 30 % und 50 % der Tiefe liegt. Für den Einsatz im Modellflug kommen in erster Linie die im Anhang 7.6 aufgeführten Skelettlinien $a = 0$ bis $a = 0.5$ in Frage, wenn eine größere Profیلwölbung als 2 % gewählt wird. Die Skelettlinie $a = 1.0$ ist genau symmetrisch zu $x = 0.5$.

Profilbezeichnung (vereinfacht):

Die Bezeichnung der Profile ist folgendermaßen aufgebaut:

1. Ziffer: Die Ziffer 6 als Serienkennzeichen
2. Ziffer: Rücklage des Geschwindigkeitsmaximums am Profiltropfen in 1/10 der Tiefe
3. Ziffer: tiefgestellt, gibt die halbe Breite der Laminardelle in 1/10 c_a an
4. Ziffer: Entwurfs-Auftriebsbeiwert in 1/10
5. und
6. Ziffer: Profildicke in Prozent der Tiefe

Anmerkung:

Die Rücklage des Geschwindigkeitsmaximums des Profiltropfens entspricht etwa der Lage der maximalen Dicke des Tropfens.

Manche Profile wurden später modifiziert wobei der Bindestrich durch den Großbuchstaben 'A' ersetzt wurde (z.B. 63A210). Wenn die halbe Breite der Laminardelle kleiner als 0.1 ist, entfällt die tiefgestellte, dritte Ziffer.

Beispiel:

NACA 64 ₂ -210	
6	als Serienkennzeichen
40%	Rücklage des Geschwindigkeitsmaximums
2	weist auf eine Laminardellenbreite von $2 \cdot 0.2 = 0.4$ hin
0.2	ist der Auftriebsbeiwert für den das Profil entworfen wurde
10%	Dicke

Aus dem Entwurfs-Auftriebsbeiwert von 0.2 und der Breite der Laminardelle von ± 0.2 ergibt sich ein c_a -Bereich der Delle von $c_a = 0.0$ bis $c_a = 0.4$. Wenn eine andere Mittellinie als $a=1.0$ verwendet wurde, so wird diese zusätzlich angegeben.

5.3 NASA-Profile

Bis heute wurden von der NASA viele weitere Profile für spezielle Zwecke entwickelt. Die systematische Entwicklung von allgemein anwendbaren Profilmfamilien ist aber durch die heutigen Entwurfmethoden nicht mehr sinnvoll; es ist heute üblich für jeden Anwendungsfall ein neues, speziell angepaßtes Profil zu entwickeln, das dann meist auch kommerziell vermarktet wird. Bedingt durch diese Faktoren werden heute weit weniger Profile veröffentlicht, als dies z.B. in den 30er bis 50er Jahren der Fall war.

Hier sollen nur zwei bekannte NASA-Profile angegeben werden, die in erster Linie für die Erbauer von vorbildgetreuen Modellen interessant sein könnten. Beide Profile entstammen einer Serie von Profilen für Anwendungen in der Allgemeinen Luftfahrt (General Aviation). Diese Profile mit den Bezeichnungen GA(W)-1 und GA(W)-2 können für den normalen Modellflugeinsatz bei Reynoldszahlen über 200'000 verwendet werden.

6. Literatur

- [1] E.N. Jacobs, K.E. Ward and R.M. Pinkerton: "The Characteristics of 78 Related Airfoil Sections from Tests in the Variable-Density Wind Tunnel", NACA R. 460, 1932
- [2] I.H. Abbott and A.E. Doenhoff: "Theory of Wing Sections", Dover Publications Inc., 1959
- [3] M. Selig, J. Donovan and D. Fraser: "Airfoils at Low Speeds", Soartech 8, Herk Stokesley, Virginia Beach, 1989
- [4] D. Althaus: "Profilpolaren für den Modellflug", Neckar-Verlag, Villingen-Schwenningen, 1980
- [5] M. Hepperle: "Die Profile der NACA-4er-Serie", FMT Kolleg 1-1988
- [6] W. Thies, M. Hepperle: "Eppler Profile", 10. Auflage, Verlag für Technik und Handwerk, Baden-Baden, 1986

7. Anhang

7.1 Bezeichnungen

A	Auftriebskraft	N
W	Widerstandskraft	N
M	Moment	Nm
S	Flügelfläche	m ²
t	Profiltiefe	m
v	Fluggeschwindigkeit	m/s
ρ	Luftdichte	kg/m ³
Re	Reynoldszahl	-
c_a	Auftriebsbeiwert	-
c_w	Widerstandsbeiwert	-
c_m	Momentenbeiwert	-
f	größte Wölbung	m
x_f	Wölbungsrücklage	m

7.2 Formeln zur Berechnung von NACA-Profilen der 4er-Serie

Dickenverteilung:

$$y_t = \pm (0.29690 \sqrt{x} - 0.12600 \cdot x - 0.35160 \cdot x^2 + 0.28430 \cdot x^3 - 0.10150 \cdot x^4) \cdot t / 0.2$$

Wölbungsverteilung:

Bereich vor der größten Wölbung:

$$y_c = (2 \cdot x_f \cdot x - x^2) \cdot f / x_f^2$$

Bereich hinter der Stelle der größten Wölbung:

$$y_c = ((1 - 2 \cdot x_p) + 2 \cdot x_f \cdot x - x^2) \cdot f / (1 - x_f)^2$$

7.3 Begriffe

Abszisse

waagrecht liegende Achse des Koordinatensystems (*x-Achse*)

Blasenwarnung

Warnung des Eppler-Programms vor einer möglichen laminaren Ablöseblase mit starkem Zusatzwiderstand, in der Regel von Bedeutung, wenn der Umschlagpunkt auf der betreffenden Profilseite vor 60 bis 70 Prozent der Tiefe liegt

Dickenrücklage

x-Position der maximalen Dicke eines Profils

Dickenverteilung

Verteilung der Dicke eines Profils über der x-Achse (*Profiltropfen*)

Experte

Sein Modell hebt nie vom Boden ab, er kann aber theoretisch perfekt fliegen

Laminardelle

Bereich der Widerstandspolare mit sehr niedrigem Widerstand, außerhalb dieses Bereichs wesentlich höherer Profilwiderstand

Laminarprofil

Begriff aus dem Großflugzeugbau zur Kennzeichnung von Profilen mit besonders langen laminaren Laufstrecken; im Modellflug können alle Profile als Laminarprofile betrachtet werden, solange kein Turbulator verwendet wird

Ordinate

senkrecht liegende Achse des Koordinatensystems (*y-Achse*)

Praktiker

Sein Modell kann theoretisch gar nicht fliegen, weiß es aber nicht und fliegt deshalb trotzdem

Profiltropfen

Verteilung der Dicke eines Profils über der x-Achse (*Wölbungsverteilung*)

Skelettlinie

Senkrecht zu dieser Linie wird der Profiltropfen eines Profil aufgebaut (*Wölbungsverteilung*)

Turbulator

Hilfsmittel um den Umschlag der laminaren Grenzschicht in den turbulenten Zustand zu erzwingen. Wird eingesetzt um laminare Ablöseblasen zu vermeiden.

Wölbungsrücklage

x-Position der maximalen Wölbung eines Profils

Wölbungsverteilung

Verteilung der Wölbung eines Profils über der x-Achse (*Skelettlinie*)

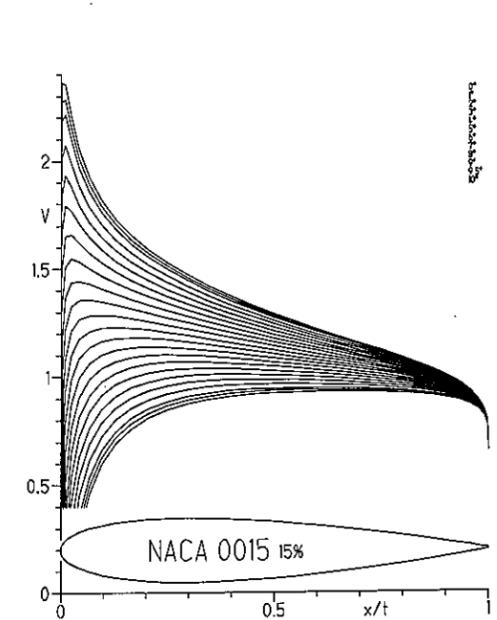
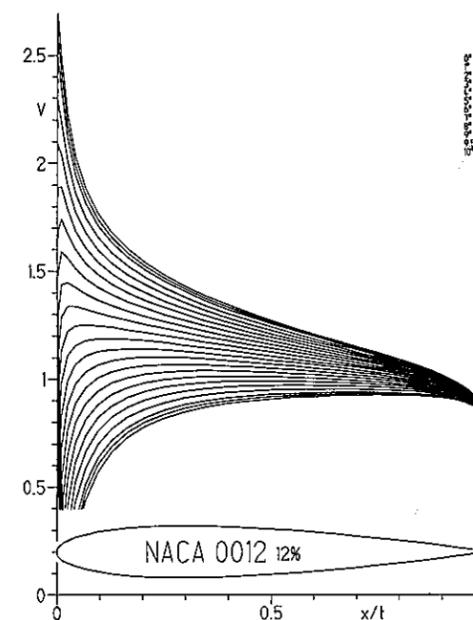
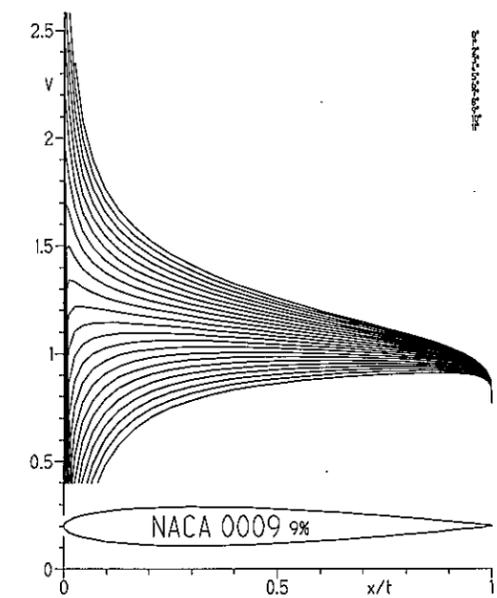
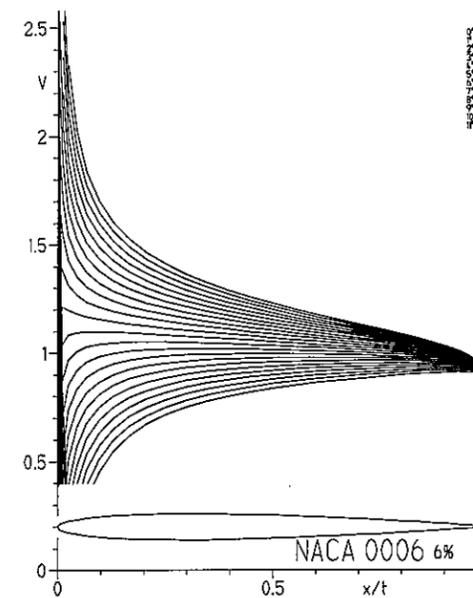
x-Achse

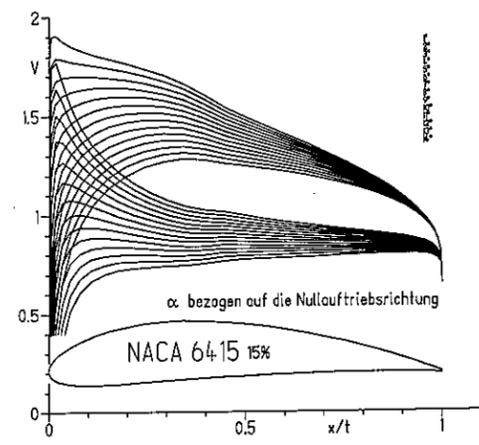
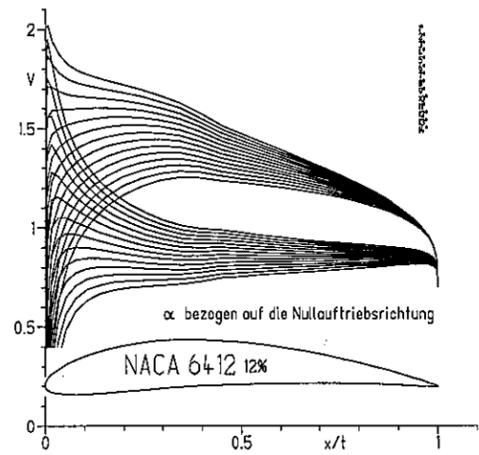
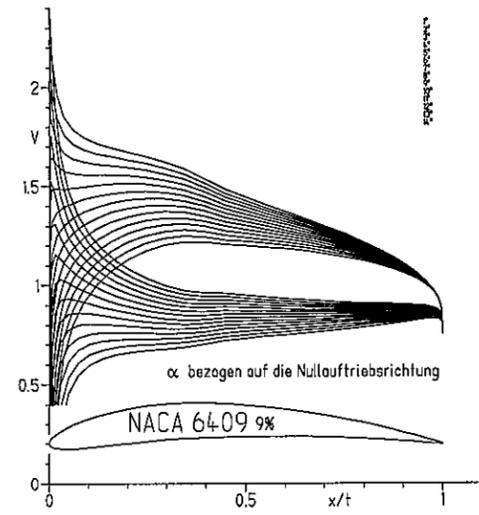
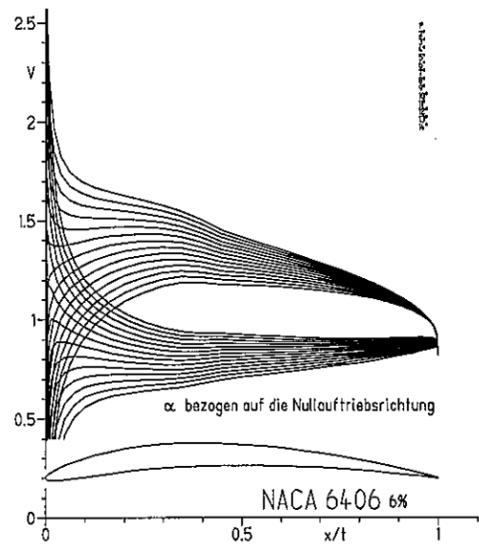
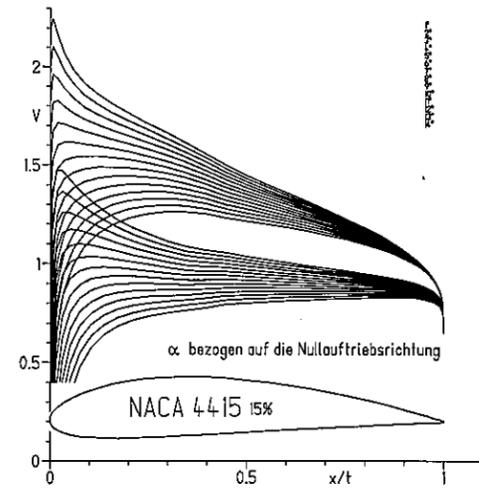
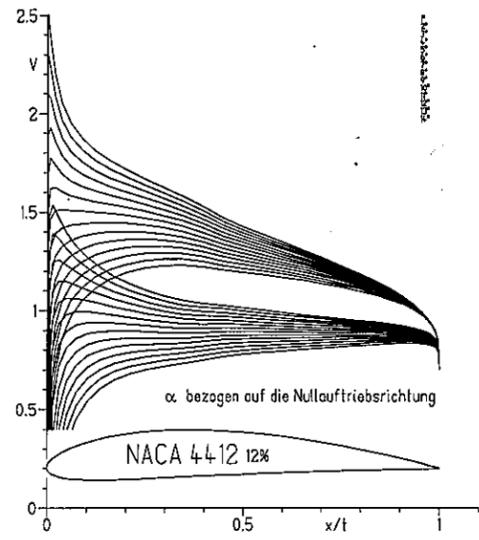
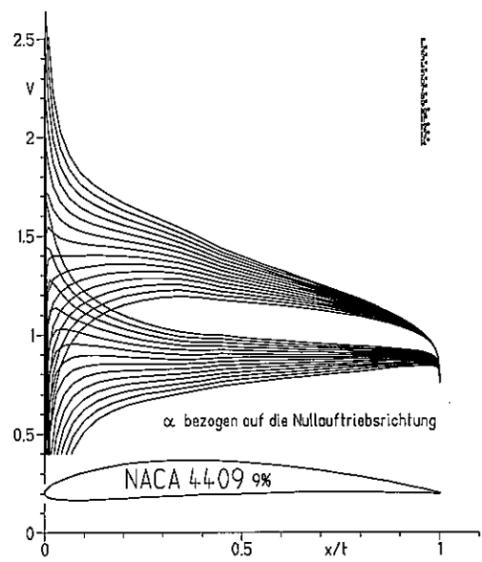
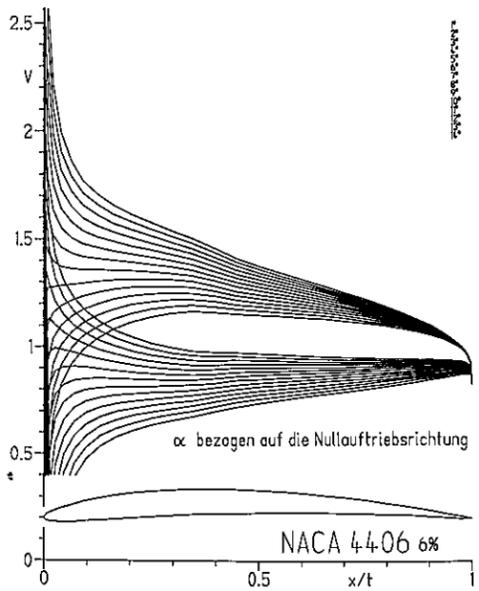
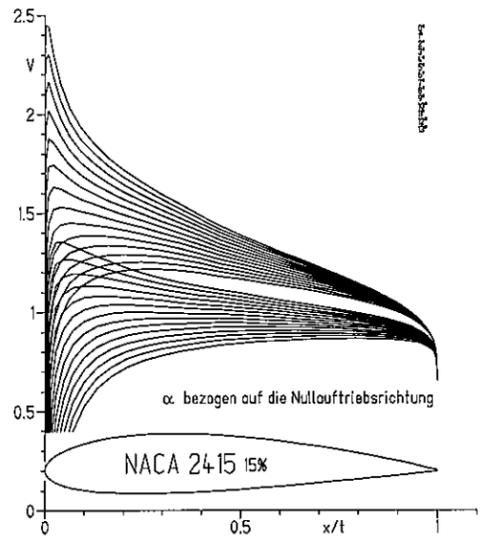
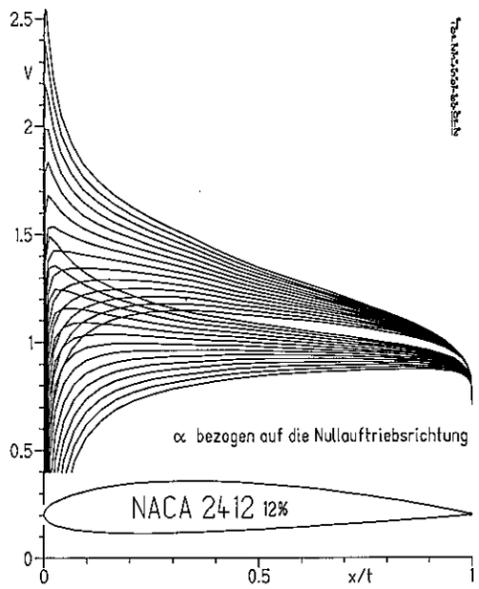
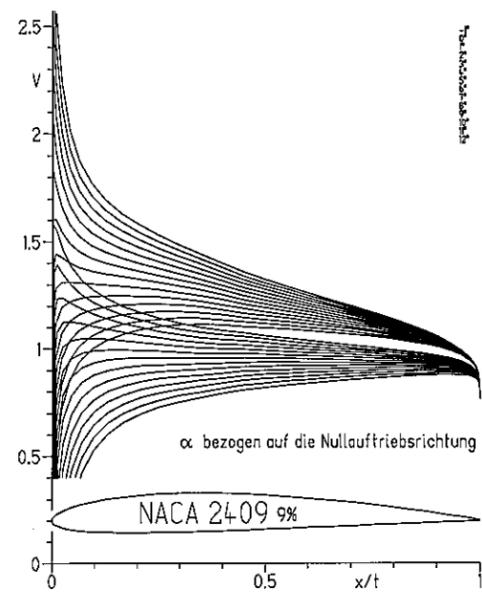
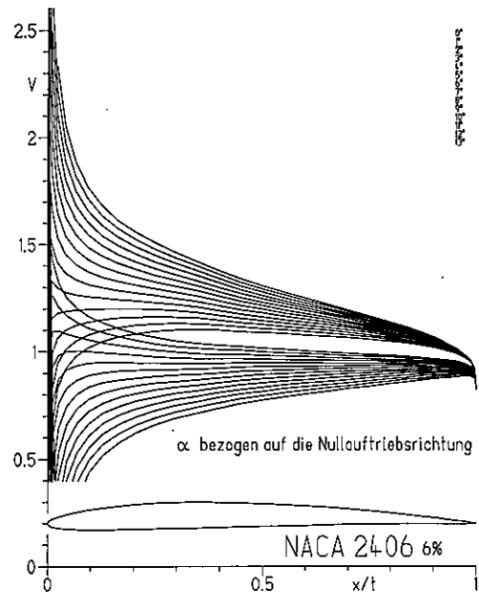
waagrecht liegende Achse des Koordinatensystems (*Abszisse*)

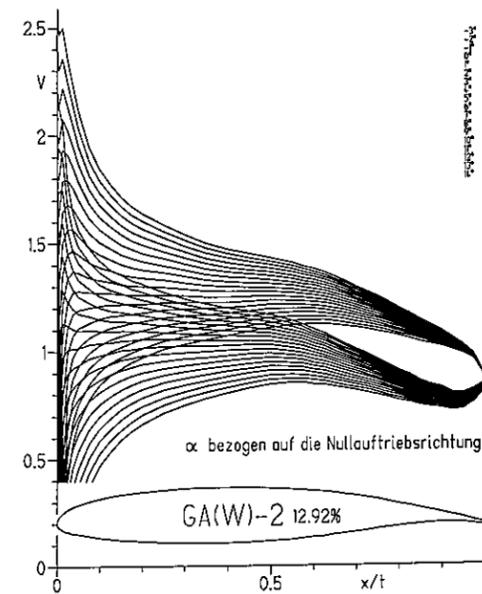
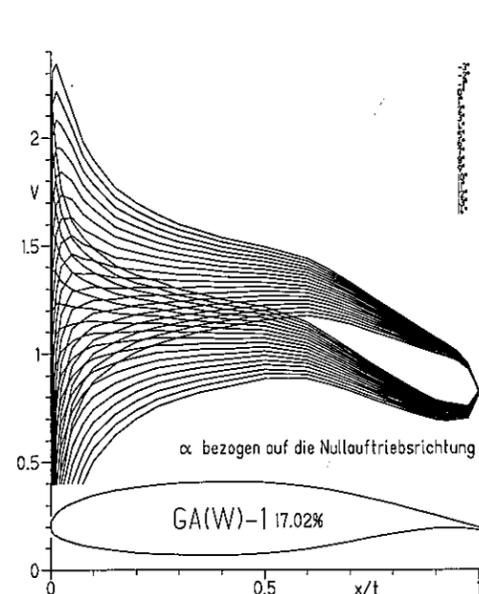
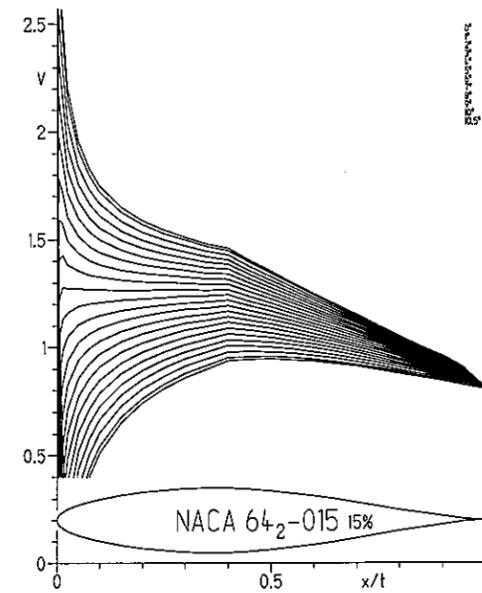
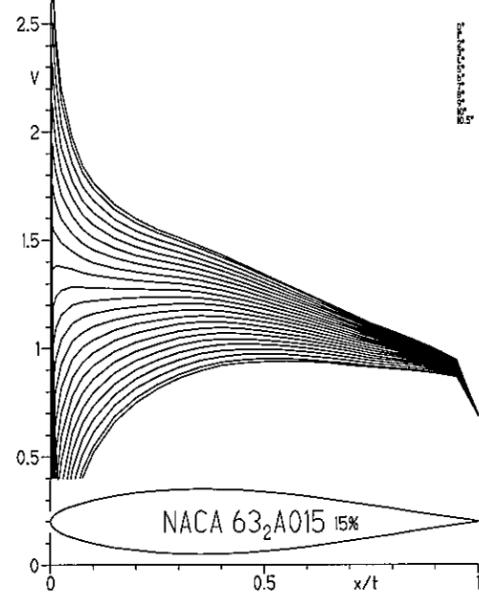
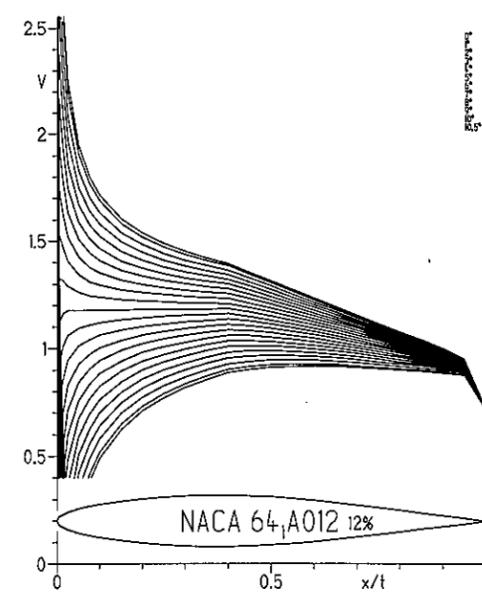
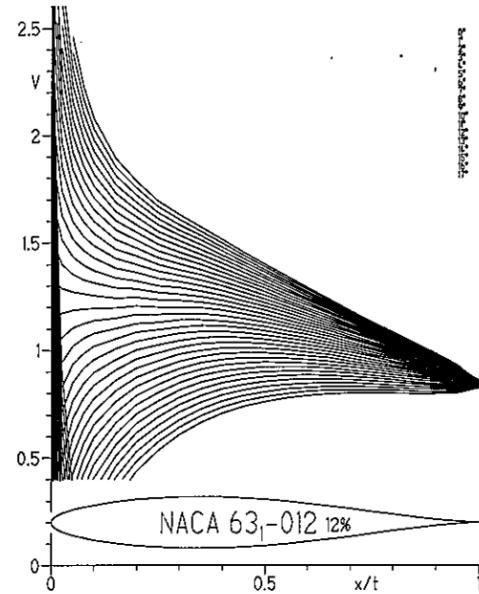
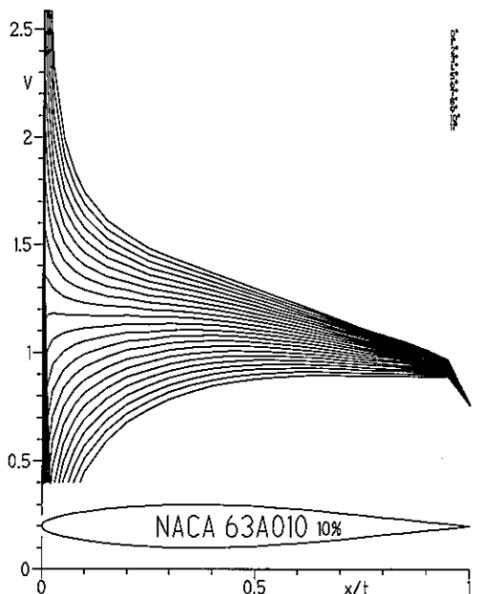
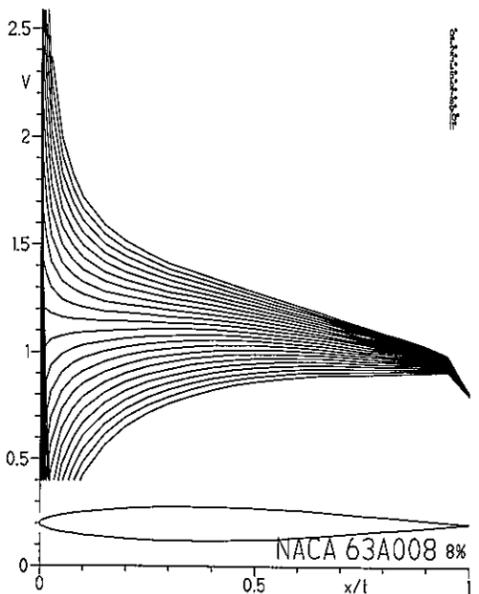
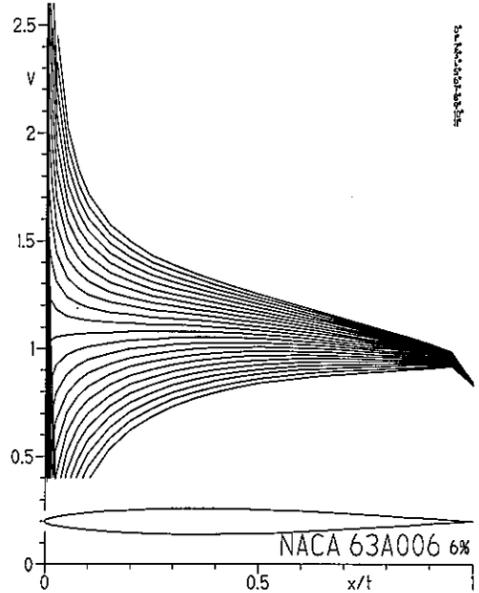
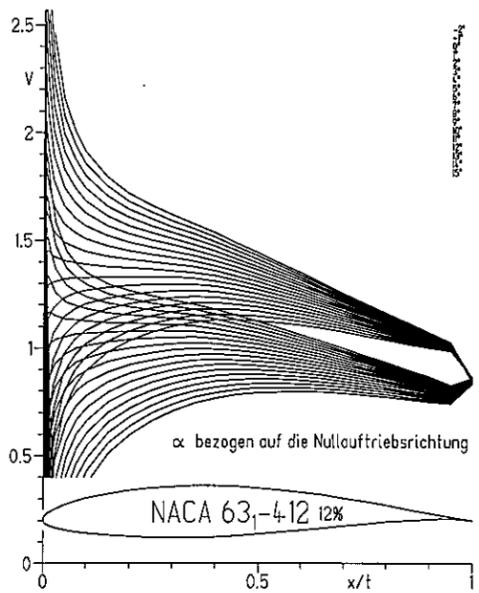
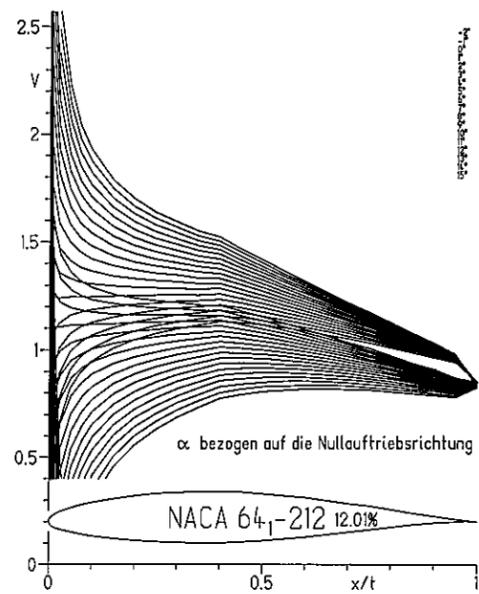
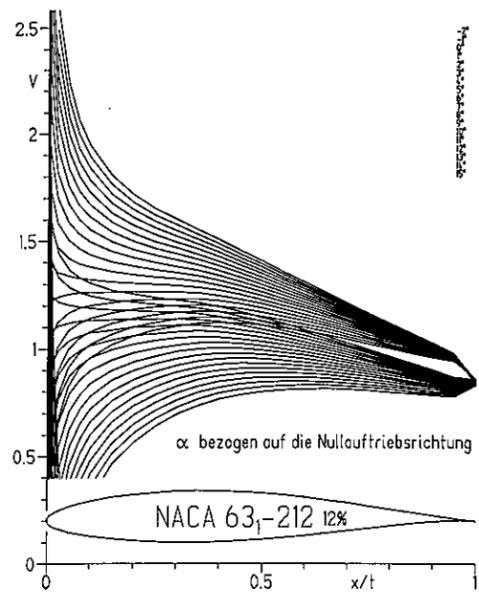
y-Achse

senkrecht liegende Achse des Koordinatensystems (*Ordinate*)

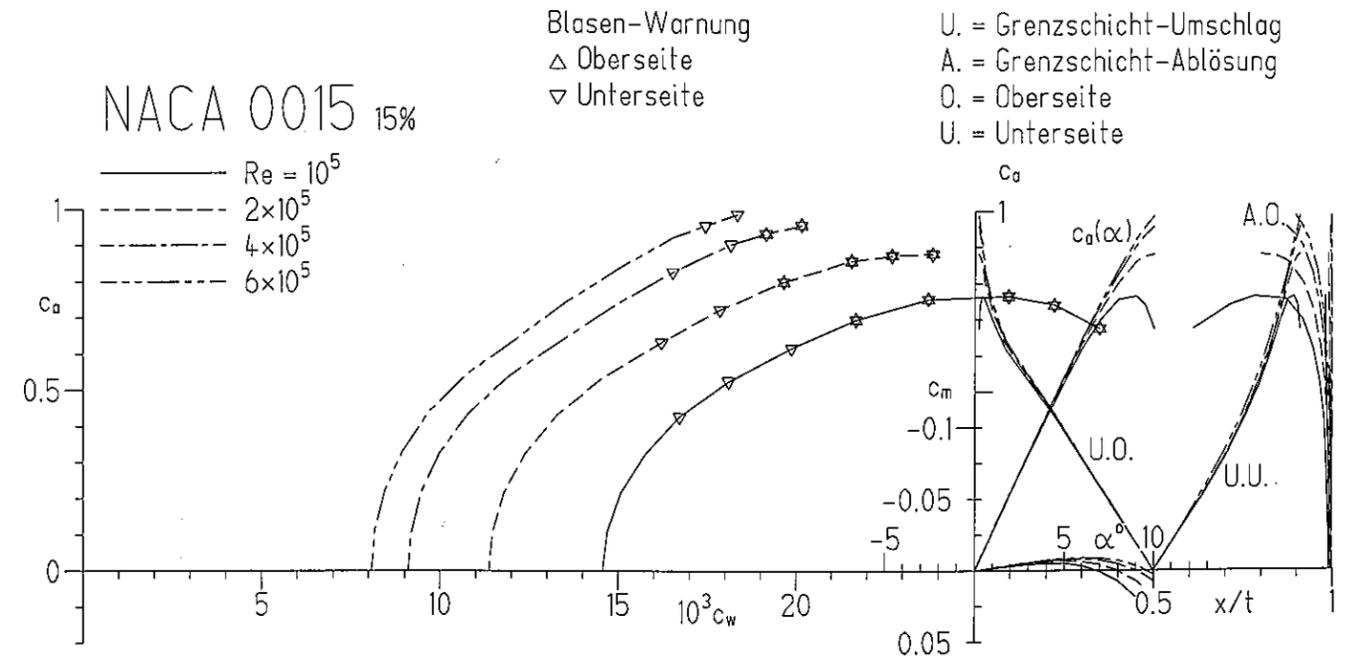
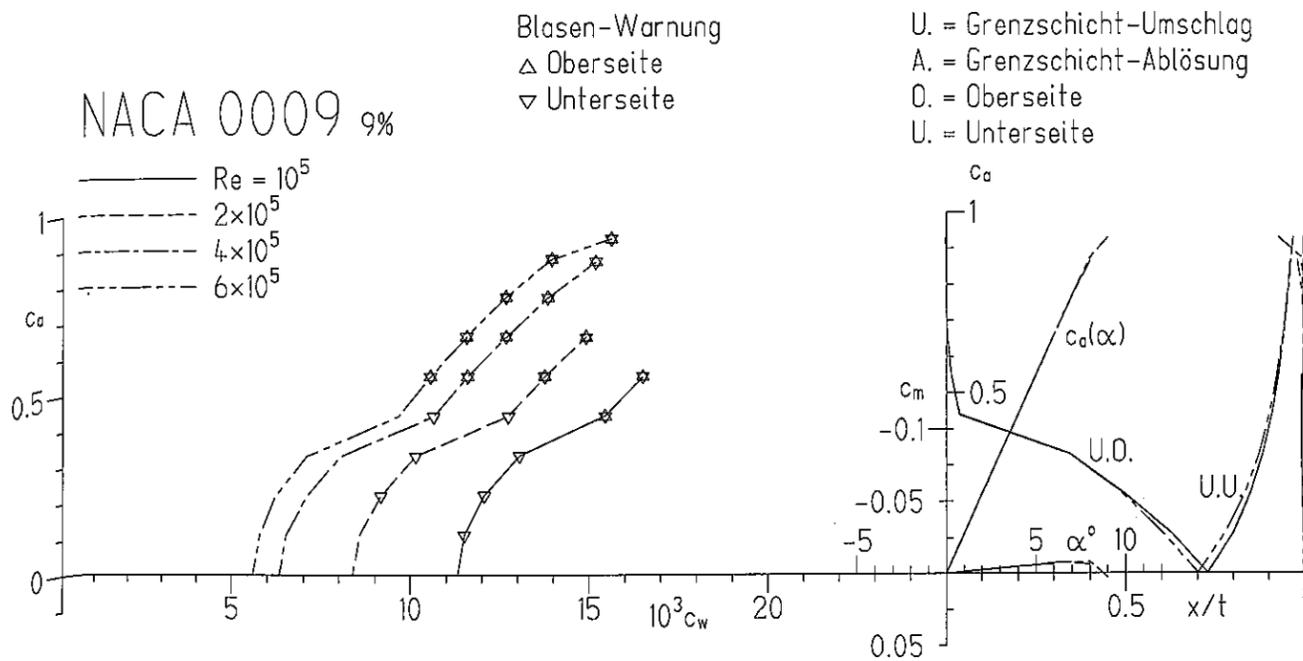
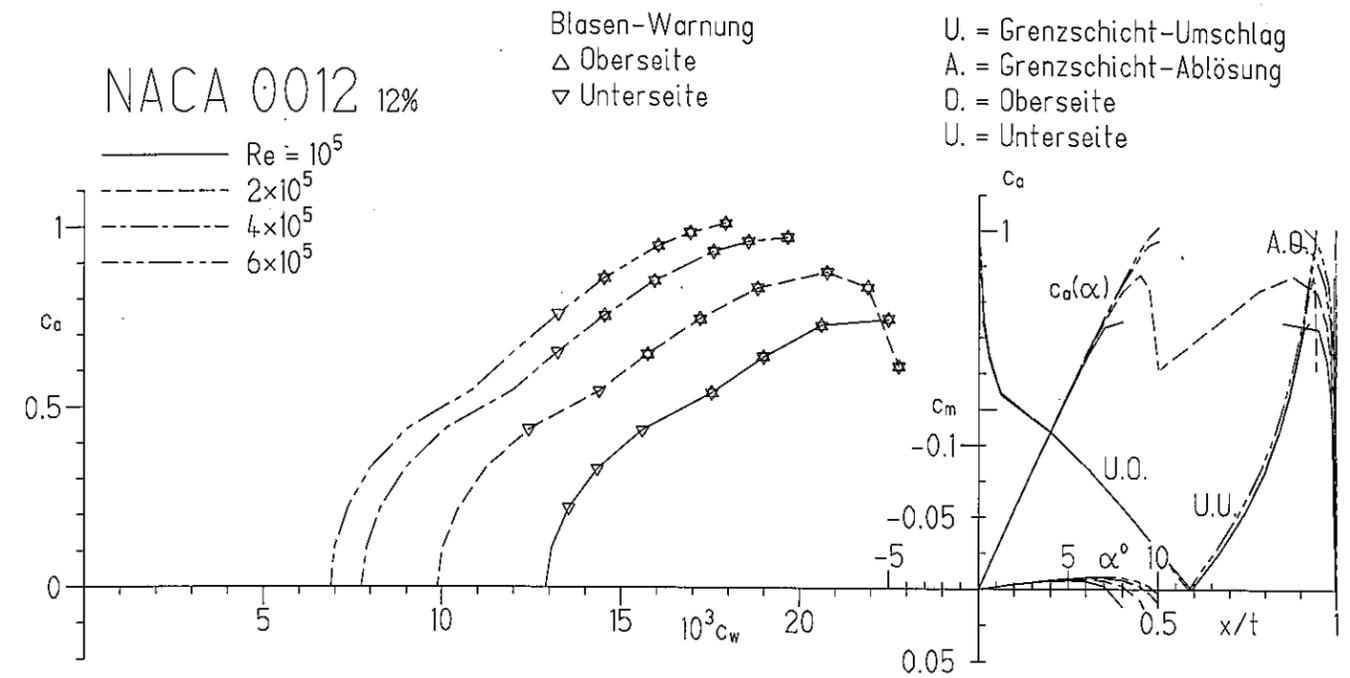
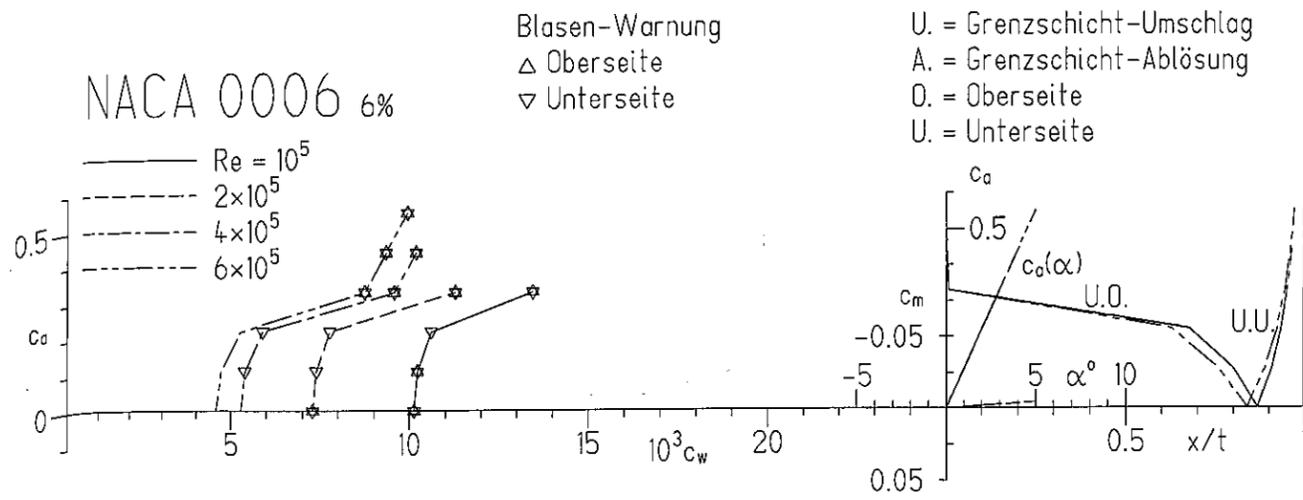
7.4 Geschwindigkeitsverteilungen







