

N78-32054

c08-02

A78-24418 # Profile design for an advanced-technology airfoil for general aviation aircraft (Profilentwurf für einen Tragflügel neuer Technologie für Flugzeuge der allgemeinen Luftfahrt). D. Welte (Dornier GmbH, Friedrichshafen, West Germany). *Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt, Jahrestagung, 10th, Berlin, West Germany, Sept. 13-15, 1977, Paper 77-027. 25 p. 5 refs. In German. Research supported by the Bundesministerium für Forschung und Technologie.*

AIF

FC

AV

DC

NACA profiles and a profile from the NASA General Aviation-Whitcomb series are used as a starting point in designing an advanced airfoil for general aviation aircraft. Potential theory pressure distribution calculations, together with boundary layer calculations, permit a decrease in the null moment and an optimization of the lift characteristics of the wing. Trailing edge flap design is also improved. Wind tunnel tests are used to compare the conventional profiles, the NASA profile and the improved design. J.M.B.

TM-75323

This Abstract Published in
INTERNATIONAL AEROSPACE ABSTRACTS
Issued by
TECHNICAL INFORMATION SERVICE
AMERICAN INSTITUTE OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS, INC.
750 THIRD AVENUE, NEW YORK, N.Y. 10017

DLR-Jahrestagung
Berlin
Sept. 13-15, 1977
DLR

RECEIVED
A.I.A.A.
78 FEB 22 AM 10:09
T. I. S. LIBRARY

A78-24418

DORNIER

**Profilentwurf für einen Tragflügel
neuer Technologie
für Flugzeuge der Allgemeinen Luftfahrt**

D. Welte, Dornier GmbH

Jahrestagung 1977
der Deutschen Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt e. V.
13. bis 15. September 1977, Berlin
Vortrag Nr. 77-027

Verfasser: Dieter Welte

Firma/Institut: Dornier GmbH Friedrichshafen

DGLR-Nr.: 77-027

Bericht Nr.:

Datum: September 1977

**Titel: PROFILENTWURF FÜR EINEN TRAGFLÜGEL NEUER
TECHNOLOGIE FÜR FLUGZEUGE DER ALLGEMEINEN
LUFTFAHRT**

Bibliogr. Umfang: 21 Seiten, davon 11 Bilder, 5 Literaturstellen

Abstrakt (Technisch-wissenschaftlich neutral orientierte Kurzübersicht):

Die Profile für Tragflügel der allgemeinen Luftfahrt werden heute nicht mehr einem Profilkatalog entnommen, sondern für die Leistungsforderungen, die an das Flugzeug gestellt werden, entworfen. Eingeleitet wurde diese Entwicklung bei der NASA mit dem Entwurf der Profil-Reihe GA(W) - (General Aviation Whitcomb).

Ausgehend von den aerodynamischen und konstruktiven Forderungen, die an das Profil und die Landeklappe für den Tragflügel neuer Technologie gestellt werden, erfolgt zunächst die kritische Beurteilung der konventionellen Profile NACA 65₂-415 und NACA 230 18 sowie des Profils GA(W)-1 mittels potentialtheoretischer Druckverteilungsrechnungen und Grenzschichtrechnungen. Die Untersuchungen zeigen Verbesserungsmöglichkeiten auf, insbesondere eine Verkleinerung des Nullmoments, und führen zu dem neuen Profil DO A-5.

Beim Entwurf der Einfachspaltklappe steht die Forderung nach hoher Gleitzahl für den Steigflug und hohem Maximalauftrieb für die Landung im Vordergrund. Die Optimierung erfolgt rechnerisch und experimentell.

Windkanalmessungen im Laminarwindkanal der TU Stuttgart mit einem konventionellen Profil, dem Profil GA(W)-1 und dem Profil DO A-5 bestätigen die angestrebten Leistungsverbesserungen sowohl ohne als auch mit Landeklappe.

Das Profil DO A-5 mit Einfachspaltklappe wurde für den Entwurf des Tragflügels neuer Technologie für die DO 28 D Sky-servant als Versuchsträger verwendet.

Stichworte (Suchbegriffe):

Tragflügelprofil, Profilmessungen, 2-D Rechnungen

PROFILENTWURF FÜR EINEN TRAGFLÜGEL
NEUER TECHNOLOGIE FÜR FLUGZEUGE
DER ALLGEMEINEN LUFTFAHRT ⁺)

D. Welte
Dornier GmbH
Postfach 1420, D- 7990 Friedrichshafen

ÜBERSICHT:

Die Profile für Tragflügel der Allgemeinen Luftfahrt werden heute nicht mehr einem Profilkatalog entnommen, sondern für die Leistungsforderungen, die an das Flugzeug gestellt werden, entworfen. Eingeleitet wurde diese Entwicklung bei der NASA mit dem Entwurf der Profil-Reihe GA(W)-x (General Aviation Whitcomb).

Ausgehend von den aerodynamischen und konstruktiven Forderungen, die an das Profil und die Landeklappen für den Tragflügel neuer Technologie gestellt werden, erfolgt zunächst die kritische Beurteilung der konventionellen Profile NACA 65₂-415 und NACA 230 xx sowie des Profils GA(W)-1 mittels potentialtheoretischer Druckverteilungsrechnungen. Die Untersuchungen zeigen Verbesserungsmöglichkeiten auf, insbesondere eine Erhöhung des Maximalauftriebs und eine Verkleinerung des Nullmoments und führen zu dem neuen Profil Do A-5.

⁺) Die Arbeiten wurden aus Mitteln der BMFT-Förderung, Vorhaben LFK 7530, "Tragflügel neuer Technologie für Flugzeuge der Allgemeinen Luftfahrt" durchgeführt.

Beim Entwurf der Einfachspaltklappe steht die Forderung nach hoher Gleitzahl für den Steigflug und hohem Maximalauftrieb für die Landung im Vordergrund. Die Optimierung erfolgt empirisch und theoretisch.

Windkanalmessungen im Laminarwindkanal der TU Stuttgart mit einem konventionellen Profil, dem Profil GA(W)-1 und dem Profil Do A-5 bestätigen die angestrebten Leistungsverbesserungen sowohl ohne als auch mit Landeklappen.

Das Profil Do A-5 mit Einfachspaltklappe wurde für den Entwurf des Tragflügels neuer Technologie für die Do 28 D Skyservant als Versuchsträger verwendet.

Bei der Ausarbeitung des vorliegenden Vortrages wurde ich von Herrn Dipl.-Ing. H.J. Proksch, Herrn Dr.-Ing. W. Schmidt und Herrn Dipl.-Ing. W. Haberland unterstützt. Diesen Herren danke ich für ihre Mitarbeit.

1. Einleitung

Bis vor kurzem wurden die Tragflügelprofile für Flugzeuge der Allgemeinen Luftfahrt den gängigen Profilkatalogen entnommen. Zur Zeit im Einsatz befindliche Flugzeuge haben deshalb NACA Profile der 4- und 5-ziffrigen Reihe oder Laminarprofile der Reihen 63xxx bis 65xxx. Tabelle 1 zeigt eine Aufstellung über die Tragflügelprofile von 2-motorigen Flugzeugen der Allgemeinen Luftfahrt.

Die Situation hat sich rasch geändert. Ausgelöst durch die Energiekrise wird nach Möglichkeiten zur Verbesserung der Wirtschaftlichkeit gesucht.

