



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

Diplomarbeit

Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau

**Der maximale Auftriebsbeiwert eines Flügels mit
Hochauftriebssystem abgeschätzt nach
Handbuchmethoden**

Abdelhadi Ait Taleb

12. April 2005



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Fachbereich Fahrzeugtechnik + Flugzeugbau
Berliner Tor 9
20099 Hamburg

Verfasser: Abdelhadi Ait Taleb
Abgabedatum: 12.04.2005

1. Prüfer: Prof. Dr. Ing. Dieter Scholz, MSME
2. Prüfer: Prof. Dr. Detlef Schulze

Kurzreferat

Die vorliegende Arbeit befasst sich mit der Berechnung des maximalen Auftriebsbeiwerts eines Flügels, mit Hochauftriebssystem der Vorder- und Hinterkante, anhand der Handbuchmethoden der ESDU und des DATCOM. Bereits bei der detaillierten Darstellung dieser Methoden stellte sich heraus, unter welchen Rahmenbedingungen sie angewandt werden. Während die Methode des DATCOM sich auf einen unverwundenen Trapezflügel großer Streckung, mit über die Spannweite konstantem Profil anwenden lässt, wird die Methode der ESDU für den allgemeinen Flügel verwendet. Dabei unterscheidet ESDU zwischen allen gängigen Hochauftriebssystemen: sowohl der Vorderkante wie Nasenklappe (leading-edge flap), abgesenkte Vorderkante (drooped leading-edge), Krüger-Klappe (Kruger flap), belüftete Krüger-Klappe (vented Kruger flap), Vorflügel (slat) oder abgedichteten Vorflügel als auch der Hinterkante, wie Normalklappen (plain flap), Einfach- (single), Doppel- (double) oder Dreifachspaltklappen (triple slotted flap). Berechnungen anhand dieser Methoden wurden für einen Flügel mit einem Vorflügel und einer Einfachspaltklappe an der Hinterkante sowie für einen Flügel mit einem Vorflügel und einer Doppelspaltklappe an der Hinterkante erstellt. Die Ergebnisse haben gezeigt, dass die berechneten Werte teilweise bis zu einer Toleranz von 0,66 % mit den recherchierten maximalen Auftriebsbeiwerten des betreffenden Flügels übereinstimmen.



FACHBEREICH FAHRZEUGTECHNIK UND FLUGZEUGBAU

Der maximale Auftriebsbeiwert eines Flügels mit Hochauftriebssystem abgeschätzt nach Handbuchmethoden

Aufgabenstellung zur *Diplomarbeit* gemäß Prüfungsordnung

Hintergrund

Bereits im frühen Flugzeugentwurf von Passagierflugzeugen muss der maximale Auftriebsbeiwert des Flügels abgeschätzt werden. Der Flügel ist möglicherweise mit einem aufwendigen Hochauftriebssystem ausgestattet mit Vorflügeln (slats) und Landeklappen (flaps). Die Landeklappen sind unter Umständen mehrfach geteilt. Die Handbuchmethoden der ESDU und das DATCOM bieten Möglichkeiten den Auftriebsbeiwert mit verschiedenen aufwendigen Methoden abzuschätzen. Für die Vorlesung Flugzeugentwurf wird eine einfache Methode gesucht, die eine zufriedenstellende Genauigkeit aufweist.

Aufgabe

Methoden aus beiden genannten Handbüchern sollen untersucht werden. Dabei soll an ausgewählten Beispielflugzeuggeometrien festgestellt werden, welche Genauigkeit von den Handbuchmethoden erwartet werden kann und welcher zeitliche Rechenaufwand damit verbunden ist. Die Aufgabenstellung beinhaltet folgende Punkte:

- Literaturrecherche zum Thema Hochauftrieb und zur Berechnung maximaler Auftriebsbeiwerte.
- Berechnung des maximalen Auftriebsbeiwertes für die Geometrie des Flügels ausgewählter Passagierflugzeuge sowohl mit den Handbuchmethoden der ESDU sowie des DATCOM.
- Übersichtliche Darstellung der erforderlichen Rechenschritte bei den jeweiligen Methoden.
- Vergleich der Handbuchergebnisse untereinander und mit recherchierten Werten des maximalen Auftriebsbeiwertes (des Flügels) der betreffenden Flugzeuge.