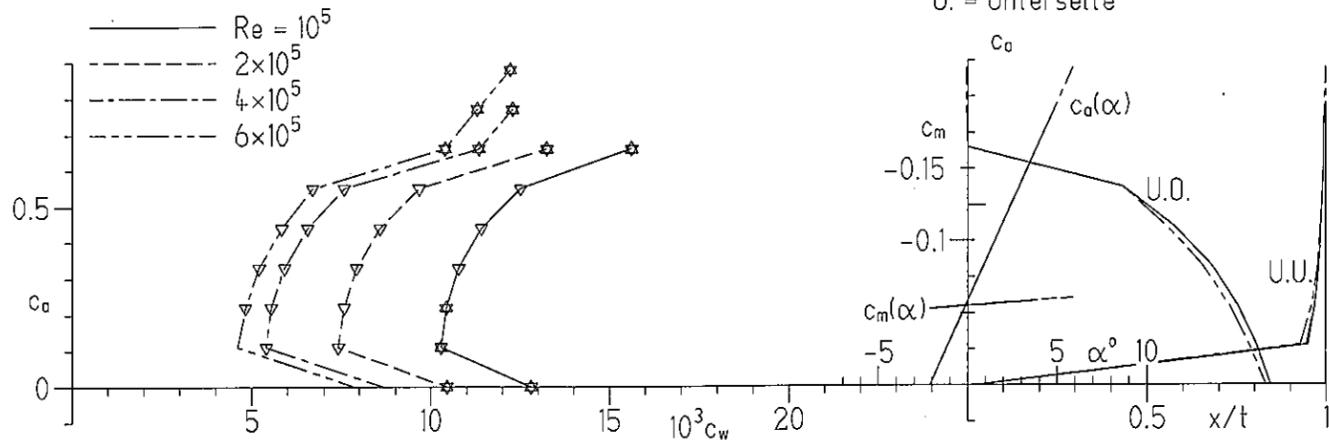
7.5 Polardiagramme



NACA 2406 6%

Blasen-Warnung
 △ Oberseite
 ▽ Unterseite

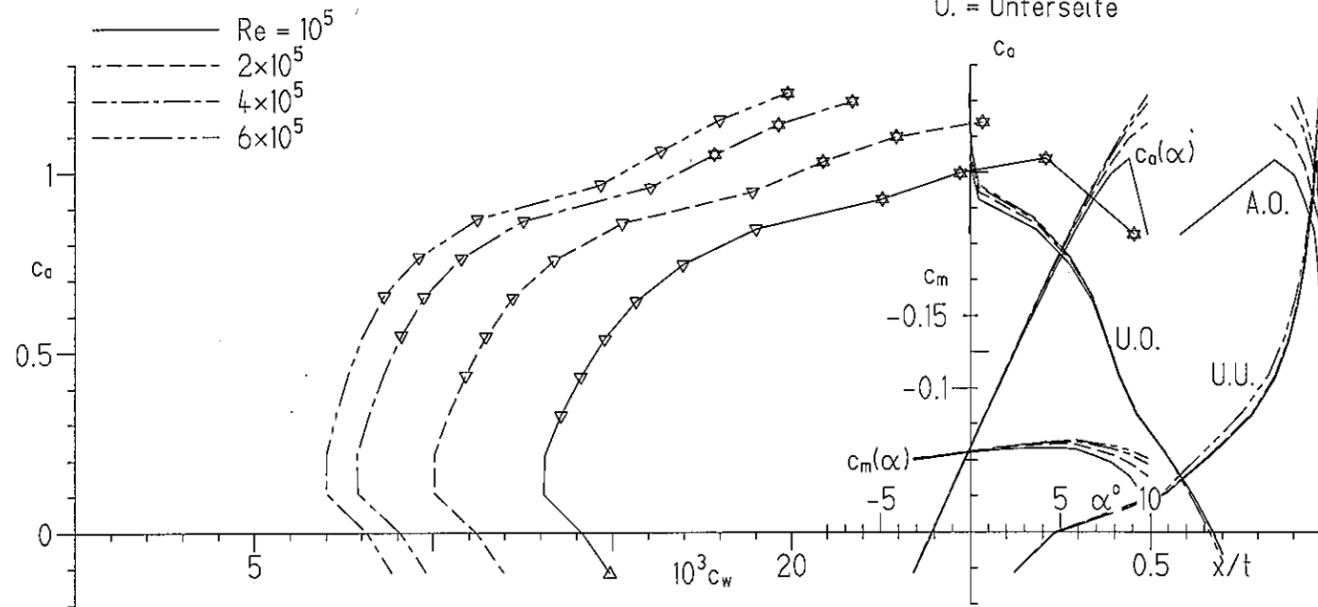
U. = Grenzschicht-Umschlag
 A. = Grenzschicht-Ablösung
 O. = Oberseite
 U. = Unterseite



NACA 2412 12%

Blasen-Warnung
 △ Oberseite
 ▽ Unterseite

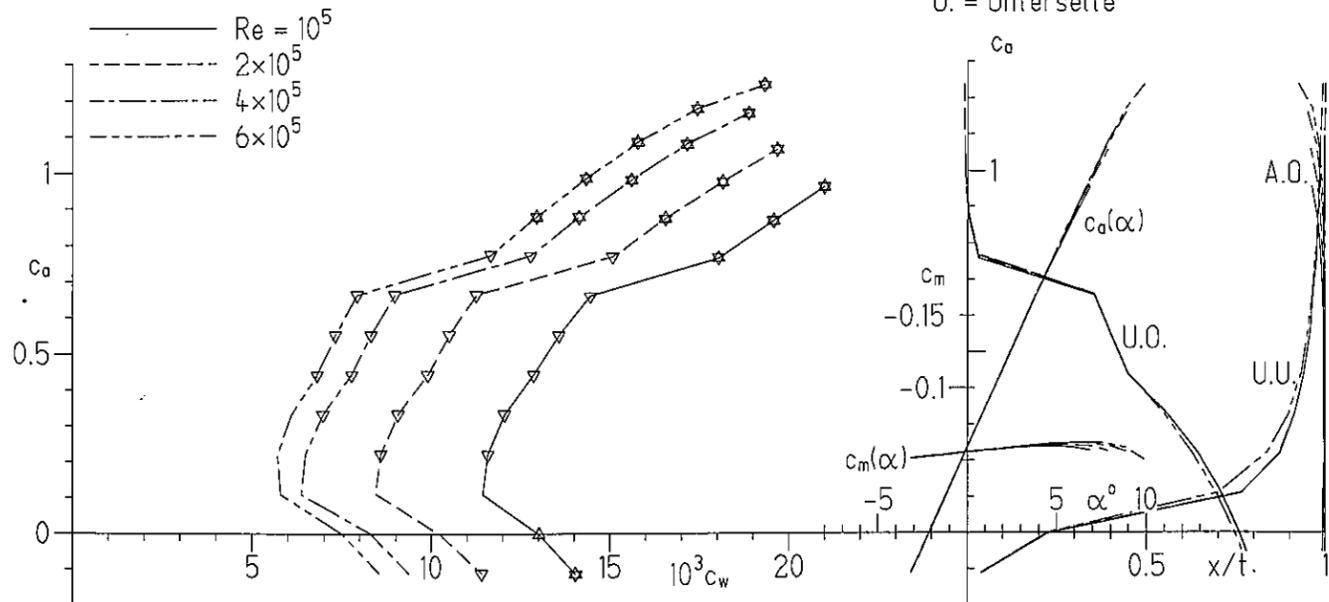
U. = Grenzschicht-Umschlag
 A. = Grenzschicht-Ablösung
 O. = Oberseite
 U. = Unterseite



NACA 2409 9%

Blasen-Warnung
 △ Oberseite
 ▽ Unterseite

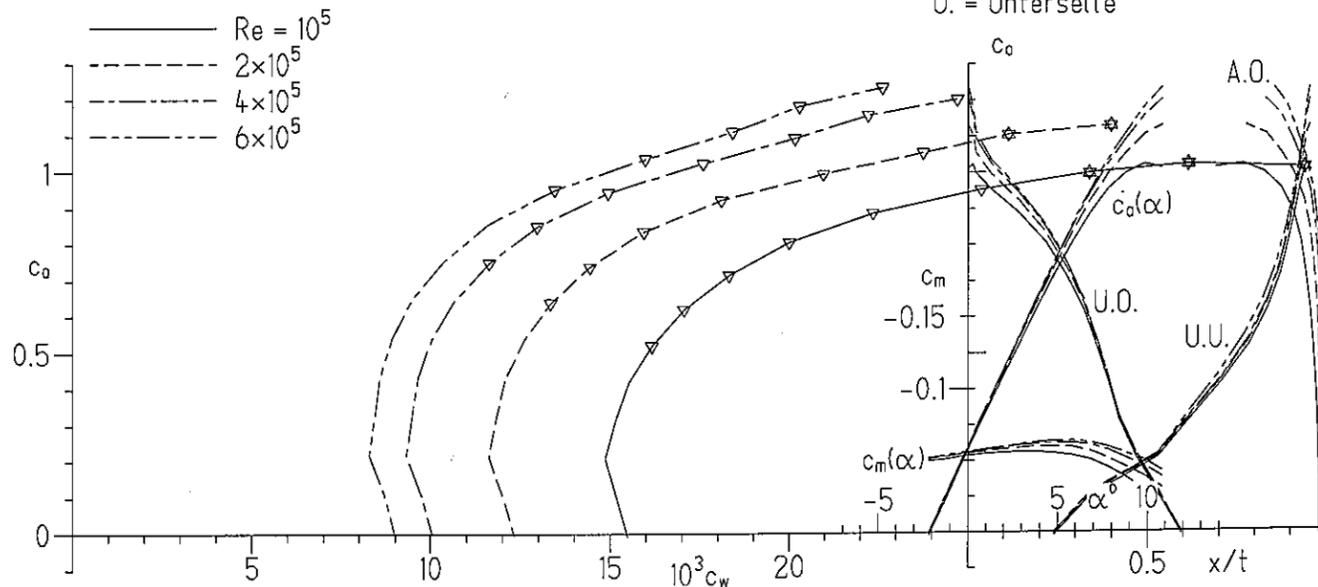
U. = Grenzschicht-Umschlag
 A. = Grenzschicht-Ablösung
 O. = Oberseite
 U. = Unterseite



NACA 2415 15%

Blasen-Warnung
 △ Oberseite
 ▽ Unterseite

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



NACA 4406 6%

Blasen-Warnung

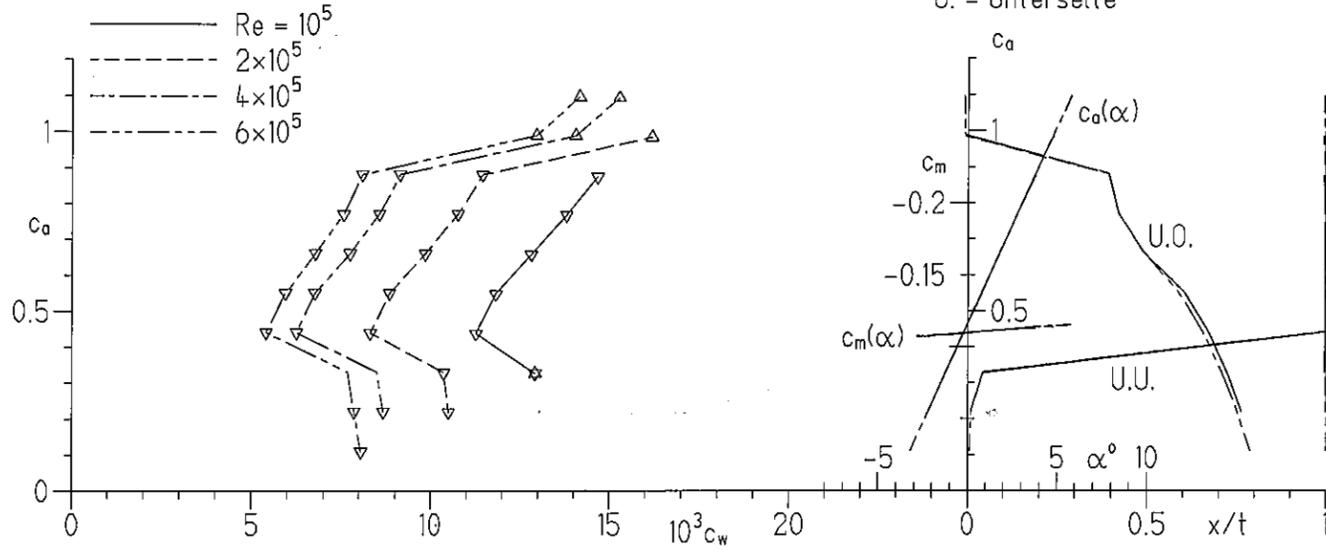
△ Oberseite
▽ Unterseite

U. = Grenzschicht-Umschlag

A. = Grenzschicht-Ablösung

O. = Oberseite

U. = Unterseite



NACA 4412 12%

Blasen-Warnung

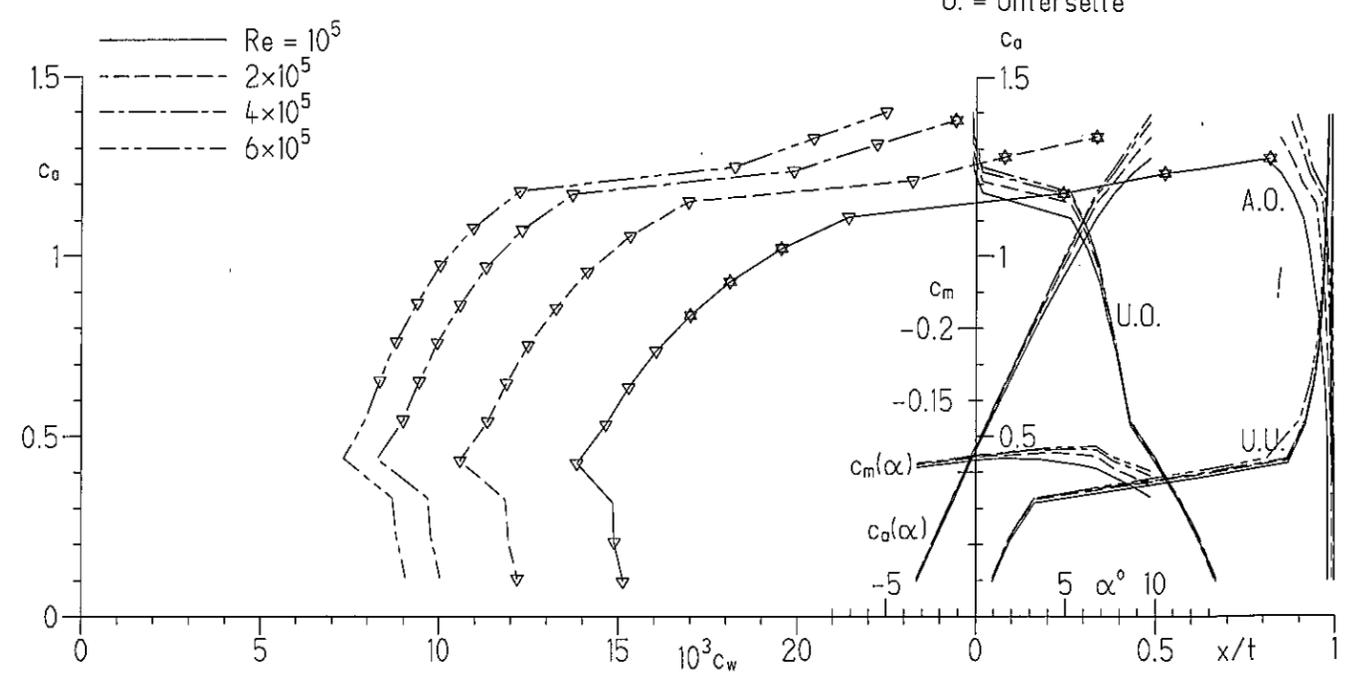
△ Oberseite
▽ Unterseite

U. = Grenzschicht-Umschlag

A. = Grenzschicht-Ablösung

O. = Oberseite

U. = Unterseite



NACA 4409 9%

Blasen-Warnung

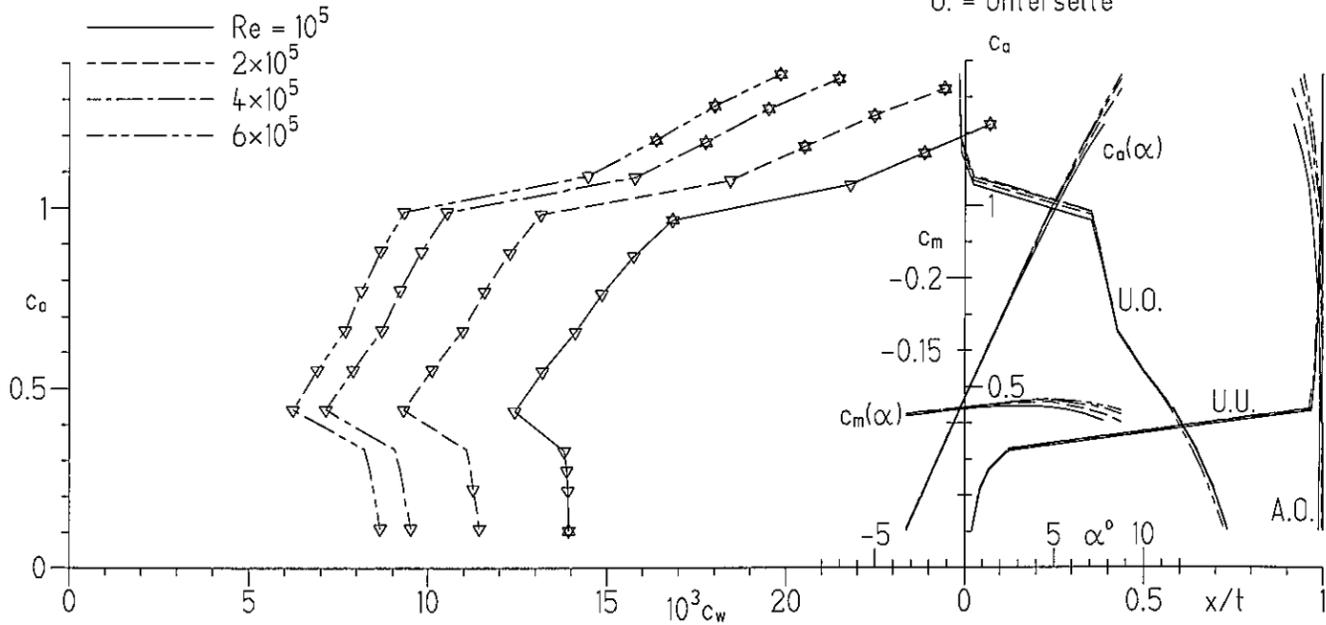
△ Oberseite
▽ Unterseite

U. = Grenzschicht-Umschlag

A. = Grenzschicht-Ablösung

O. = Oberseite

U. = Unterseite



NACA 4415 15%

Blasen-Warnung

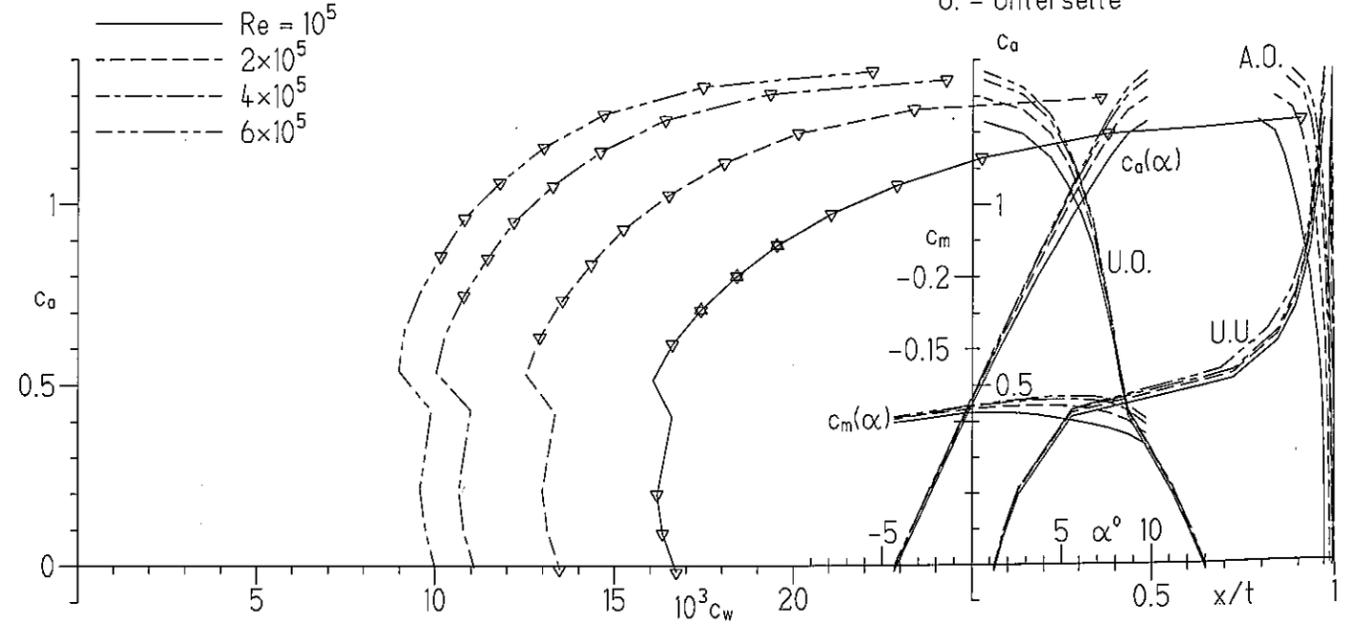
△ Oberseite
▽ Unterseite

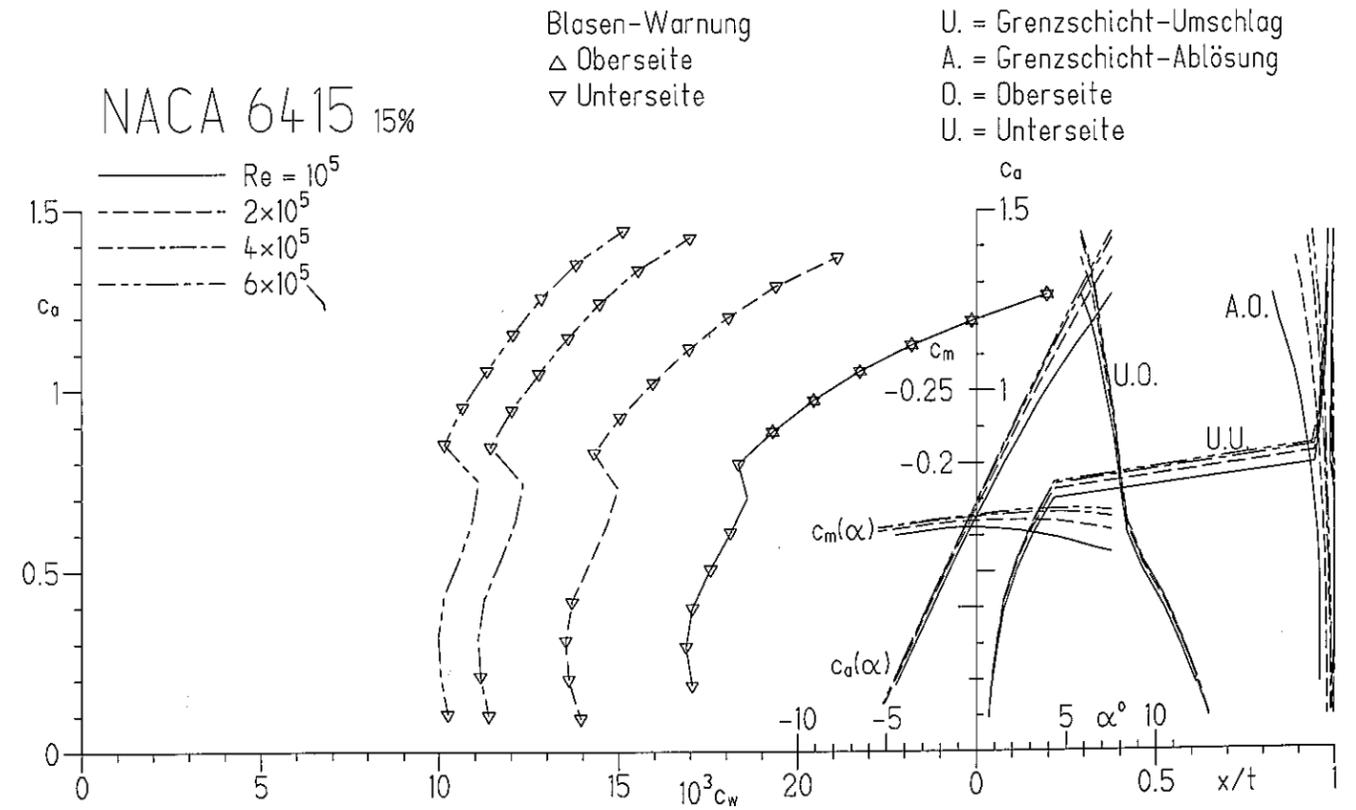
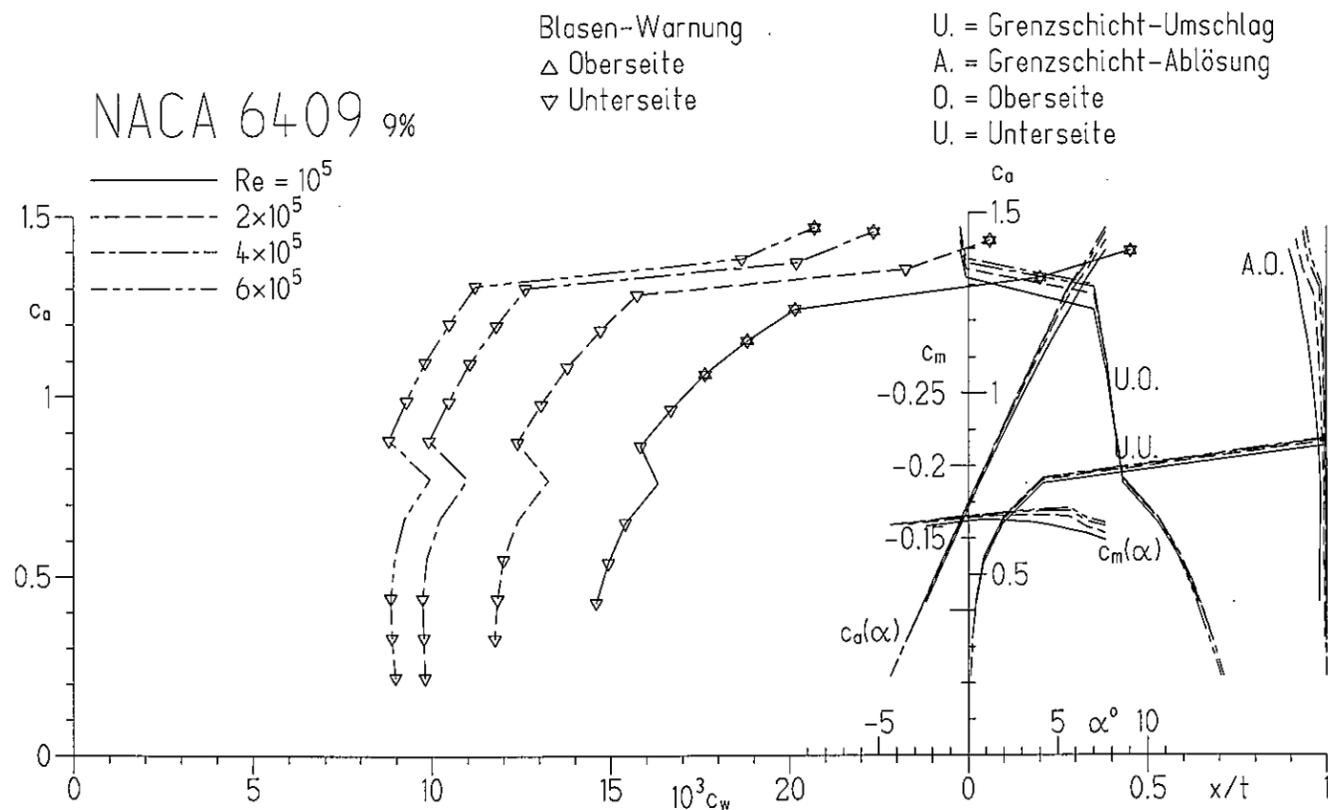
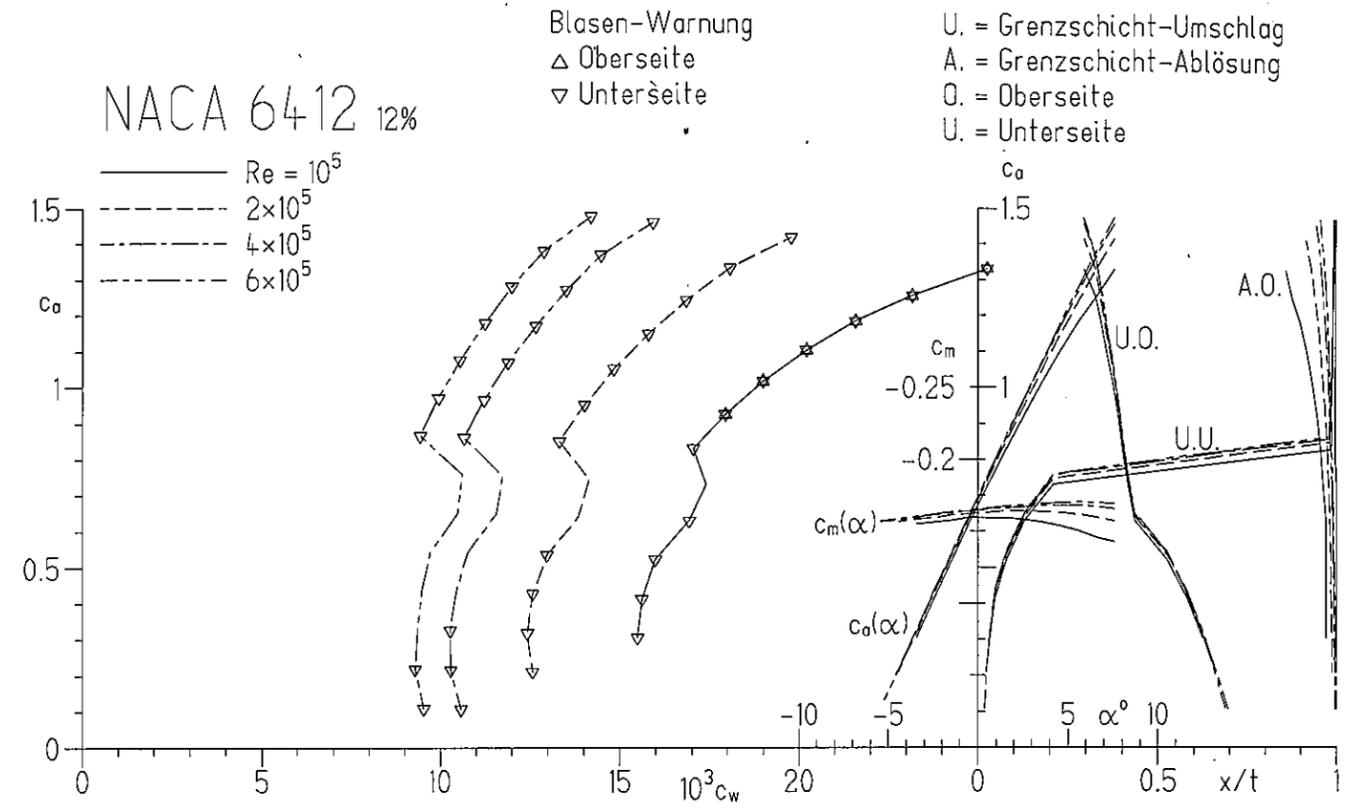
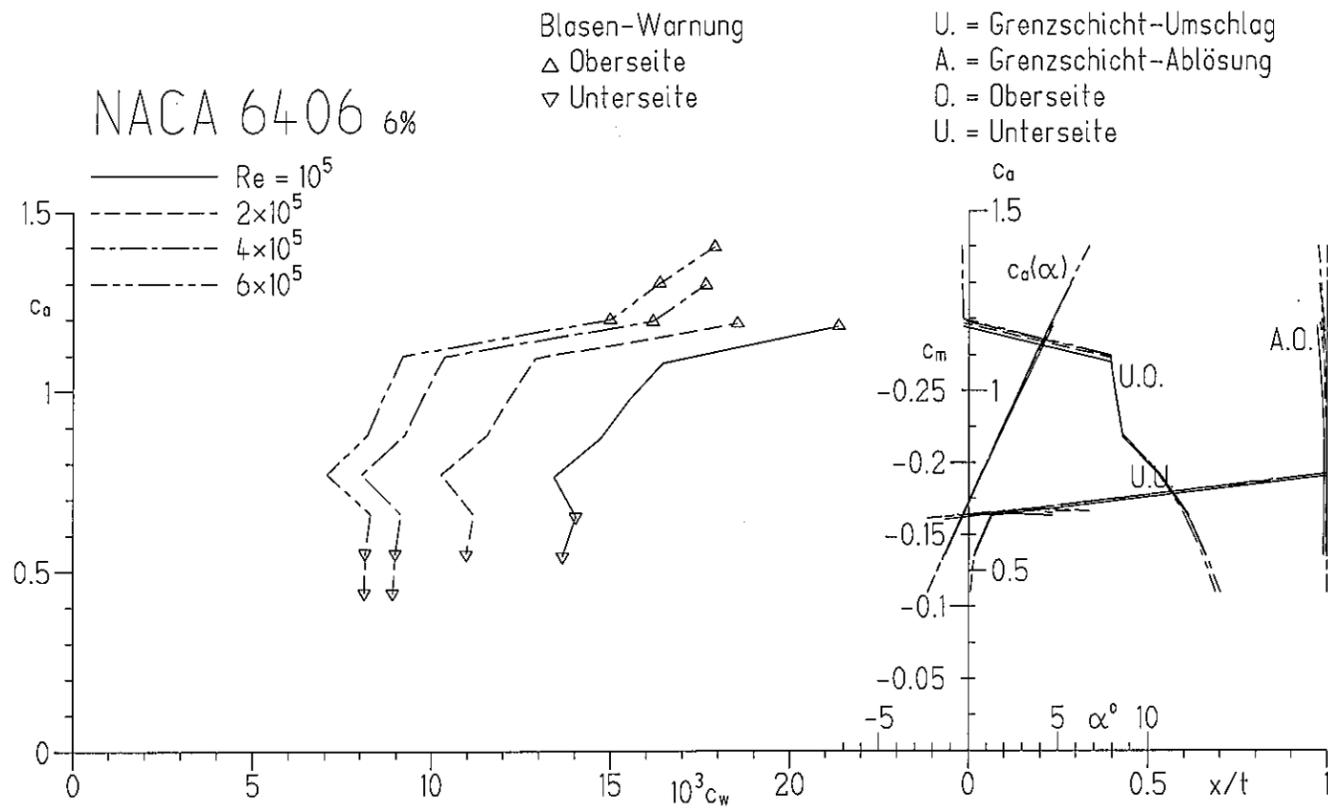
U. = Grenzschicht-Umschlag