Eingeleitet wurde diese Entwicklung in den USA, u.a. durch die NASA mit dem Entwurf der neuen Profilreihe GA(W)-x (General Aviation (mitcomb) /1/, /2/, /3/).

Im Jahre 1975 erhielt die Firma Dornier vom BMFT eine Zuwendung für die Entwicklung eines Tragflügels neuer Technologie für Flugzeuge der Allgemeinen Luftfahrt. Ein wesentlicher Bestandteil dieser Aufgabe war der Profilentwurf.

Beim Profilentwurf war die Verbesserung des Maximalauftriebs und der Gleitzahl als Ziel gesetzt. Die Auswirkungen dieser Verbesserungen auf die Flug- und Einsatzleistungen sowie auf die Betriebskosten wurden in trade-off-Studien untersucht. So ergibt z.B. an einem zweimotorigen Reiseflugzeug, Abfluggewicht 1814 kp, Flächenbelastung $94,5 \text{ kp/m}^2$, Motorleistung $2 \times 200 \text{ HP}$ eine Erhöhung des Maximalauftriebs um 20 % und der Gleitzahl im Steigflug um 4 % eine Verkürzung der Startrollstrecke um 25 % und eine Vergrößerung des Steiggradienten bei TW-Ausfall um 32 %.

Wollte man an Stelle der Flugleistungen die Einsatzleistungen verbessern, so würde unter denselben Annahmen eine Reichweiten-

vergrößerung von 57 % oder 26 %, je nach dem ob die Startrollstrecke oder der einmotorige Steiggradient als konstant angenommen wird, erzielt.

Als Ergebnis dieser Untersuchungen ergaben sich für den Profilentwurf für den Tragflügel neuer Technologie folgende aerodynamischen Forderungen (2-dimensionale Werte):

- Auftrieb beim Mindestwiderstand im Reiseflug
 $C_a (C_{w_{min}}) = 0,4$
- Nullmoment $C_{m_0} < - 0,07$
- Maximalauftrieb, Klappen ein, $C_{a_{max}} = 1,8 - 1,9$
- Auftrieb bei bestem Steigen $C_a (\xi_{max}) = 1,8$
- Auftrieb bei bester Gleitzahl im Durchstartfall $C_a (\xi_{max}) = 2,2$
- Maximalauftrieb für die Landung $C_{a_{max}} = 3,4$

Die Gleitzahl für das Steigen und das Durchstarten sollte erheblich über den bisherigen Werten liegen.

2. Profilentwurf

Vergleicht man die Forderungen die an das neue Profil gestellt werden mit den Leistungen der bekannten NACA Profile, so kann an Hand von Tabelle 2 festgestellt werden, dass der Maximalauftrieb des klaren Profils und mit ausgeschlagener Landeklappe verbessert werden muss.

Der Maximalauftrieb der NACA Laminarprofile ist relativ niedrig, weil der Nasenradius aus Gründen der Laminarhaltung klein ist.

Bei den 4- und 5-ziffrigen NACA Profilen ist zwar der Nasenradius grösser, jedoch die Wölbung auf den vorderen Teil beschränkt.

Der Mindestwiderstand der NACA Laminarprofile ist bei Ausnutzung der Laminardelle sehr gering. Wir schliessen bei unserem Profilentwurf eine Laminarhaltung aus mehreren Gründen aus: Erstens lässt sich aus fertigungstechnischen Gründen am Anschluss des Nasenkastens an den Vorderholm in 17 % Profiltiefe eine Unstetigkeitsstelle auf der Ober- und Unterseite nicht vermeiden. Zweitens umspült der Propellerstrahl 40 % der freien Flügeloberfläche.

Geht man von den genannten Tatsachen beim Entwurf eines neuen Profils aus, so gibt es nur 2 Maßnahmen die zur Erhöhung des Maximalauftriebs und zur Verbesserung der Gleitzahl führen:

- Vergrösserung des Nasenradius und/oder der Nasenwölbung
- Vergrösserung der Wölbung im rückwärtigen Profiltteil.

Diese beiden Merkmale besitzt das von der NASA entwickelte Profil GA(W)-1. Das Profil ist 17 % dick und besitzt einen Nasenradius von 3 % gegenüber 1,59 % des NACA 64₂-415. Wie die Tabelle 2 zeigt ist der Maximalauftrieb ohne bzw. mit Klappenausschlag unter gleichen Bedingungen um 0,3 bzw. 0,4 höher als bei den konventionellen Profilen. Infolge der starken rückwärtigen Belastung ist allerdings das Nullmoment um $\Delta C_{m_0} = - 0,055$ bzw. $- 0,12$ kopflastiger. Ergänzend zu den Beiwerten zeigt Fig. 1 einen Vergleich reibungsfrei gerechneter Druckverteilungen dieser Profile. Die Nasenradiusaufdickung baut die Saugspitze an der Nase ab und die rückwärtige Wölbung vergrössert die Belastung im hinteren Profiltteil.

Ein Nullmoment von $C_{m_0} = -0,12$ bedeutet für ein Flugzeug vom Typ Do 28 D Skyservant einen Trimmwiderstand von 3 % des Reiseflugwiderstandes. Das Ziel unseres Profilentwurfs für den Tragflügel neuer Technologie war deshalb, ausgehend vom Profil GA(W)-1, das Nullmoment zu verkleinern und den Maximalauftrieb ohne und mit Klappen möglichst zu verbessern. Da die rückwärtige Profilwölbung für eine gute Klappenwirksamkeit beibehalten werden sollte, musste das Nullmoment über eine höhere Belastung der Profilnase verkleinert werden.

Die Modifikation des Profils erfolgte iterativ mit einem Singularitätenverfahren. Es wurde reibungsfrei gerechnet. Das Ergebnis der Profilloptimierung zeigt Fig. 2, wo das neue Profil mit der Bezeichnung Do A-5 im Vergleich zum Ausgangsprofil gezeigt ist. Das Profil Do A-5 ist im Nasenbereich stärker gewölbt und hat einen kleineren Nasenradius. Die Profildicke wurde aufgrund einer für den Tragflügel neuer Technologie durchgeführten Gewichts- und Kostenanalyse von 17 % auf 16 % reduziert. Fig. 3 zeigt die Druckverteilung bei $C_a = 1$ verglichen mit derjenigen vom GA(W)-1, umgerechnet auf dieselbe Profildicke. Das reibungsfrei gerechnete Nullmoment wurde um 25 % auf $C_{m_0} = -0,09$ reduziert. Druckverteilungsrechnungen bei höheren Anstellwinkeln zeigen, dass die Saugspitze an der Nase nicht grösser als am Ausgangsprofil ist, siehe Fig. 4.

Für das neue Profil Do A-5 war eine Landeklappenkonstruktion zu entwerfen. In Landstellung sollte $C_{a_{max}} = 3,4$ und im Bereich $1,8 \leq C_a \leq 2,2$ eine möglichst gute Gleitzahl erreicht werden. In aerodynamischen und konstruktiven Voruntersuchungen wurde eine Einfach- und eine Doppelspaltklappe verglichen. Es zeigte sich, dass die Doppelspaltklappe aufwendiger in der Herstellung und bezüglich der aerodynamischen Forderungen der Einfachspaltklappe unterlegen ist. Aus konstruktiven Untersuchungen ergab sich eine maximale Klappentiefe von 30 % und eine maximale Rücklage des Klappendaches von 90 %.

Der Entwurf der Klappe erfolgte empirisch aufgrund von eigenen Unterlagen über den Entwurf einer Einfachspaltklappe für das superkritische Profil CAST 7 (diese Arbeiten wurden im Jahr 1974 und 1975 aus Mitteln der BMFT-Förderung, Vorhaben LFF 17 und LFF 23, "Hochauftriebsklappenprofil...für Transportflugzeuge" durchgeführt). Dieses Profil ist 12 % dick, hat einen relativ grossen Nasenradius und eine starke rückwärtige Wölbung, also bis auf die geringere Dicke etwa dieselben Eigenschaften wie das Profil Do A-5. Als weitere Unterlage wurde der Bericht /4/ über eine Fowlerklappe für das Profil GA(W)-1 verwendet. Fig. 5 zeigt die neue Klappe in der ein- und ausgefahrenen Stellung.

Zur Kontrolle des Klappenentwurfs wurden Druckverteilungsrechnungen mit dem Verfahren von STEVENS und GORADIA /5/ durchgeführt. Dieses Verfahren berechnet die Druckverteilung und die Beiwerte von Profilsystemen in subsonischer und viskoser Strömung. Fig. 6 zeigt die Druckverteilung auf dem Profil und auf der Klappe bei $\eta_K = 30^\circ$ und $\alpha = 6^\circ$. Der Auftrieb ist $C_a = 3,0$. Die Wölbung von Klappendach und Klappe führt zu einer relativ starken Druckabsenkung auf dem Klappendach und zu einer fülligen Belastung der Klappe. Beide Eigenschaften ergeben einen hohen Maximalauftrieb bei relativ kleinem Klappenausschlag, was beides zu einer ausserordentlich grossen Gleitzahl führt.

3. Windkanalmessungen

Mit dem Profil Do A-5 mit Einfachspaltklappe wurden im Laminarwindkanal der TU Stuttgart Messungen durchgeführt. In derselben Messkampagne wurde zum Vergleich das Profil des Skyservant Flügels, NACA 23018 mit Doppelspaltklappe untersucht. In einer früheren Messperiode war schon das Profil GA(W)-1 untersucht worden. Damit waren gute Vergleichsmöglichkeiten gegeben.

Die Profile hatten eine Tiefe von 1 m und waren zwischen den Wänden der Meßstrecke über 0,73 m eingespannt. Die Kanalhöhe beträgt 2,73 m. An den Wänden wurde die Grenzschicht abgesaugt. In 17 % der Profiltiefe, entsprechend der Vorderholmposition, wurde der Grenzschichtumschlag künstlich erzeugt. Der Widerstand wurde mit einer Nachlaufsonde, der Auftrieb aus der Wanddruckverteilung und das Moment am Aufhängebolzen mit einer DMS Waage gemessen.

Fig. 7 zeigt die Auftriebs- und Widerstandskurven für die 3 genannten Profile. Die starke rückwärtige Wölbung von Do A-5 und GA(W)-1 verursacht eine α_0 -Verschiebung von -2° . Der Maximalauftrieb des NACA 23018 ist relativ hoch, weil der hintere Spalt der Doppelspaltklappe bei eingefahrener Klappe offen ist. Der Maximalauftrieb des Do A-5 ist um $4 C_{a_{max}} = 0,15$ besser als beim GA(W)-1. Widerstandsmässig ist das Do A-5 weitaus am besten. Allerdings wird der grosse Widerstand beim 23018 teilweise verursacht durch den erwähnten Spalt und beim GA(W)-1 war die Transition bei 8 % und nicht bei 17 % wie bei den beiden anderen Profilen.

Fig. 8 zeigt die Auftriebs- und Widerstandskurven mit Klappen ausschlag. Die gewölbte Einfachspaltklappe des Do A-5 ergibt bei $\eta_K = 25^\circ$ soviel $C_{a_{max}}$ wie die Doppelspaltklappe des 23018 bei $\eta_K = 40^\circ$. Das bewirkt eine Gleitzahlverbesserung von 23 %.

Kehren wir zum Ausgangspunkt des Profilentwurfs, den Forderungen, zurück, so zeigt Fig. 9 und Fig. 10, dass diese erfüllt werden. Das klare Profil hat ein $C_{a_{max}} = 1,8$; $C_{m_0} = -0,07$ und der Minimalwiderstand ist bei $C_a = 0,4$.

Mit der Landeklappe in der Landstellung, $\eta_K = 40^\circ$, ist $C_{a_{max}} = 3,35$. Die beste Gleitzahl im Steigflug und im Durchstartfall wird beim Auftrieb von $1,8 \leq C_a \leq 2,2$ erreicht. Bei $\eta_K = 30^\circ$ beträgt die beste Gleitzahl über 100 und liegt damit weit über dem Wert für das klare Profil.

Das Profil und die Landeklappen wurden für den Flügel neuer Technologie für die Do 28 D Skyservant als Versuchsträger direkt übernommen. Fig. 11 zeigt das Modell im Windkanal. Der Flügel ist rechteckig mit trapeziertem Außenflügel. Der getrimmte Maximalauftrieb beträgt bei $Re = 6 \times 10^6$ für $\eta_K = 0^\circ$, $C_{a_{max}} = 1,75$ und für $\eta_K = 40^\circ$ mit 10° Querrudervoranstellung $C_{a_{max}} = 2,6$.

ZUSAMMENFASSUNG:

Für die Forderungen die an einen Tragflügel neuer Technologie für Flugzeuge der Allgemeinen Luftfahrt gestellt werden, wurde ein Profil mit Einfachspaltklappe entworfen. Das Profil entstand durch Modifikation des von der NASA entwickelten Profils GA(W)-1. Der Entwurf der Einfachspaltklappe erfolgte empirisch aufgrund der Erfahrung mit Klappen für superkritische Profile. Letztere haben mit dem Profil GA(W)-1 die starke rückwärtige Wölbung gemeinsam.

Im Laminarwindkanal der TU Stuttgart wurde das neue Profil samt Klappen untersucht. Der Maximalauftrieb des Profils beträgt $C_{a_{max}} = 1,8$ und mit Klappen bei $\eta_K = 40^\circ$ ist $C_{a_{max}} = 3,35$. Die beste Gleitzahl für Steigflug und Durchstartfall beträgt über 110 im Auftriebsbereich von $1,8 \leq C_a \leq 2,5$.

LITERATURVERZEICHNIS:

- /1/ WILLIAM H. WENTZ
New airfoil Sections for General Aviation aircraft
SAE 730876
- /2/ R.J. MC GHEE, W.D. BEASLEY
Low-speed aerodynamic characteristics of a 17-percent-
thick airfoil section designed for General Aviation
applications.
NASA TN D-7428
- /3/ R. J. MC GHEE, et al.
Low-speed aerodynamic characteristics of a 13-percent-
thick airfoil section designed for General Aviation
applications.
NASA TM X-72697
- /4/ W.H. WENTZ, H.C. SEETHARAM
A fowler flap system for a high-performance General
Aviation airfoil.
SAE 740365
- /5/ W.A. STEVENS, S.H. GORADIA, J.A. BRADEN
Mathematical model for two-dimensional multi-component
airfoils in viscous flow.
NASA CR-1843

Flügelprofil	
Piper Navajo	NACA 632 415
Cessna Modell 401	NACA 23018-23009
Beechcraft Queen Air	NACA 230 xx
Beechcraft Modell H 18	NACA 230 xx
Aero Commander 500	NACA 23012
Britten-Norman Islander	NACA 23012
Beagle B 206	NACA 23015-4412
Piaggio P 166	NACA 230 xx
DHC-6 Twin Otter	NACA 64 x 16
Pilatus PC 6 Porter und Turbo-Porter	NACA 64514
Dornier Do 28 D Skyservant	NACA 23018