A. = Grenzschicht-Ablösung

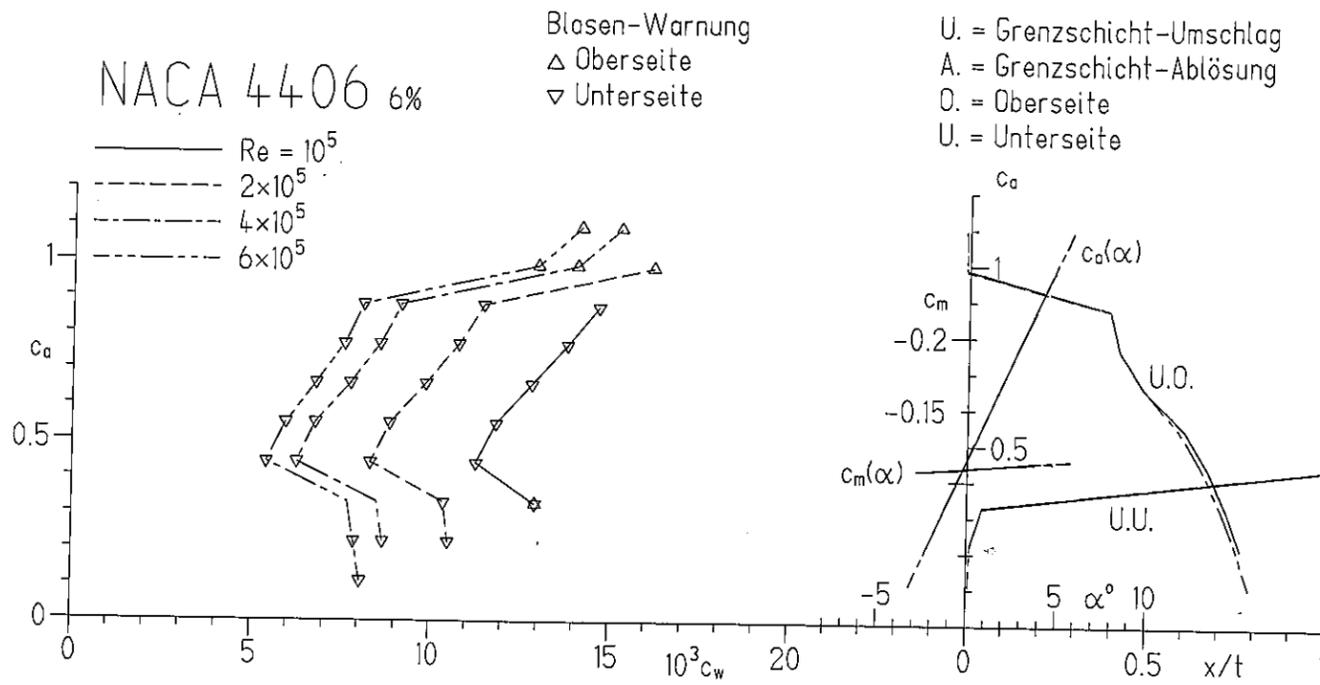
O. = Oberseite

U. = Unterseite

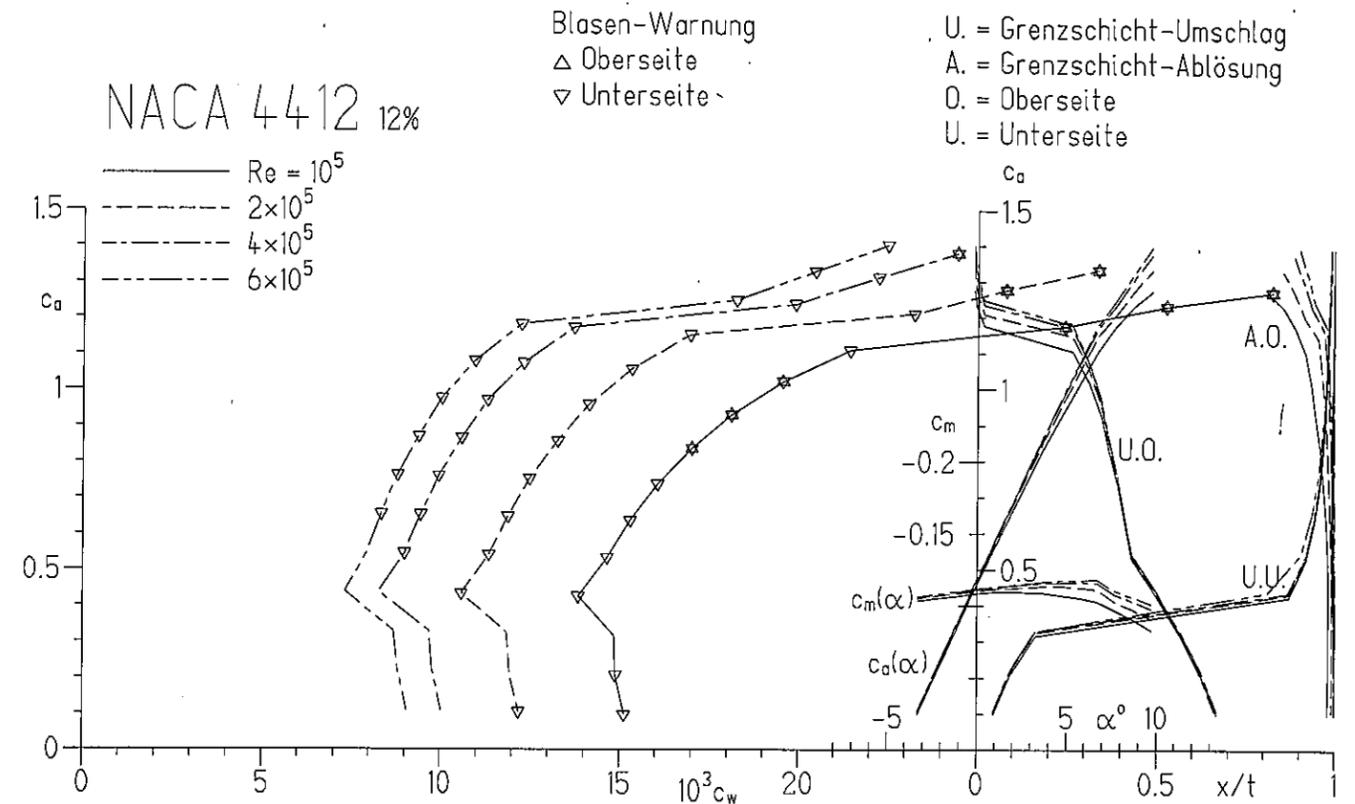




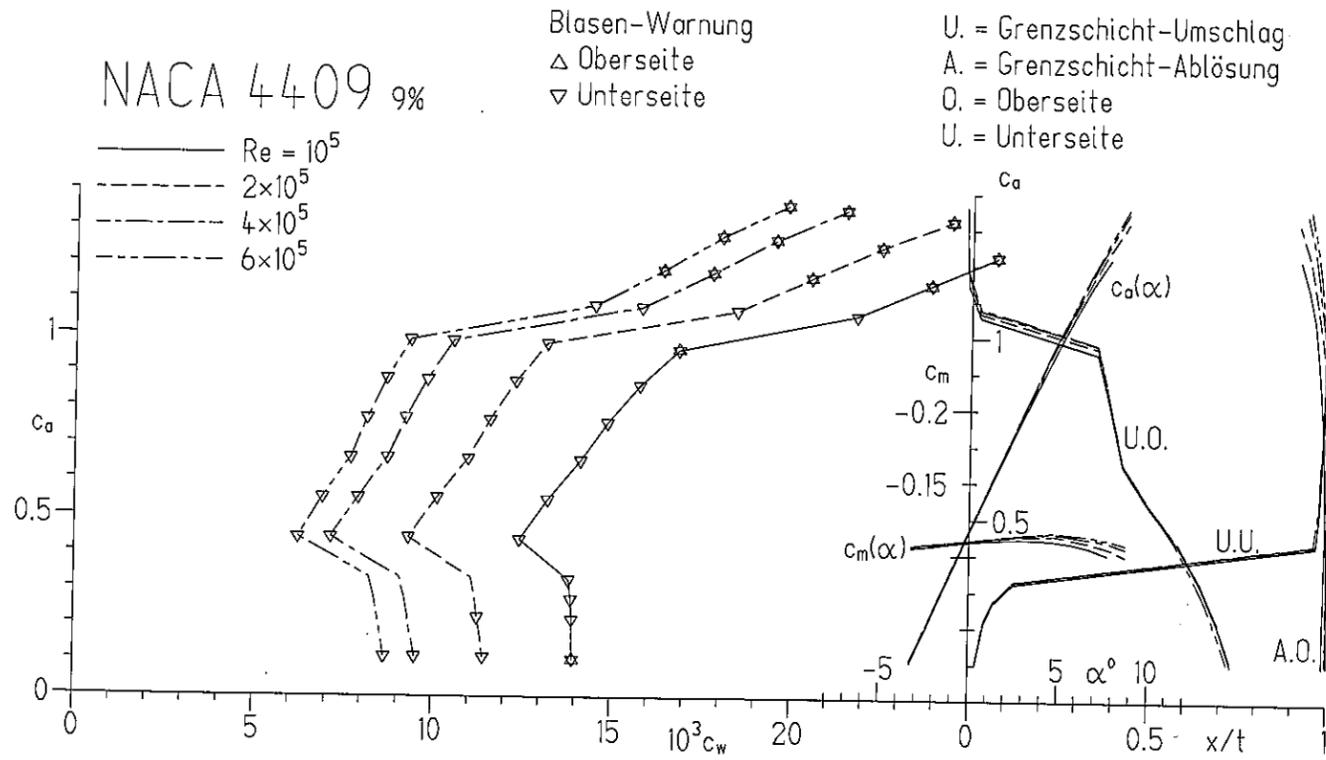
NACA 4406 6%



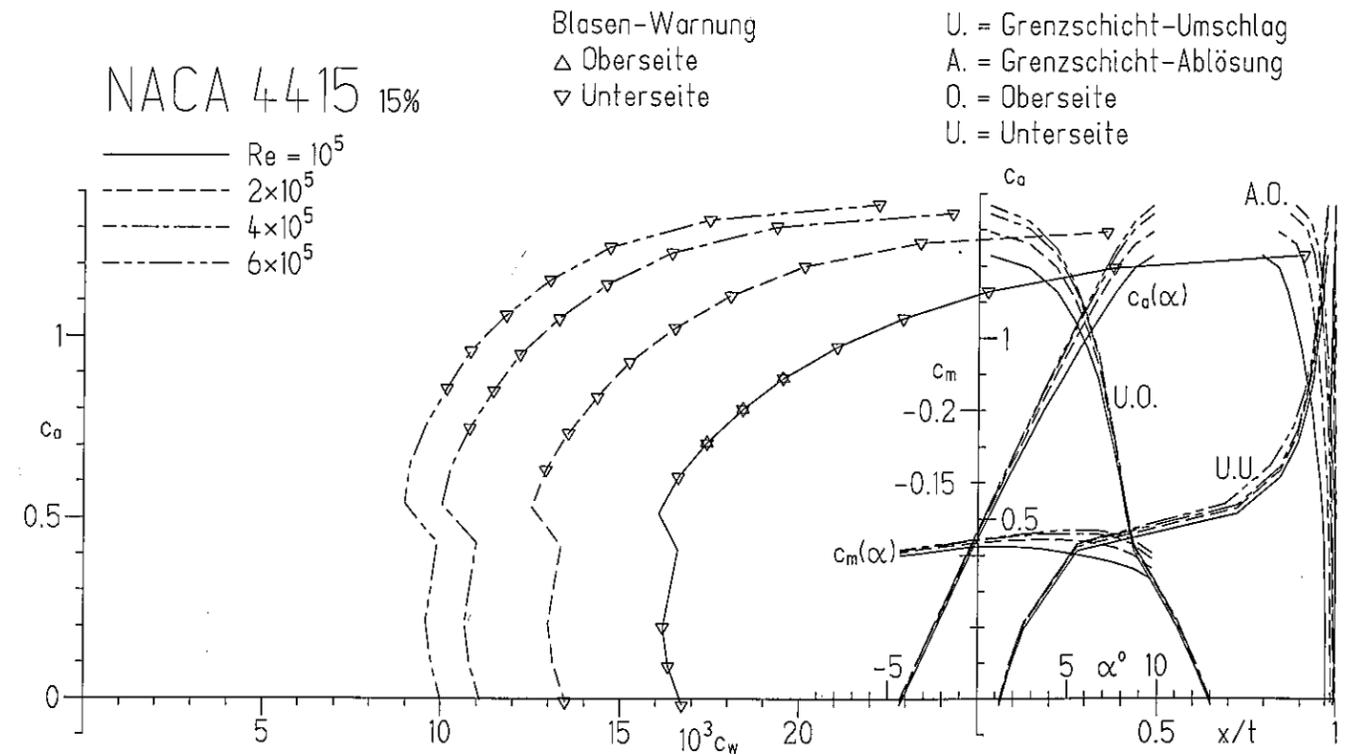
NACA 4412 12%



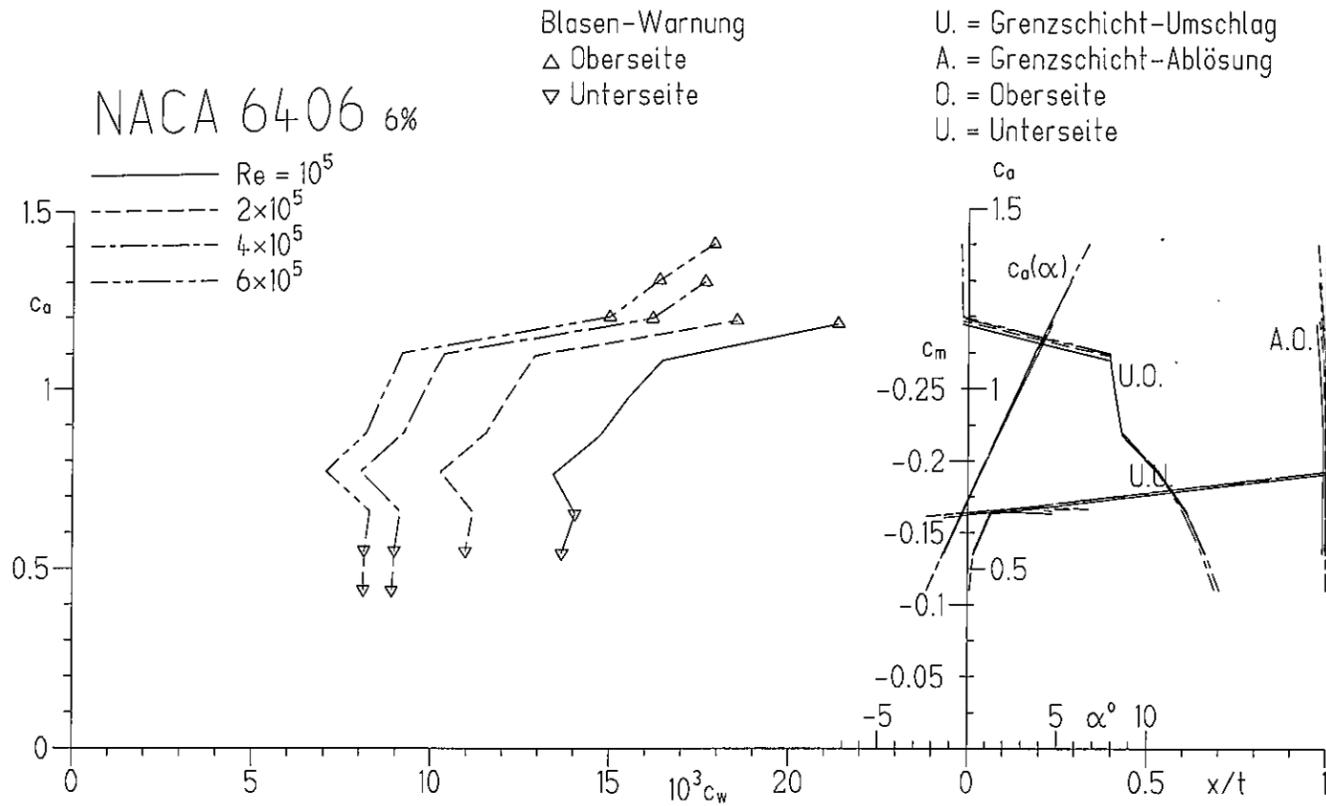
NACA 4409 9%



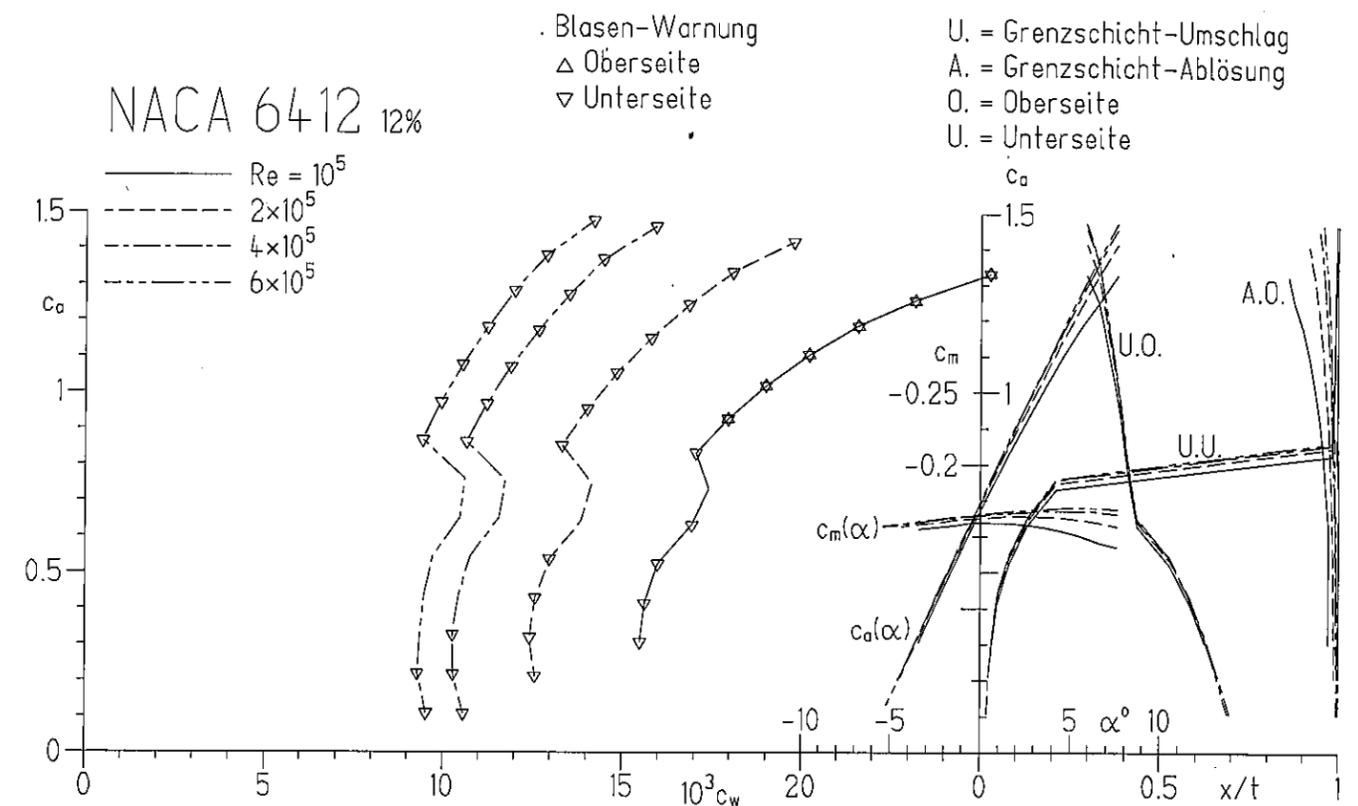
NACA 4415 15%



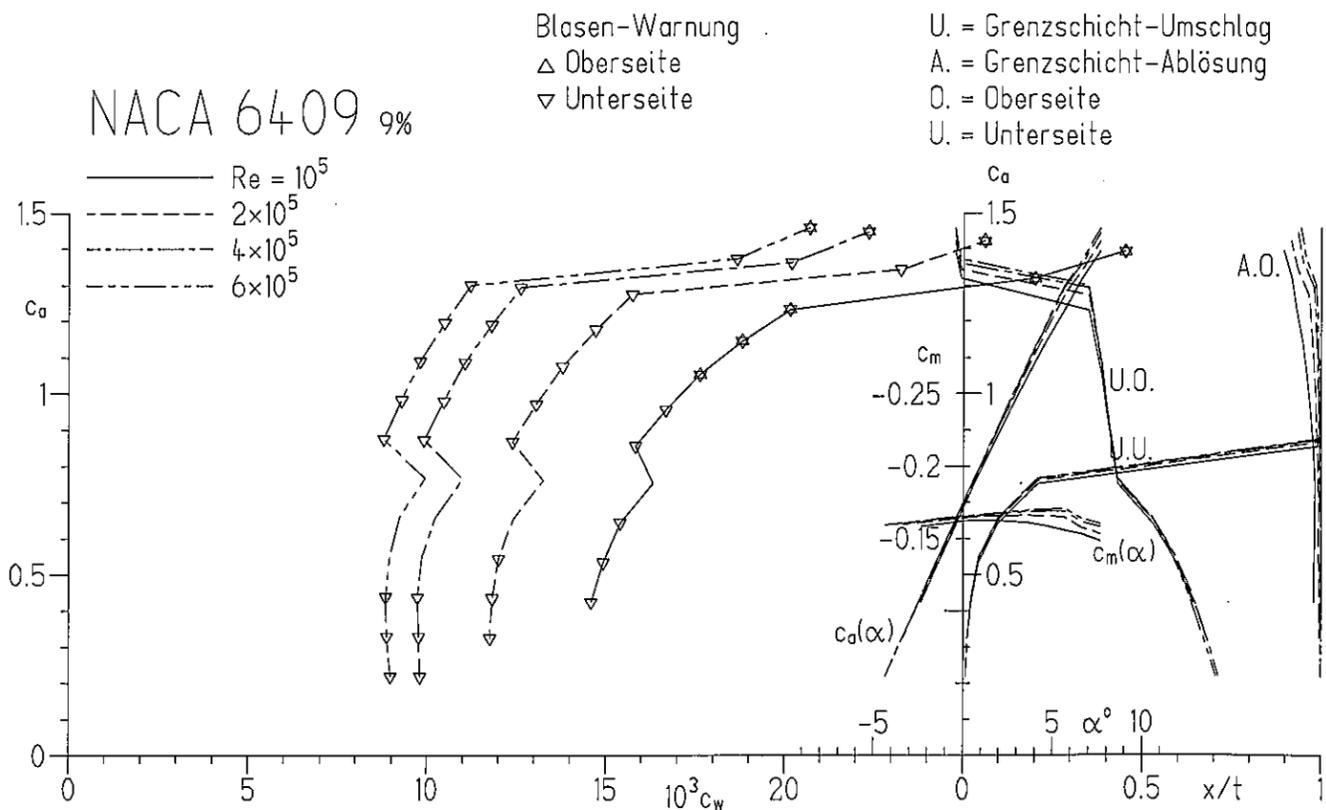
NACA 6406 6%



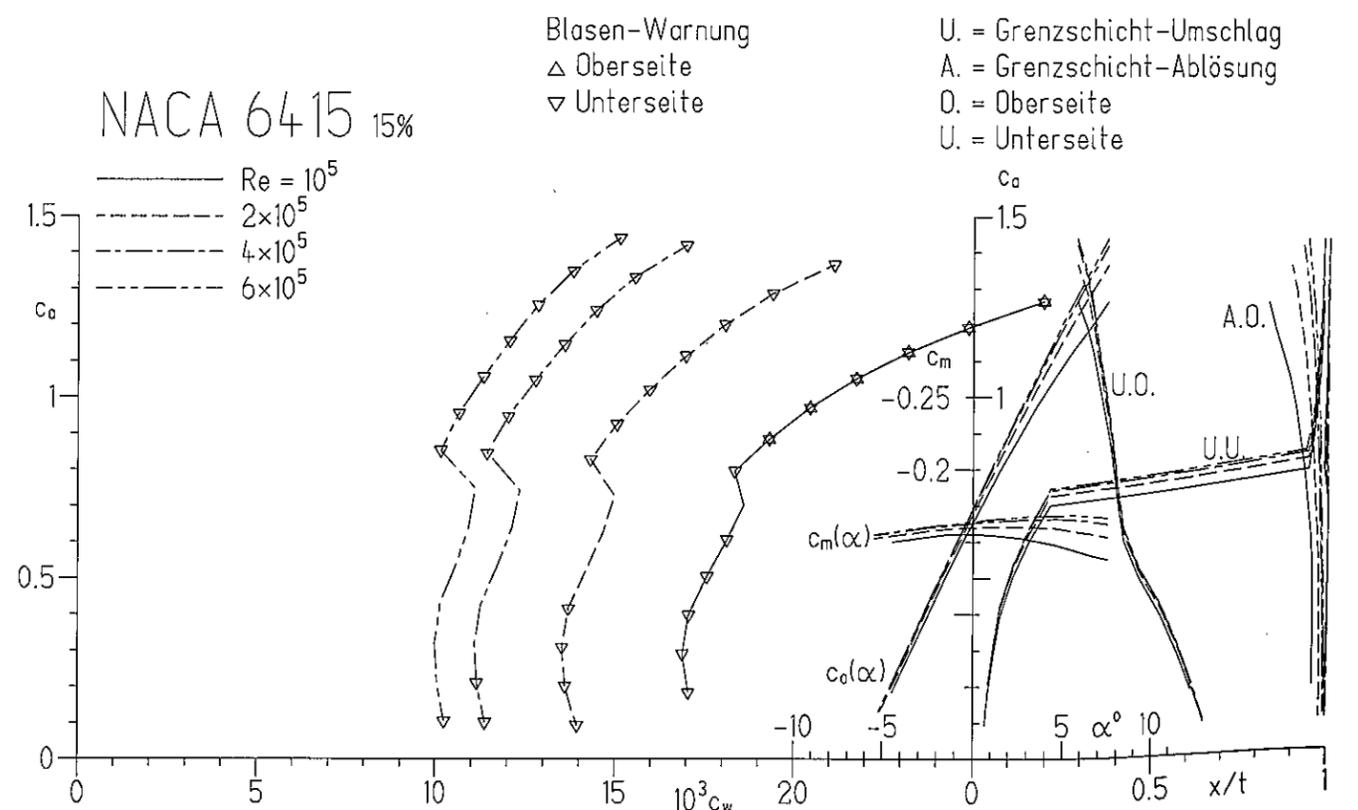
NACA 6412 12%



NACA 6409 9%



NACA 6415 15%



NACA 63₁-212 12%

Blasen-Warnung

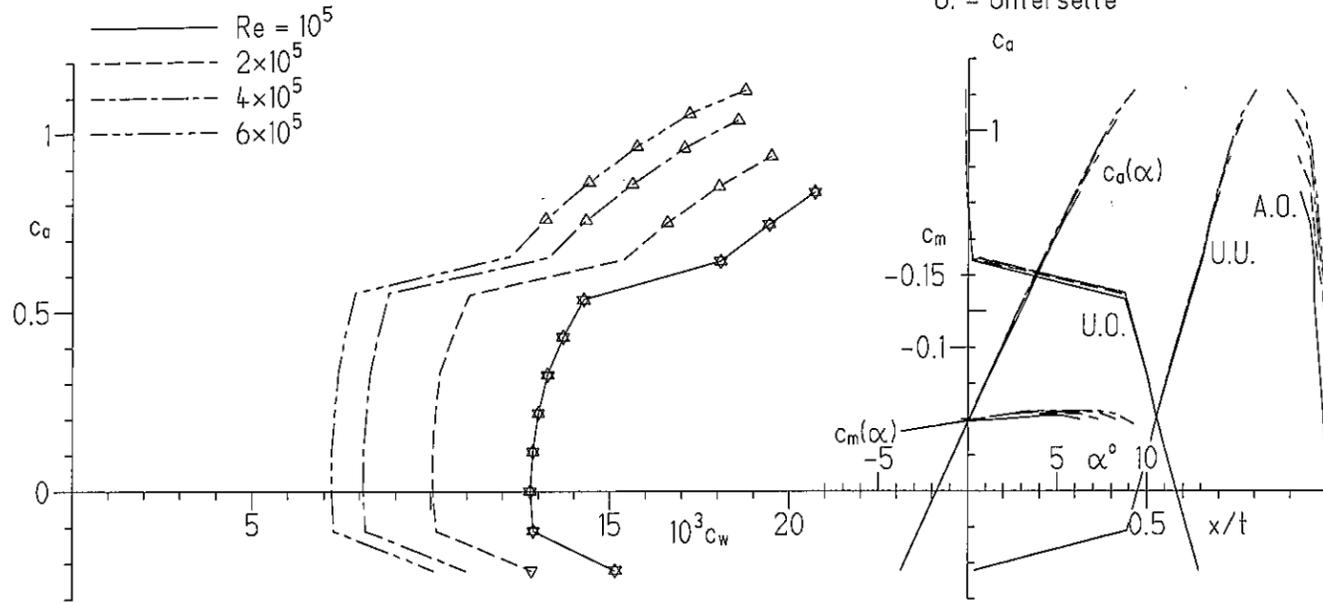
△ Oberseite
▽ Unterseite

U. = Grenzschicht-Umschlag

A. = Grenzschicht-Ablösung

O. = Oberseite

U. = Unterseite



NACA 63₁-412 12%

Blasen-Warnung

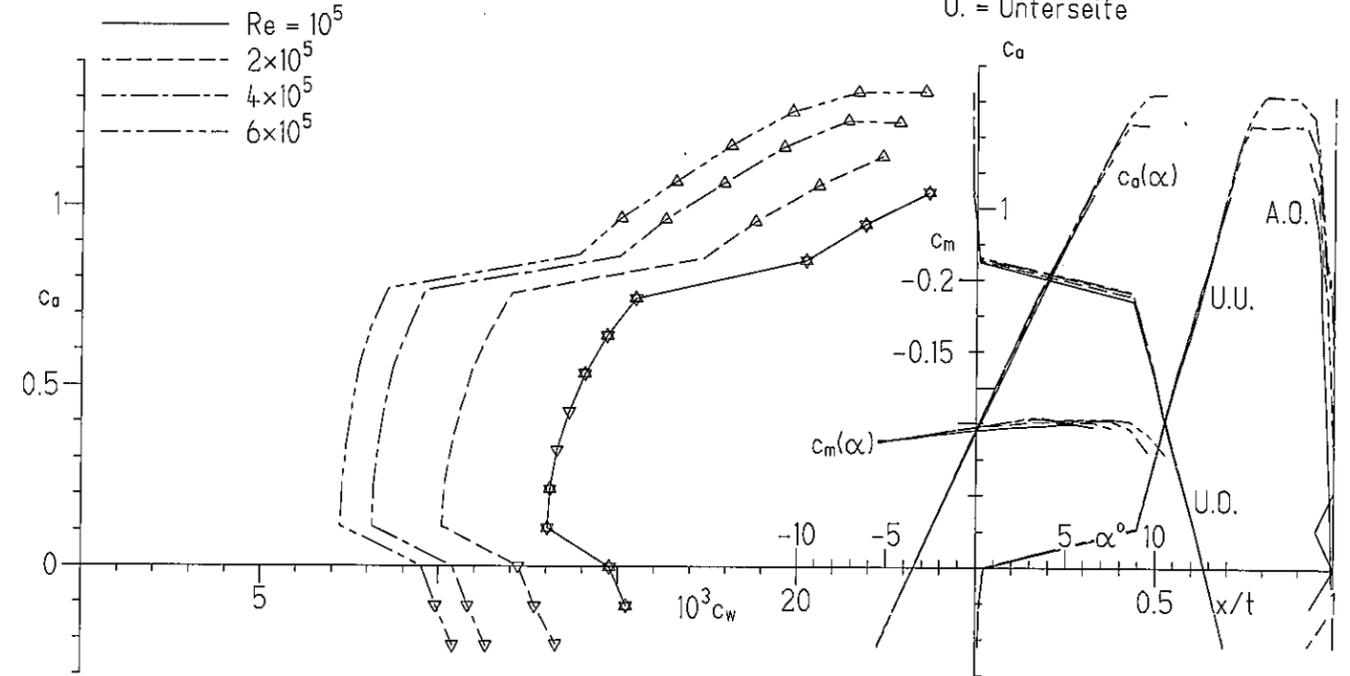
△ Oberseite
▽ Unterseite

U. = Grenzschicht-Umschlag

A. = Grenzschicht-Ablösung

O. = Oberseite

U. = Unterseite



NACA 64₁-212 12.01%

Blasen-Warnung

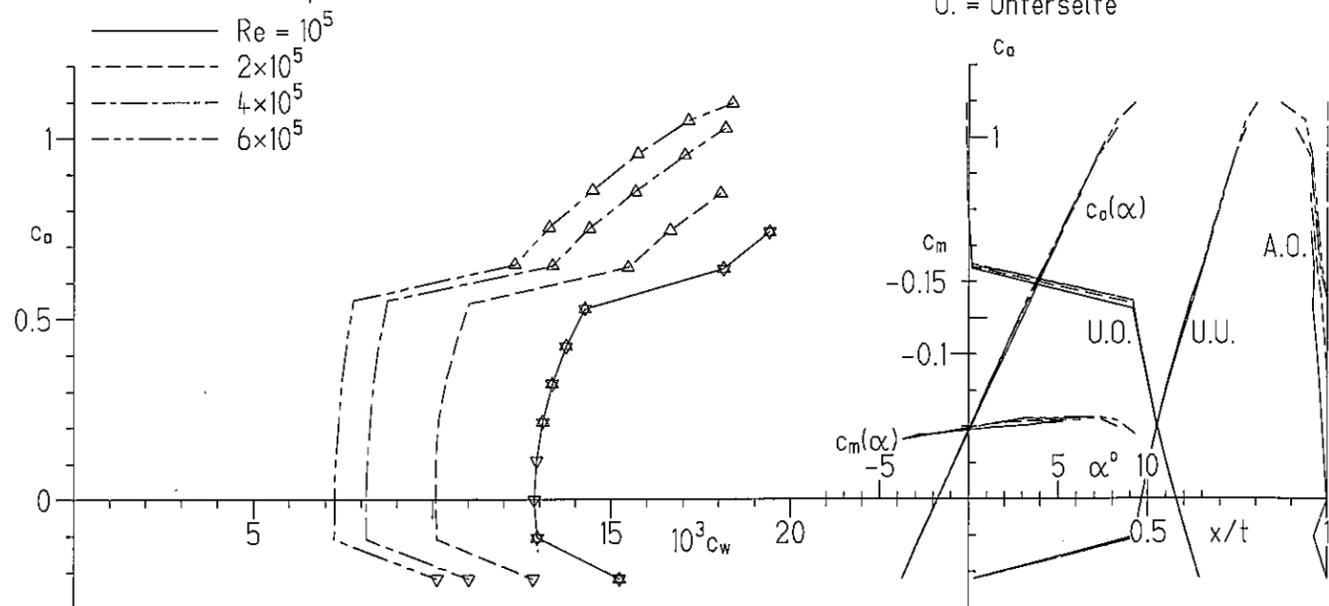
△ Oberseite
▽ Unterseite

U. = Grenzschicht-Umschlag

A. = Grenzschicht-Ablösung

O. = Oberseite

U. = Unterseite



NACA 63A006 6%

Blasen-Warnung

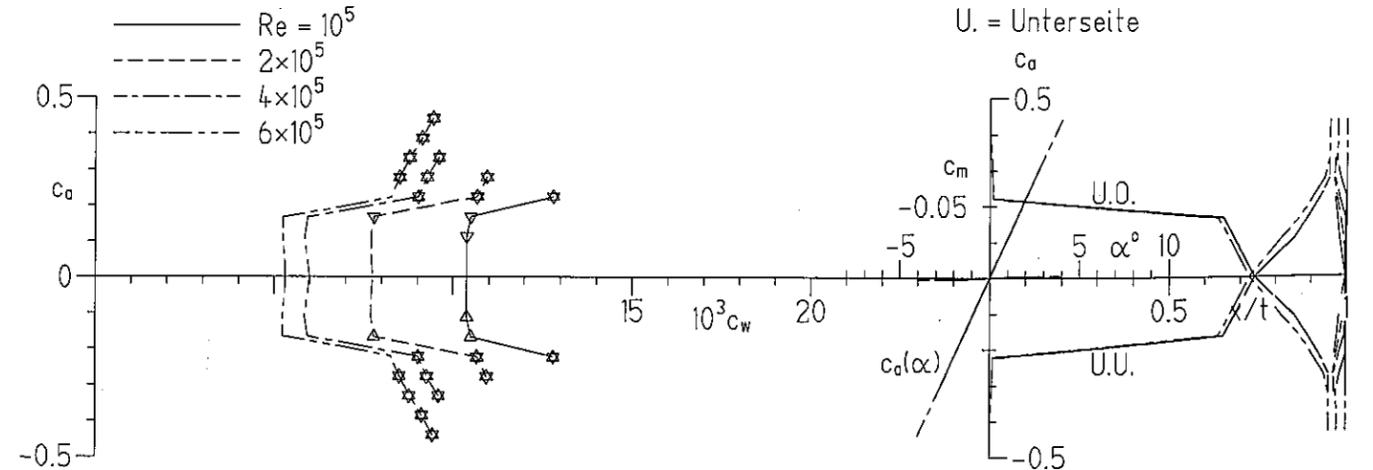
△ Oberseite
▽ Unterseite

U. = Grenzschicht-Umschlag

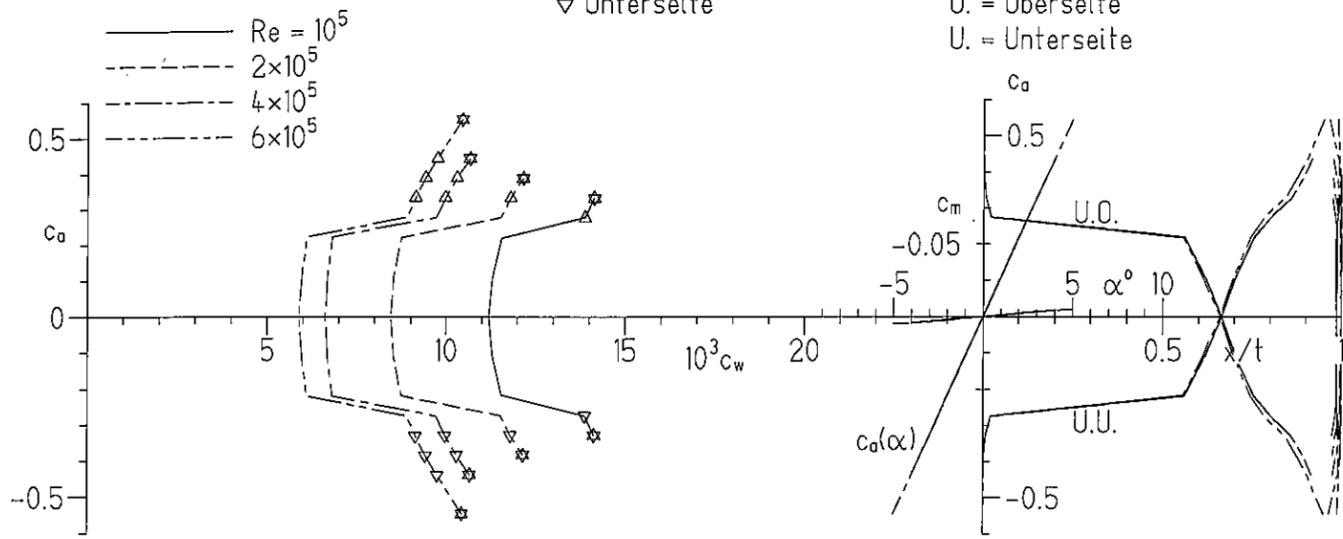
A. = Grenzschicht-Ablösung

O. = Oberseite

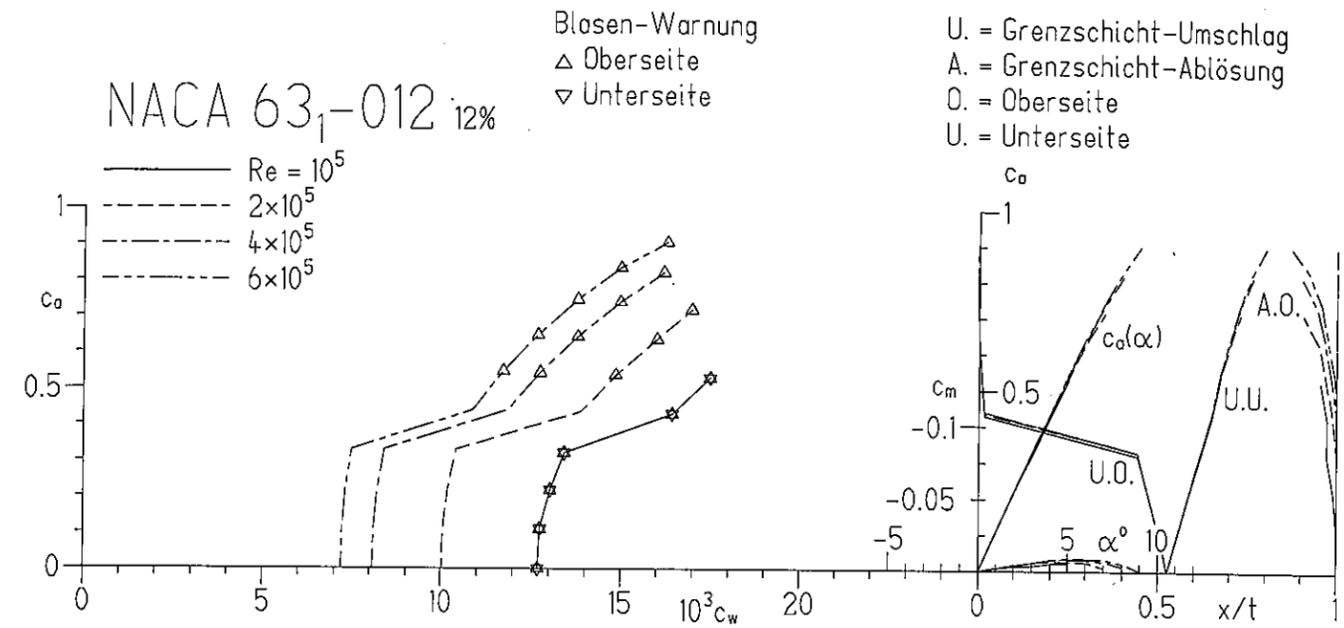
U. = Unterseite



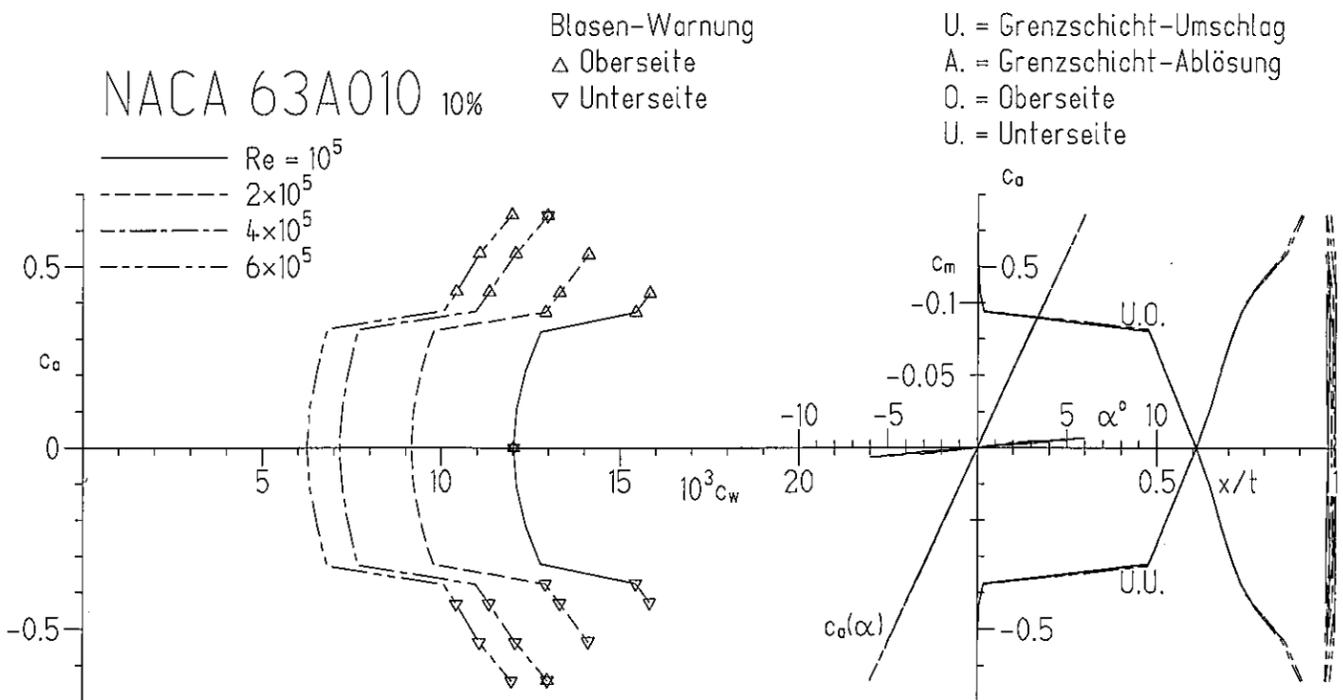
NACA 63A008 8%



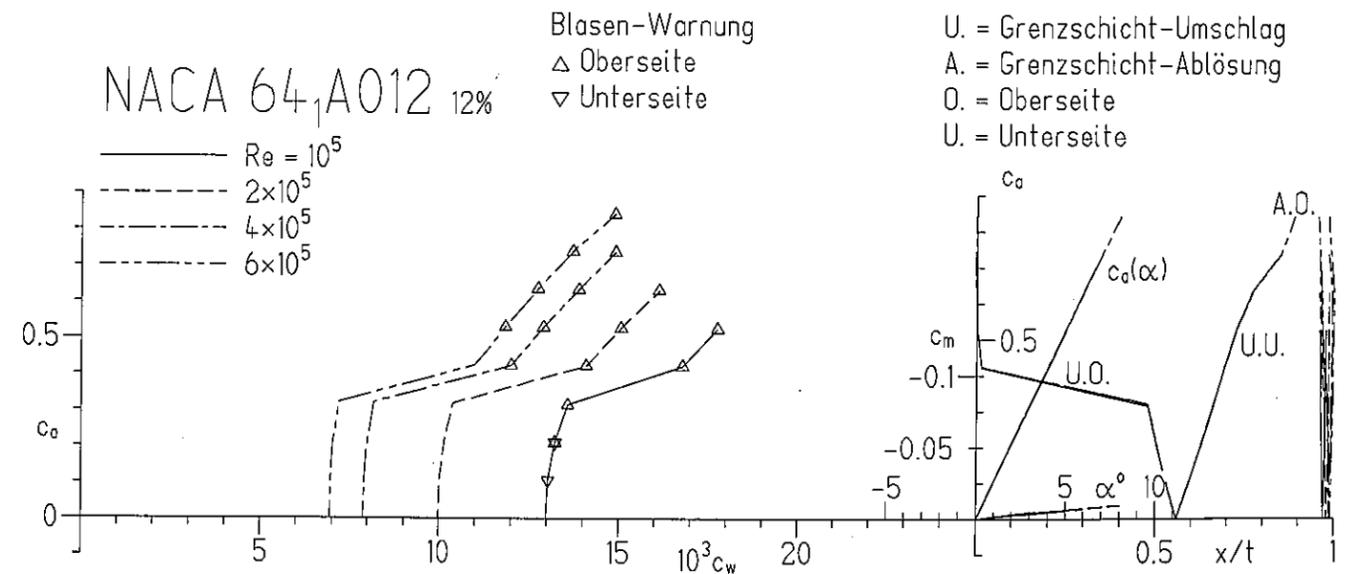
NACA 63₁-012 12%



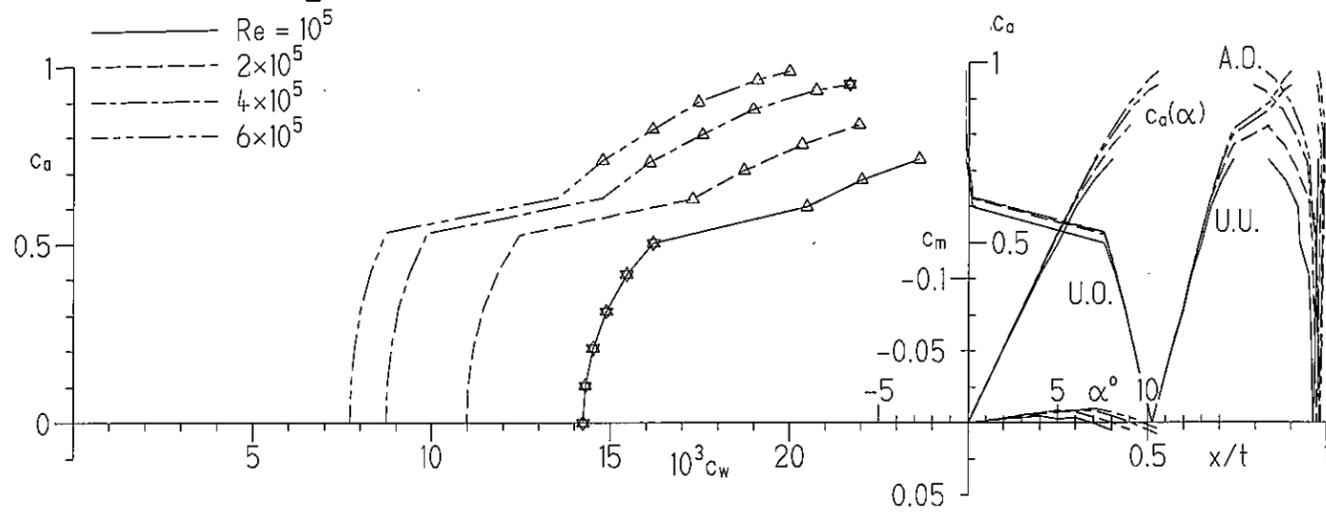
NACA 63A010 10%



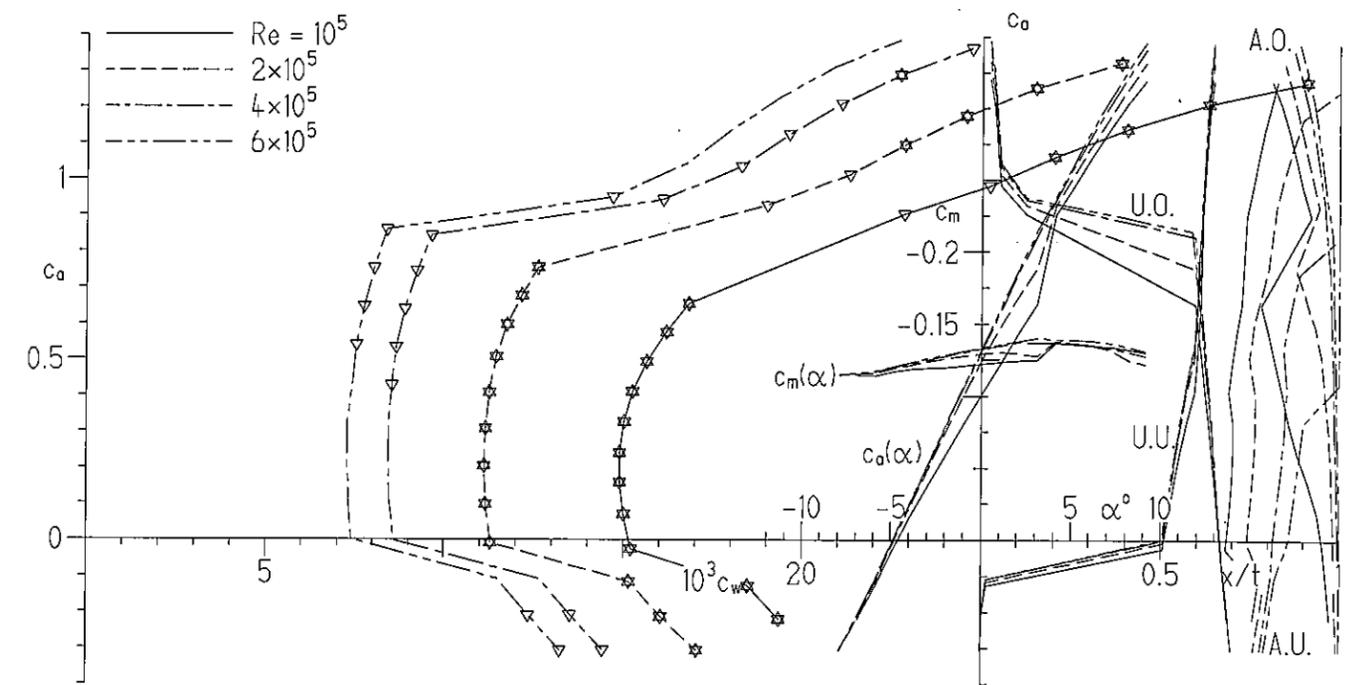
NACA 64₁A012 12%



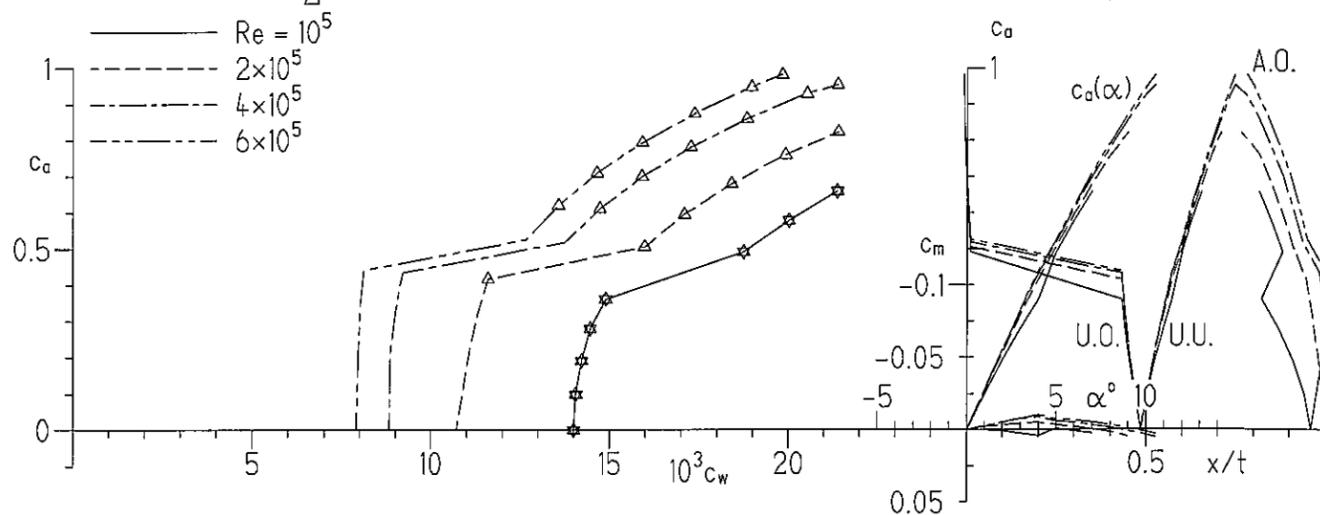
NACA 63₂A015 15%



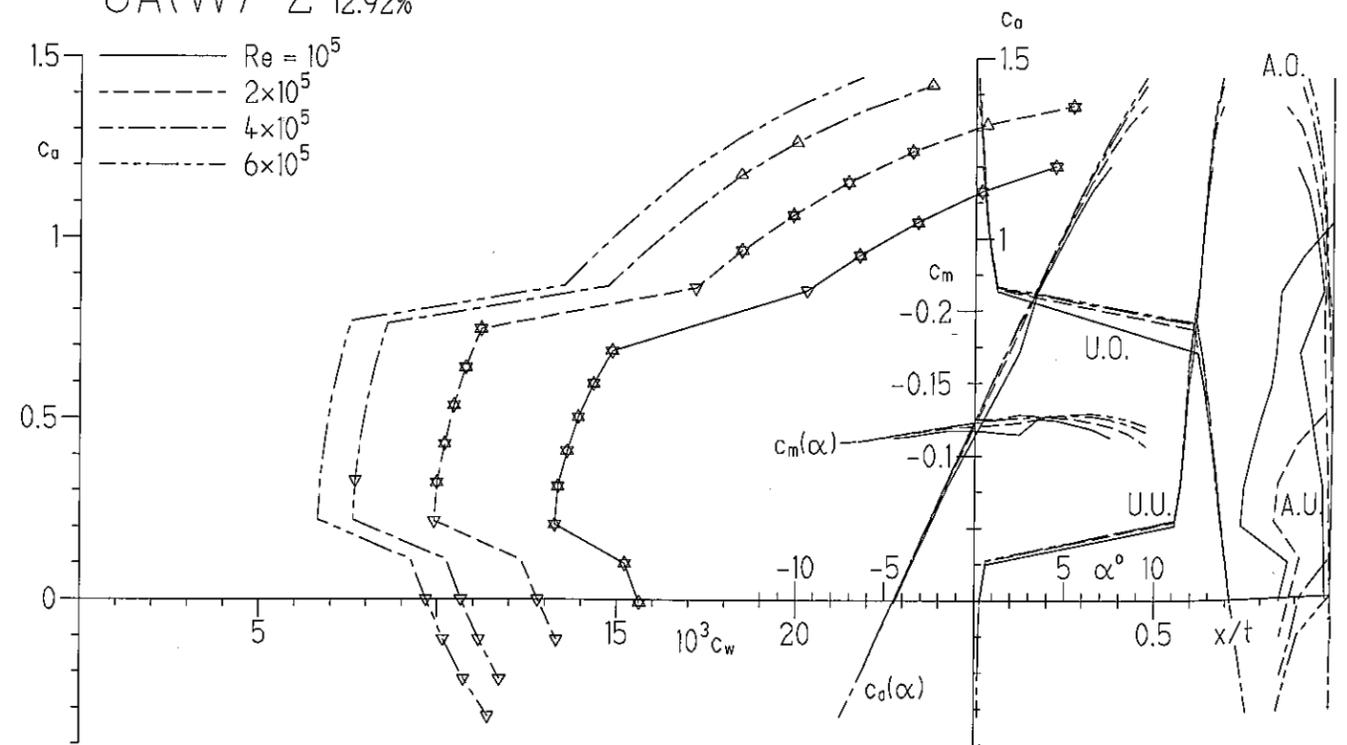
GA(W)-1 17.02%



NACA 64₂-015 15%



GA(W)-2 12.92%



7.6 Koordinatentabellen

NACA-Profil 4er-Serie

NACA 0006	
x	y
1.00000	0.00063
0.99726	0.00082
0.98907	0.00139
0.97553	0.00232
0.95677	0.00358
0.93301	0.00514
0.90451	0.00696
0.87157	0.00898
0.83457	0.01116
0.79389	0.01345
0.75000	0.01580
0.70337	0.01816
0.65451	0.02046
0.60396	0.02265
0.55226	0.02468
0.50000	0.02647
0.44774	0.02796
0.39604	0.02909
0.34549	0.02979
0.29663	0.03001
0.25000	0.02971
0.20611	0.02886
0.16543	0.02745
0.12843	0.02550
0.09549	0.02302
0.06699	0.02007
0.04323	0.01669
0.02447	0.01295
0.01093	0.00888
0.00274	0.00456
0.00000	0.00000
0.00274	-0.00456
0.01093	-0.00888
0.02447	-0.01295
0.04323	-0.01669
0.06699	-0.02007
0.09549	-0.02302
0.12843	-0.02550
0.16543	-0.02745
0.20611	-0.02886
0.25000	-0.02971
0.29663	-0.03001
0.34549	-0.02979
0.39604	-0.02909
0.44774	-0.02796
0.50000	-0.02647
0.55226	-0.02468
0.60396	-0.02265
0.65451	-0.02046
0.70337	-0.01816
0.75000	-0.01580
0.79389	-0.01345
0.83457	-0.01116
0.87157	-0.00898
0.90451	-0.00696
0.93301	-0.00514
0.95677	-0.00358
0.97553	-0.00232
0.98907	-0.00139
0.99726	-0.00082
1.00000	-0.00063
Dicke 6.00 %	
Alpha0 = 0.00 °	

NACA 0009	
x	y
1.00000	0.00095
0.99726	0.00123
0.98907	0.00209
0.97553	0.00348
0.95677	0.00538
0.93301	0.00771
0.90451	0.01044
0.87157	0.01347
0.83457	0.01674
0.79389	0.02018
0.75000	0.02370
0.70337	0.02723
0.65451	0.03069
0.60396	0.03398
0.55226	0.03702
0.50000	0.03971
0.44774	0.04194
0.39604	0.04363
0.34549	0.04468
0.29663	0.04501
0.25000	0.04456
0.20611	0.04329
0.16543	0.04118
0.12843	0.03825
0.09549	0.03454
0.06699	0.03011
0.04323	0.02504
0.02447	0.01942
0.01093	0.01333
0.00274	0.00684
0.00000	0.00000
0.00274	-0.00684
0.01093	-0.01333
0.02447	-0.01942
0.04323	-0.02504
0.06699	-0.03011
0.09549	-0.03454
0.12843	-0.03825
0.16543	-0.04118
0.20611	-0.04329
0.25000	-0.04456
0.29663	-0.04501
0.34549	-0.04468
0.39604	-0.04363
0.44774	-0.04194
0.50000	-0.03971
0.55226	-0.03702
0.60396	-0.03398
0.65451	-0.03069
0.70337	-0.02723
0.75000	-0.02370
0.79389	-0.02018
0.83457	-0.01674
0.87157	-0.01347
0.90451	-0.01044
0.93301	-0.00771
0.95677	-0.00538
0.97553	-0.00348
0.98907	-0.00209
0.99726	-0.00123
1.00000	-0.00095
Dicke 9.00 %	
Alpha0 = 0.00 °	

NACA 0012	
x	y
1.00000	0.00126
0.99726	0.00164
0.98907	0.00278
0.97553	0.00464
0.95677	0.00717
0.93301	0.01029
0.90451	0.01391
0.87157	0.01796
0.83457	0.02232
0.79389	0.02691
0.75000	0.03160
0.70337	0.03631
0.65451	0.04092
0.60396	0.04531
0.55226	0.04936
0.50000	0.05294
0.44774	0.05592
0.39604	0.05818
0.34549	0.05957
0.29663	0.06001
0.25000	0.05941
0.20611	0.05771
0.16543	0.05490
0.12843	0.05100
0.09549	0.04605
0.06699	0.04015
0.04323	0.03339
0.02447	0.02589
0.01093	0.01777
0.00274	0.00911
0.00000	0.00000
0.00274	-0.00911
0.01093	-0.01777
0.02447	-0.02589
0.04323	-0.03339
0.06699	-0.04015
0.09549	-0.04605
0.12843	-0.05100
0.16543	-0.05490
0.20611	-0.05771
0.25000	-0.05941
0.29663	-0.06001
0.34549	-0.05957
0.39604	-0.05818
0.44774	-0.05592
0.50000	-0.05294
0.55226	-0.04936
0.60396	-0.04531
0.65451	-0.04092
0.70337	-0.03631
0.75000	-0.03160
0.79389	-0.02691
0.83457	-0.02232
0.87157	-0.01796
0.90451	-0.01391
0.93301	-0.01029
0.95677	-0.00717
0.97553	-0.00464
0.98907	-0.00278
0.99726	-0.00164
1.00000	-0.00126
Dicke 12.00 %	
Alpha0 = 0.00 °	

NACA 0015	
x	y
1.00000	0.00158
0.99726	0.00205
0.98907	0.00348
0.97553	0.00580
0.95677	0.00896
0.93301	0.01286
0.90451	0.01739
0.87157	0.02245
0.83457	0.02790
0.79389	0.03363
0.75000	0.03950
0.70337	0.04539
0.65451	0.05115
0.60396	0.05663
0.55226	0.06170
0.50000	0.06618
0.44774	0.06990
0.39604	0.07272
0.34549	0.07447
0.29663	0.07502
0.25000	0.07427
0.20611	0.07214
0.16543	0.06863
0.12843	0.06374
0.09549	0.05756
0.06699	0.05018
0.04323	0.04174
0.02447	0.03237
0.01093	0.02221
0.00274	0.01139
0.00000	0.00000
0.00274	-0.01139
0.01093	-0.02221
0.02447	-0.03237
0.04323	-0.04174
0.06699	-0.05018
0.09549	-0.05756
0.12843	-0.06374
0.16543	-0.06863
0.20611	-0.07214
0.25000	-0.07427
0.29663	-0.07502
0.34549	-0.07447
0.39604	-0.07272
0.44774	-0.06990
0.50000	-0.06618
0.55226	-0.06170
0.60396	-0.05663
0.65451	-0.05115
0.70337	-0.04539
0.75000	-0.03950
0.79389	-0.03363
0.83457	-0.02790
0.87157	-0.02245
0.90451	-0.01739
0.93301	-0.01286
0.95677	-0.00896
0.97553	-0.00580
0.98907	-0.00348
0.99726	-0.00205
1.00000	-0.00158
Dicke 15.00 %	
Alpha0 = 0.00 °	

NACA 2406	
x	y
1.00004	0.00063
0.99732	0.00100
0.98916	0.00211
0.97568	0.00391
0.95699	0.00635
0.93332	0.00935
0.90490	0.01281
0.87204	0.01661
0.83510	0.02066
0.79448	0.02482
0.75061	0.02898
0.70398	0.03303
0.65509	0.03685
0.60447	0.04034
0.55268	0.04339
0.50029	0.04591
0.44788	0.04783
0.39602	0.04909
0.34509	0.04941
0.29586	0.04866
0.24889	0.04687
0.20471	0.04412
0.16383	0.04053
0.12670	0.03622
0.09374	0.03137
0.06532	0.02614
0.04174	0.02072
0.02326	0.01526
0.01007	0.00992
0.00229	0.00481
0.00000	0.00000
0.00319	-0.00426
0.01179	-0.00777
0.02568	-0.01052
0.04471	-0.01254
0.06865	-0.01387
0.09724	-0.01455
0.13015	-0.01466
0.16704	-0.01428
0.20750	-0.01352
0.25111	-0.01250
0.29741	-0.01133
0.34590	-0.01016
0.39607	-0.00909
0.44759	-0.00809
0.49971	-0.00702
0.55185	-0.00596
0.60344	-0.00496
0.65393	-0.00405
0.70276	-0.00326
0.74939	-0.00260
0.79330	-0.00206
0.83403	-0.00164
0.87110	-0.00132
0.90412	-0.00109
0.93271	-0.00092
0.95655	-0.00080
0.97538	-0.00072
0.98898	-0.00067
0.99721	-0.00064
0.99996	-0.00063
Dicke 6 %	
Alpha0 = -2.114 °	

NACA 2409	
x	y
1.00006	0.00094
0.99734	0.00141
0.98921	0.00280
0.97575	0.00507
0.95710	0.00814
0.93347	0.01192
0.90509	0.01628
0.87228	0.02110
0.83537	0.02623
0.79477	0.03154
0.75092	0.03688
0.70429	0.04210
0.65538	0.04708
0.60473	0.05166
0.55289	0.05573
0.50044	0.05915
0.44796	0.06181
0.39600	0.06363
0.34488	0.06431
0.29547	0.06366
0.24833	0.06172
0.20401	0.05854
0.16302	0.05423
0.12584	0.04894
0.09287	0.04285
0.06449	0.03614
0.04100	0.02903
0.02266	0.02171
0.00964	0.01434
0.00206	0.00708
0.00000	0.00000
0.00341	-0.00653
0.01222	-0.01219
0.02629	-0.01696
0.04545	-0.02085
0.06949	-0.02387
0.09811	-0.02603
0.13102	-0.02738
0.16785	-0.02798
0.20820	-0.02793
0.25167	-0.02734
0.29779	-0.02633
0.34610	-0.02505
0.39609	-0.02363
0.44751	-0.02207
0.49956	-0.02026
0.55164	-0.01830
0.60319	-0.01628
0.65364	-0.01427
0.70245	-0.01233
0.74908	-0.01049
0.79301	-0.00878
0.83376	-0.00721
0.87087	-0.00581
0.90392	-0.00456
0.93256	-0.00348
0.95644	-0.00259
0.97531	-0.00188
0.98894	-0.00136
0.99718	-0.00105
0.99994	-0.00094
Dicke 9 %	
Alpha0 = -2.138 °	

NACA 2412	
x	y
1.00008	0.00126
0.99737	0.00182
0.98926	0.00350
0.97582	0.00623
0.95722	0.00993
0.93362	0.01448
0.90529	0.01975
0.87251	0.02558
0.83564	0.03181
0.79507	0.03826
0.75123	0.04477
0.70459	0.05118
0.65567	0.05730
0.60498	0.06298
0.55310	0.06806
0.50059	0.07238
0.44803	0.07580
0.39599	0.07817
0.34468	0.07920
0.29508	0.07866
0.24777	0.07656
0.20331	0.07295
0.16222	0.06793
0.12497	0.06166
0.09200	0.05433

NACA 4406		NACA 4409		NACA 4412		NACA 4415	
x	y	x	y	x	y	x	y
1.00008	0.00062	1.00012	0.00094	1.00017	0.00125	1.00021	0.00156
0.99737	0.00118	0.99742	0.00159	0.99748	0.00199	0.99753	0.00240
0.98925	0.00282	0.98934	0.00351	0.98943	0.00420	0.98953	0.00489
0.97582	0.00550	0.97597	0.00665	0.97612	0.00780	0.97626	0.00895
0.95721	0.00911	0.95743	0.01089	0.95765	0.01267	0.95787	0.01445
0.93362	0.01354	0.93392	0.01609	0.93422	0.01865	0.93453	0.02120
0.90528	0.01863	0.90567	0.02209	0.90606	0.02555	0.90645	0.02900
0.87251	0.02422	0.87298	0.02869	0.87344	0.03315	0.87391	0.03762
0.83564	0.03013	0.83617	0.03568	0.83671	0.04124	0.83725	0.04679
0.79507	0.03616	0.79565	0.04286	0.79624	0.04956	0.79683	0.05626
0.75123	0.04214	0.75184	0.05002	0.75245	0.05790	0.75306	0.06577
0.70459	0.04789	0.70520	0.05695	0.70581	0.06600	0.70642	0.07506
0.65566	0.05323	0.65624	0.06344	0.65682	0.07365	0.65740	0.08387
0.60498	0.05801	0.60549	0.06932	0.60601	0.08064	0.60652	0.09195
0.55310	0.06209	0.55352	0.07442	0.55393	0.08675	0.55435	0.09909
0.50059	0.06535	0.50088	0.07858	0.50118	0.09182	0.50147	0.10505
0.44803	0.06771	0.44818	0.08169	0.44833	0.09567	0.44848	0.10965
0.39599	0.06908	0.39596	0.08363	0.39593	0.09817	0.39590	0.11271
0.34468	0.06903	0.34427	0.08392	0.34387	0.09881	0.34346	0.11370
0.29508	0.06730	0.29431	0.08228	0.29353	0.09726	0.29276	0.11225
0.24778	0.06400	0.24667	0.07881	0.24556	0.09362	0.24445	0.10843
0.20332	0.05932	0.20193	0.07369	0.20054	0.08805	0.19915	0.10241
0.16224	0.05351	0.16064	0.06714	0.15904	0.08077	0.15744	0.09441
0.12500	0.04683	0.12328	0.05946	0.12157	0.07209	0.11985	0.08473
0.09203	0.03958	0.09029	0.05096	0.08856	0.06234	0.08683	0.07372
0.06369	0.03208	0.06204	0.04198	0.06039	0.05188	0.05875	0.06178
0.04030	0.02461	0.03883	0.03283	0.03736	0.04105	0.03590	0.04927
0.02208	0.01747	0.02089	0.02383	0.01969	0.03019	0.01850	0.03656
0.00923	0.01088	0.00838	0.01524	0.00753	0.01960	0.00668	0.02396
0.00185	0.00502	0.00141	0.00725	0.00096	0.00949	0.00052	0.01172
0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
0.00363	-0.00392	0.00407	-0.00616	0.00451	-0.00839	0.00496	-0.01063
0.01262	-0.00657	0.01347	-0.01093	0.01432	-0.01529	0.01517	-0.01965
0.02686	-0.00798	0.02806	-0.01434	0.02925	-0.02070	0.03044	-0.02707
0.04616	-0.00826	0.04762	-0.01647	0.04909	-0.02469	0.05056	-0.03291
0.07028	-0.00752	0.07193	-0.01742	0.07358	-0.02732	0.07523	-0.03722
0.09896	-0.00594	0.10069	-0.01732	0.10242	-0.02871	0.10416	-0.04009
0.13186	-0.00370	0.13357	-0.01634	0.13529	-0.02897	0.13700	-0.04160
0.16863	-0.00102	0.17023	-0.01465	0.17183	-0.02828	0.17343	-0.04192
0.20889	0.00188	0.21028	-0.01248	0.21168	-0.02684	0.21307	-0.04120
0.25222	0.00475	0.25333	-0.01006	0.25444	-0.02487	0.25555	-0.03968
0.29818	0.00736	0.29895	-0.00762	0.29973	-0.02261	0.30050	-0.03759
0.34630	0.00948	0.34671	-0.00541	0.34711	-0.02030	0.34752	-0.03518
0.39610	0.01091	0.39613	-0.00364	0.39616	-0.01818	0.39619	-0.03272
0.44744	0.01179	0.44729	-0.00219	0.44714	-0.01617	0.44699	-0.03015
0.49941	0.01243	0.49912	-0.00081	0.49882	-0.01404	0.49853	-0.02727
0.55143	0.01276	0.55101	0.00043	0.55060	-0.01191	0.55018	-0.02424
0.60293	0.01275	0.60242	0.00143	0.60190	-0.00988	0.60139	-0.02120
0.65335	0.01238	0.65278	0.00216	0.65220	-0.00805	0.65162	-0.01826
0.70215	0.01166	0.70154	0.00260	0.70093	-0.00645	0.70032	-0.01551
0.74877	0.01063	0.74816	0.00276	0.74755	-0.00512	0.74694	-0.01300
0.79272	0.00936	0.79213	0.00266	0.79155	-0.00404	0.79096	-0.01074
0.83349	0.00791	0.83296	0.00235	0.83242	-0.00320	0.83188	-0.00876
0.87064	0.00636	0.87017	0.00190	0.86970	-0.00257	0.86923	-0.00704
0.90373	0.00481	0.90335	0.00135	0.90296	-0.00211	0.90257	-0.00557
0.93241	0.00333	0.93211	0.00077	0.93180	-0.00178	0.93150	-0.00434
0.95633	0.00200	0.95611	0.00022	0.95589	-0.00156	0.95567	-0.00334
0.97523	0.00089	0.97509	-0.00026	0.97494	-0.00141	0.97479	-0.00256
0.98889	0.00006	0.98880	-0.00063	0.98871	-0.00132	0.98862	-0.00201
0.99715	-0.00045	0.99710	-0.00086	0.99704	-0.00127	0.99699	-0.00167
0.99992	-0.00062	0.99988	-0.00094	0.99983	-0.00125	0.99979	-0.00156
Dicke 6%		Dicke 9%		Dicke 12%		Dicke 15%	
Alpha0 = -4.215 °		Alpha0 = -4.263 °		Alpha0 = -4.304 °		Alpha0 = -4.346 °	

NACA 6406		NACA 6409		NACA 6412		NACA 6415	
x	y	x	y	x	y	x	y
1.00012	0.00062	1.00019	0.00093	1.00025	0.00124	1.00031	0.00154
0.99742	0.00135	0.99750	0.00176	0.99758	0.00216	0.99766	0.00256
0.98934	0.00353	0.98948	0.00421	0.98961	0.00490	0.98974	0.00558
0.97597	0.00707	0.97618	0.00821	0.97640	0.00935	0.97662	0.01049
0.95743	0.01186	0.95775	0.01362	0.95808	0.01538	0.95841	0.01714
0.93391	0.01771	0.93436	0.02025	0.93481	0.02278	0.93526	0.02531
0.90566	0.02444	0.90624	0.02787	0.90682	0.03130	0.90739	0.03473
0.87297	0.03181	0.87366	0.03624	0.87436	0.04068	0.87506	0.04511
0.83617	0.03957	0.83697	0.04509	0.83777	0.05062	0.83857	0.05614
0.79564	0.04748	0.79652	0.05415	0.79740	0.06082	0.79827	0.06749
0.75183	0.05528	0.75275	0.06313	0.75366	0.07097	0.75458	0.07882
0.70519	0.06272	0.70611	0.07176	0.70702	0.08079	0.70793	0.08982
0.65624	0.06959	0.65710	0.07978	0.65797	0.08998	0.65883	0.10017
0.60549	0.07567	0.60626	0.08697	0.60703	0.09827	0.60780	0.10957
0.55352	0.08078	0.55414	0.09311	0.55477	0.10543	0.55539	0.11775
0.50088	0.08479	0.50132	0.09802	0.50176	0.11124	0.50220	0.12447
0.44818	0.08758	0.44840	0.10156	0.44863	0.11554	0.44885	0.12951
0.39596	0.08908	0.39591	0.10363	0.39587	0.11817	0.39583	0.13271
0.34427	0.08865	0.34367	0.10353	0.34306	0.11841	0.34245	0.13329
0.29431	0.08591	0.29315	0.10087	0.29199	0.11583	0.29083	0.13079
0.24668	0.08108	0.24502	0.09584	0.24336	0.11060	0.24170	0.12536
0.20195	0.07446	0.19988	0.08874	0.19780	0.10302	0.19573	0.11729
0.16068	0.06640	0.15830	0.07992	0.15592	0.09344	0.15354	0.10696
0.12334	0.05733	0.12079	0.06982	0.11825	0.08231	0.11571	0.09481
0.09037	0.04767	0.08780	0.05890	0.08524	0.07012	0.08268	0.08134
0.06212	0.03789	0.05969	0.04763	0.05726	0.05736	0.05483	0.06710
0.03891	0.02839	0.03675	0.03646	0.03460	0.04452	0.03244	0.05259
0.02096	0.01958	0.01921	0.02581	0.01745	0.03204	0.01570	0.03827
0.00844	0.01176	0.00719	0.01603	0.00595	0.02029	0.00470	0.02456
0.00144	0.00519	0.00079	0.00737	0.00014	0.00955	-0.00051	0.01174
0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
0.00404	-0.00355	0.00469	-0.00573	0.00534	-0.00792	0.00599	-0.01010
0.01342	-0.00530	0.01466	-0.00956	0.01590	-0.01383	0.01715	-0.01809
0.02798	-0.00534	0.02974	-0.01158	0.03149	-0.01781	0.03325	-0.02404
0.04754	-0.00386	0.04970	-0.01192	0.05186	-0.01999	0.05402	-0.02805
0.07185	-0.00106	0.07428	-0.01080	0.07672	-0.02054	0.07915	-0.03027
0.10062	0.00278	0.10318	-0.00844	0.10574	-0.01967	0.10831	-0.03089
0.13352	0.00736	0.13606	-0.00513	0.13861	-0.01763	0.14115	-0.03012
0.17019	0.01233	0.17257	-0.00119	0.17495	-0.01470	0.17733	-0.02822
0.21026	0.01735	0.21234	0.00307	0.21441	-0.01121	0.21649	-0.02549
0.25332	0.02204	0.25498	0.00728	0.25664	-0.00748	0.25830	-0.02224
0.29895	0.02608	0.30011	0.01112	0.30127	-0.00384	0.30243	-0.01880
0.34671	0.02912	0.34732	0.01424	0.34792	-0.00064	0.34853	-0.01552
0.39613	0.03091	0.39617	0.01636	0.39622	0.00182	0.39626	-0.01272
0.44729	0.03166	0.44707	0.01768	0.44685	0.00370	0.44662	-0.01027
0.49912	0.03188	0.49868	0.01865	0.49824	0.00542	0.49780	-0.00781
0.55101	0.03149	0.55039	0.01917	0.54976	0.00684	0.54914	-0.00548
0.60242	0.03047	0.60165	0.01916	0.60088	0.00786	0.60011	-0.00344
0.65278	0.02882	0.65191	0.01863	0.65105	0.00843	0.65018	-0.00176
0.70154	0.02660	0.70063	0.01757	0.69972	0.00853	0.69880	-0.00050
0.74817	0.02389	0.74725	0.01604	0.74634	0.00819	0.74542	0.00035
0.79214	0.02080	0.79127	0.01413	0.79039	0.00747	0.78951	0.00080
0.83297	0.01748	0.83217	0.01196	0.83137	0.00643	0.83057	0.00091
0.87018	0.01407	0.86948	0.00963	0.86878	0.00520	0.86809	0.00076
0.90335	0.01072	0.90278	0.00729	0.90220	0.00386	0.90162	0.00043
0.93211	0.00759	0.93166	0.00505	0.93121	0.00252	0.93076	-0.00001
0.95612	0.00481	0.95579	0.00305	0.95546	0.00129		

NACA-Profile 6er-Serie

NACA 631-212		NACA 641-212		NACA 631-412	
x	y	x	y	x	y
1.00000	0.00000	1.00000	0.00000	1.00000	0.00000
0.95012	0.00566	0.95013	0.00604	0.95013	0.00604
0.90025	0.01224	0.90027	0.01303	0.90027	0.01303
0.85035	0.01947	0.85038	0.02054	0.85038	0.02054
0.80042	0.02698	0.80045	0.02825	0.80045	0.02825
0.75045	0.03451	0.75047	0.03590	0.75047	0.03590
0.70043	0.04182	0.70045	0.04322	0.70045	0.04322
0.65038	0.04870	0.65039	0.05004	0.65039	0.05004
0.60029	0.05491	0.60029	0.05619	0.60029	0.05619
0.55016	0.06030	0.55016	0.06151	0.55016	0.06151
0.50000	0.06473	0.50000	0.06583	0.50000	0.06583
0.44982	0.06799	0.44982	0.06893	0.44982	0.06893
0.39962	0.06991	0.39961	0.07052	0.39961	0.07052
0.34941	0.07030	0.34941	0.07008	0.34941	0.07008
0.29920	0.06901	0.29921	0.06815	0.29921	0.06815
0.24900	0.06606	0.24903	0.06470	0.24903	0.06470
0.19882	0.06137	0.19886	0.05968	0.19886	0.05968
0.14868	0.05470	0.14872	0.05291	0.14872	0.05291
0.09859	0.04554	0.09865	0.04386	0.09865	0.04386
0.07358	0.03963	0.07364	0.03815	0.07364	0.03815
0.04863	0.03238	0.04868	0.03123	0.04868	0.03123
0.02378	0.02284	0.02382	0.02218	0.02382	0.02218
0.01145	0.01622	0.01147	0.01593	0.01147	0.01593
0.00657	0.01260	0.00659	0.01245	0.00659	0.01245
0.00417	0.01032	0.00418	0.01025	0.00418	0.01025
0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
0.00583	-0.00932	0.00582	-0.00925	0.00582	-0.00925
0.00843	-0.01120	0.00841	-0.01105	0.00841	-0.01105
0.01355	-0.01408	0.01353	-0.01379	0.01353	-0.01379
0.02622	-0.01912	0.02618	-0.01846	0.02618	-0.01846
0.05137	-0.02606	0.05132	-0.02491	0.05132	-0.02491
0.07642	-0.03115	0.07636	-0.02967	0.07636	-0.02967
0.10141	-0.03520	0.10135	-0.03352	0.10135	-0.03352
0.15132	-0.04124	0.15128	-0.03945	0.15128	-0.03945
0.20118	-0.04545	0.20114	-0.04376	0.20114	-0.04376
0.25100	-0.04816	0.25097	-0.04680	0.25097	-0.04680
0.30080	-0.04957	0.30079	-0.04871	0.30079	-0.04871
0.35059	-0.04970	0.35059	-0.04948	0.35059	-0.04948
0.40038	-0.04849	0.40039	-0.04910	0.40039	-0.04910
0.45018	-0.04609	0.45018	-0.04703	0.45018	-0.04703
0.50000	-0.04267	0.50000	-0.04377	0.50000	-0.04377
0.54984	-0.03840	0.54984	-0.03961	0.54984	-0.03961
0.59971	-0.03349	0.59971	-0.03477	0.59971	-0.03477
0.64962	-0.02810	0.64961	-0.02944	0.64961	-0.02944
0.69957	-0.02238	0.69955	-0.02378	0.69955	-0.02378
0.74955	-0.01661	0.74953	-0.01800	0.74953	-0.01800
0.79958	-0.01106	0.79955	-0.01233	0.79955	-0.01233
0.84965	-0.00601	0.84962	-0.00708	0.84962	-0.00708
0.89975	-0.00190	0.89973	-0.00269	0.89973	-0.00269
0.94988	0.00066	0.94987	0.00028	0.94987	0.00028
1.00000	0.00000	1.00000	0.00000	1.00000	0.00000
Dicke 12 %		Dicke 12 %		Dicke 12 %	
Alpha0 = -1.741 °		Alpha0 = -1.748 °		Alpha0 = -1.748 °	

NACA 63A006		NACA 63A008		NACA 63A010	
x	y	x	y	x	y
1.00000	0.00013	1.00000	0.00018	1.00000	0.00021
0.95000	0.00322	0.95000	0.00425	0.95000	0.00525
0.90000	0.00630	0.90000	0.00833	0.90000	0.01030
0.85000	0.00939	0.85000	0.01240	0.85000	0.01535
0.80000	0.01248	0.80000	0.01647	0.80000	0.02040
0.75000	0.01556	0.75000	0.02055	0.75000	0.02545
0.70000	0.01859	0.70000	0.02457	0.70000	0.03044
0.65000	0.02143	0.65000	0.02837	0.65000	0.03517
0.60000	0.02396	0.60000	0.03176	0.60000	0.03943
0.55000	0.02613	0.55000	0.03468	0.55000	0.04311
0.50000	0.02788	0.50000	0.03705	0.50000	0.04613
0.45000	0.02914	0.45000	0.03878	0.45000	0.04837
0.40000	0.02985	0.40000	0.03978	0.40000	0.04968
0.35000	0.02996	0.35000	0.03995	0.35000	0.04995
0.30000	0.02942	0.30000	0.03926	0.30000	0.04913
0.25000	0.02820	0.25000	0.03776	0.25000	0.04714
0.19885	0.02631	0.19885	0.03515	0.19885	0.04400
0.15000	0.02362	0.15000	0.03155	0.15000	0.03950
0.10000	0.01989	0.10000	0.02656	0.10000	0.03324
0.07500	0.01747	0.07500	0.02332	0.07500	0.02917
0.05000	0.01447	0.05000	0.01930	0.05000	0.02412
0.02500	0.01045	0.02500	0.01391	0.02500	0.01737
0.01250	0.00754	0.01250	0.01003	0.01250	0.01250
0.00750	0.00595	0.00750	0.00791	0.00750	0.00983
0.00500	0.00495	0.00500	0.00658	0.00500	0.00816
0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
0.00500	-0.00495	0.00500	-0.00658	0.00500	-0.00816
0.00750	-0.00595	0.00750	-0.00791	0.00750	-0.00983
0.01250	-0.00754	0.01250	-0.01003	0.01250	-0.01250
0.02500	-0.01045	0.02500	-0.01391	0.02500	-0.01737
0.05000	-0.01447	0.05000	-0.01930	0.05000	-0.02412
0.07500	-0.01747	0.07500	-0.02332	0.07500	-0.02917
0.10000	-0.01989	0.10000	-0.02656	0.10000	-0.03324
0.15000	-0.02362	0.15000	-0.03155	0.15000	-0.03950
0.19885	-0.02631	0.19885	-0.03515	0.19885	-0.04400
0.25000	-0.02820	0.25000	-0.03776	0.25000	-0.04714
0.30000	-0.02942	0.30000	-0.03926	0.30000	-0.04913
0.35000	-0.02996	0.35000	-0.03995	0.35000	-0.04995
0.40000	-0.02985	0.40000	-0.03978	0.40000	-0.04968
0.45000	-0.02914	0.45000	-0.03878	0.45000	-0.04837
0.50000	-0.02788	0.50000	-0.03705	0.50000	-0.04613
0.55000	-0.02613	0.55000	-0.03468	0.55000	-0.04311
0.60000	-0.02396	0.60000	-0.03176	0.60000	-0.03943
0.65000	-0.02143	0.65000	-0.02837	0.65000	-0.03517
0.70000	-0.01859	0.70000	-0.02457	0.70000	-0.03044
0.75000	-0.01556	0.75000	-0.02055	0.75000	-0.02545
0.80000	-0.01248	0.80000	-0.01647	0.80000	-0.02040
0.85000	-0.00939	0.85000	-0.01240	0.85000	-0.01535
0.90000	-0.00630	0.90000	-0.00833	0.90000	-0.01030
0.95000	-0.00322	0.95000	-0.00425	0.95000	-0.00525
1.00000	-0.00013	1.00000	-0.00018	1.00000	-0.00021
Dicke 6 %		Dicke 8 %		Dicke 10 %	
Alpha0 = 0.0 °		Alpha0 = 0.0 °		Alpha0 = 0.0 °	

NASA-Profile

NACA 631-012		NACA 641A012		NACA 632A015		NACA 642-015	
x	y	x	y	x	y	x	y
1.00000	0.00000	1.00000	0.00025	1.00000	0.00032	1.00000	0.00000
0.95000	0.00250	0.95000	0.00644	0.95000	0.00772	0.95000	0.00346
0.90000	0.00707	0.90000	0.01263	0.90000	0.01512	0.90000	0.00950
0.85000	0.01274	0.85000	0.01882	0.85000	0.02252	0.85000	0.01677
0.80000	0.01902	0.80000	0.02500	0.80000	0.02991	0.80000	0.02472
0.75000	0.02556	0.75000	0.03118	0.75000	0.03731	0.75000	0.03296
0.70000	0.03210	0.70000	0.03721	0.70000	0.04468	0.70000	0.04113
0.65000	0.03840	0.65000	0.04289	0.65000	0.05173	0.65000	0.04895
0.60000	0.04420	0.60000	0.04801	0.60000	0.05820	0.60000	0.05620
0.55000	0.04935	0.55000	0.05244	0.55000	0.06387	0.55000	0.06266
0.50000	0.05370	0.50000	0.05605	0.50000	0.06858	0.50000	0.06810
0.45000	0.05704	0.45000	0.05863	0.45000	0.07215	0.45000	0.07224
0.40000	0.05920	0.40000	0.05993	0.40000	0.07435	0.40000	0.07473
0.35000	0.06000	0.35000	0.05965	0.35000	0.07496	0.35000	0.07482
0.30000	0.05930	0.30000	0.05809	0.30000	0.07384	0.30000	0.07319
0.25000	0.05712	0.25000	0.05534	0.25000	0.07091	0.25000	0.06985
0.19885	0.05342	0.20000	0.05132	0.20000	0.06619	0.20000	0.06480
0.15000	0.04799	0.15000	0.04580	0.15000	0.05942	0.15000	0.05785
0.10000	0.04039	0.10000	0.03839	0.10000	0.04997	0.10000	0.04842
0.07500	0.03542	0.07500	0.03364	0.07500	0.04382	0.07500	0.04240
0.05000	0.02925	0.05000	0.02788	0.05000	0.03618	0.05000	0.03504
0.02500	0.02102	0.02500	0.02018	0.02500	0.02579	0.02500	0.02528
0.01250	0.01519	0.01250	0.01464	0.01250	0.01844	0.01250	0.01842
0.00750	0.01194	0.00750	0.01158	0.00750	0.01448	0.00750	0.01456
0.00500	0.00985	0.00500	0.00961	0.00500	0.01203	0.00500	0.01208
0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
0.00500	-0.00985	0.00500	-0.00961	0.00500	-0.01203	0.00500	-0.01208
0.00750	-0.01194	0.00750	-0.01158	0.00750	-0.01448	0.00750	-0.01456
0.01250	-0.01519	0.01250	-0.01464	0.01250	-0.01844	0.01250	-0.01842
0.02500	-0.02102	0.02500	-0.02018	0.02500	-0.02579	0.02500	-0.02528
0.05000	-0.02925	0.05000	-0.02788	0.05000	-0.03618	0.05000	-0.03504
0.07500	-0.03542	0.07500	-0.03364	0.07500	-0.04382	0.07500	-0.04240
0.10000	-0.04039	0.10000	-0.03839	0.10000	-0.04997	0.10000	-0.04842
0.15000	-0.04799	0.15000	-0.04580	0.15000	-0.05942	0.15000	-0.05785
0.19885	-0.05342	0.20000	-0.05132	0.20000	-0.06619	0.20000	-0.06480
0.25000	-0.05712	0.25000	-0.05534	0.25000	-0.07091	0.25000	-0.06985
0.30000	-0.05930	0.30000	-0.05809	0.30000	-0.07384	0.30000	-0.07319
0.35000	-0.06000	0.35000	-0.05965	0.35000	-0.07496	0.35000	-0.07482
0.40000	-0.05920	0.40000	-0.05993	0.40000	-0.07435	0.40000	-0.07473
0.45000	-0.05704	0.45000	-0.05863	0.45000	-0.07215	0.45000	-0.07224
0.50000	-0.05370	0.50000	-0.05605	0.50000	-0.06858	0.50000	-0.06810
0.55000	-0.04935	0.55000	-0.05244	0.55000	-0.06387	0.55000	-0.06266
0.60000	-0.04420	0.60000	-0.04801	0.60000	-0.05820	0.60000	-0.05620
0.65000	-0.03840	0.65000	-0.04289	0.65000	-0.05173	0.65000	-0.04895
0.70000	-0.03210	0.70000	-0.03721	0.70000	-0.04468	0.70000	-0.04113
0.75000	-0.02556	0.75000	-0.03118	0.75000	-0.03731	0.75000	-0.03296
0.80000	-0.01902	0.80000	-0.02500	0.80000	-0.02991	0.80000	-0.02472
0.85000	-0.01274	0.85000	-0.01882	0.85000	-0.02252	0.85000	-0.01677
0.90000	-0.00707	0.90000	-0.01263	0.90000	-0.01512	0.90000	-0.00950
0.95000	-0.00250	0.95000	-0.00644	0.95000	-0.00772	0.95000	-0.00346
1.00000	0.00000	1.00000	-0.00025	1.00000	-0.00032	1.00000	0.00000
Dicke 12 %		Dicke 12 %		Dicke 15 %		Dicke 15 %	
Alpha0 = 0.0 °		Alpha0 = 0.0 °		Alpha0 = 0.0 °		Alpha0 = 0.0 °	

GA(W)-1		GA(W)-2	
x	y	x	y
1.00000	-0.00070	1.00000	-0.00164
0.97500	0.00600	0.99917	-0.00143
0.95000	0.01290	0.97419	0.00497
0.92500	0.01970	0.94921	0.01112
0.90000	0.02640	0.92423	0.01712
0.85000	0.03980	0.89925	0.02296
0.80000	0.05290	0.87427	0.02864
0.75000	0.06520	0.84929	0.03417
0.70000	0.07640	0.82431	0.03956
0.65000	0.08600	0.79933	0.04476
0.60000	0.09370	0.77435	0.04974
0.50000	0.10270	0.74938	0.05446
0.40000	0.10500	0.72440	0.05890
0.35000	0.10410	0.69942	0.06305
0.30000	0.10170	0.67444	0.06688
0.25000	0.09780	0.64946	0.07035
0.20000	0.09210	0.62448	0.07342
0.15000	0.08410	0.59950	0.07609
0.10000	0.07310	0.57452	0.07835
0.07500	0.06560	0.54954	0.08025
0.05000	0.05600	0.49958	0.08294
0.02500	0.04170	0.44963	0.08425
0.01250	0.03070	0.39967	0.08441
0.00500	0.02040	0.34971	0.08357
0.00000	0.00000	0.29975	0.08171
0.00500	-0.01440	0.24980	0.07857
0.01250	-0.02050	0.19983	0.07381
0.02500	-0.02690	0.17485	0.07080
0.05000	-0.03570	0.14988	0.06731
0.07500	-0.04210	0.12490	0.06323
0.10000	-0.04710	0.09992	0.05831
0.15000	-0.05430	0.07494	0.05230
0.20000	-0.05930	0.04996	0.04460
0.25000	-0.06270	0.03747	0.03957
0.30000	-0.06450	0.02498	0.03304
0.35000	-0.06520	0.01246	0.02365
0.40000	-0.06480	0.00498	0.01481
0.50000	-0.06090	0.00199	0.00992
0.60000	-0.05060	0.00000	0.00000
0.65000	-0.04270	0.00199	-0.00486
0.70000	-0.03380	0.00498	-0.00847
0.75000	-0.02460	0.01246	-0.01385
0.80000	-0.01590	0.02498	-0.01870
0.85000	-0.00850	0.03747	-0.02198
0.90000	-0.00350	0.04996	-0.02465
0.92500	-0.00250	0.07494	-0.02904
0.95000	-0.00260	0.09992	-0.03246
0.97500	-0.00400	0.12490	-0.03528
1.00000	-0.00780	0.14988	-0.03769
Dicke 17.02 %		Dicke 12.92 %	
Alpha0 = -4.88 °		Alpha0 = -4.49 °	

0.17485	-0.03966
0.19983	-0.04129
0.24980	-0.04353
0.29975	-0.04471
0.34971	-0.04508
0.39967	-0.04475
0.44963	-0.04363
0.49958	-0.04149
0.54954	-0.03803
0.57452	-0.03582
0.59950	-0.03326
0.62448	-0.03048
0.64946	-0.02745
0.67444	-0.02428
0.69942	-0.02107
0.72440	-0.01783
0.74938	-0.01460
0.77435	-0.01145
0.79933	-0.00851
0.82431	-0.00587
0.84929	-0.00357
0.87427	-0.00187
0.89925	-0.00086
0.92423	-0.00052
0.94921	-0.00143
0.97419	-0.00377
0.99917	-0.00720
1.00000	-0.00732

NACA-Mittellinien 4er-Serie

NACA 2400		NACA 4400		NACA 6400	
x	y	x	y	x	y
1.00000	0.00000	1.00000	0.00000	1.00000	0.00000
0.99500	0.00033	0.99500	0.00066	0.99500	0.00100
0.98500	0.00099	0.98500	0.00198	0.98500	0.00296
0.97500	0.00163	0.97500	0.00326	0.97500	0.00490
0.95000	0.00319	0.95000	0.00639	0.95000	0.00958
0.92500	0.00469	0.92500	0.00938	0.92500	0.01406
0.90000	0.00611	0.90000	0.01222	0.90000	0.01833
0.87500	0.00747	0.87500	0.01493	0.87500	0.02240
0.85000	0.00875	0.85000	0.01750	0.85000	0.02625
0.80000	0.01111	0.80000	0.02222	0.80000	0.03333
0.75000	0.01319	0.75000	0.02639	0.75000	0.03958
0.70000	0.01500	0.70000	0.03000	0.70000	0.04500
0.65000	0.01653	0.65000	0.03306	0.65000	0.04958
0.60000	0.01778	0.60000	0.03556	0.60000	0.05333
0.55000	0.01875	0.55000	0.03750	0.55000	0.05625
0.50000	0.01944	0.50000	0.03889	0.50000	0.05833
0.45000	0.01986	0.45000	0.03972	0.45000	0.05958
0.40000	0.02000	0.40000	0.04000	0.40000	0.06000
0.35000	0.01969	0.35000	0.03938	0.35000	0.05906
0.30000	0.01875	0.30000	0.03750	0.30000	0.05625
0.25000	0.01719	0.25000	0.03438	0.25000	0.05156
0.20000	0.01500	0.20000	0.03000	0.20000	0.04500
0.15000	0.01219	0.15000	0.02438	0.15000	0.03656
0.12500	0.01055	0.12500	0.02109	0.12500	0.03164
0.10000	0.00875	0.10000	0.01750	0.10000	0.02625
0.07500	0.00680	0.07500	0.01359	0.07500	0.02039
0.05000	0.00469	0.05000	0.00938	0.05000	0.01406
0.02500	0.00242	0.02500	0.00484	0.02500	0.00727
0.01250	0.00123	0.01250	0.00246	0.01250	0.00369
0.00750	0.00074	0.00750	0.00149	0.00750	0.00223
0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
NACA 4er-Serie		NACA 4er-Serie		NACA 4er-Serie	
Skelettlinie 2%		Skelettlinie 4%		Skelettlinie 6%	