**TRAGFLÜGELPROFILE VON FLUGZEUGEN
DER ALLGEMEINEN LUFTFAHRT**

Tabelle 1

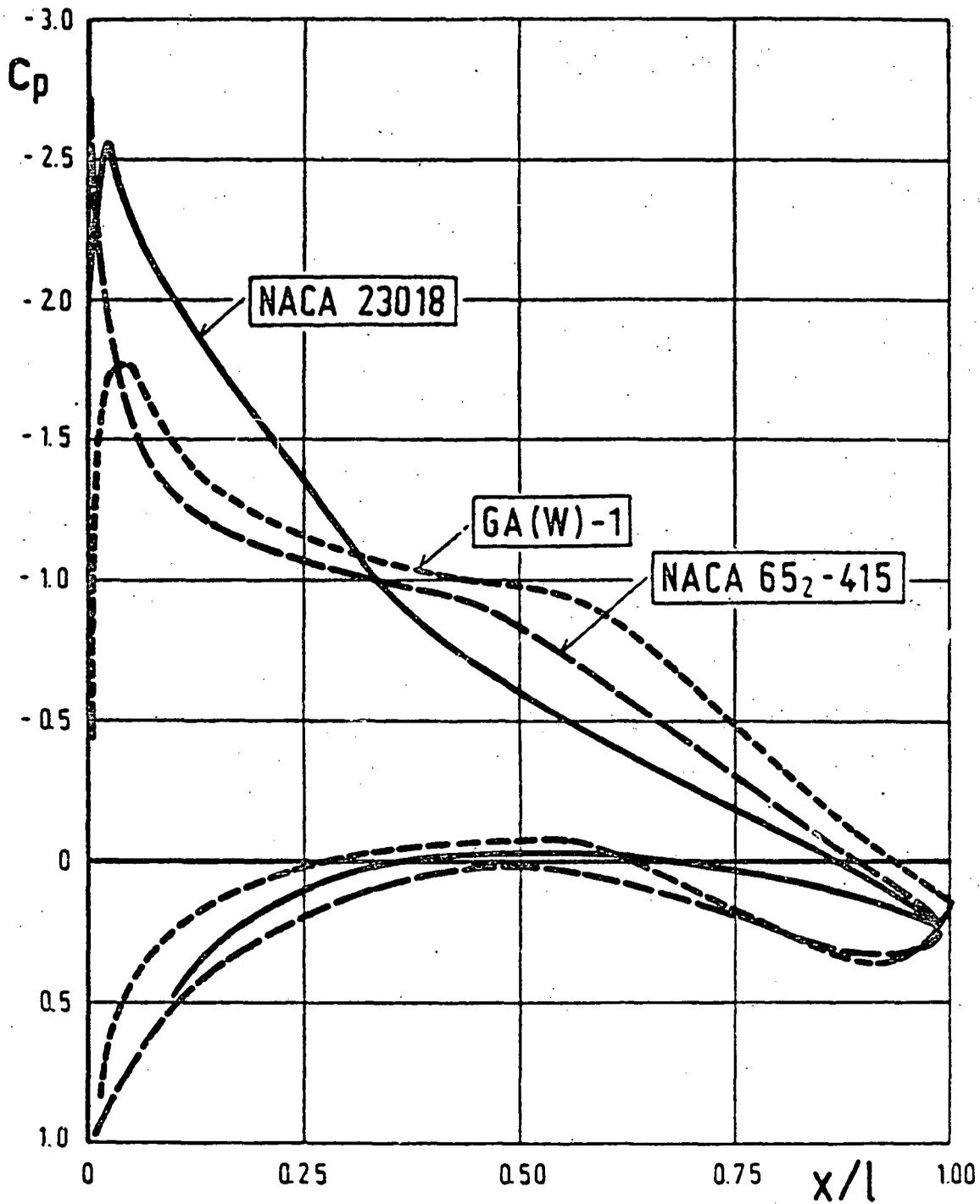
Handwritten notes in the top right corner, including the number '10' and some illegible scribbles.

Beiwert / Profil	Klares Profil			30% tiefe 20% fowlernde Klappe	
	C_{amax}	C_{mo}	C_{wmin}	$\eta_{K=20^\circ}$	$\eta_{K=40^\circ}$
NACA 652-415	1,58	- 0,065	0,006	2,4	2,9
NACA 230 12	1,59	+ 0	0,0065	2,6	3,0
GA (W) - 1	1,98	- 0,12	0,007	2,9	3,4
Forderungen	1,8-1,9	> - 0,07		3,0	3,4