NACA-Mittellinien 6er-Serie

a=0.0		a=0.1		a=0.2		a=0.3	
x	y	x	y	x	y	x	y
0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
0.00500	0.00460	0.00500	0.00440	0.00500	0.00414	0.00500	0.00389
0.00750	0.00641	0.00750	0.00616	0.00750	0.00581	0.00750	0.00546
0.01250	0.00964	0.01250	0.00933	0.01250	0.00882	0.01250	0.00832
0.02500	0.01641	0.02500	0.01608	0.02500	0.01530	0.02500	0.01448
0.05000	0.02693	0.05000	0.02689	0.05000	0.02583	0.05000	0.02458
0.07500	0.03507	0.07500	0.03551	0.07500	0.03443	0.07500	0.03293
0.10000	0.04161	0.10000	0.04253	0.10000	0.04169	0.10000	0.04008
0.15000	0.05124	0.15000	0.05261	0.15000	0.05317	0.15000	0.05172
0.20000	0.05747	0.20000	0.05905	0.20000	0.06117	0.20000	0.06052
0.25000	0.06114	0.25000	0.06282	0.25000	0.06572	0.25000	0.06685
0.30000	0.06277	0.30000	0.06449	0.30000	0.06777	0.30000	0.07072
0.35000	0.06273	0.35000	0.06443	0.35000	0.06789	0.35000	0.07175
0.40000	0.06130	0.40000	0.06296	0.40000	0.06646	0.40000	0.07074
0.45000	0.05871	0.45000	0.06029	0.45000	0.06373	0.45000	0.06816
0.50000	0.05516	0.50000	0.05664	0.50000	0.05994	0.50000	0.06433
0.55000	0.05081	0.55000	0.05218	0.55000	0.05527	0.55000	0.05949
0.60000	0.04581	0.60000	0.04706	0.60000	0.04989	0.60000	0.05383
0.65000	0.04032	0.65000	0.04142	0.65000	0.04396	0.65000	0.04753
0.70000	0.03445	0.70000	0.03541	0.70000	0.03762	0.70000	0.04076
0.75000	0.02836	0.75000	0.02916	0.75000	0.03102	0.75000	0.03368
0.80000	0.02217	0.80000	0.02281	0.80000	0.02431	0.80000	0.02645
0.85000	0.01604	0.85000	0.01652	0.85000	0.01764	0.85000	0.01924
0.90000	0.01013	0.90000	0.01045	0.90000	0.01119	0.90000	0.01224
0.95000	0.00467	0.95000	0.00482	0.95000	0.00518	0.95000	0.00570
1.00000	0.00000	1.00000	0.00000	1.00000	0.00000	1.00000	0.00000

a=0.4		a=0.5		a=0.6		a=0.7	
x	y	x	y	x	y	x	y
0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
0.00500	0.00366	0.00500	0.00345	0.00500	0.00325	0.00500	0.00305
0.00750	0.00514	0.00750	0.00485	0.00750	0.00455	0.00750	0.00425
0.01250	0.00784	0.01250	0.00735	0.01250	0.00695	0.01250	0.00655
0.02500	0.01367	0.02500	0.01295	0.02500	0.01220	0.02500	0.01160
0.05000	0.02330	0.05000	0.02205	0.05000	0.02080	0.05000	0.01955
0.07500	0.03131	0.07500	0.02970	0.07500	0.02805	0.07500	0.02645
0.10000	0.03824	0.10000	0.03630	0.10000	0.03435	0.10000	0.03240
0.15000	0.04968	0.15000	0.04740	0.15000	0.04495	0.15000	0.04245
0.20000	0.05862	0.20000	0.05620	0.20000	0.05345	0.20000	0.05060
0.25000	0.06546	0.25000	0.06310	0.25000	0.06035	0.25000	0.05715
0.30000	0.07039	0.30000	0.06840	0.30000	0.06570	0.30000	0.06240
0.35000	0.07343	0.35000	0.07215	0.35000	0.06965	0.35000	0.06635
0.40000	0.07439	0.40000	0.07430	0.40000	0.07235	0.40000	0.06925
0.45000	0.07275	0.45000	0.07490	0.45000	0.07370	0.45000	0.07095
0.50000	0.06929	0.50000	0.07350	0.50000	0.07370	0.50000	0.07155
0.55000	0.06449	0.55000	0.06965	0.55000	0.07220	0.55000	0.07090
0.60000	0.05864	0.60000	0.06405	0.60000	0.06880	0.60000	0.06900
0.65000	0.05199	0.65000	0.05725	0.65000	0.06275	0.65000	0.06565
0.70000	0.04475	0.70000	0.04955	0.70000	0.05505	0.70000	0.06030
0.75000	0.03709	0.75000	0.04130	0.75000	0.04630	0.75000	0.05205
0.80000	0.02922	0.80000	0.03265	0.80000	0.03695	0.80000	0.04215
0.85000	0.02132	0.85000	0.02395	0.85000	0.02720	0.85000	0.03140
0.90000	0.01361	0.90000	0.01535	0.90000	0.01755	0.90000	0.02035
0.95000	0.00636	0.95000	0.00720	0.95000	0.00825	0.95000	0.00965
1.00000	0.00000	1.00000	0.00000	1.00000	0.00000	1.00000	0.00000

7.7 Profilplots

NACA 0006

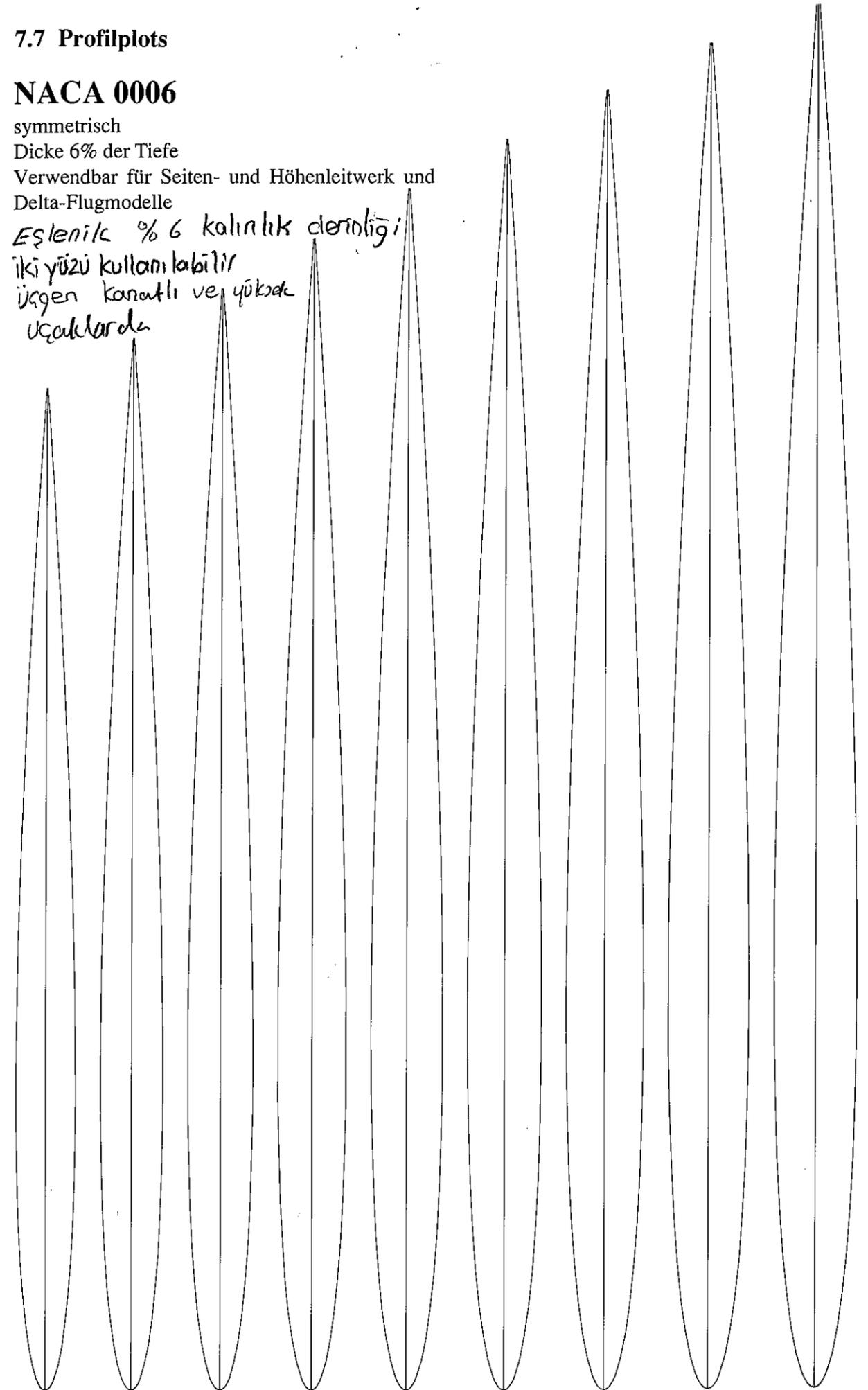
symmetrisch

Dicke 6% der Tiefe

Verwendbar für Seiten- und Höhenleitwerk und
Delta-Flugmodelle

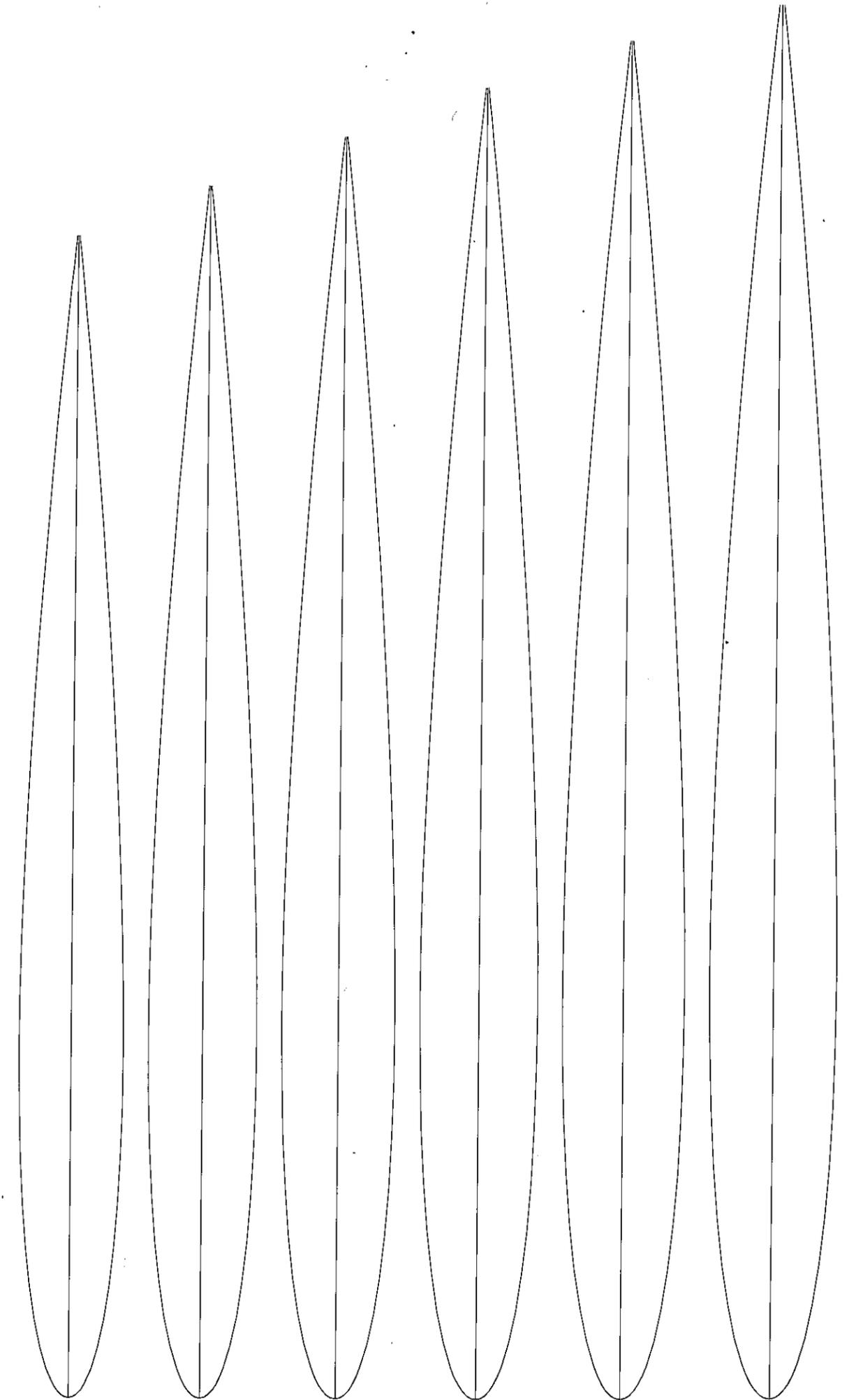
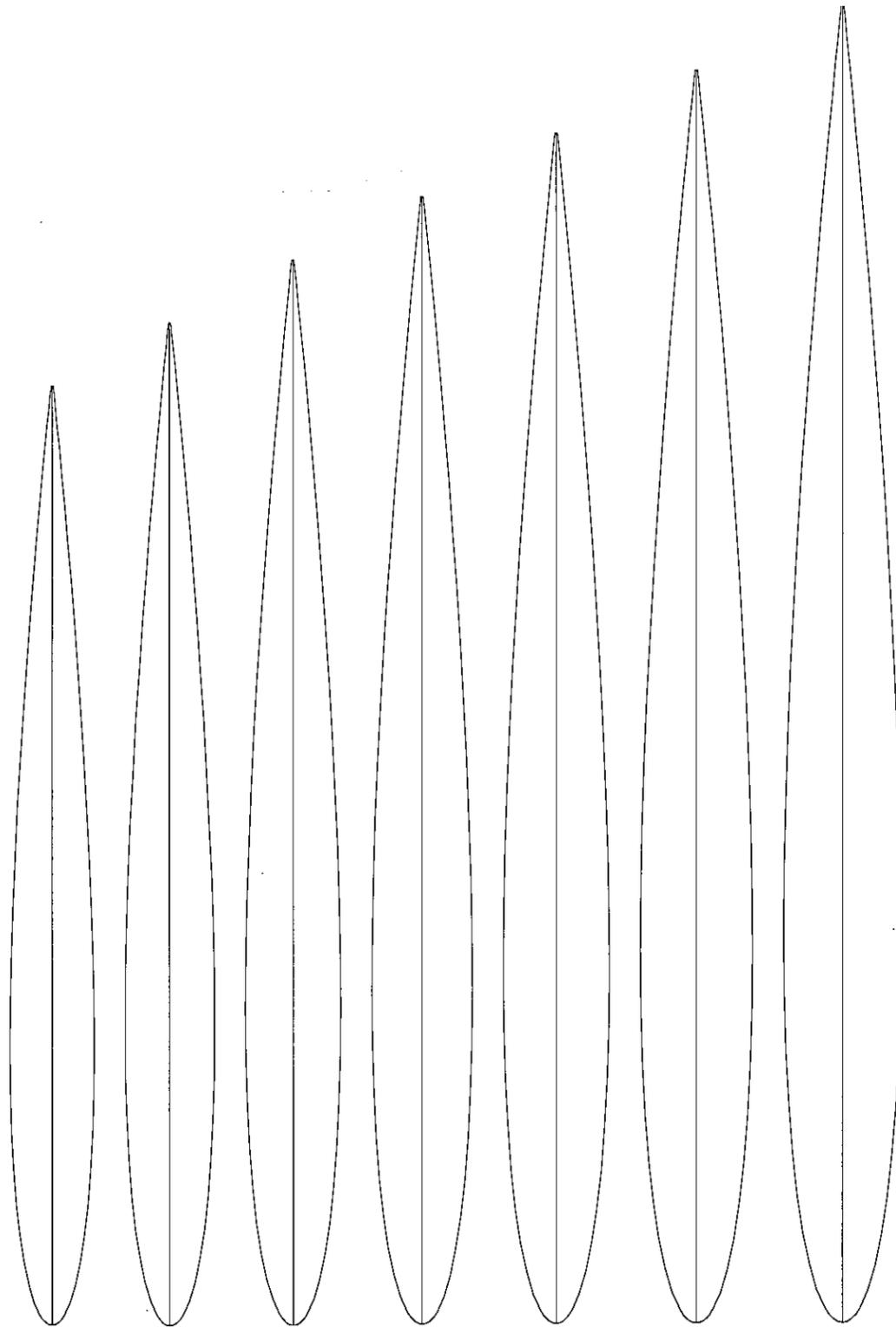
*Eşlenik % 6 kalınlık derinliği
iki yüzü kullanılabilir
uçgen kanatlı ve yöksek
uçaklarda*

a=0.8		a=0.9		a=1.0	
x	y	x	y	x	y
0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000
0.00500	0.00287	0.00500	0.00269	0.00500	0.00250
0.00750	0.00404	0.00750	0.00379	0.00750	0.00350
0.01250	0.00616	0.01250	0.00577	0.01250	0.00535
0.02500	0.01077	0.02500	0.01008	0.02500	0.00930
0.05000	0.01841	0.05000	0.01720	0.05000	0.01580
0.07500	0.02483	0.07500	0.02316	0.07500	0.02120
0.10000	0.03043	0.10000	0.02835	0.10000	0.02585
0.15000	0.03985	0.15000	0.03707	0.15000	0.03365
0.20000	0.04748	0.20000	0.04410	0.20000	0.03980
0.25000	0.05367	0.25000	0.04980	0.25000	0.04475
0.30000	0.05863	0.30000	0.05435	0.30000	0.04860
0.35000	0.06248	0.35000	0.05787	0.35000	0.05150
0.40000	0.06528	0.40000	0.06045	0.40000	0.05355
0.45000	0.06709	0.45000	0.06212	0.45000	0.05475
0.50000	0.06790	0.50000	0.06290	0.50000	0.05515
0.55000	0.06770	0.55000	0.06279	0.55000	0.05475
0.60000	0.06644	0.60000	0.06178	0.60000	0.05355
0.65000	0.06405	0.65000	0.05981	0.65000	0.05150
0.70000	0.06037	0.70000	0.05681	0.70000	0.04860
0.75000	0.05514	0.75000	0.05265	0.75000	0.04475
0.80000	0.04771	0.80000	0.04714	0.80000	0.03980
0.85000	0.03683	0.85000	0.03987	0.85000	0.03365
0.90000	0.02435	0.90000	0.02984	0.90000	0.02585
0.95000	0.01163	0.95000	0.01503	0.95000	0.01580
1.00000	0.00000	1.00000	0.00000	1.00000	0.00000



NACA 0009

symmetrisch
Dicke 9% der Tiefe
Verwendbar für Seiten- und Höhenleitwerk und
Delta-Flugmodelle

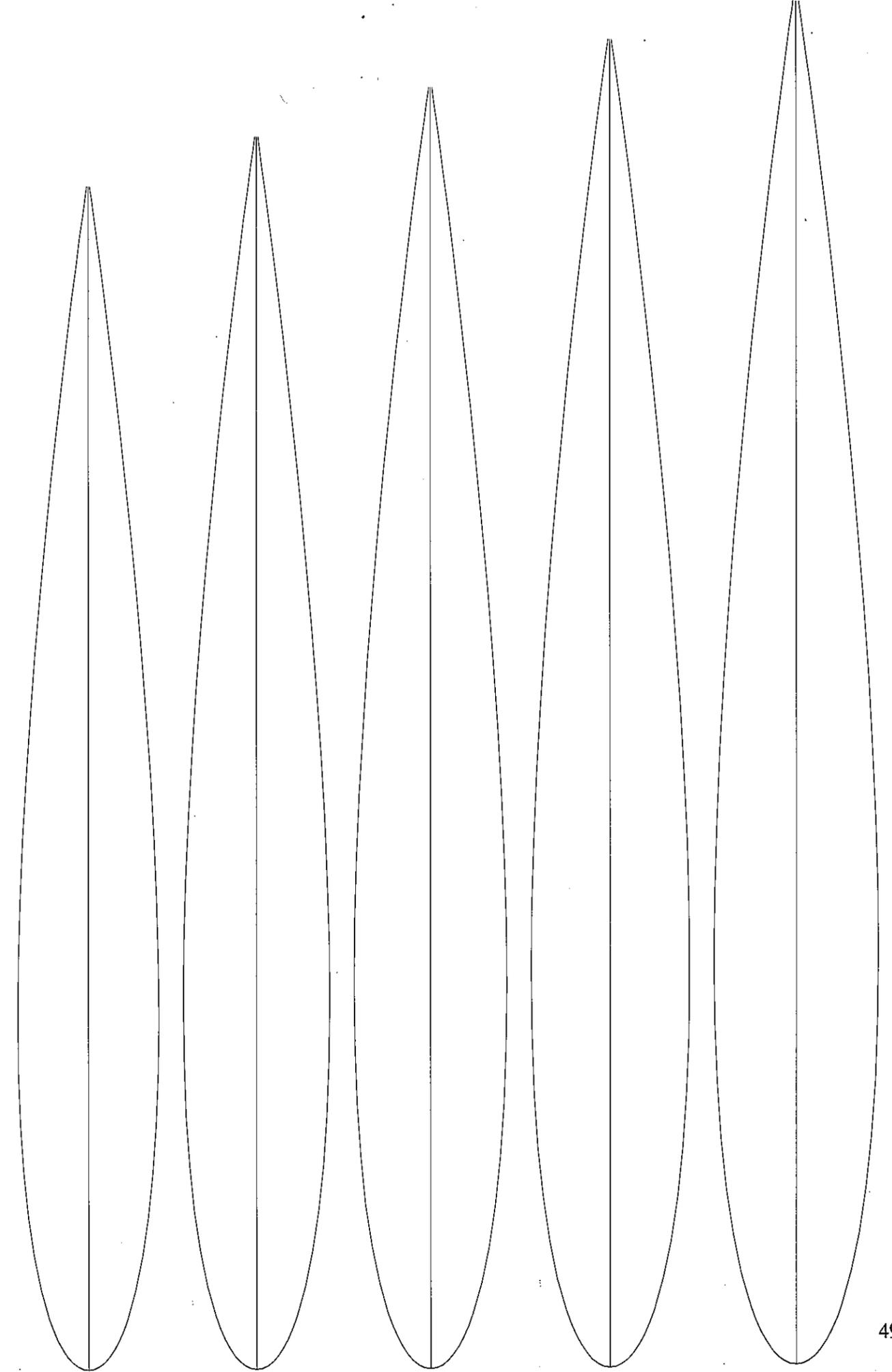
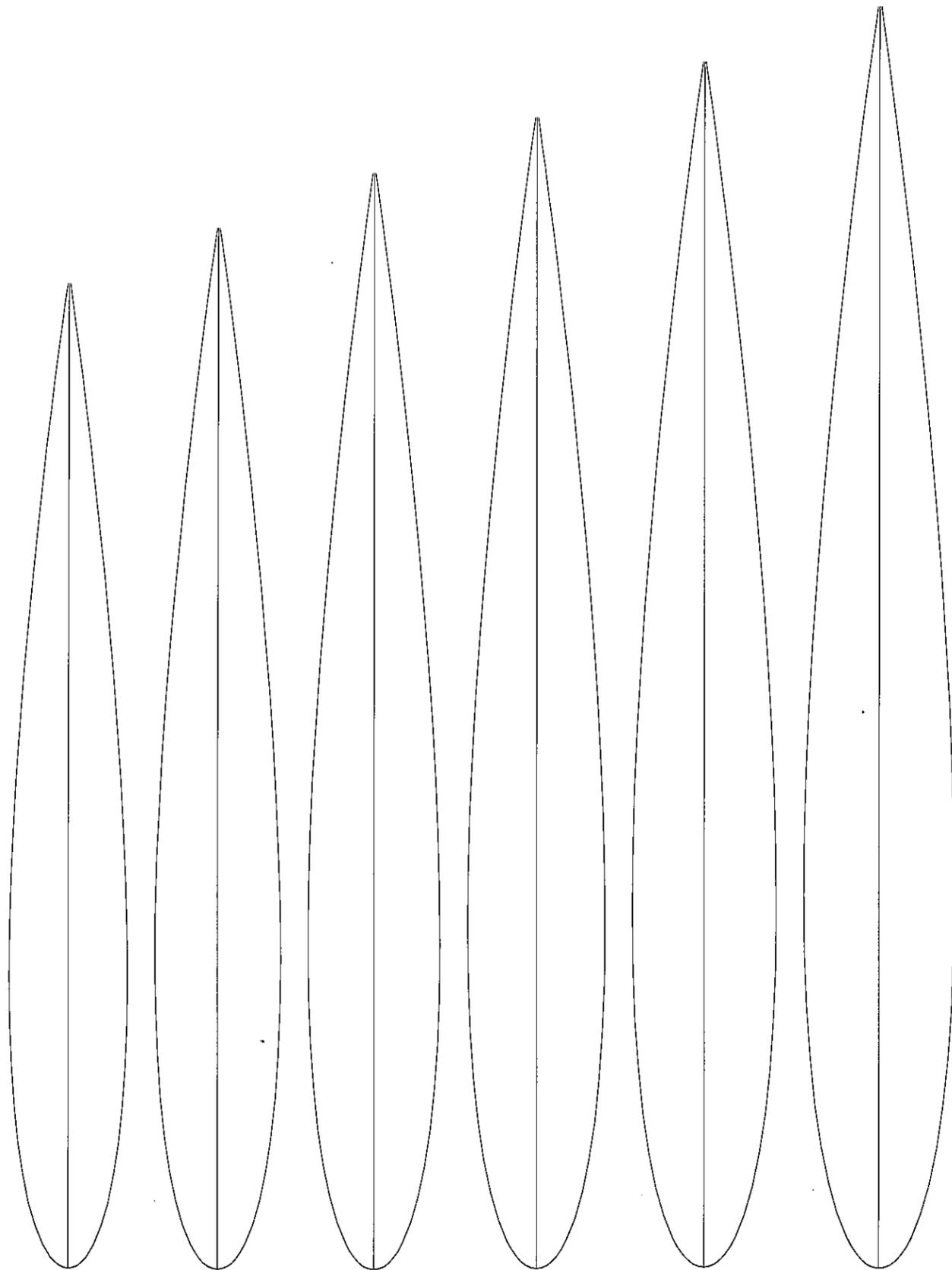


NACA 0012

symmetrisch

Dicke 12% der Tiefe

Verwendbar für Kunstflugmodelle und Delta-Flugmodelle

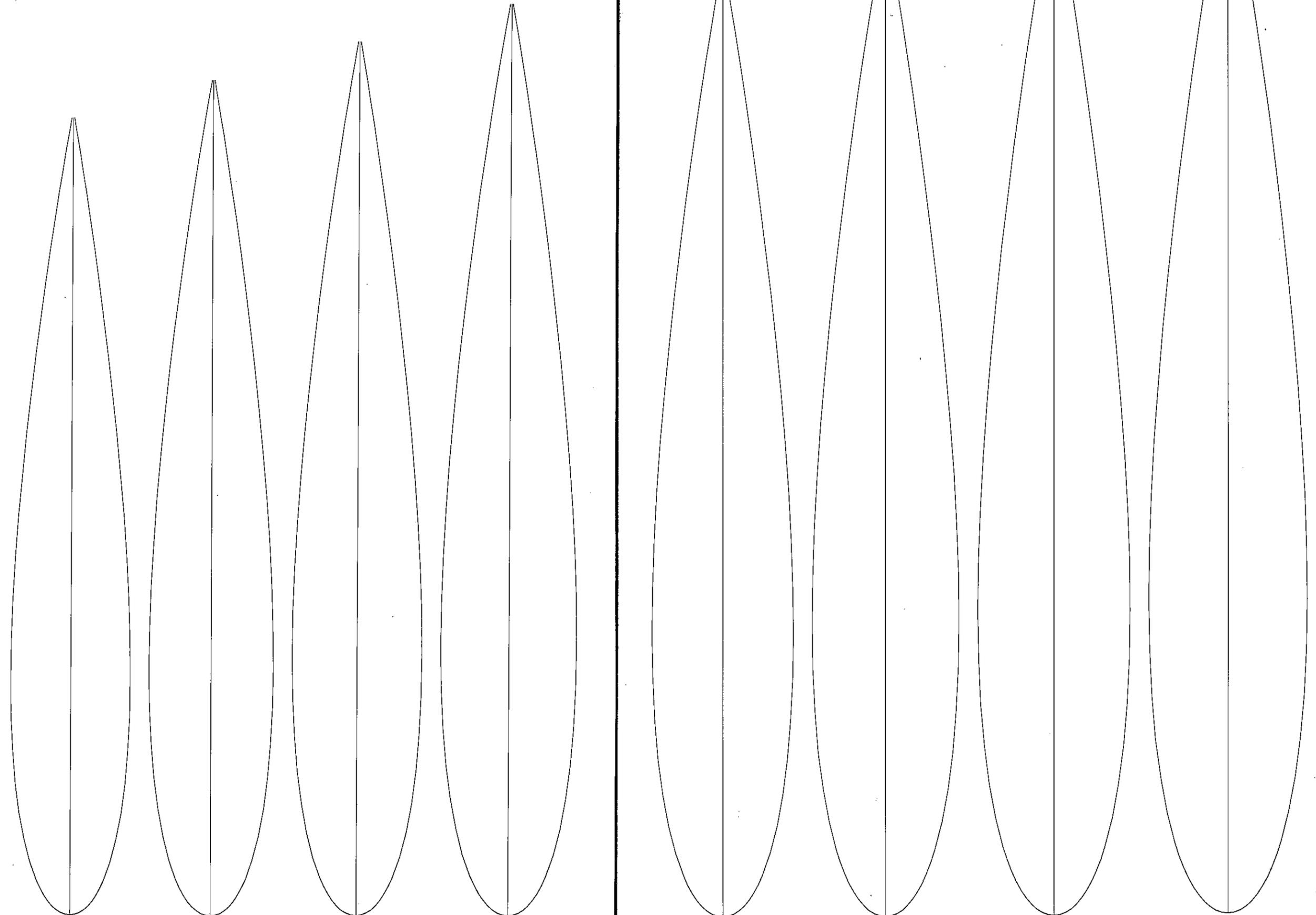


NACA 0015

symmetrisch

Dicke 15% der Tiefe

Verwendbar für Kunstflugmodelle, Delta-Flugmodelle und für aerodynamische Verkleidungen

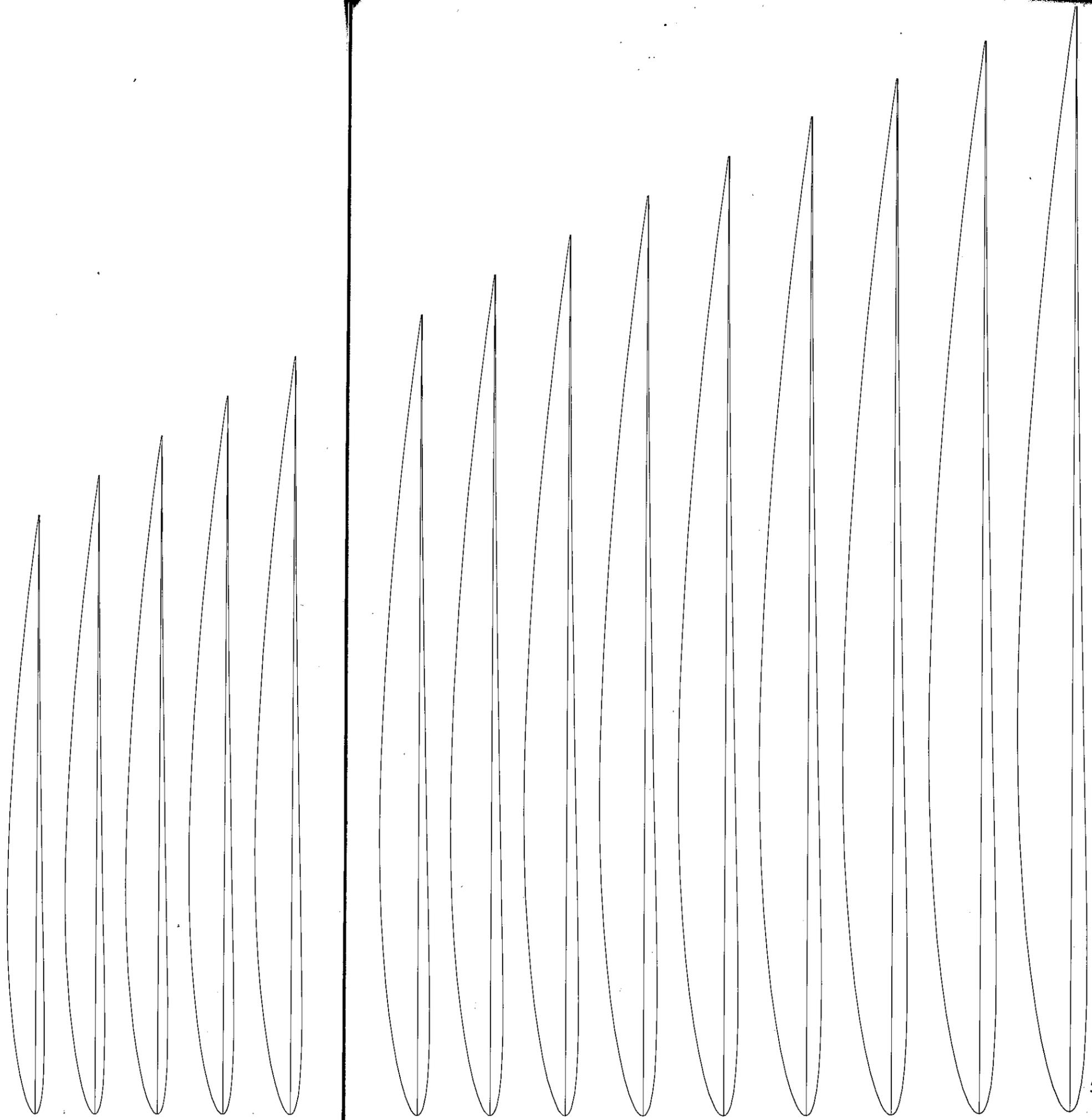


NACA 2406

Mittellinienwölbung 2% in 40% der Tiefe

Dicke 6% der Tiefe

Verwendbar für Höhenleitwerk und kleine, schnelle Flugmodelle

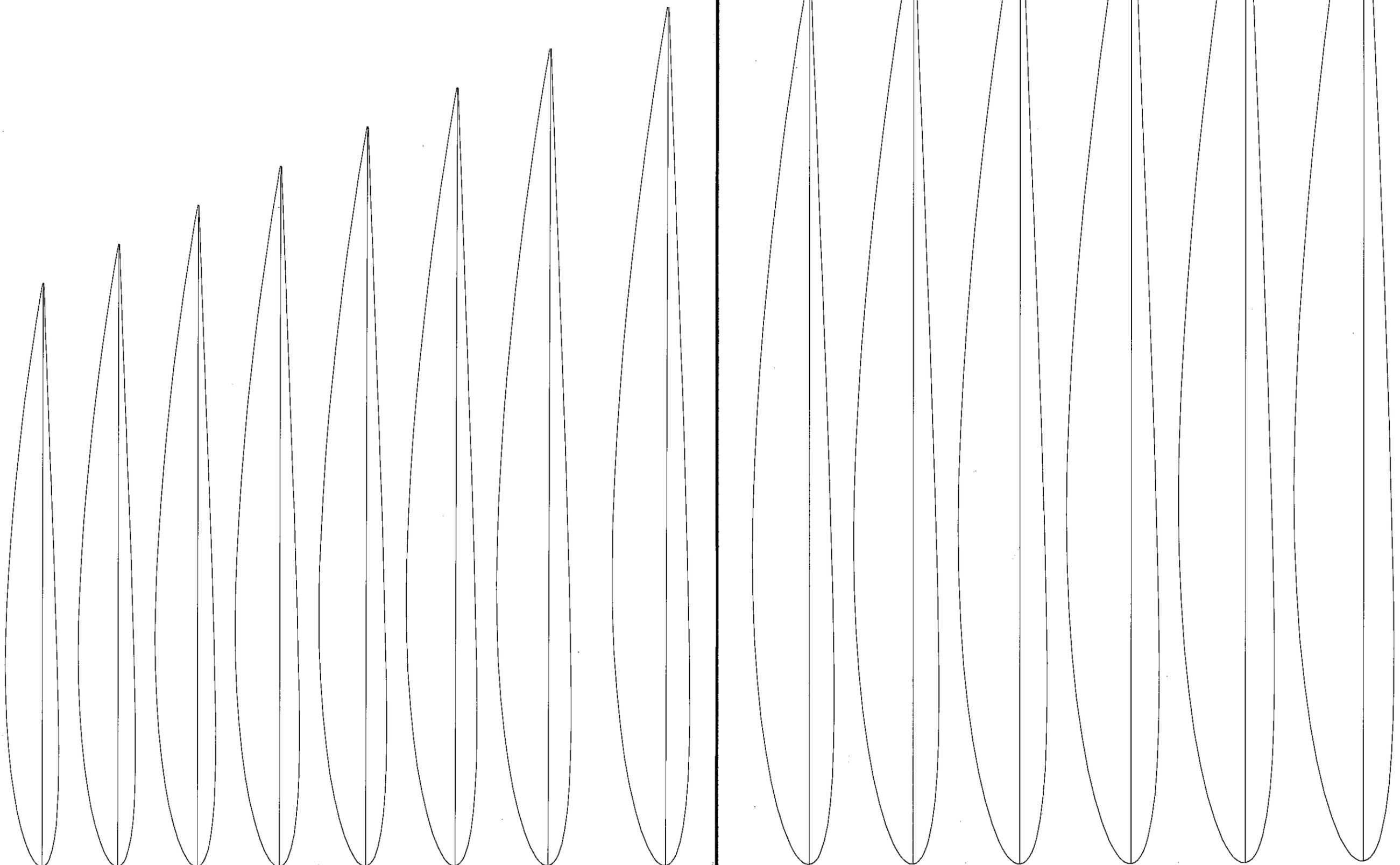


NACA 2409

Mittellinienwölbung 2% in 40% der Tiefe

Dicke 9% der Tiefe

Verwendbar für Hang- und Kunstflugsegler sowie für Trainer-Motormodelle

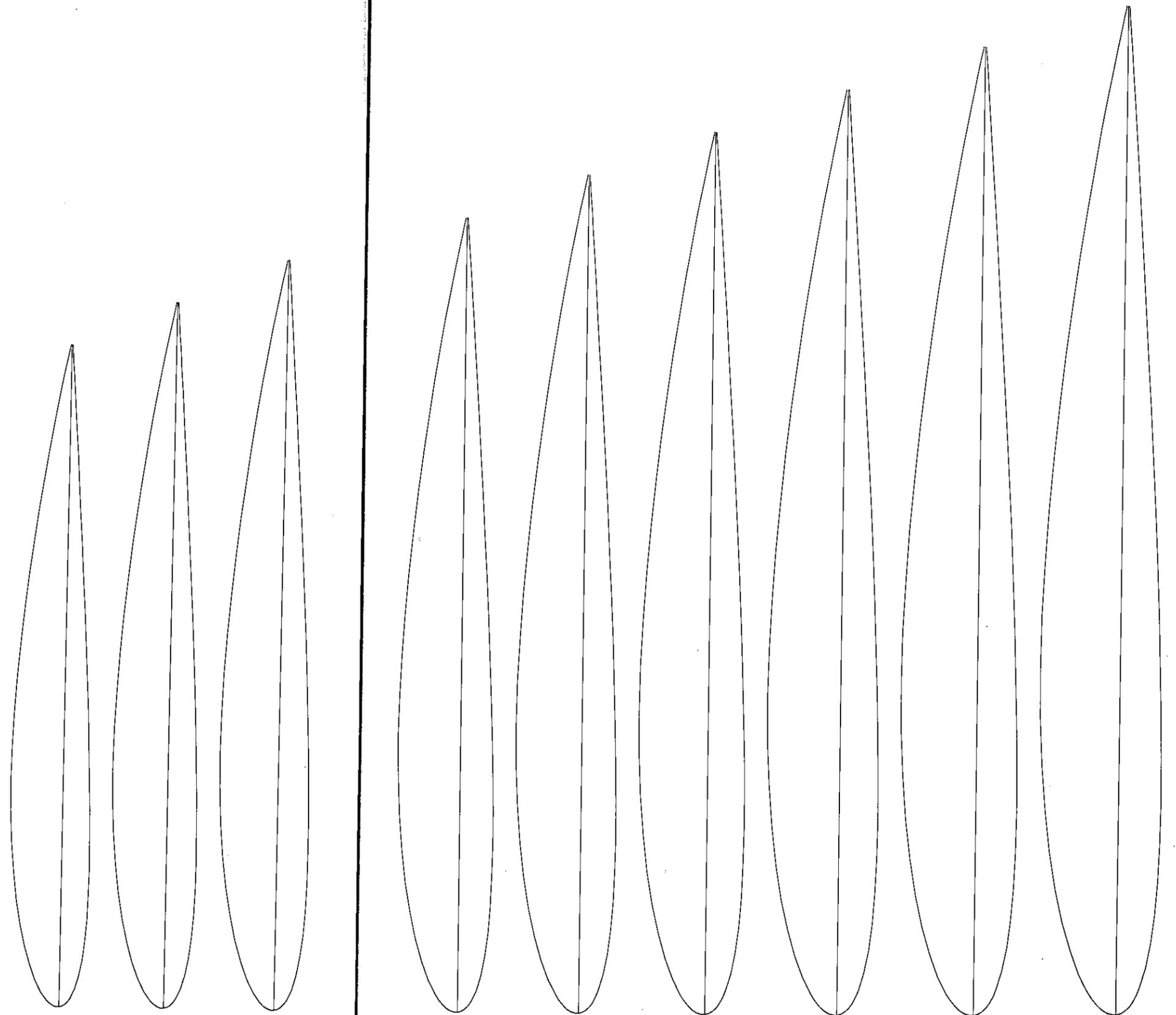


NACA 2412

Mittellinienwölbung 2% in 40% der Tiefe

Dicke 12% der Tiefe

Verwendbar für Kunstflugsegler und Trainer-Mo-
tormodelle

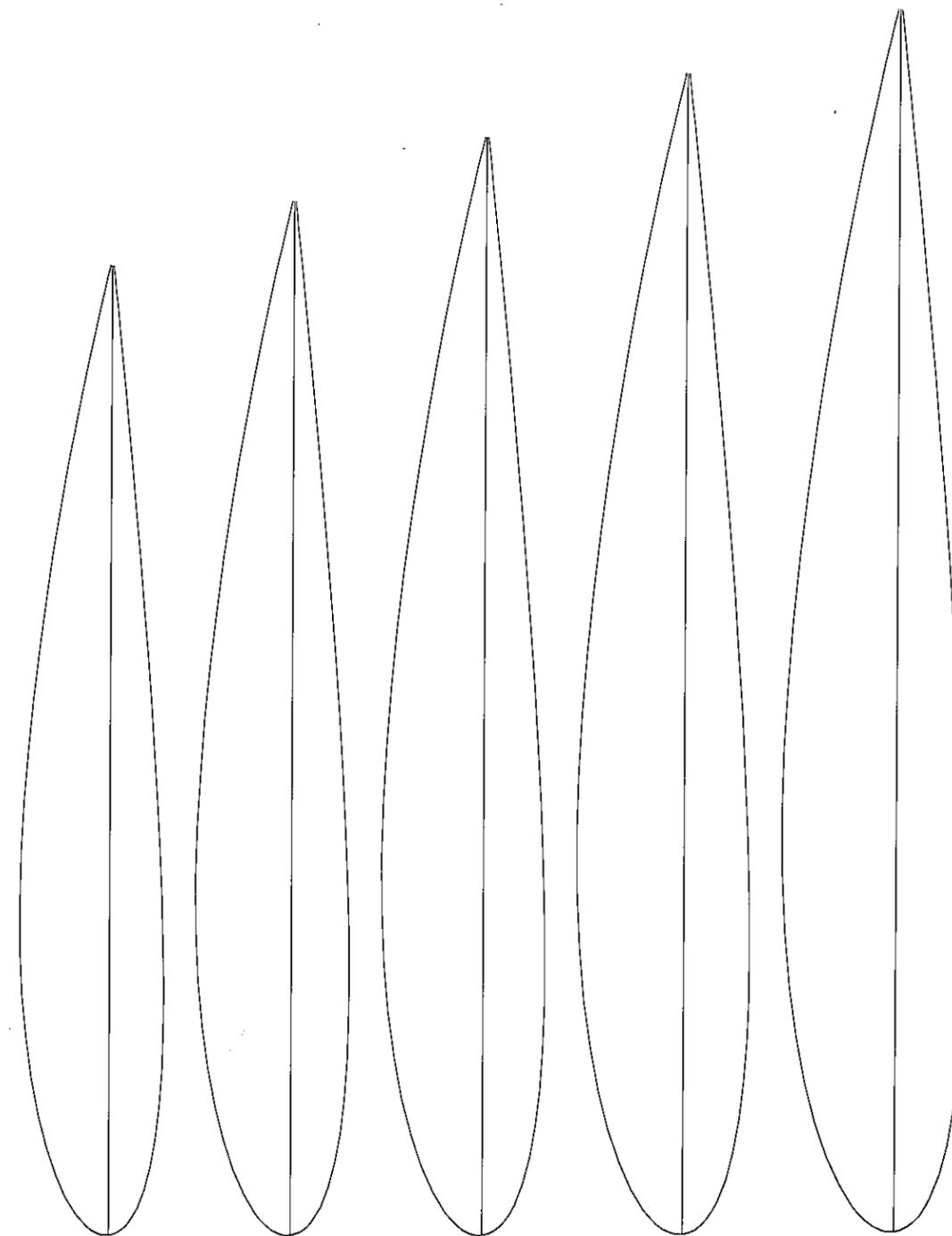
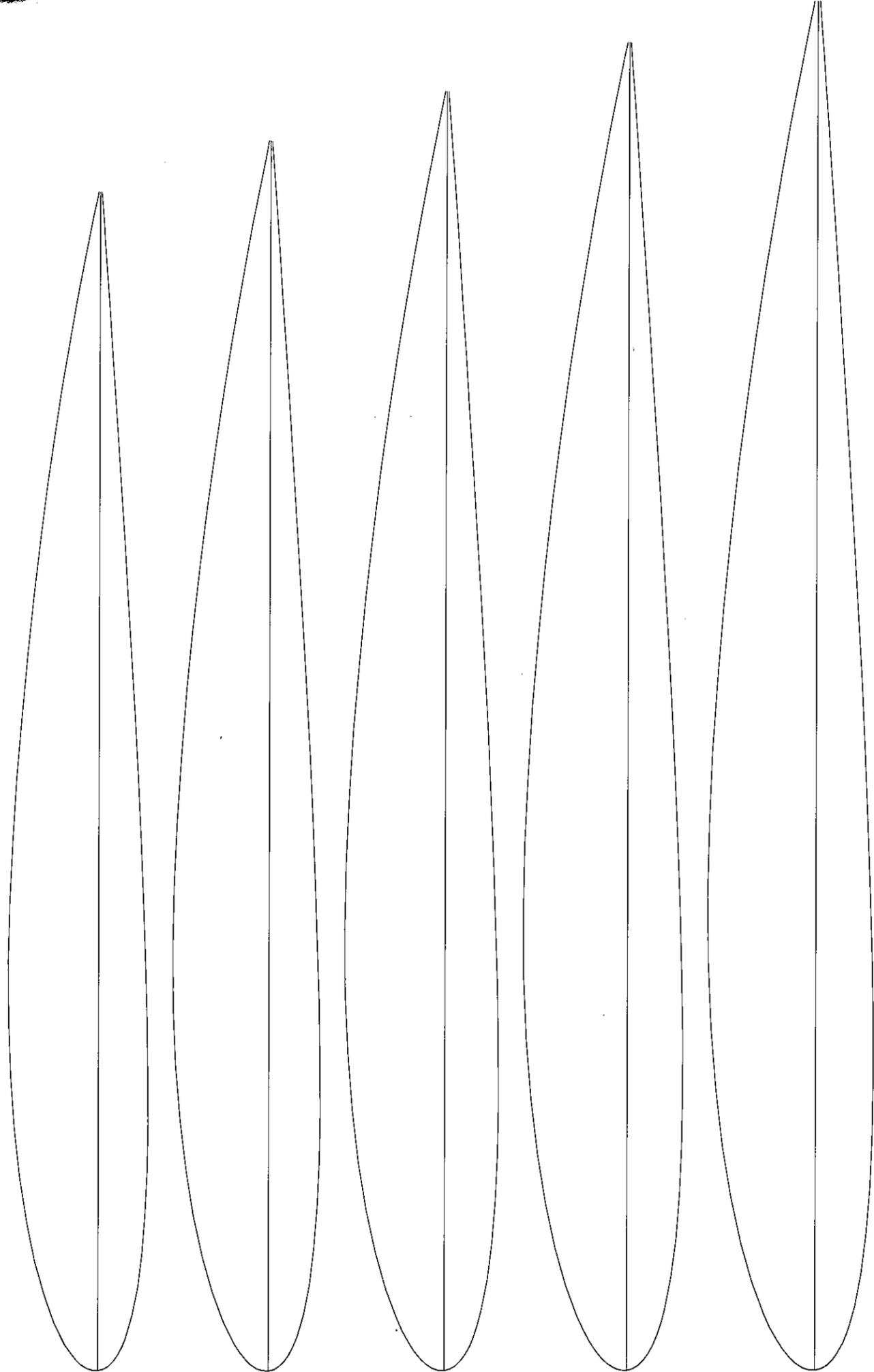