CHARAKTERISTISCHE BEIWERTE VON PROFILEN UND FORDERUNGEN

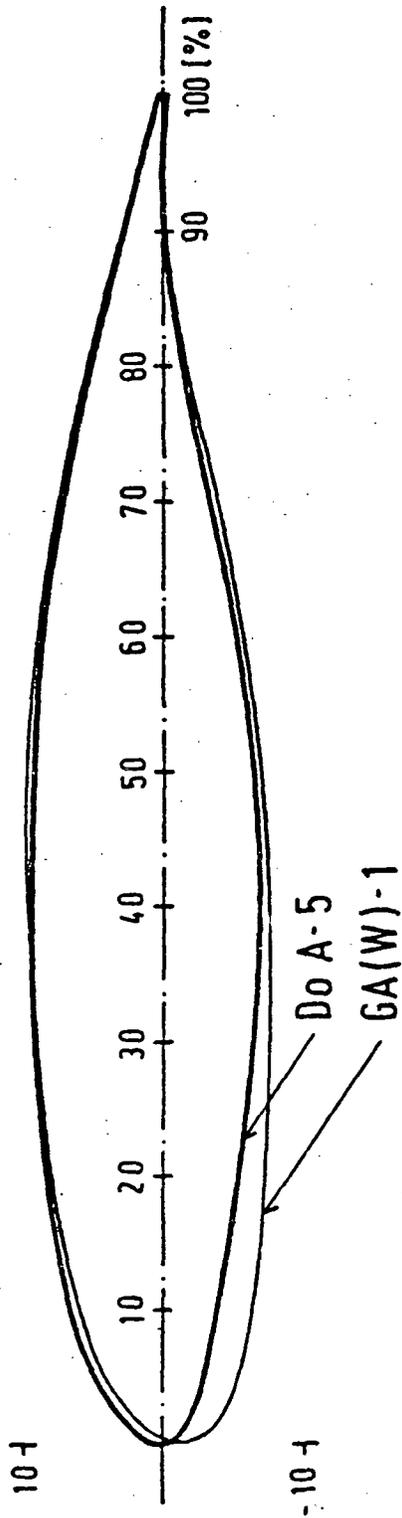
Tabelle 2

Figur 1



DRUCKVERTEILUNG (POTENTIALTHEORETISCH) BEI $C_a = 1$
VERGLEICH DER PROFILE: NACA 23018, NACA 652-415,
GA(W)-1

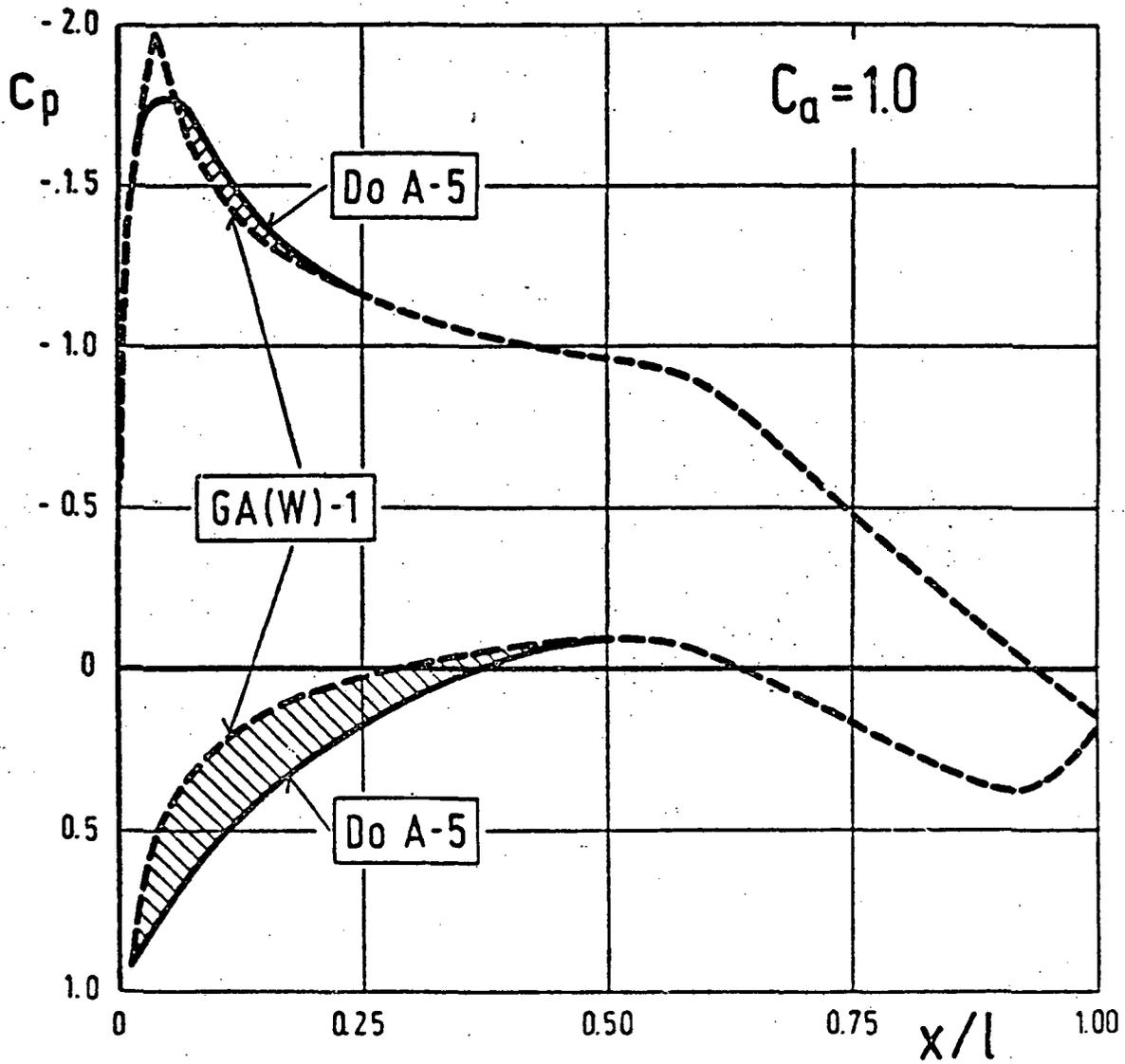
Figur 2



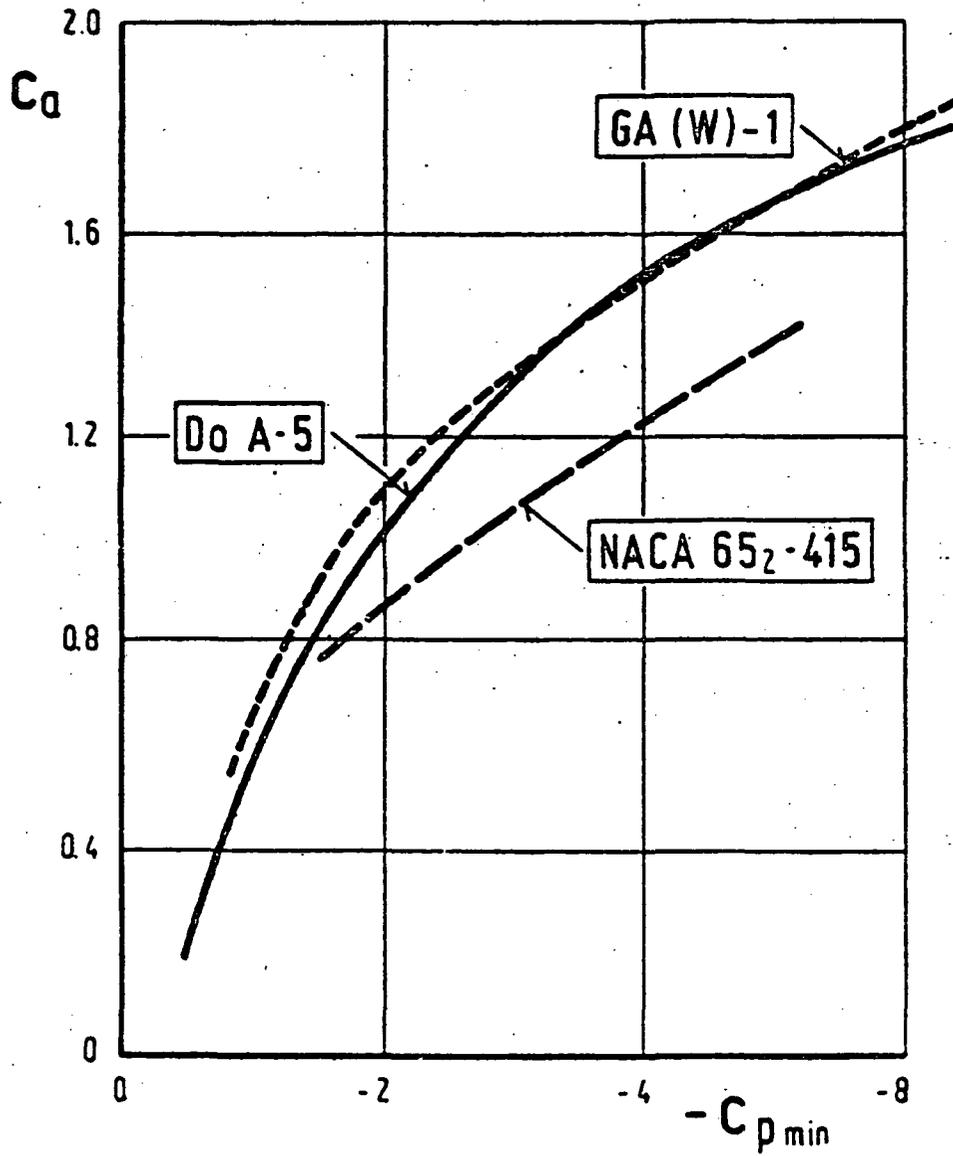
Do A-5	max. Dicke	t/c = 16%
	max. Wölbung	f/c = 2%
	Dickenrücklage	(x/c) _I = 40%
	Wölbungsrücklage	(x/c) _I = 72.5%
	Nasenradius	ϑ/c = 1.25%

PROFILVERGLEICH GA(W)-1, 17% - Do A-5

Figur 3

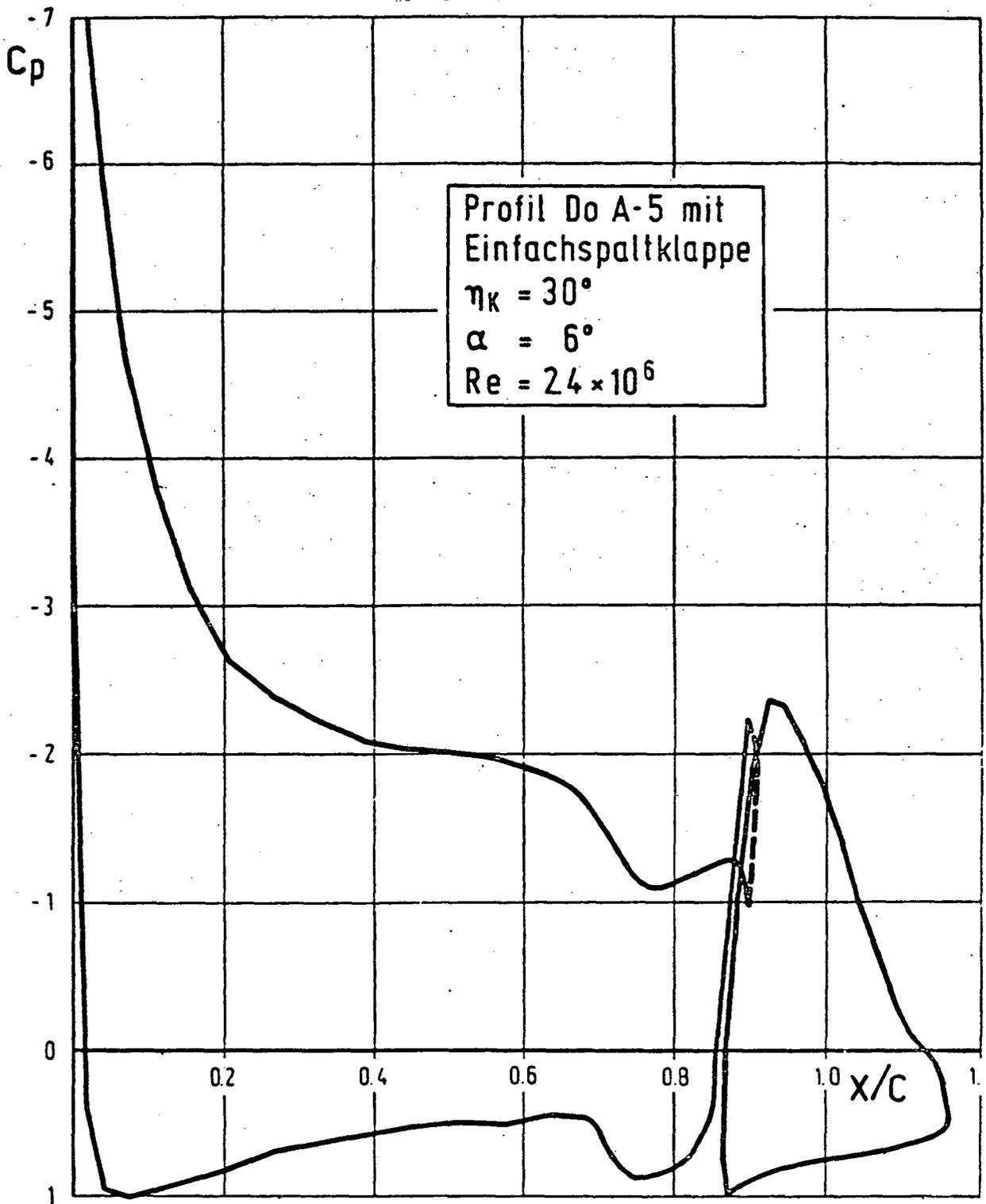


DRUCKVERTEILUNG PROFIL GA(W)-1
MIT MODIFIKATION



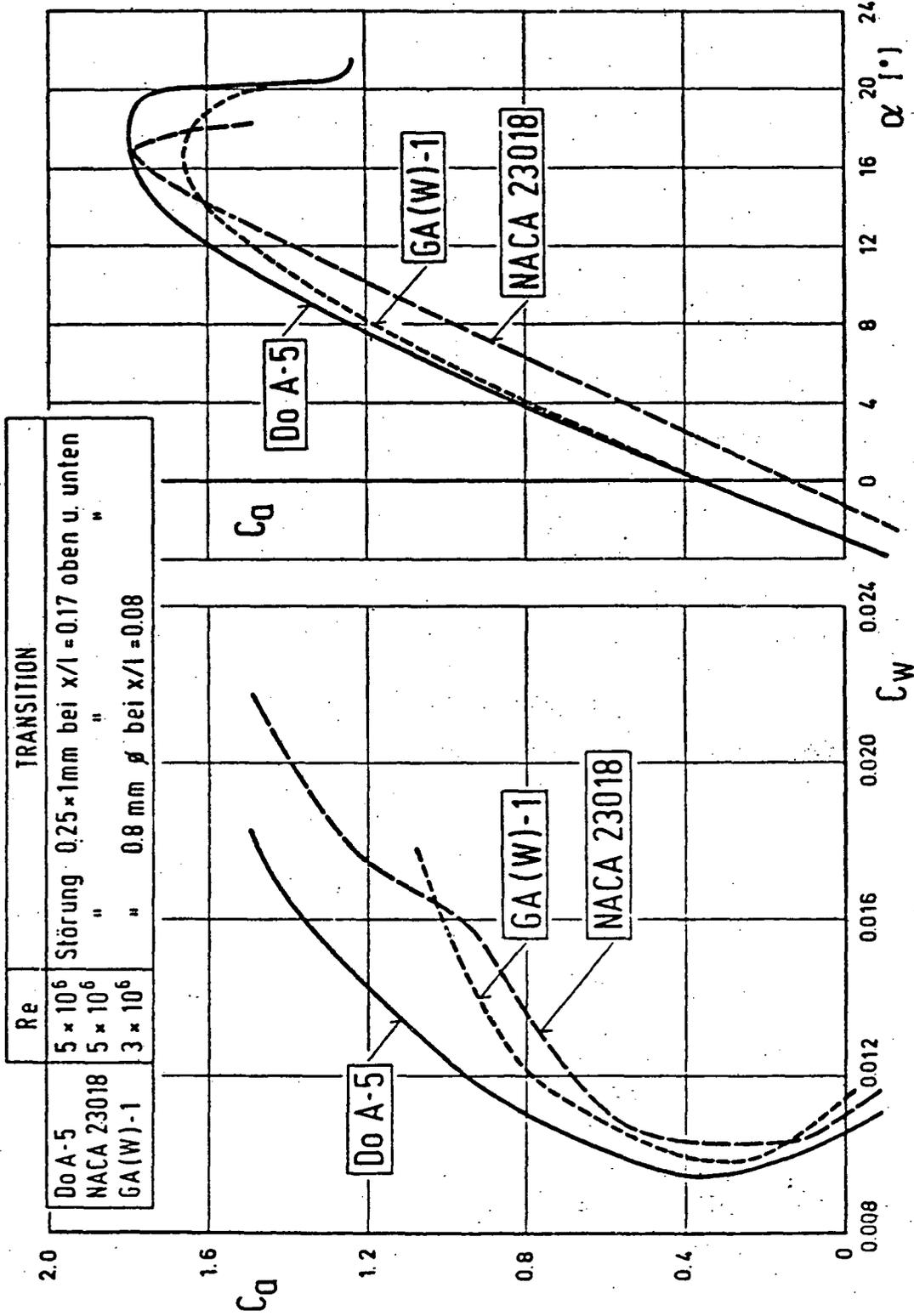
$C_{p_{min}}$ IN ABHÄNGIGKEIT VON C_a FÜR
VERSCHIEDENE PROFILE