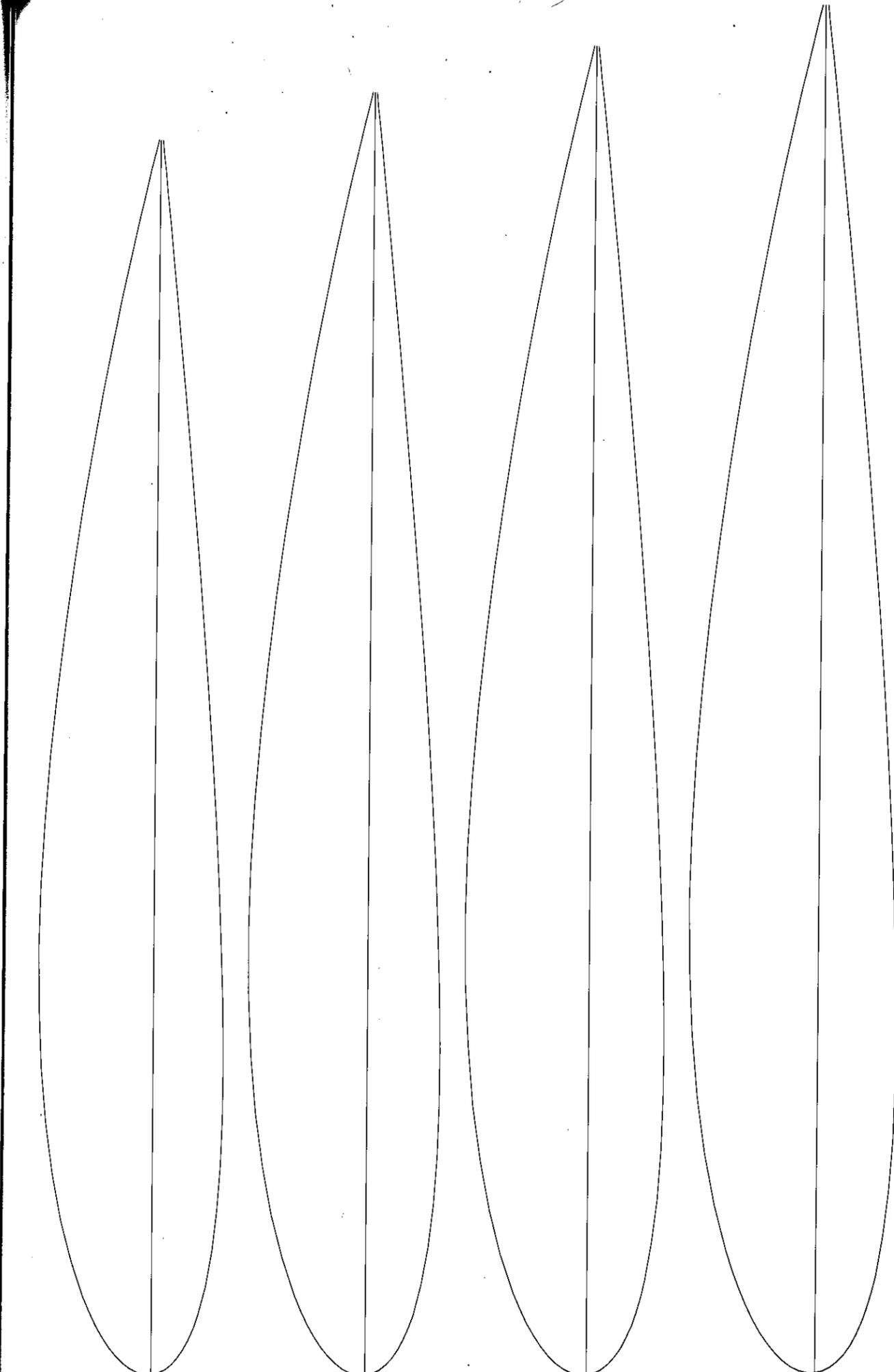
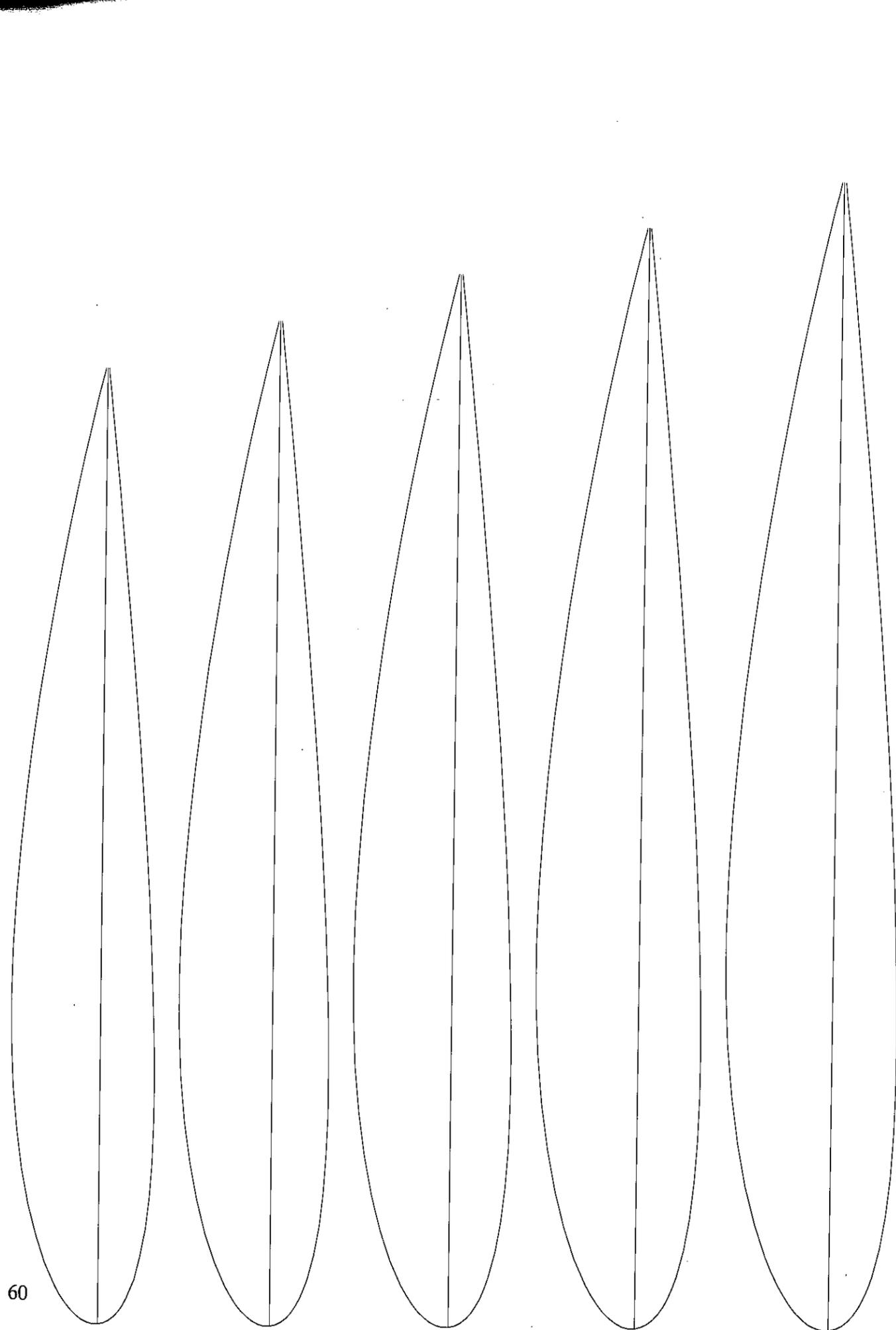
NACA 2415

Mittellinienwölbung 2% in 40% der Tiefe

Dicke 15% der Tiefe

Verwendbar für Motormodelle



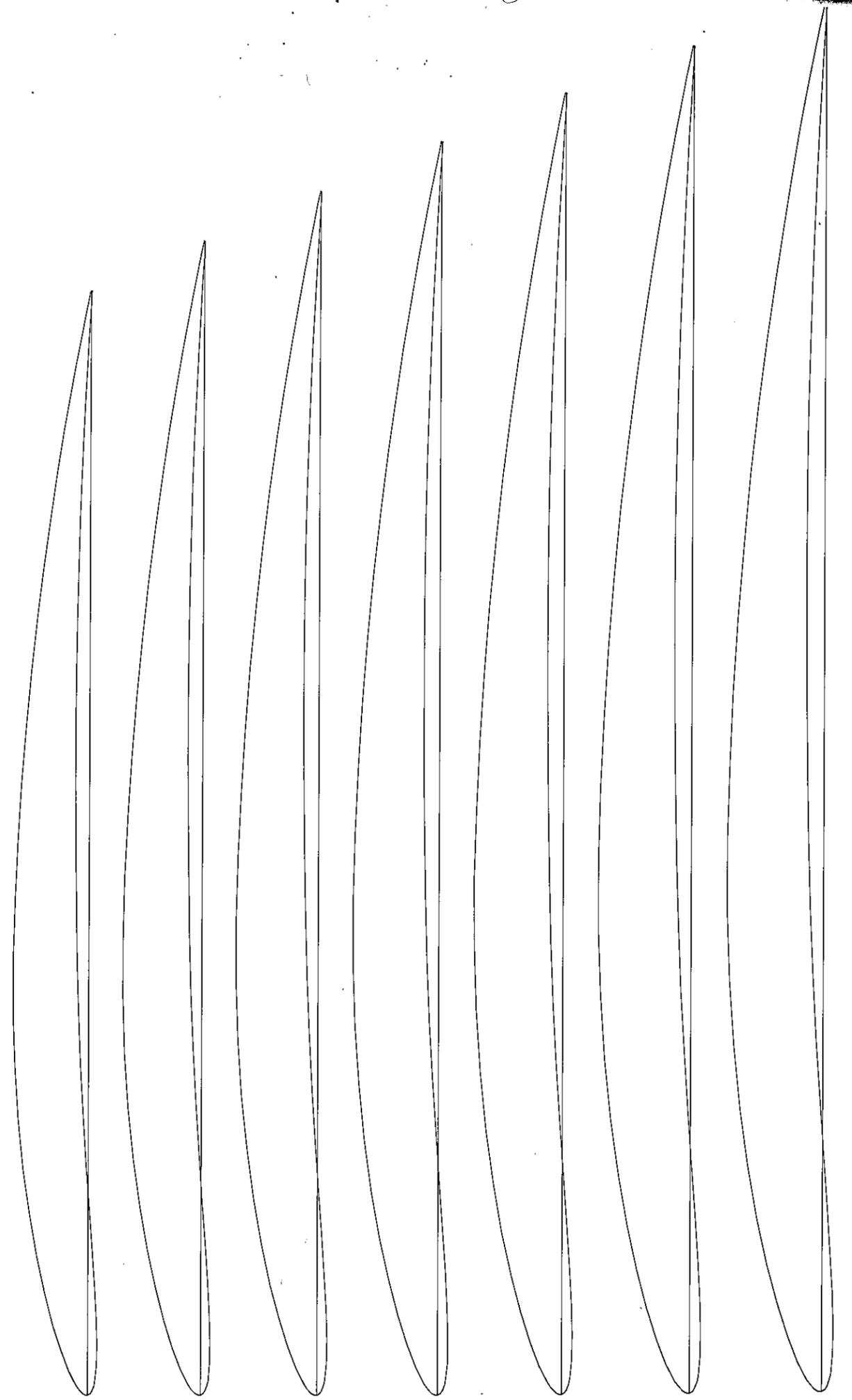
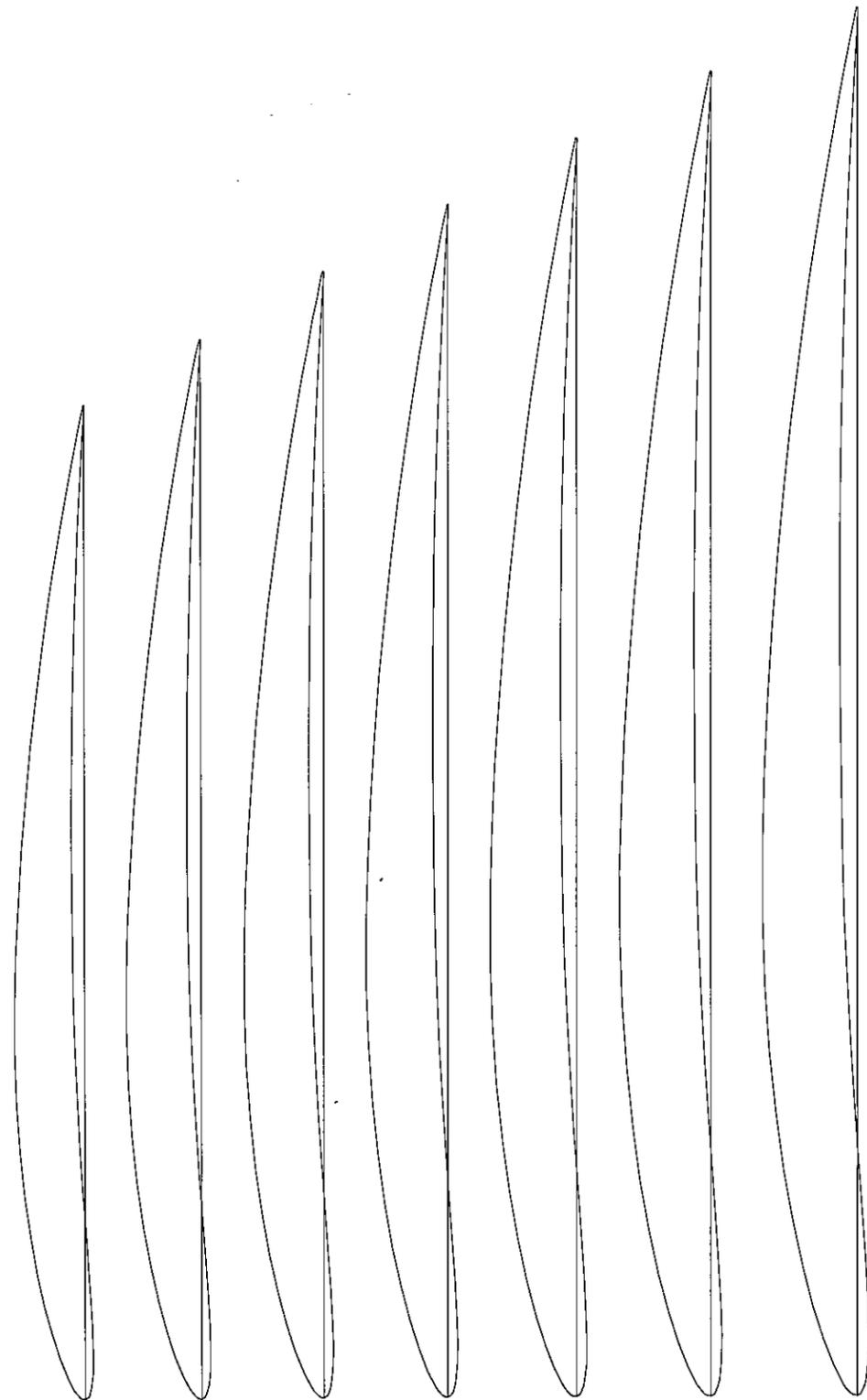


NACA 4406

Mittellinienwölbung 4% in 40% der Tiefe

Dicke 6% der Tiefe

Verwendbar für Segelflugmodelle

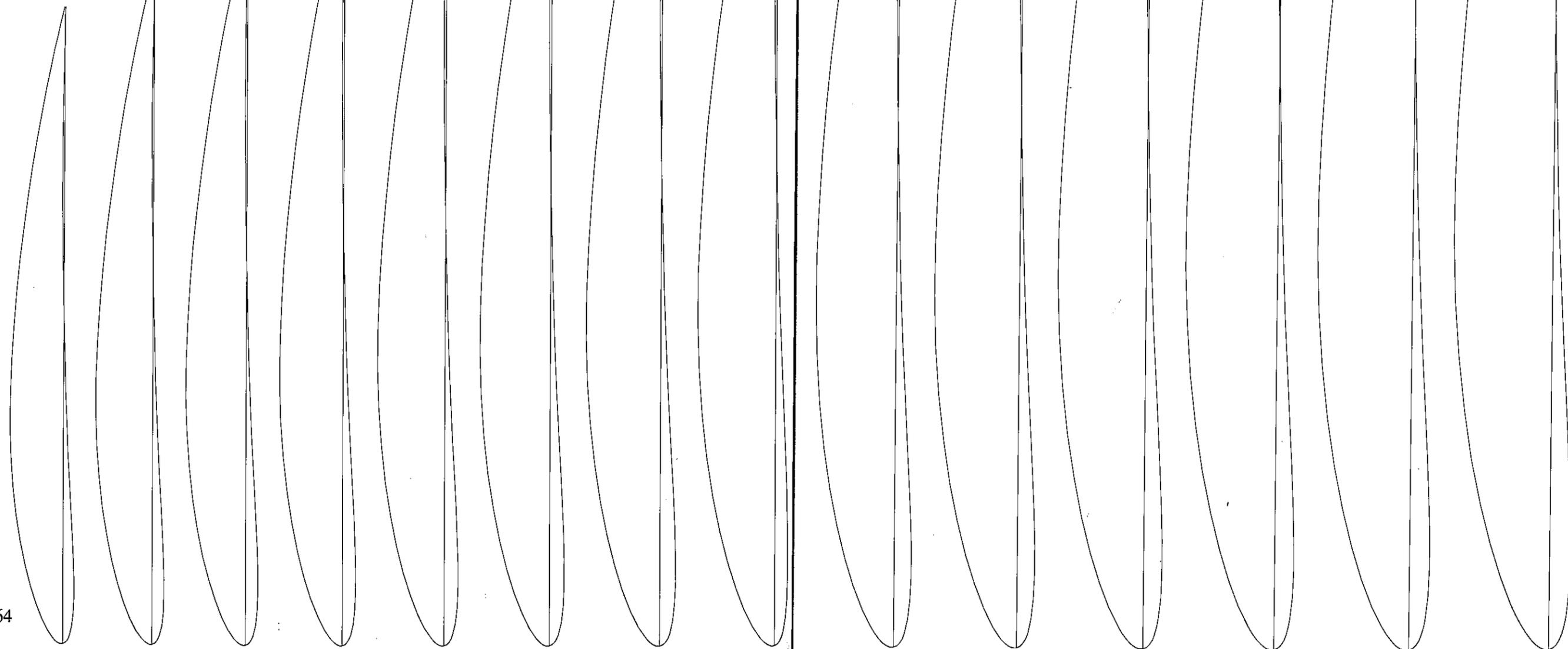


NACA 4409

Mittellinienwölbung 4% in 40% der Tiefe

Dicke 9% der Tiefe

Verwendbar für Thermiksegler sowie für Motorsegler

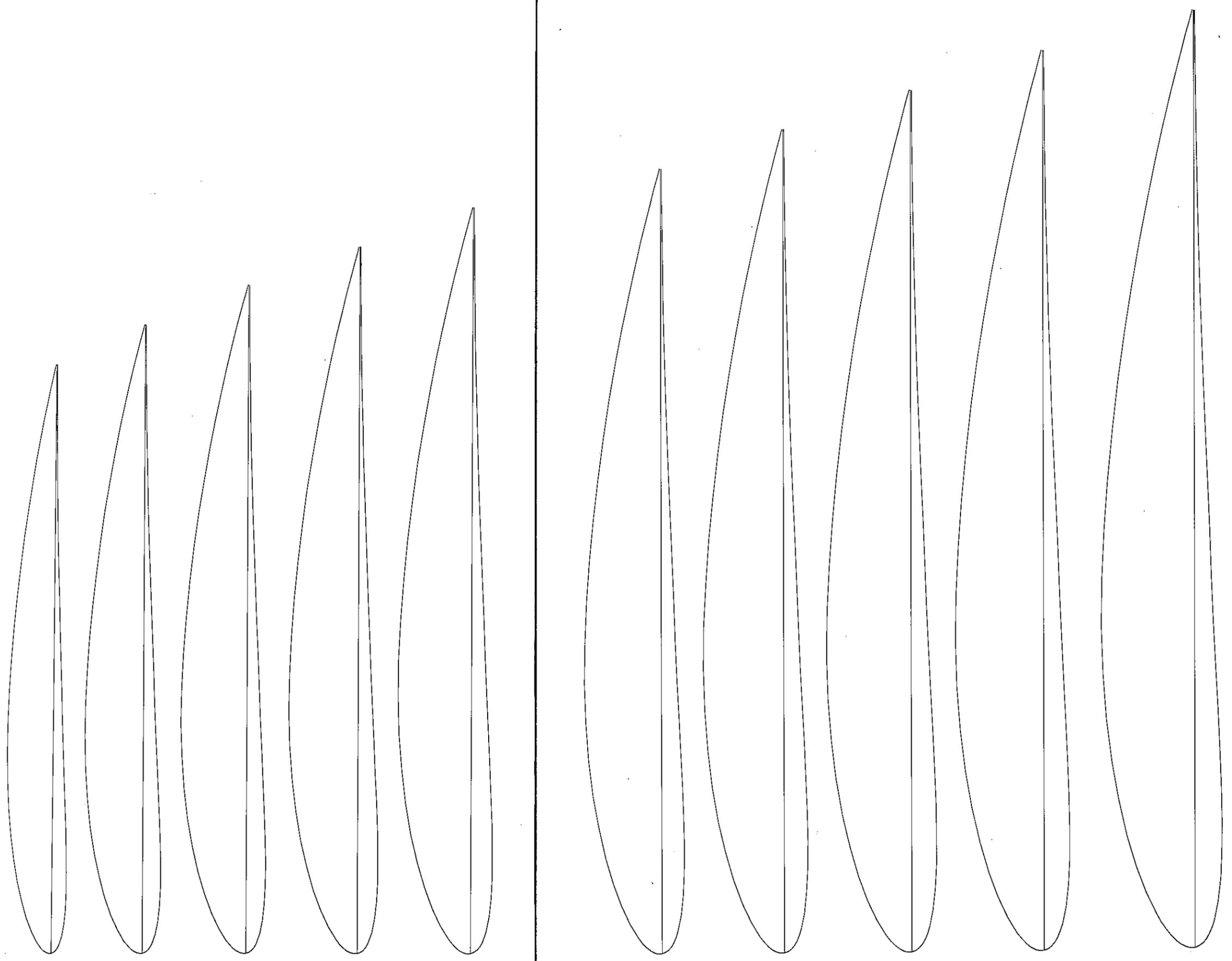


NACA 4412

Mittellinienwölbung 4% in 40% der Tiefe

Dicke 12% der Tiefe

Verwendbar für Segelflugmodelle und langsam-
fliegende Motormodelle



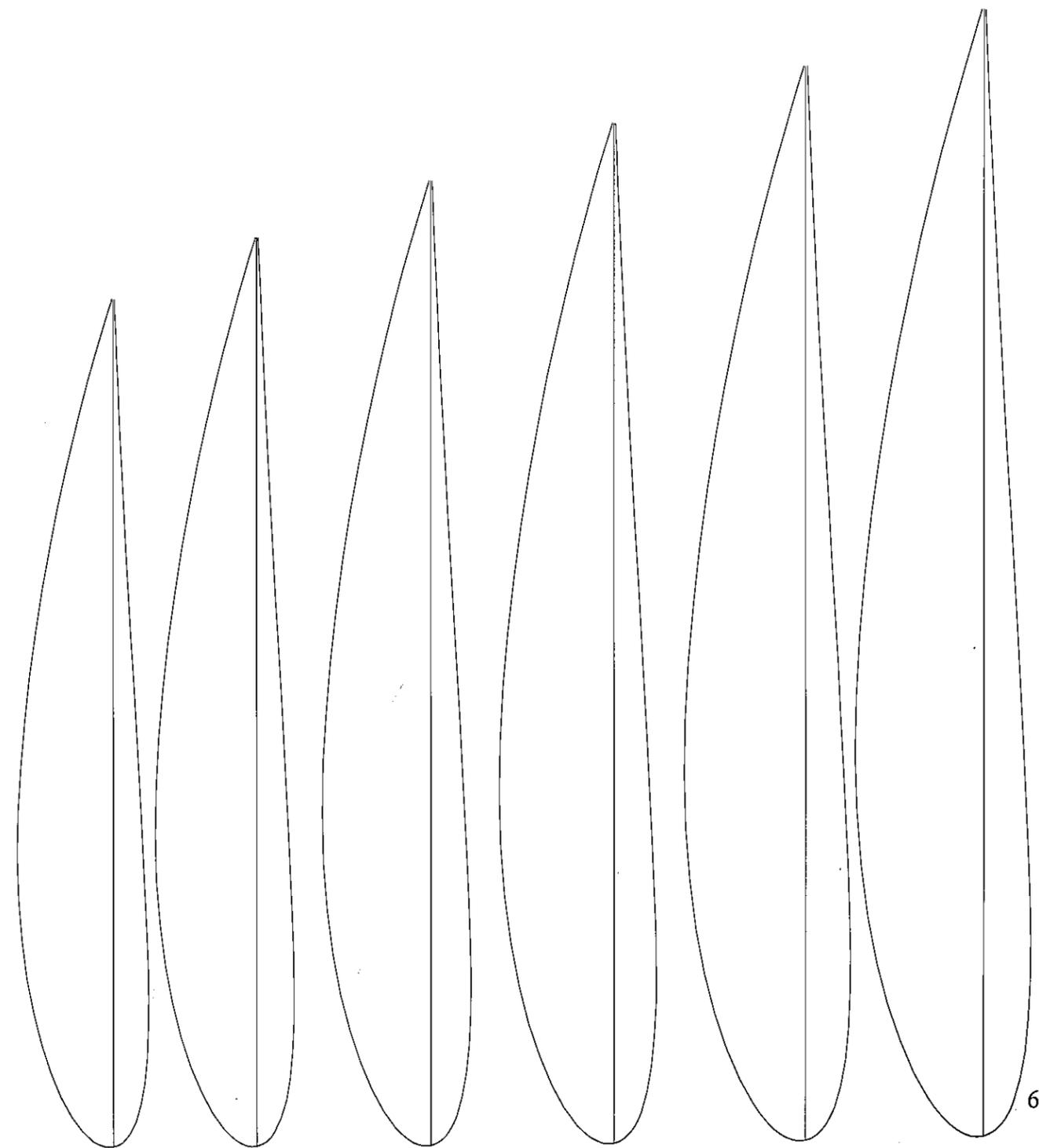


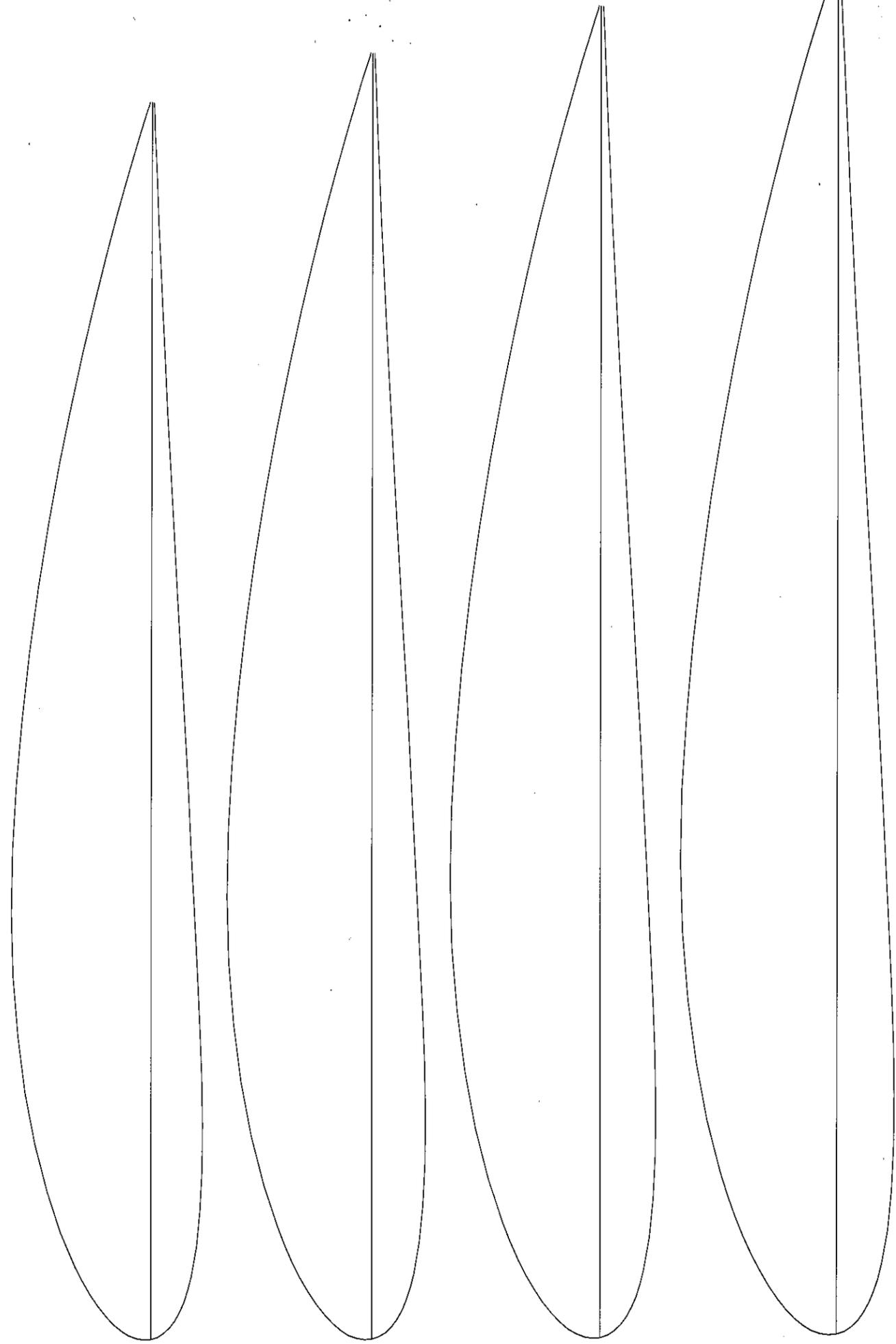
NACA 4415

Mittellinienwölbung 4% in 40% der Tiefe

Dicke 15% der Tiefe

Verwendbar für größere Motormodelle (z.B. Semi-Scale)



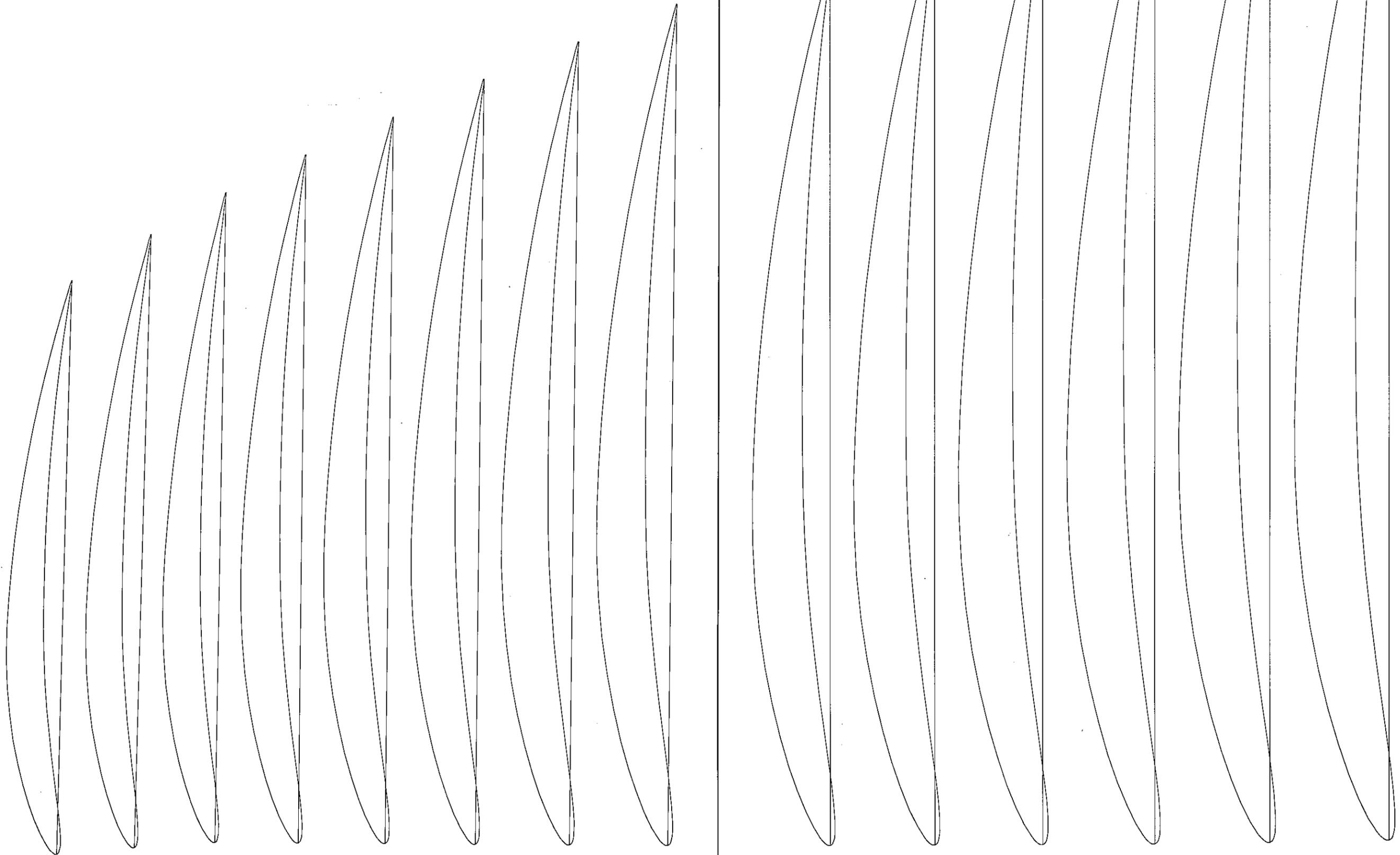


NACA 6406

Mittellinienwölbung 6% in 40% der Tiefe

Dicke 6% der Tiefe

Verwendbar für kleine Thermik-Segelflugmodelle

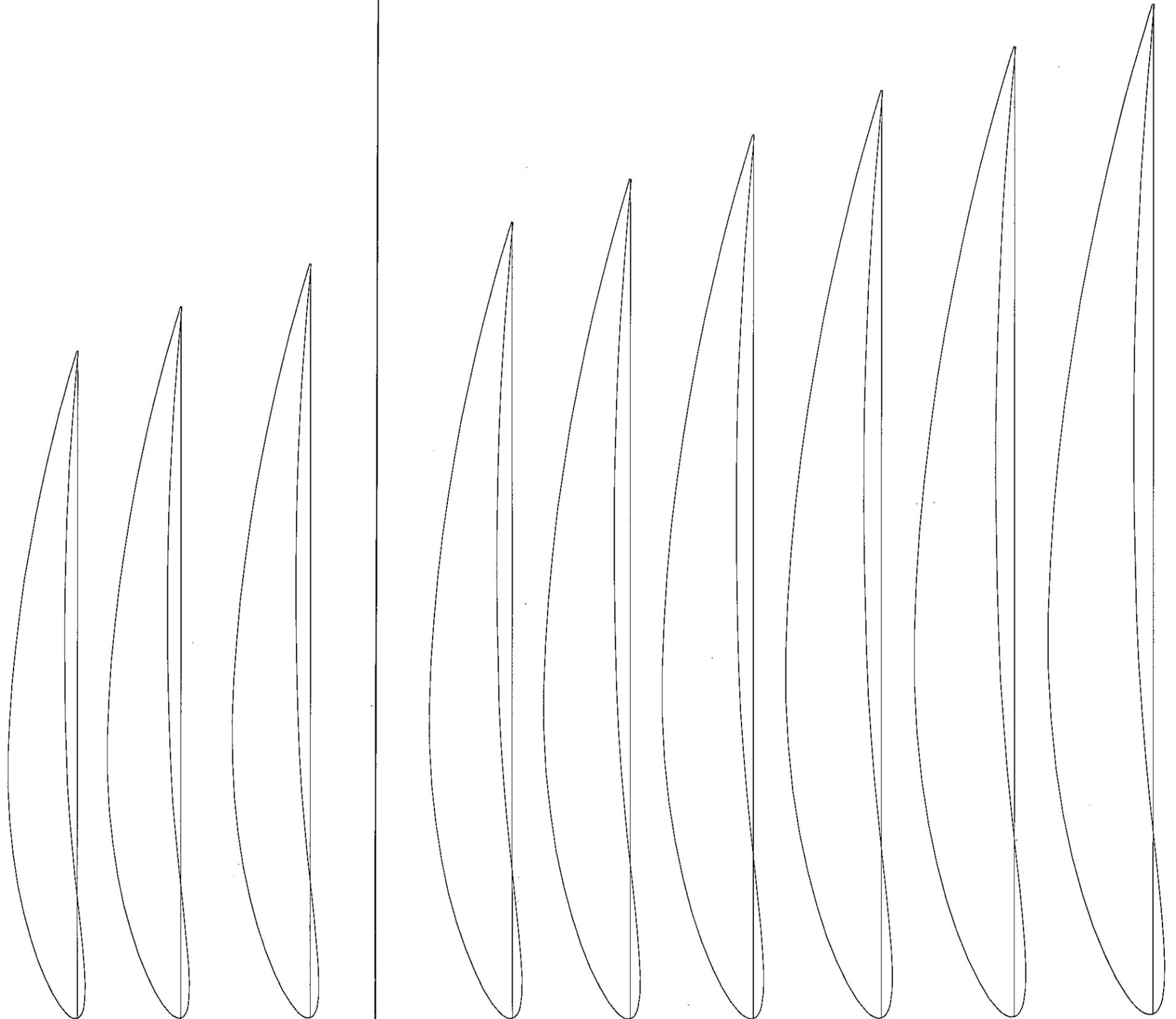


NACA 6409

Mittellinienwölbung 6% in 40% der Tiefe

Dicke 9% der Tiefe

Verwendbar für Thermiksegler sowie für langsame
Motorsegler

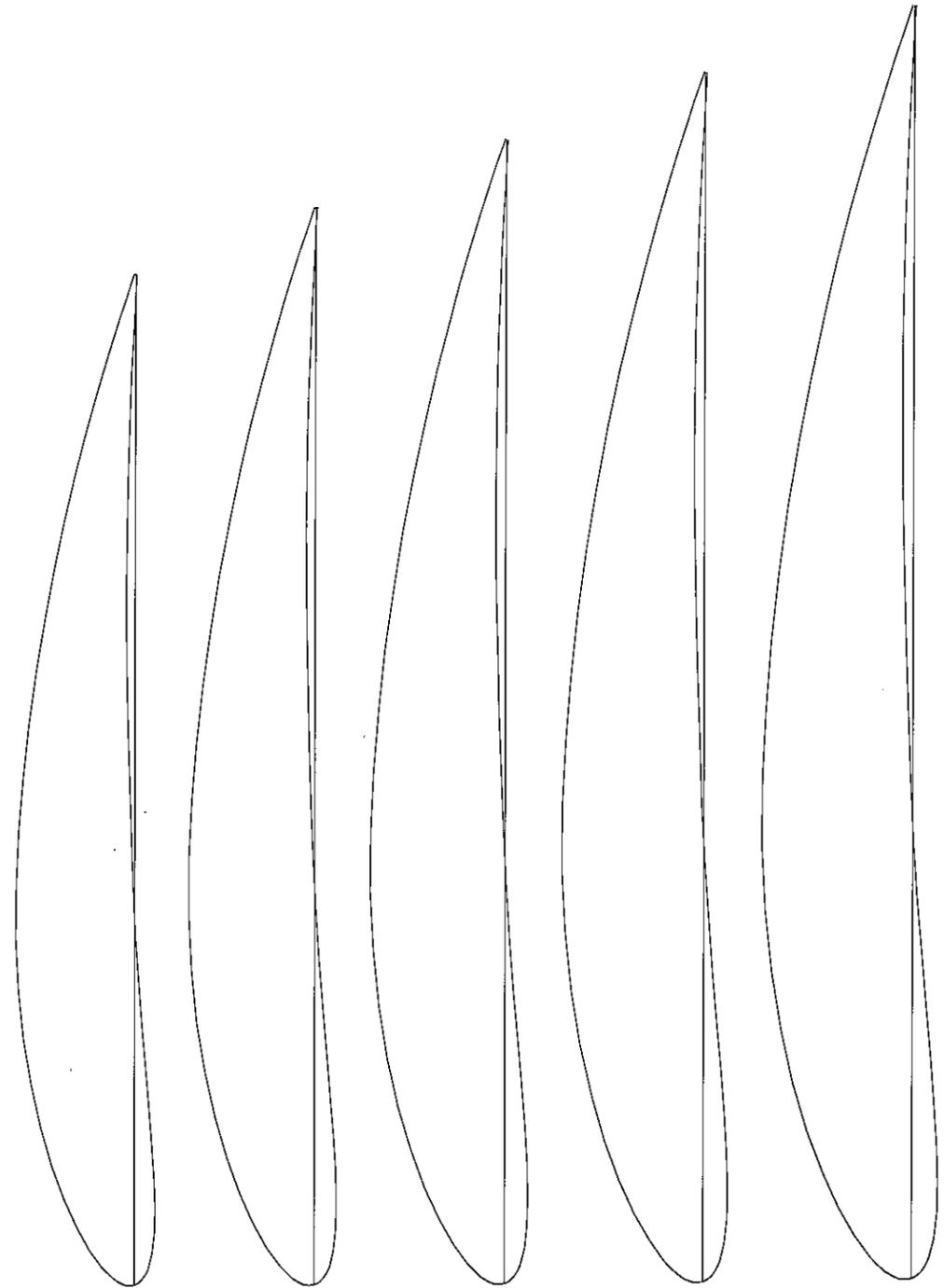
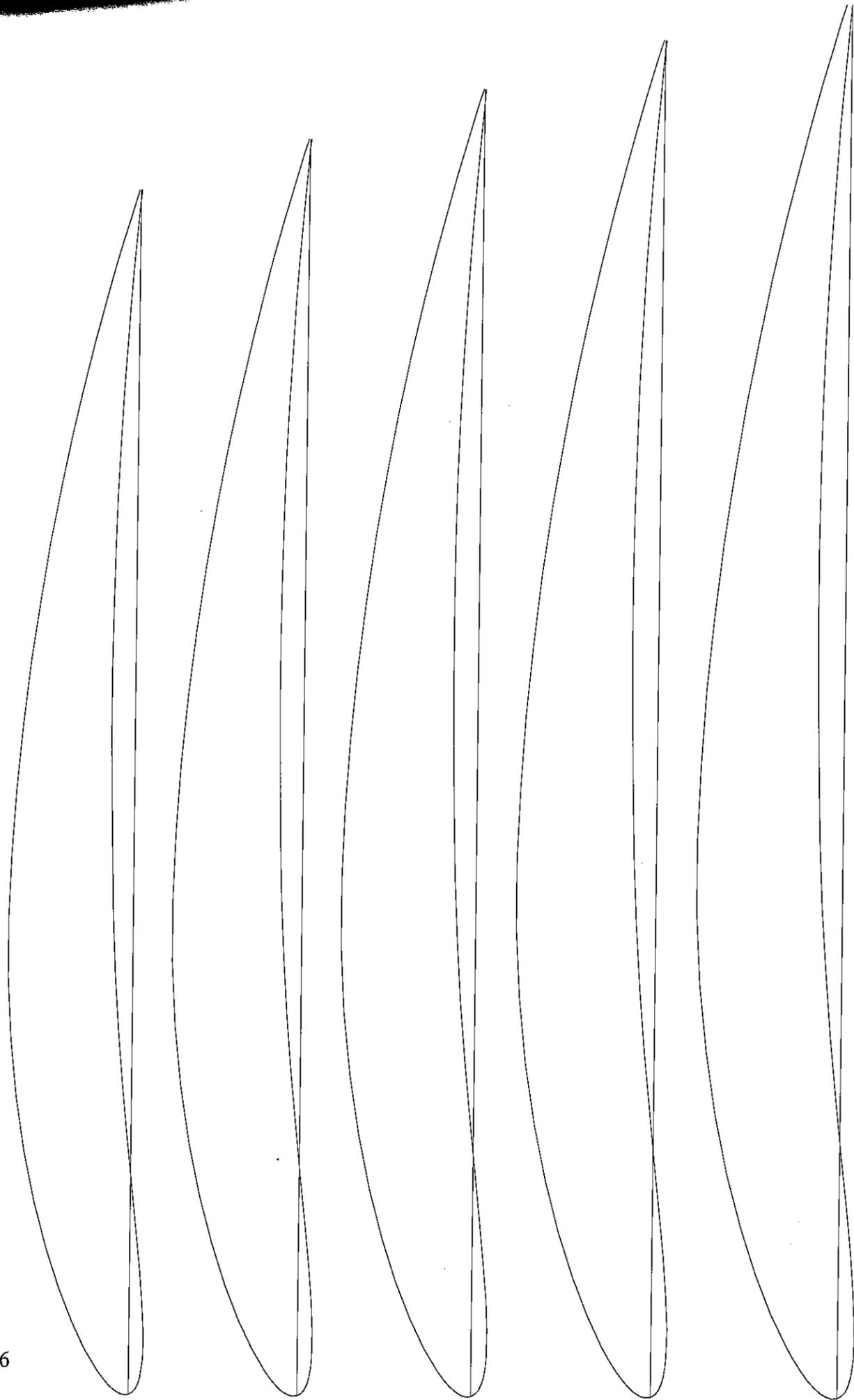