Figur 6



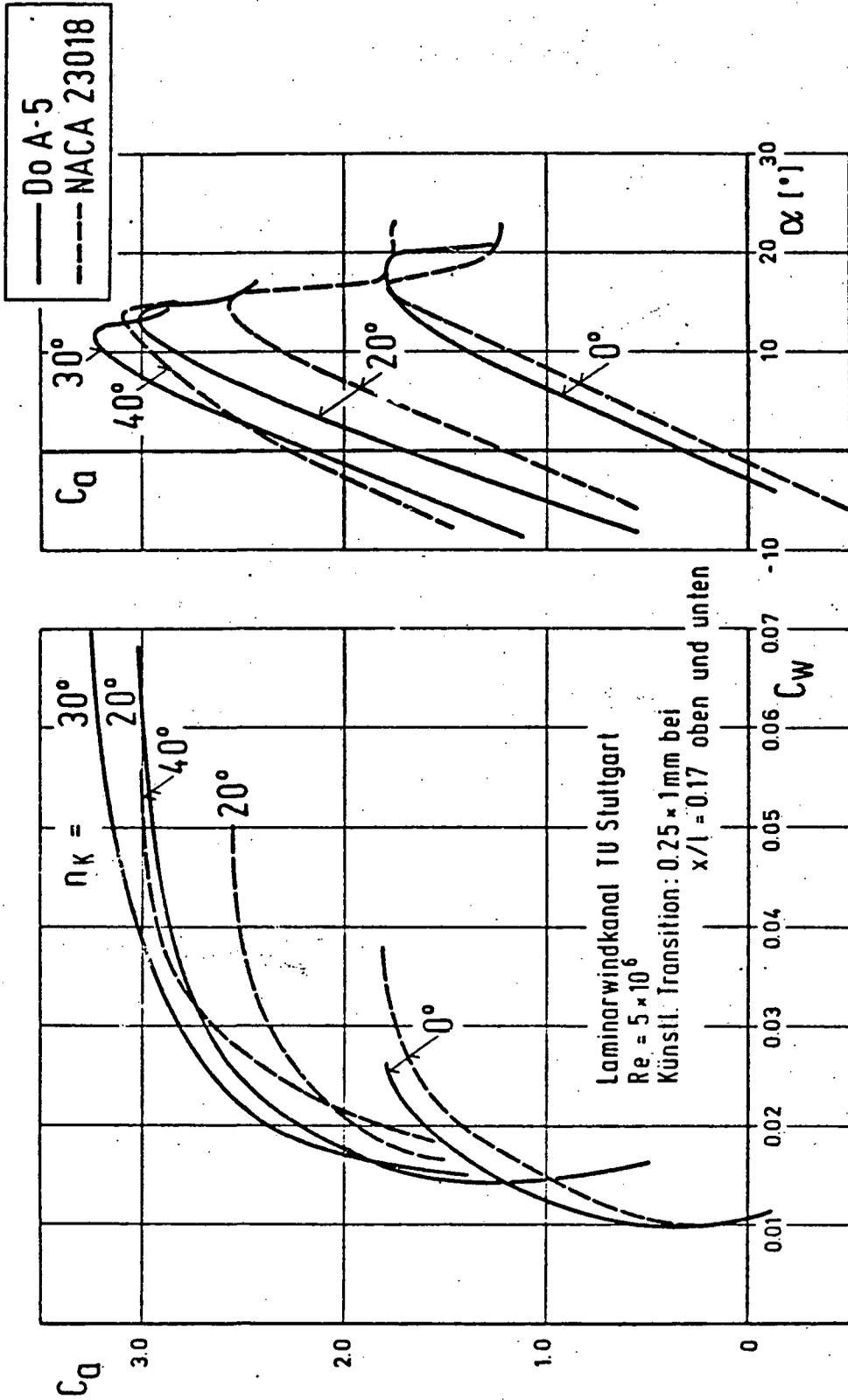
GERECHNETE, VISCOSE DRUCKVERTEILUNG
PROFIL Do A-5