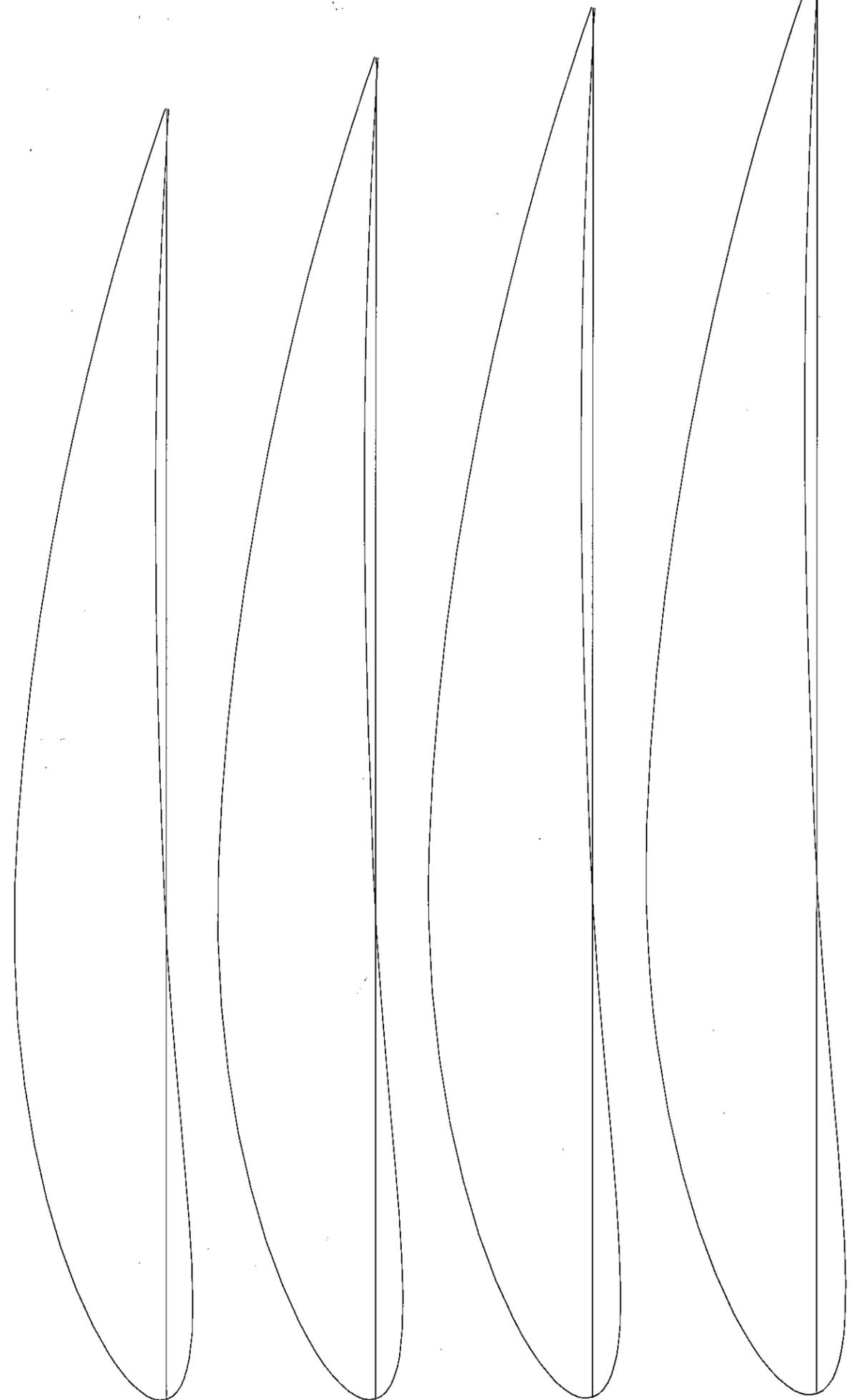
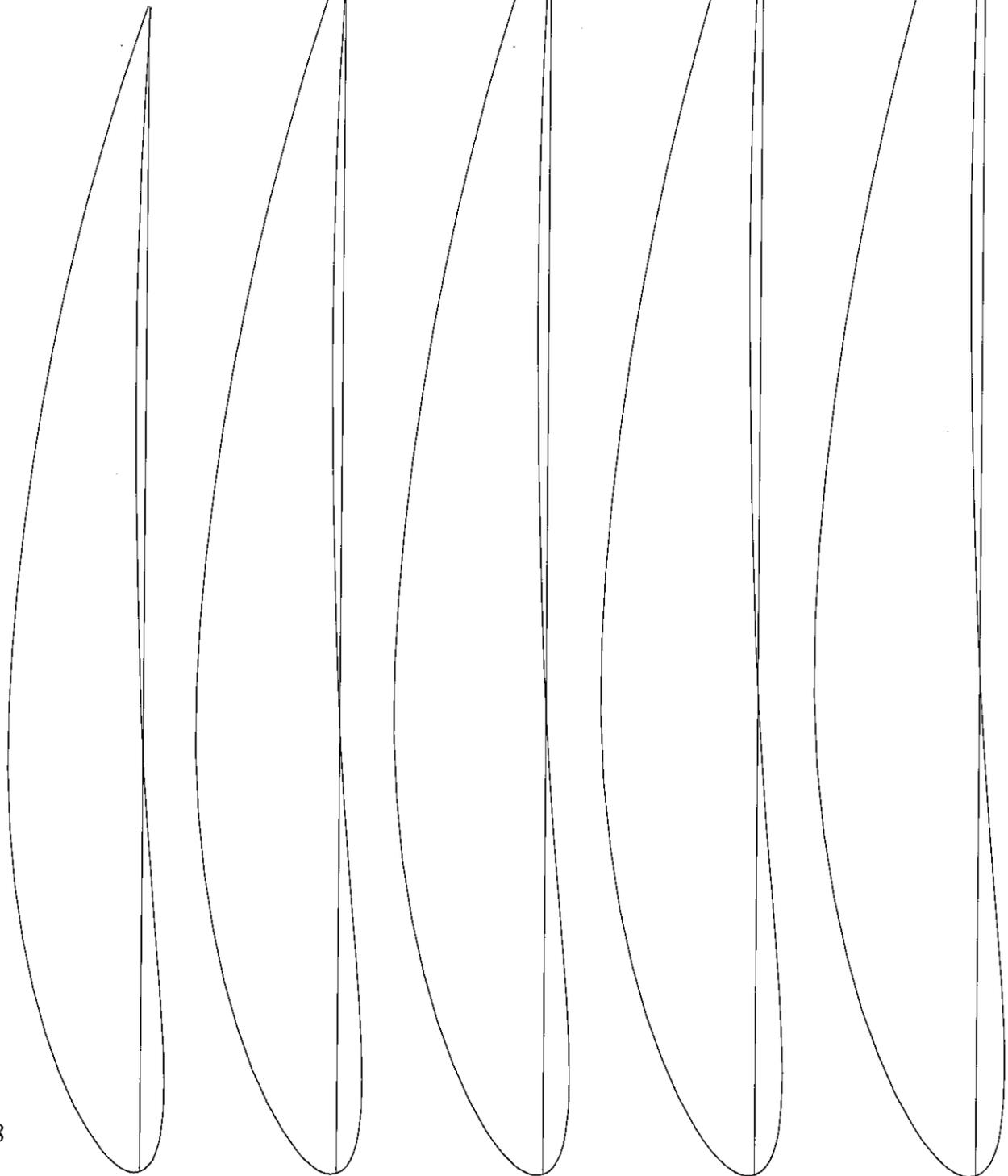
NACA 6412

Mittellinienwölbung 6% in 40% der Tiefe

Dicke 12% der Tiefe

Verwendbar für große, langsamfliegende Segel-
flug- und Motormodelle



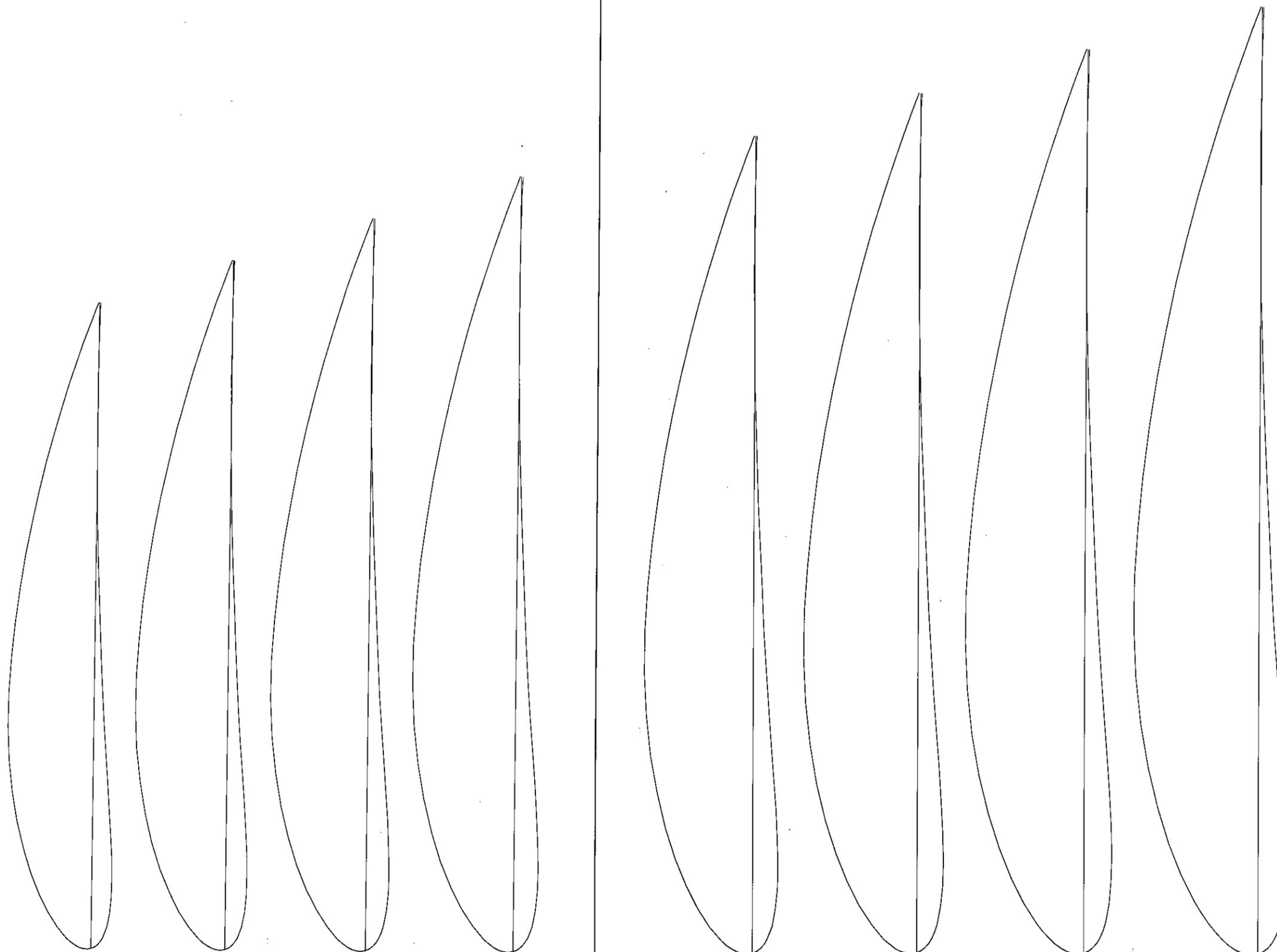


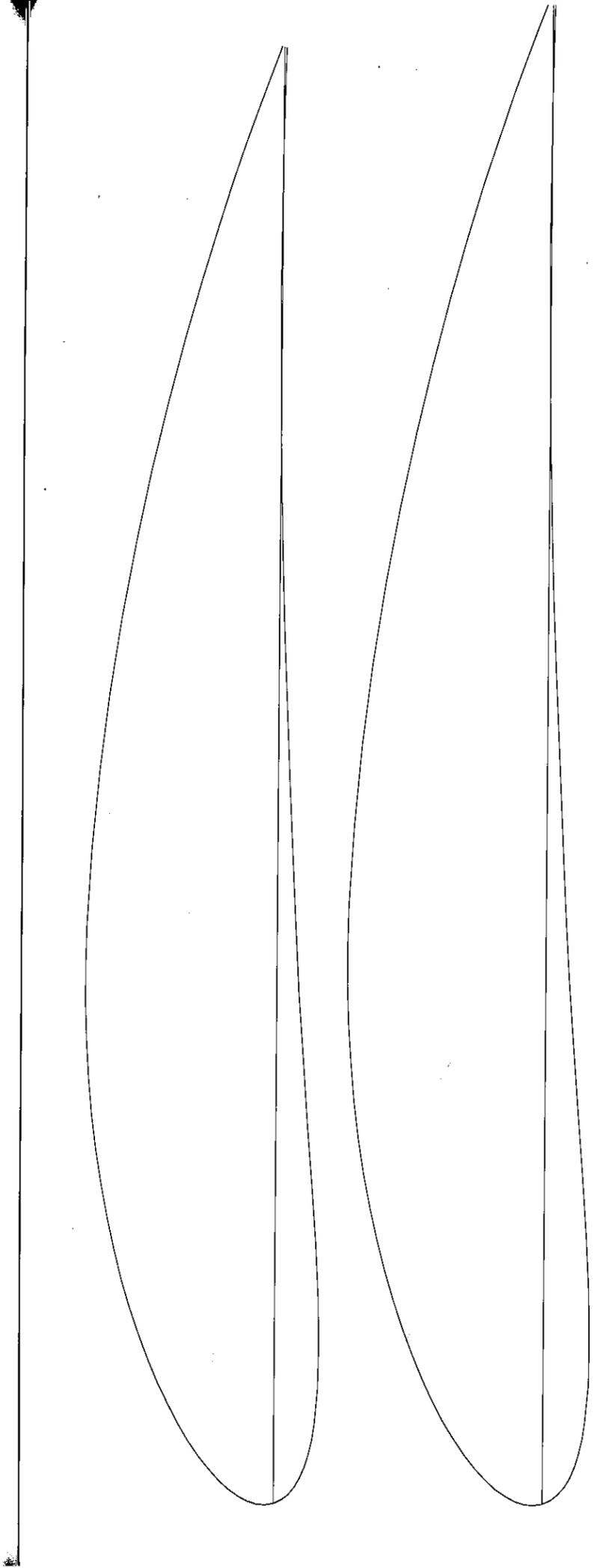
NACA 6415

Mittellinienwölbung 4% in 40% der Tiefe

Dicke 15% der Tiefe

Verwendbar für große, langsamfliegende Motor-
modelle



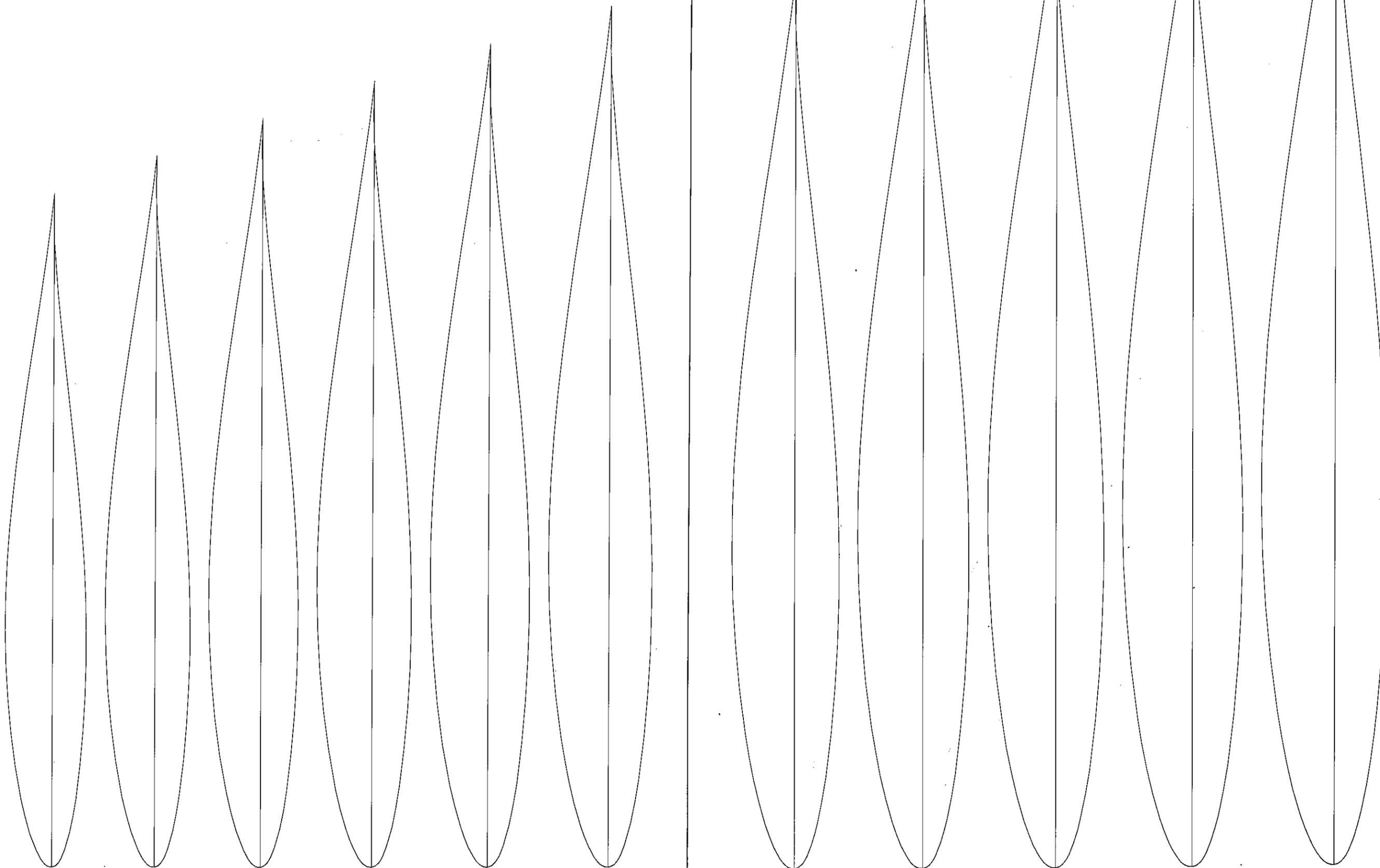


NACA 63₁-212

Mittellinienwölbung ca. 2% in ca. 30% der Tiefe

Dicke 12% der Tiefe

Verwendbar für Hang- und Kunstflugsegler und
Motormodelle

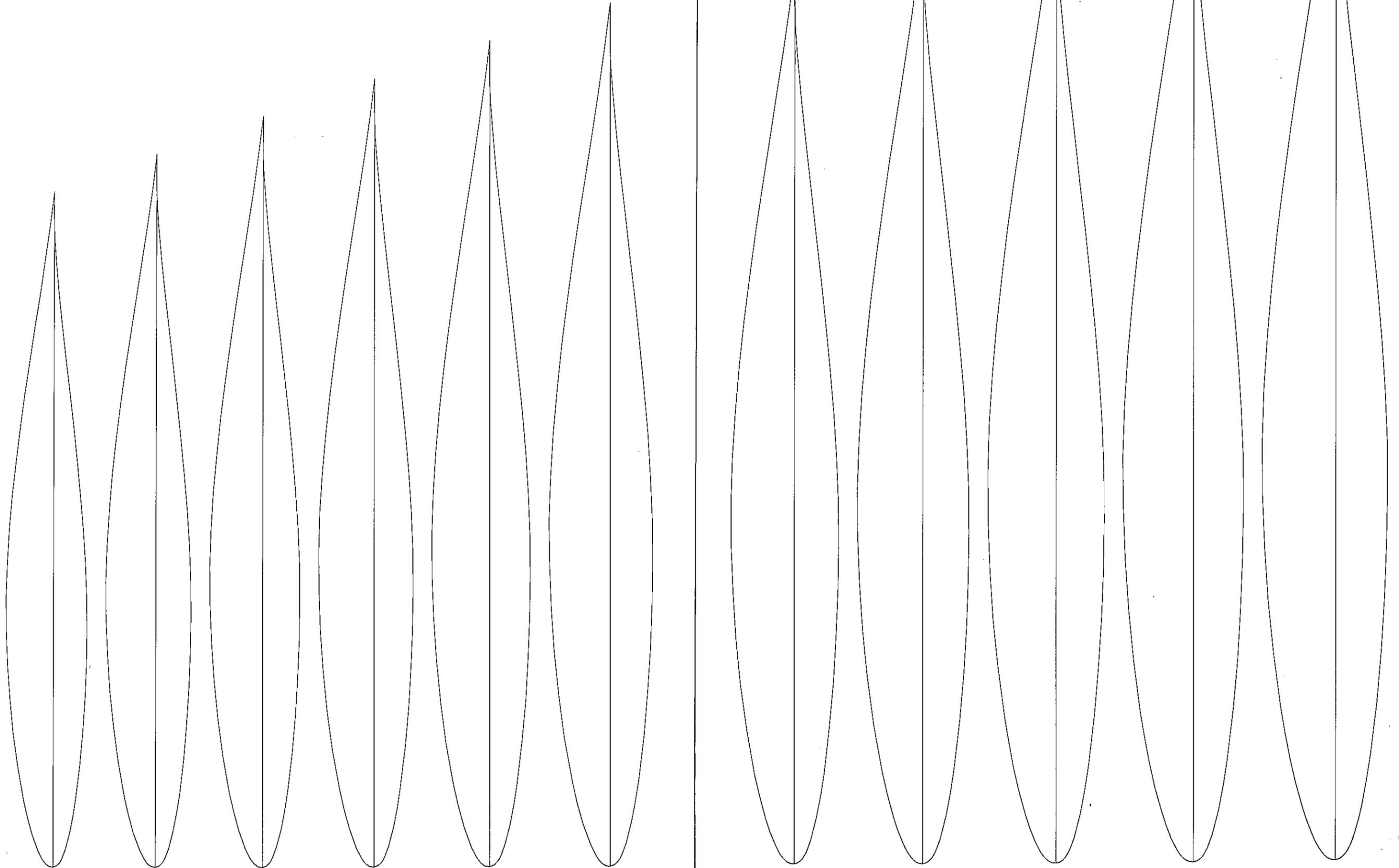


NACA 64₁-212

Mittellinienwölbung ca. 2% in ca. 40% der Tiefe

Dicke 12% der Tiefe

Verwendbar für Hang- und Kunstflugsegler und
Motormodelle

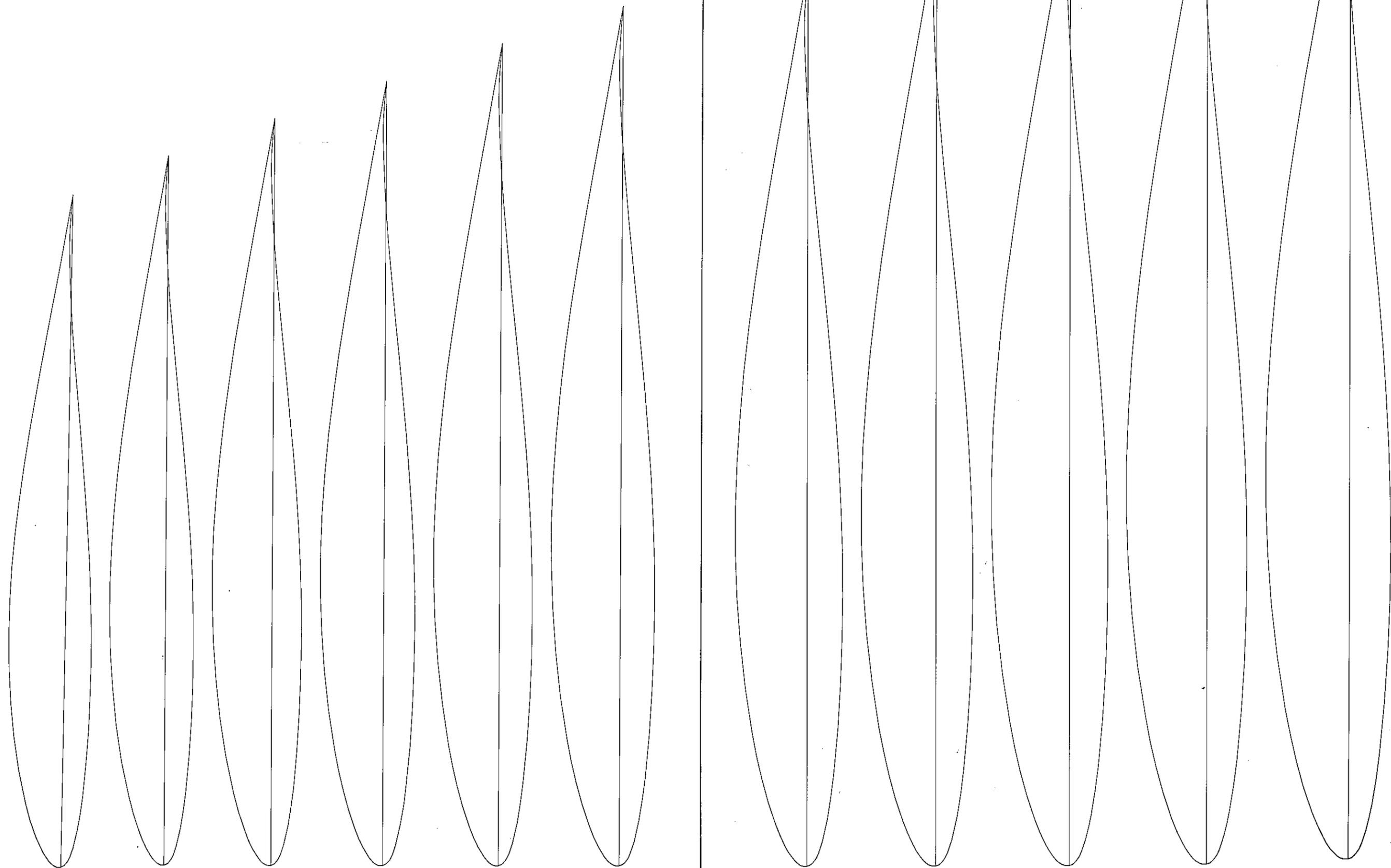


NACA 63₁-412

Mittellinienwölbung ca. 4% in ca. 40% der Tiefe

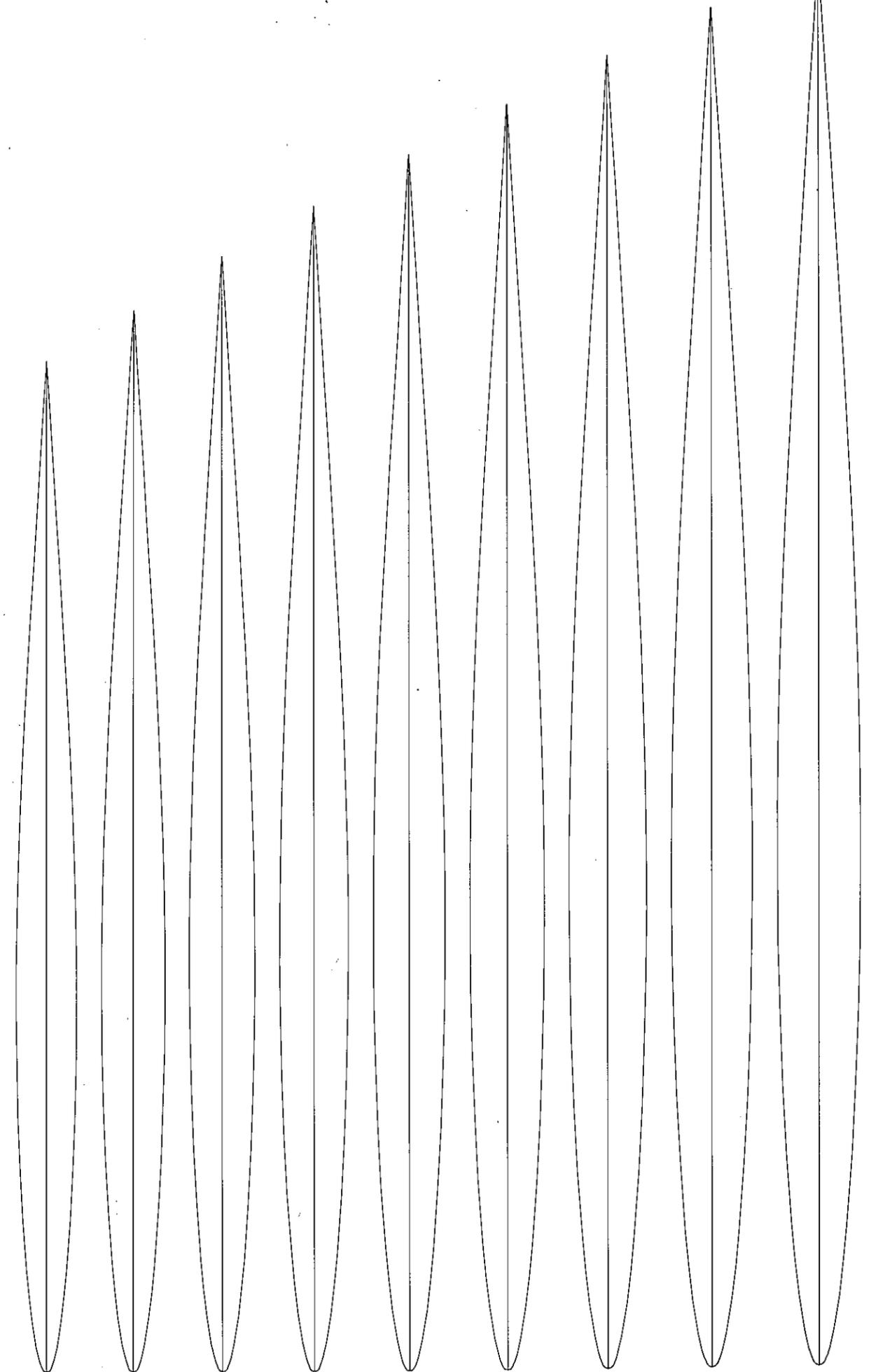
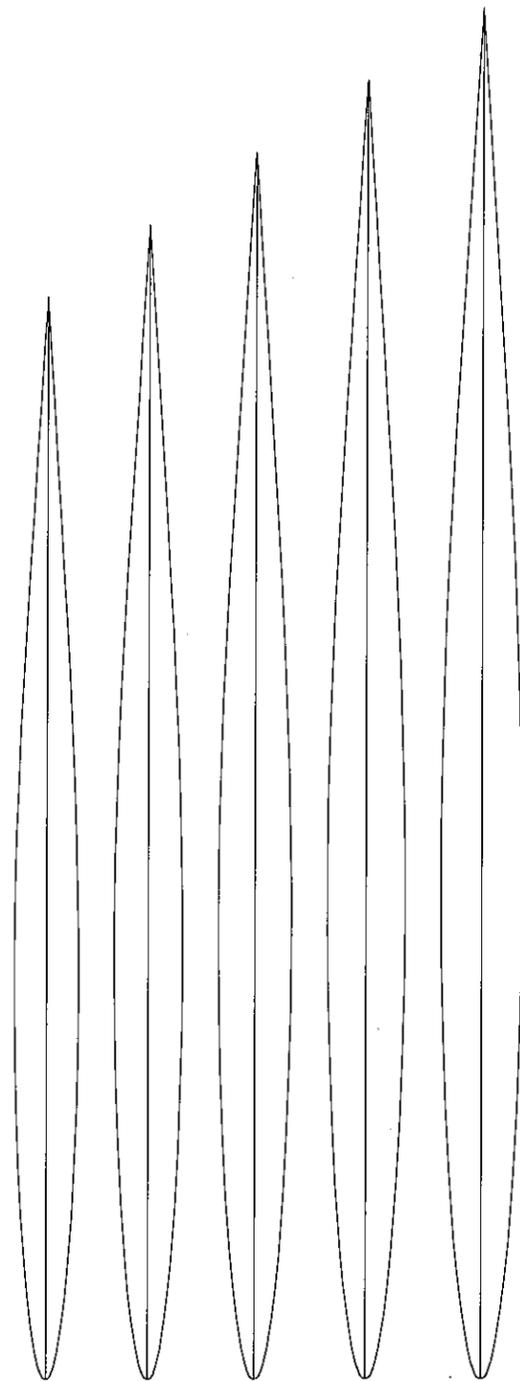
Dicke 12% der Tiefe

Verwendbar für Hangsegler und Motormodelle



NACA 63A006

symmetrisch
Dicke 6% der Tiefe
Verwendbar für Seiten- und Höhenleitwerk, nur
sehr schmaler Einsatzbereich (Laminardelle)

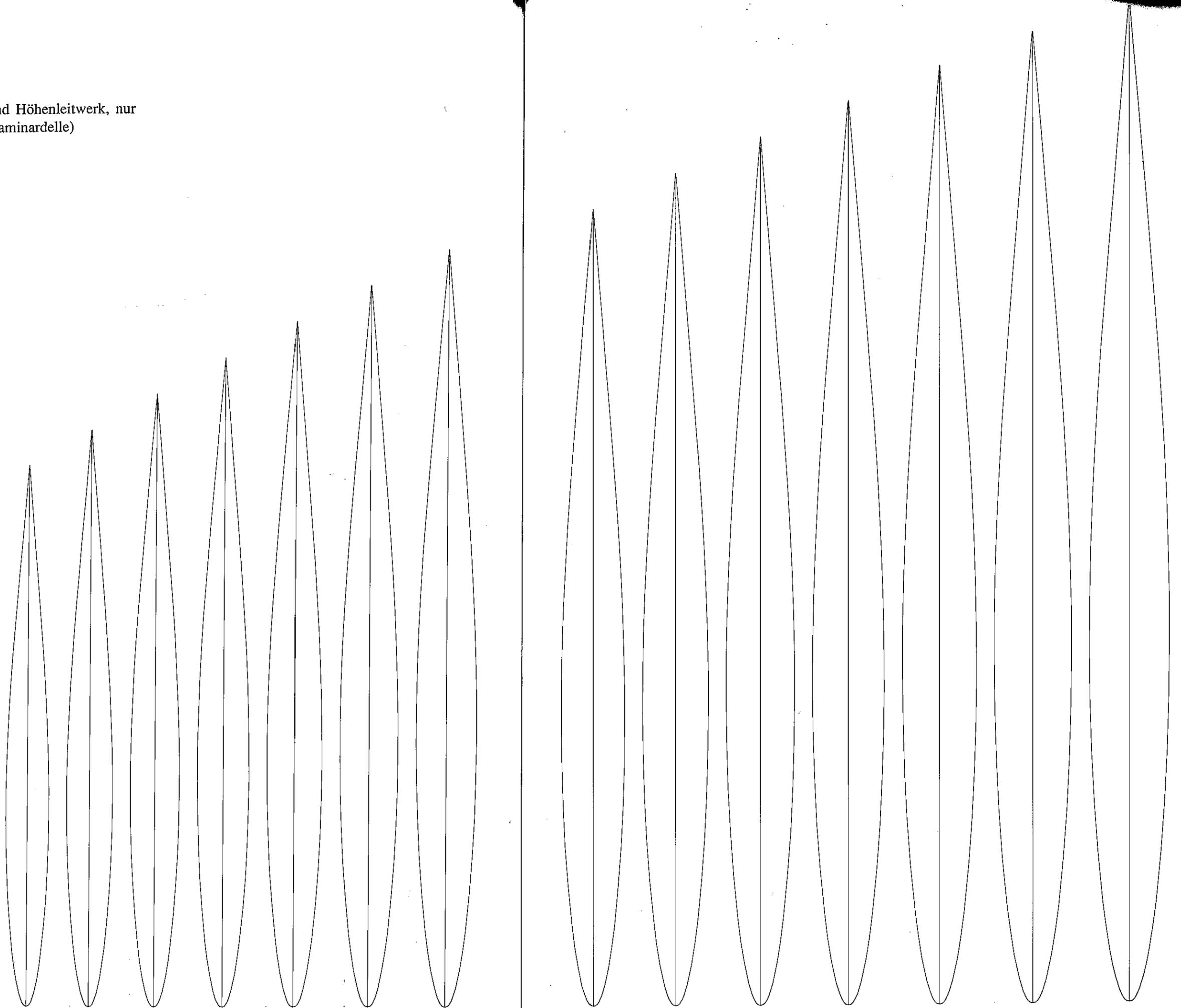


NACA 63A008

symmetrisch

Dicke 8% der Tiefe

Verwendbar für Seiten- und Höhenleitwerk, nur
schmaler Einsatzbereich (Laminardelle)

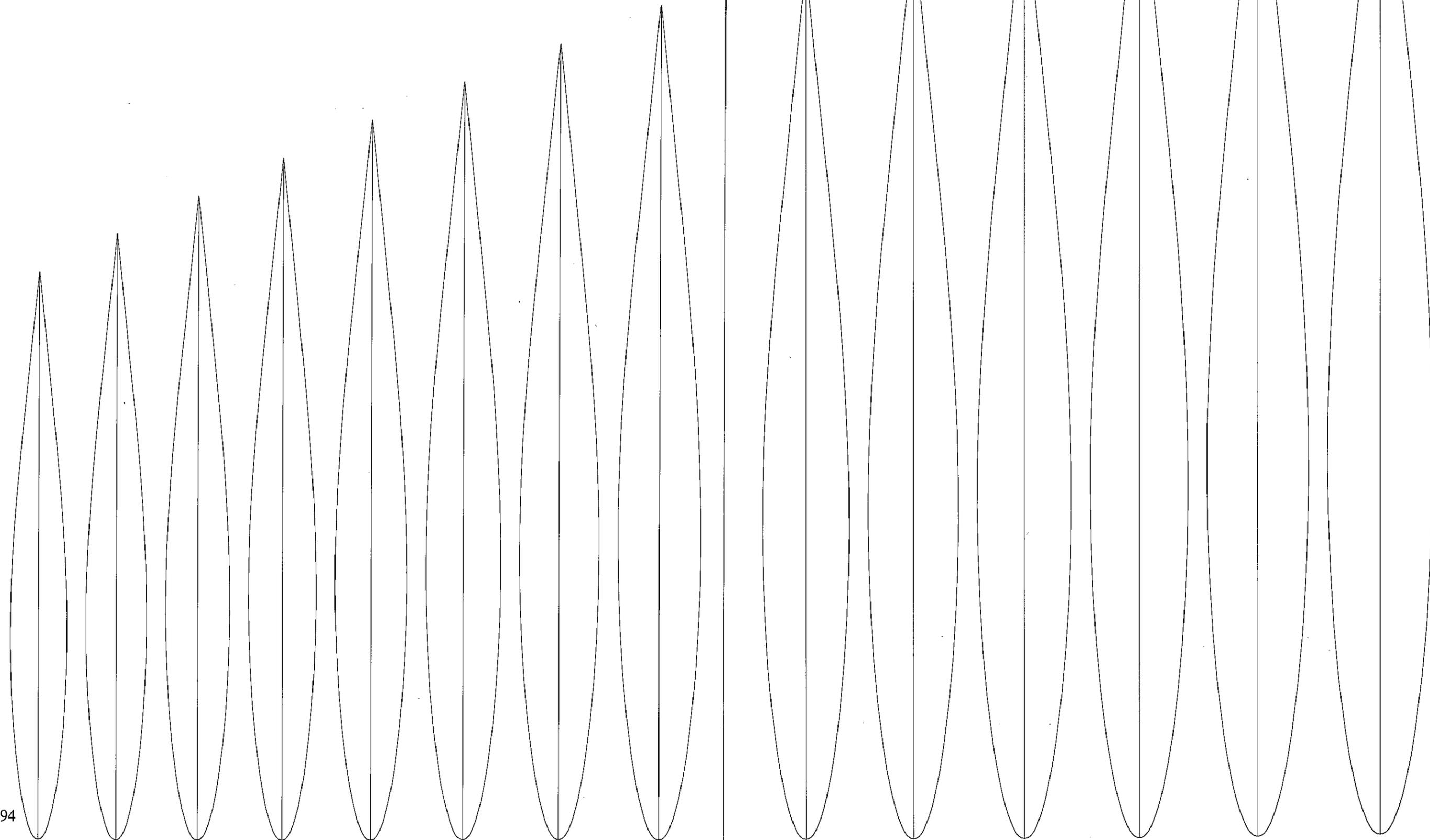


NACA 63A010

symmetrisch

Dicke 10% der Tiefe

Verwendbar für Leitwerke sowie für Deltaflugmodelle und kleine Motor-Kunstflugmodelle

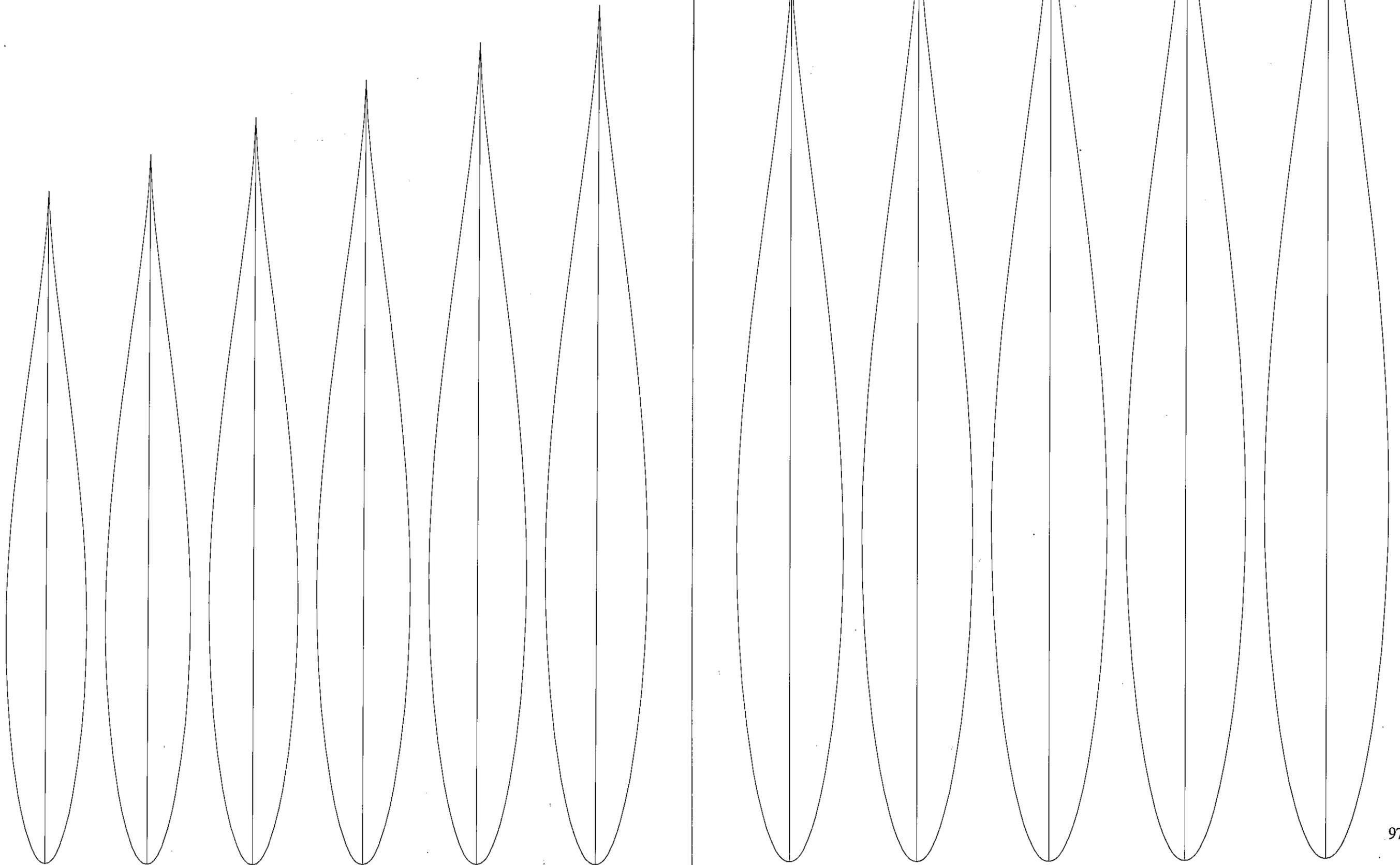


NACA 63₁-012

symmetrisch

Dicke 12% der Tiefe

Verwendbar für Deltaflugmodelle und kleine Motor-Kunstflugmodelle

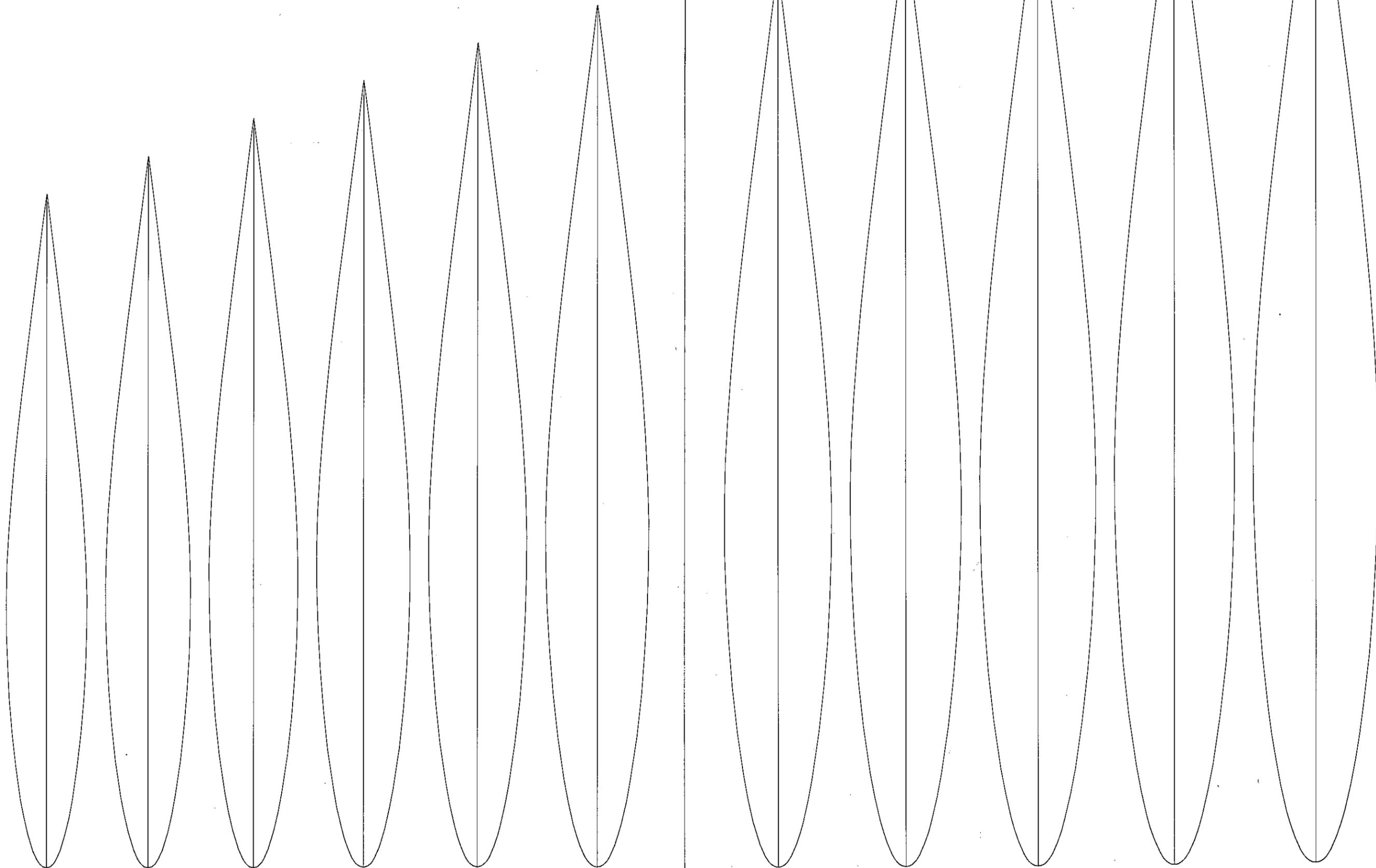


NACA 64₁A012

symmetrisch

Dicke 12% der Tiefe

Verwendbar für Deltaflugmodelle und kleine Motor-Kunstflugmodelle, besser für kleine Re-Zahlen
geeignet als das NACA 63₁-012

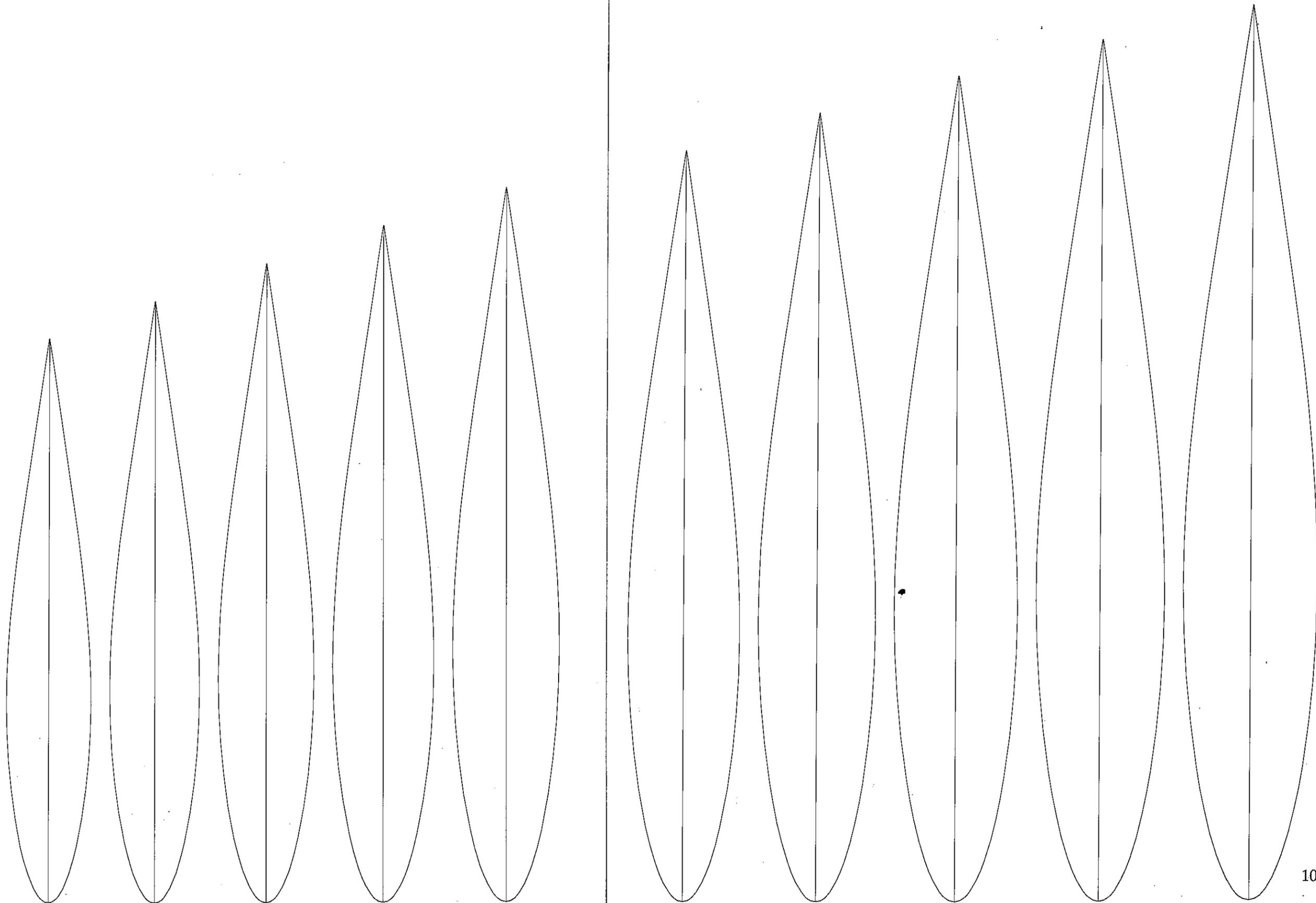


NACA 63₂A015

symmetrisch

Dicke 15% der Tiefe

Verwendbar für Kunstflug-Motormodelle

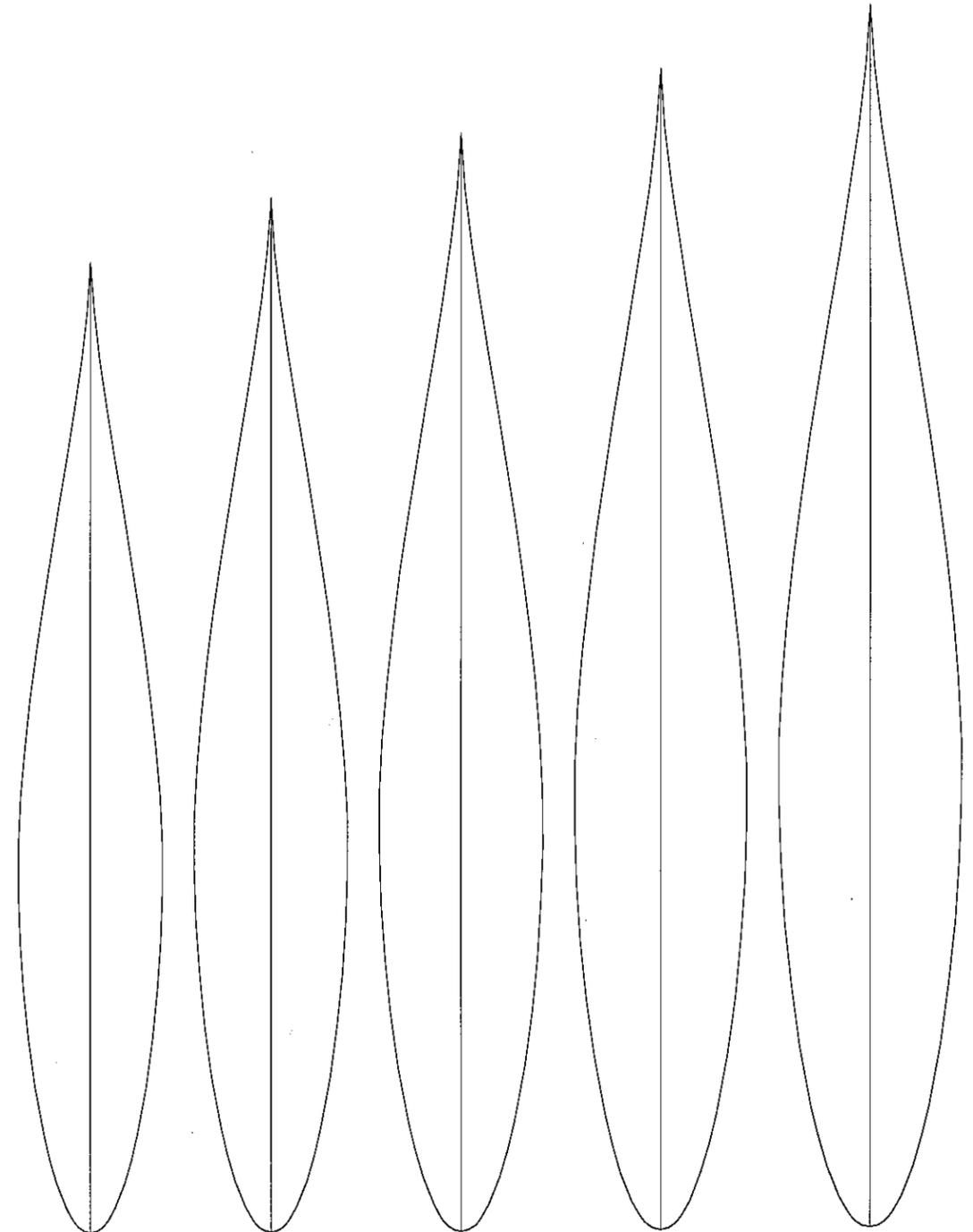
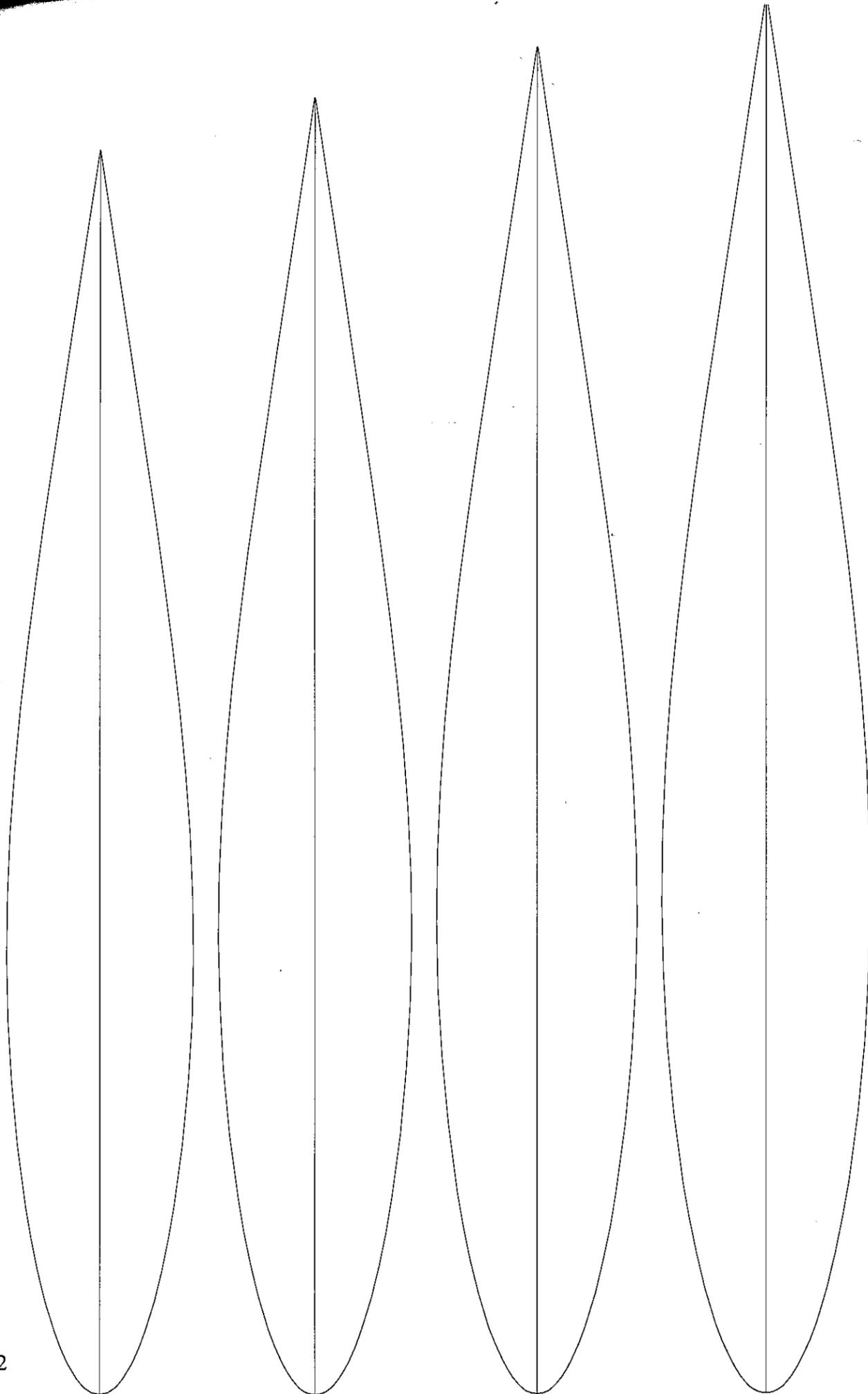


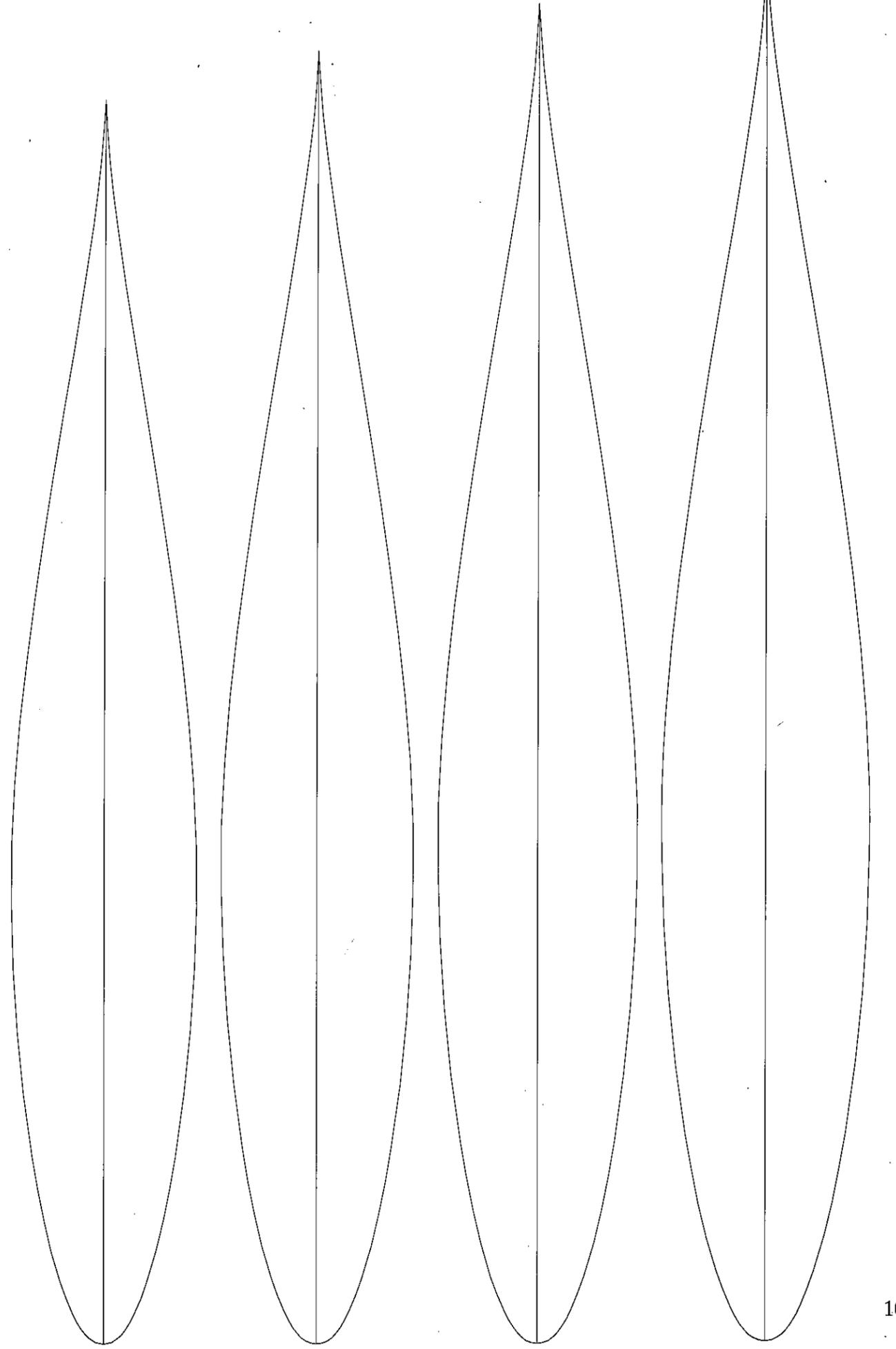
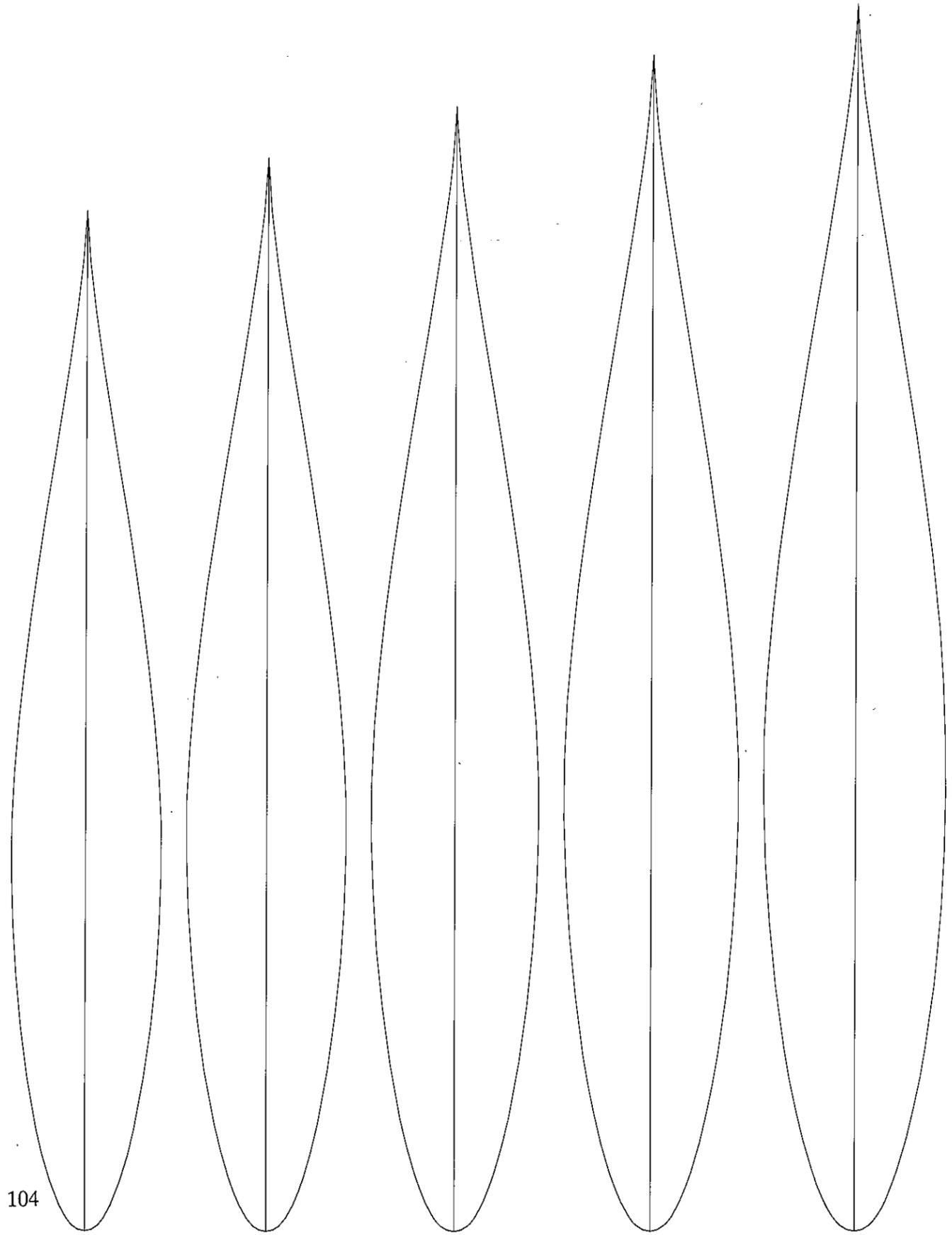
NACA 64₂-015

symmetrisch

Dicke 15% der Tiefe

Verwendbar für Kunstflug-Motormodelle, härteres
Überziehverhalten als NACA 63₂A015



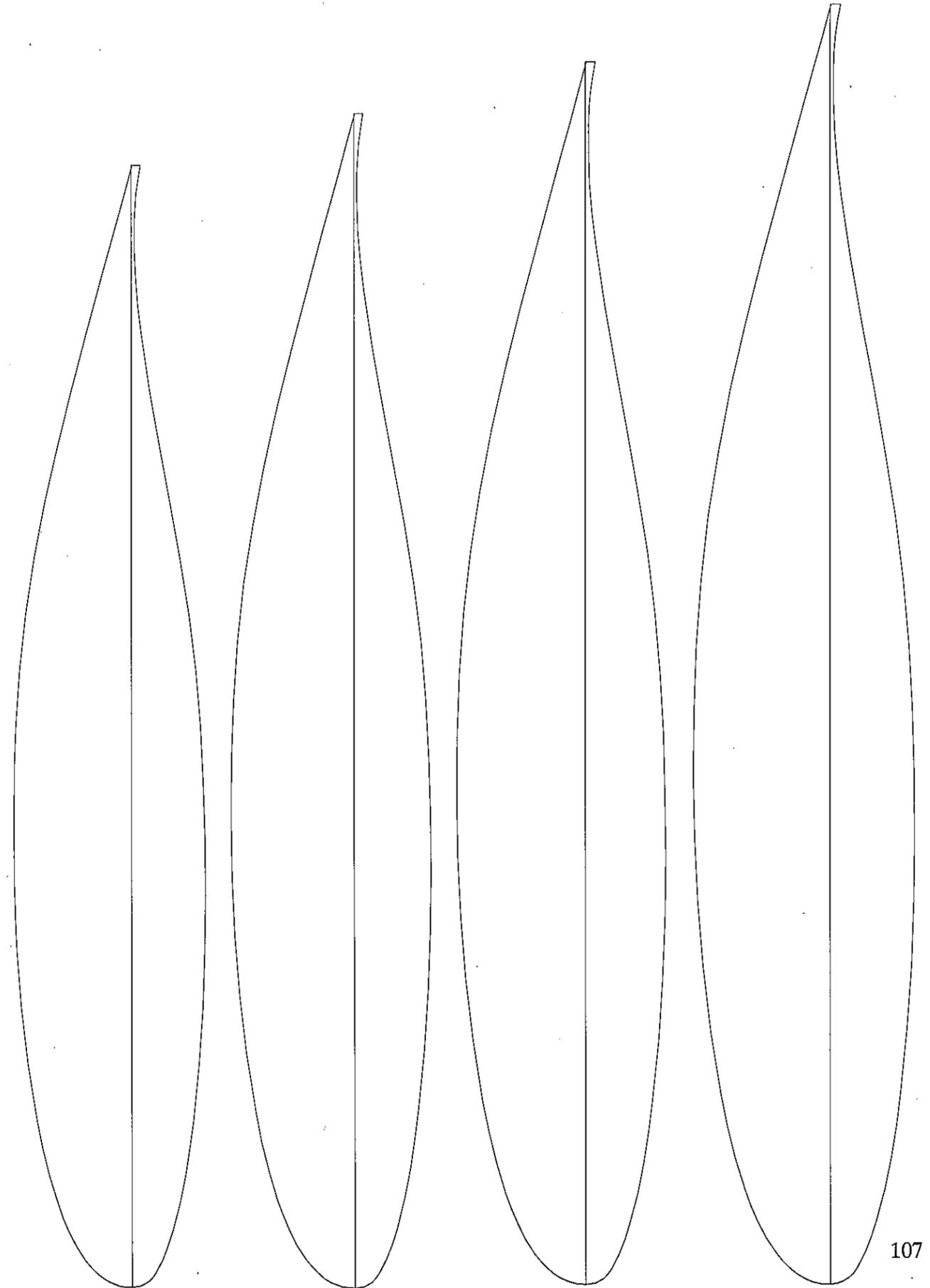
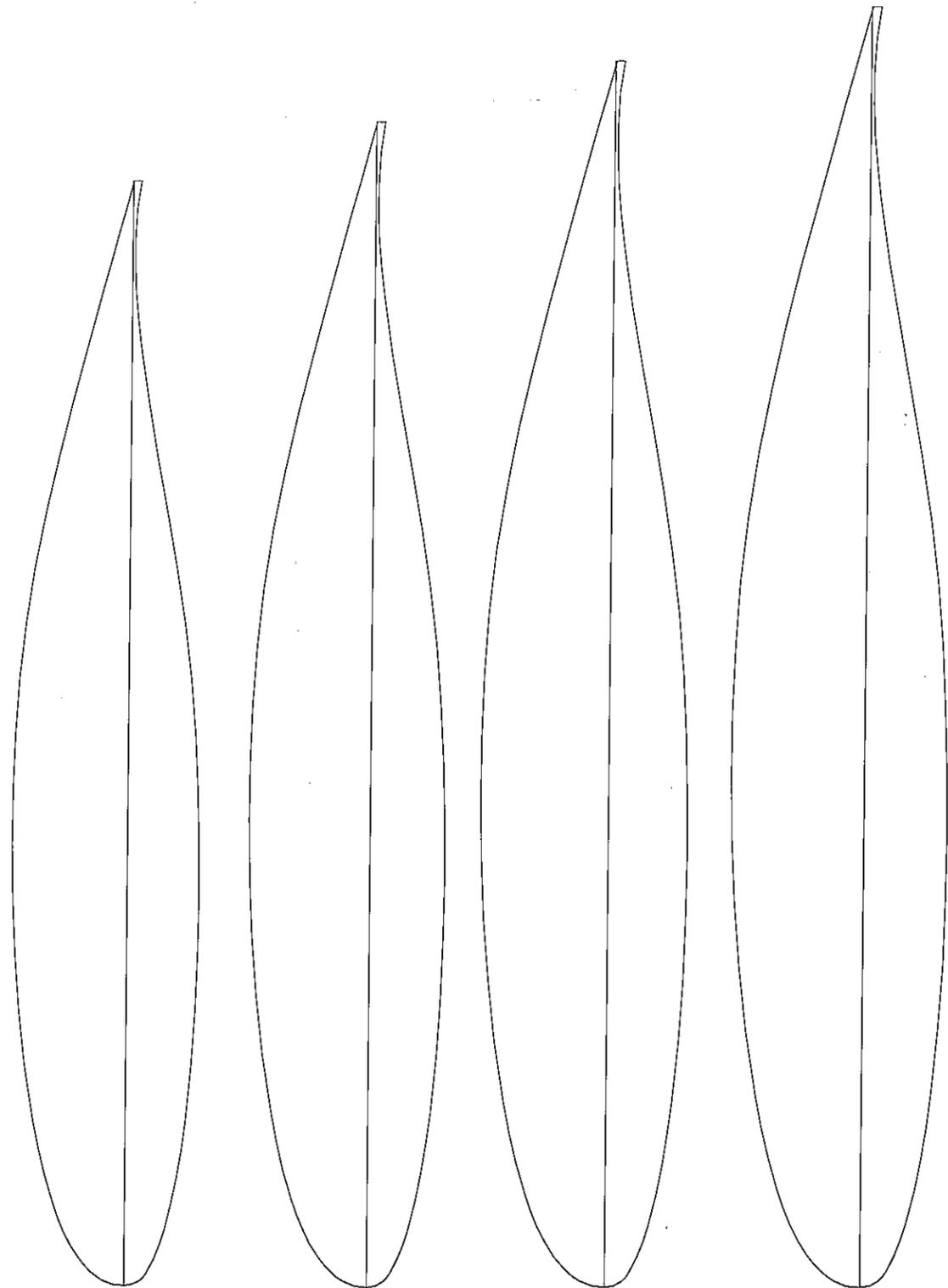


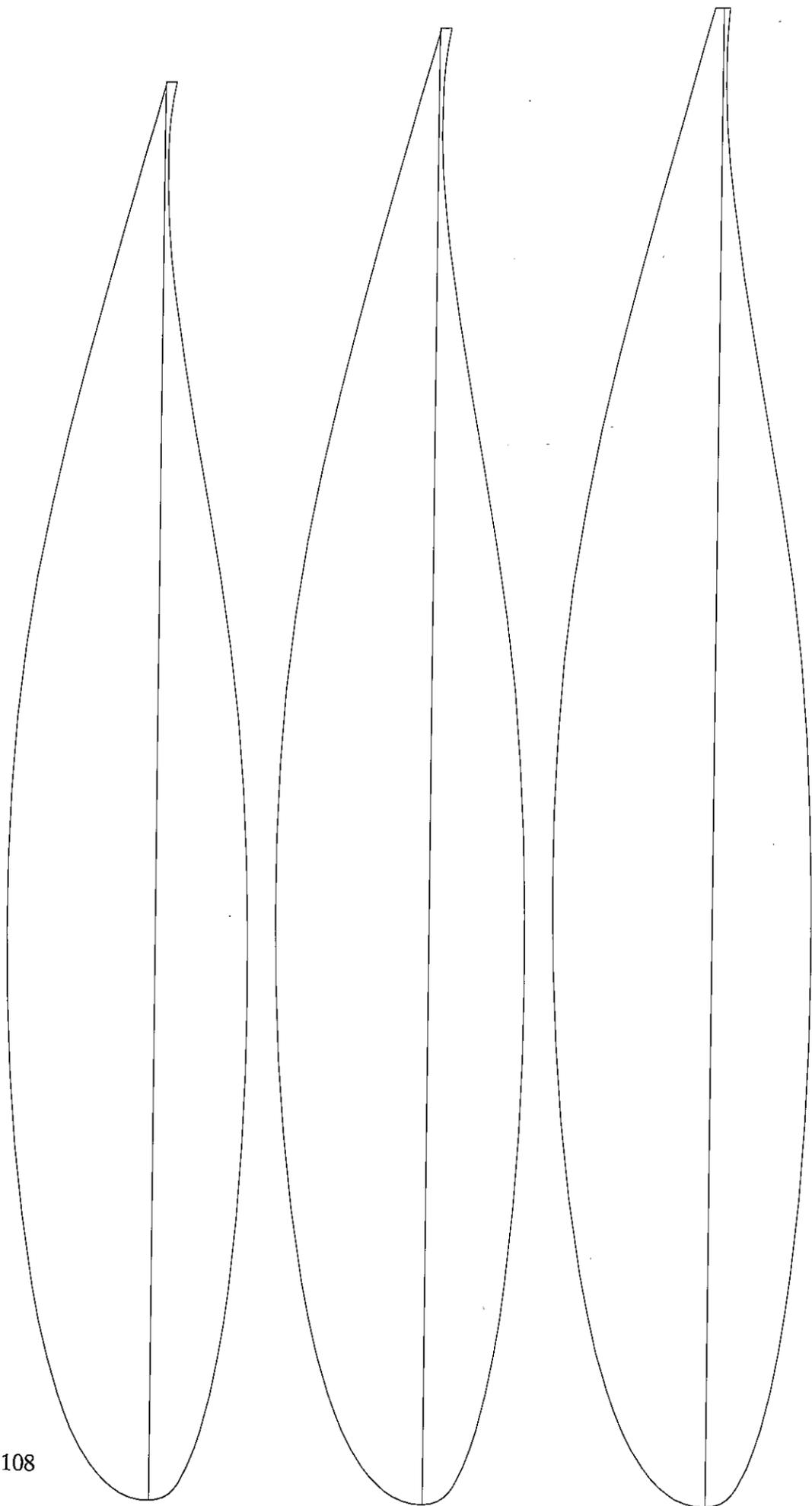
NASA GA(W)-1

Mittellinienwölbung ca. 2% in ca. 45% der Tiefe

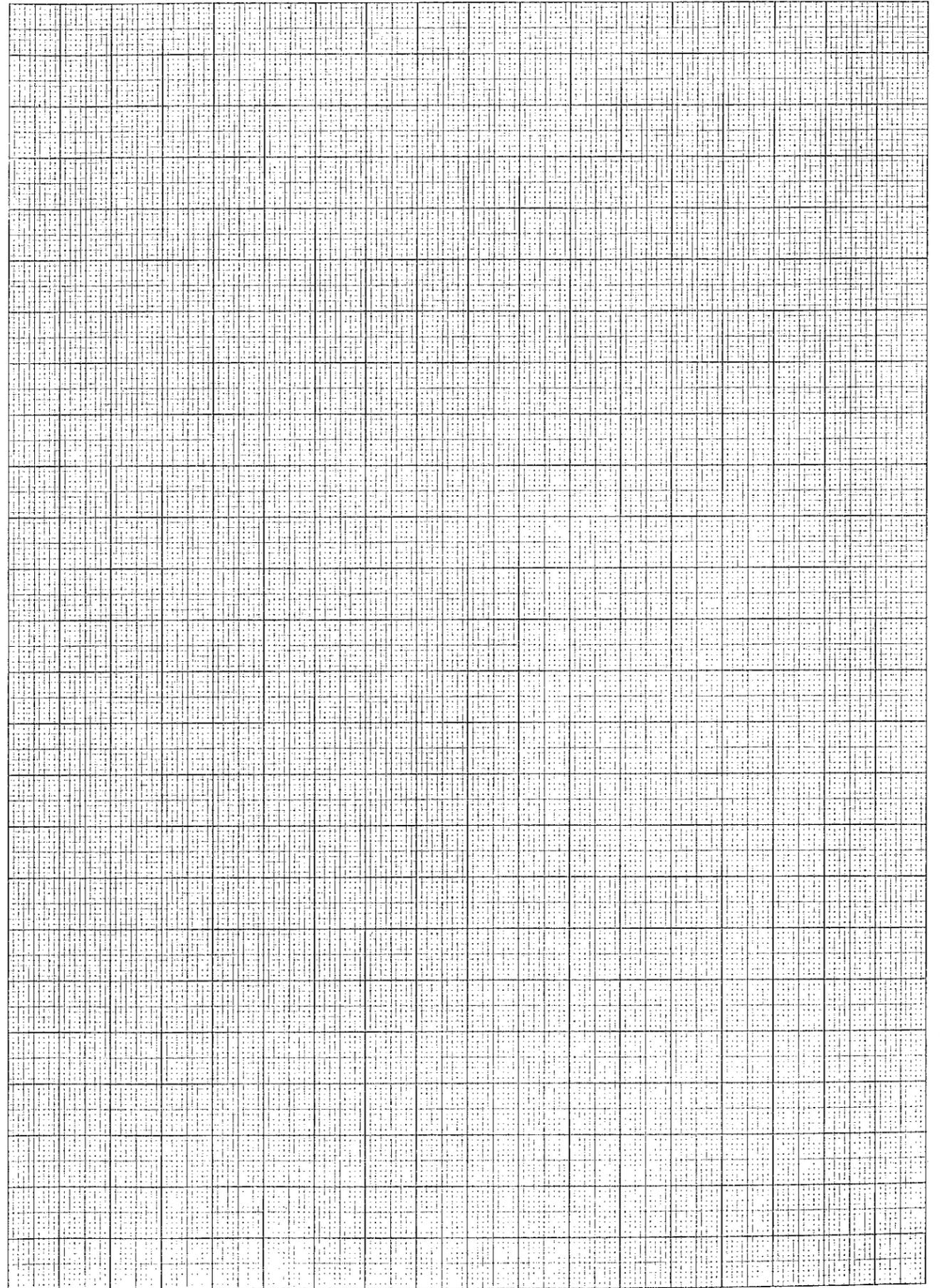
Dicke ca. 17% der Tiefe

Verwendbar für vorbildgetreue Modelle





Raum für Ihre Ausarbeitungen

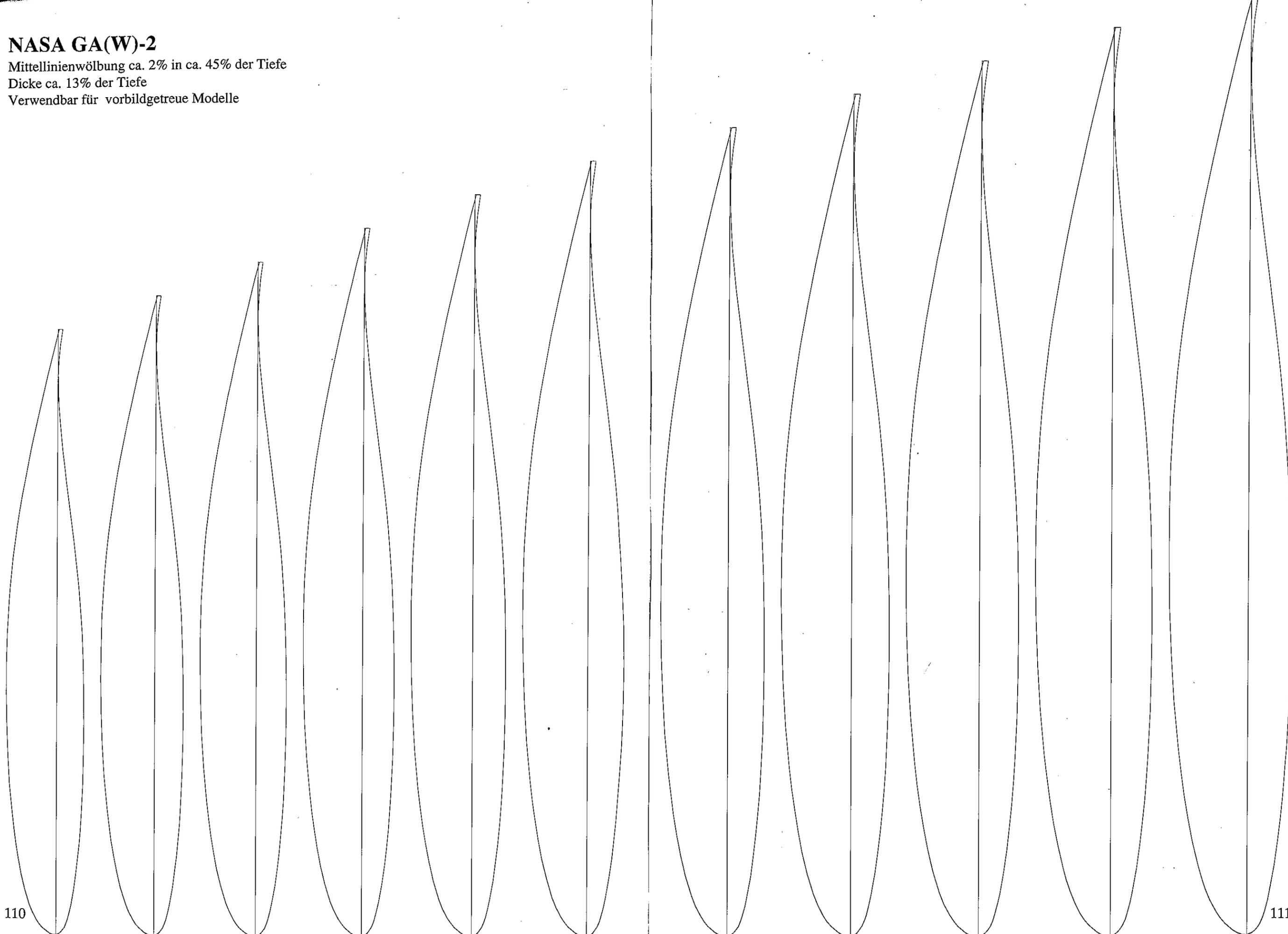


NASA GA(W)-2

Mittellinienwölbung ca. 2% in ca. 45% der Tiefe

Dicke ca. 13% der Tiefe

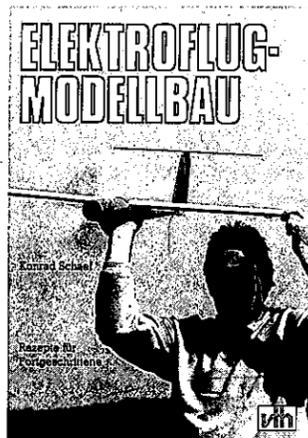
Verwendbar für vorbildgetreue Modelle



Fachwissen für den Elektroflug



Dieses Buch vermittelt die notwendigen Grundlagen und die praktische Anwendung. Der Umgang mit den Zellen und die Auslegung des Antriebs werden ausführlich beschrieben.
Best.-Nr.: FB 2017 DM 25,00



Konkrete Modellvorstellungen: Hinweise zur baulichen Ausführung und im wesentlichen die Ausrüstung der Modelle mit Motor, Akku und Luftschraube.
Best.-Nr.: FB 2022 DM 25,00



Ein Schwerpunkt ist die Antriebsbestimmung. Dazu helfen viele Diagramme und Motorendaten. Weiterhin werden Modelle beschrieben und es wird sehr viel Praxis vorgestellt.
Best.-Nr.: MTB 9 DM 28,00



Die Einstiegslektüre für denjenigen, der in den Elektroflug erst einmal hineinschnuppern möchte. Es werden einfachste Modellauslegungen gezeigt.
Best.-Nr.: MBR 5 DM 14,80



modellbaureihe 12
Eine Sammlung von Tips, die auf immer wiederkehrenden Fragen aus der Praxis beruhen. Unter anderem geht es um Akkus, Motoren, Getriebe, Wellen, Lager und Luftschrauben.
Best.-Nr.: MBR 12 DM 14,80



In diesem Sonderheft schreiben namhafte Experten des Elektrofluges zu den wesentlichen Themen. Dieses Heft muß jeder Elektroflug-Interessierte einfach haben.
Best.-Nr.: SP-4 DM 9,80



Neben dem Umgang mit Akkus wird insbesondere das Laden behandelt. So sind auch die ausführlichen Bauanleitungen für Lade- und Entladegeräte ein wesentlicher Bestandteil des Buches.
Best.-Nr.: MBR 2 DM 14,80



Ihr Partner für Modellbau-Fachliteratur

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

NEU!

Europas umfangreichster Bauplan-Katalog für DM 9,80



Verlag für Technik und Handwerk GmbH
Fremersbergstr. 1, 7570 Baden-Baden