Figur 7



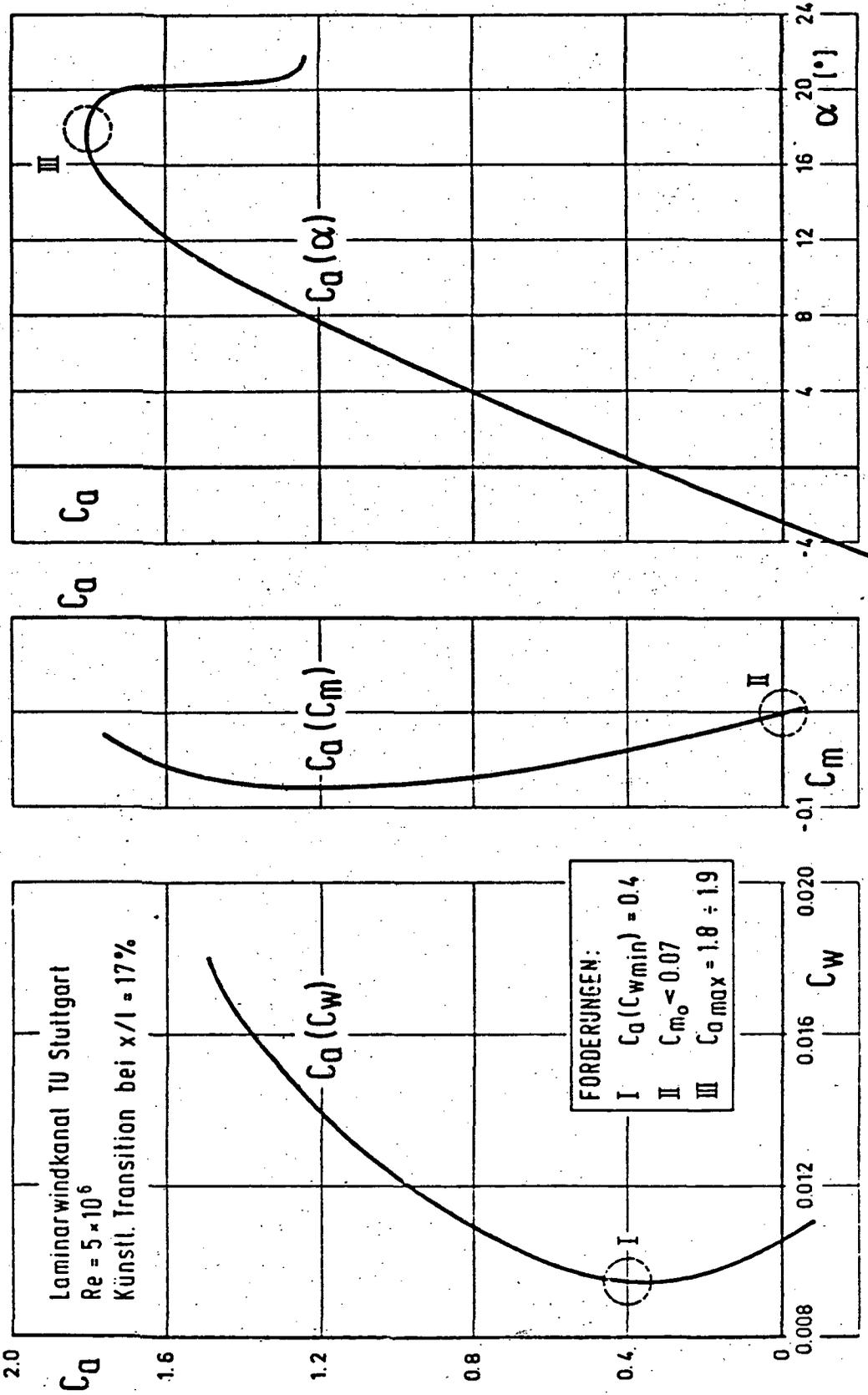
AUFTRIEB UND WIDERSTAND, VERGLEICH DER PROFILE DO A-5, NACA 23018 UND GA(W)-1

Figur 8



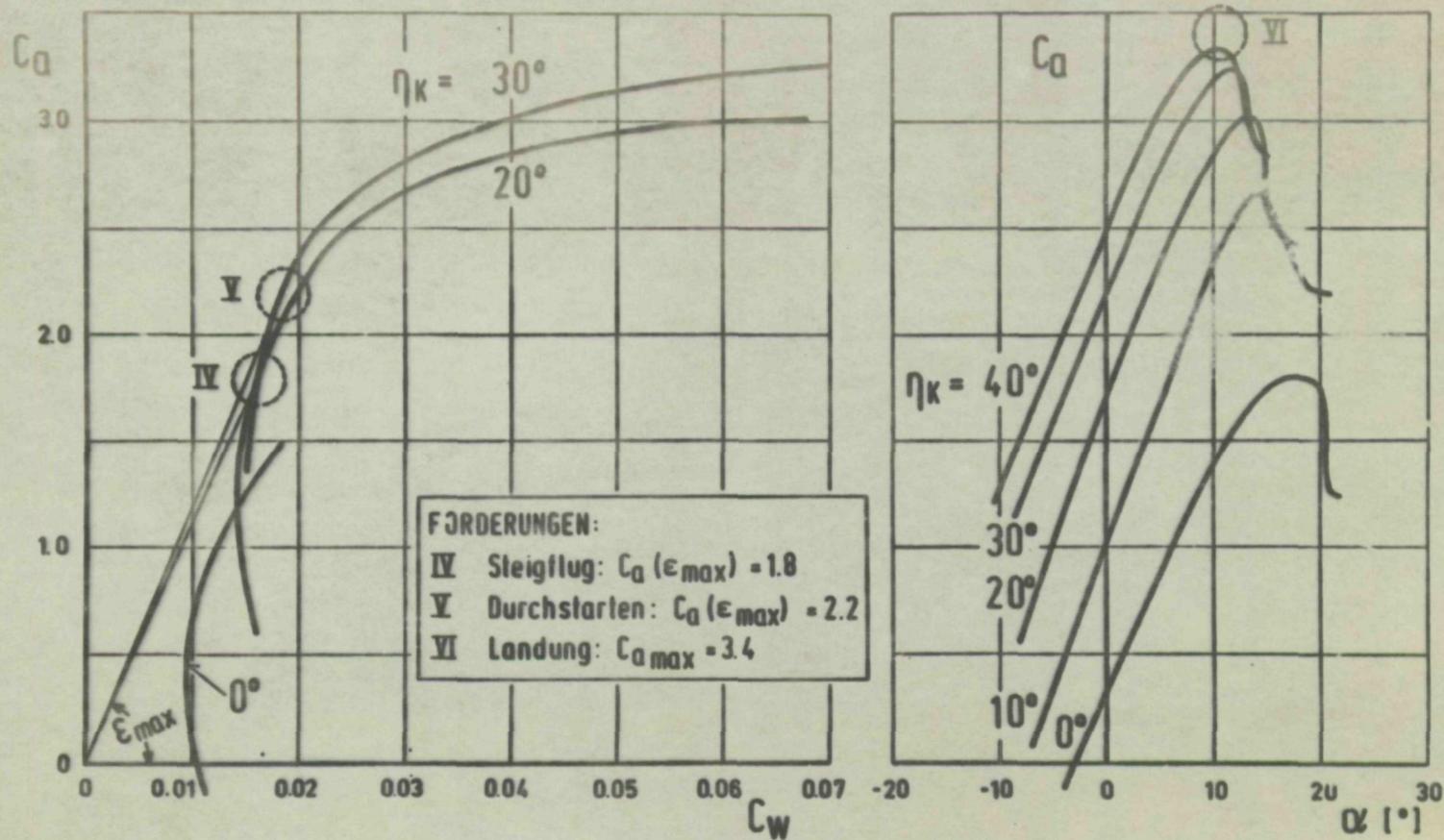
ANTRIEB UND WIDERSTAND VERGLEICH DO A-5 MIT
 NACHSPALTKLAPPE UND NACA 23018 MIT DOPPELSPALTKLAPPE:

Figur 9



PROFIL DO A-5
AUFTRIEB, WIDERSTAND, MOMENT
VERGLEICH: WINDKANALMESSUNG UND FORDERUNGEN

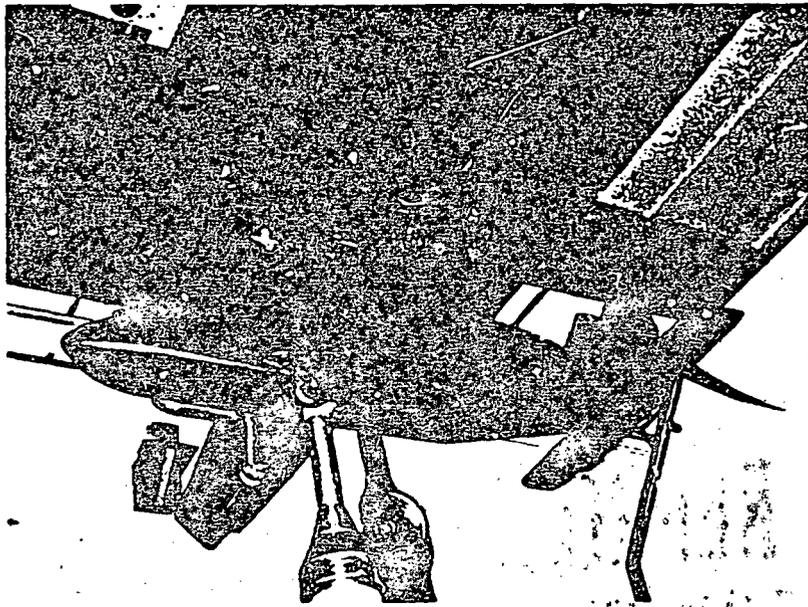




FIGUR 10

PROFIL DO A-5 MIT EINFACHSPALTKLAPPE
AUFTRIEB, WIDERSTAND
VERGLEICH: MESSUNG UND FORDERUNGEN

Figur 11



1:5 MODELL DO 28 D
SKYSERVANT MIT TRAGFLÜGEL
NEUER TECHNOLOGIE

**REPRODUCIBLE COPY
(FACILITY CASEFILE COPY)**