- Abschließende Bewertung der untersuchten Methoden, soweit dies im Rahmen dieser begrenzten Aufgabe möglich ist.

Bei der Erstellung des Berichtes sind die entsprechenden DIN-Normen zu beachten.

Erklärung

Ich versichere, dass ich diese Diplomarbeit ohne fremde Hilfe selbstständig verfasst und nur die angegebenen Quellen und Hilfsmittel benutzt habe. Wörtlich oder dem Sinn nach aus anderen Werken entnommene Stellen sind unter Angabe der Quellen kenntlich gemacht.

12.04.2005

Ait Taleb

.....
Datum

Unterschrift

Inhalt

	Seite
Verzeichnis der Bilder	3
Verzeichnis der Tabellen	6
Liste der Symbole	7
Liste der Abkürzungen	12
1 Einleitung	13
1.1 Motivation	13
1.2 Begriffsdefinitionen	14
1.3 Ziel der Arbeit	14
1.4 Aufbau der Arbeit	15
2 Literaturübersicht	16
3 Maximale Auftriebsbeiwerte nach ESDU	23
3.1 Maximaler Auftriebsbeiwert eines Profils	23
3.2 Maximaler Auftriebsbeiwert eines Profils mit Vorderkantenklappen	35
3.3 Maximaler Auftriebsbeiwert eines Profils mit Hinterkantenklappen	50
3.3.1 Anstieg des Maximalen Auftriebsbeiwerts eines Profils durch Normalklappen	51
3.3.2 Anstieg des Maximalen Auftriebsbeiwerts eines Profils durch Spaltklappen	56
3.4 Maximaler Auftriebsbeiwert eines Flügels	65
3.5 Maximaler Auftriebsbeiwert eines Flügels mit Hochauftriebssystem	79
3.5.1 Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts durch Vorderkantenklappen	79
3.5.2 Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts durch Hinterkantenklappen	81
4 Maximale Auftriebsbeiwerte nach DATCOM	85
4.1 Maximaler Auftriebsbeiwert eines Profils	85
4.2 Maximaler Auftriebsbeiwerts eines Profils mit Vorderkantenklappen	90
4.3 Maximaler Auftriebsbeiwerts eines Profils mit Hinterkantenklappen	93
4.4 Maximaler Auftriebsbeiwert eines Flügels	95
4.5 Maximaler Auftriebsbeiwert eines Flügels mit Hochauftriebssystem	99
4.5.1 Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts durch Vorderkantenklappen	99
4.5.2 Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts durch Hinterkantenklappen	100
5 Geometrie der Beispielflügel	102
5.1 Hochauftriebssystem mit Einfachspaltklappe	102
5.2 Hochauftriebssystem mit Doppelspaltklappe	107
6 Berechnung für die Beispielflügel nach ESDU	112

6.1	Maximaler Auftriebsbeiwert des Profils.....	112
6.2	Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts des Profils durch Vorflügel	118
6.3	Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts des Profils durch Spaltklappen.....	121
6.4	Maximaler Auftriebsbeiwert des Flügels.....	123
6.5	Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts des Flügels durch Vorflügel	126
6.6	Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts des Flügels durch Spaltklappen.....	128
7	Berechnung für die Beispielflügel nach DATCOM.....	132
7.1	Maximaler Auftriebsbeiwert des Profils.....	132
7.2	Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts des Profils durch Vorflügel	132
7.3	Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts des Profils durch Spaltklappen.....	133
7.4	Maximaler Auftriebsbeiwert des Flügels.....	134
7.5	Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts des Flügels durch Vorflügel	135
7.6	Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts des Flügels durch Spaltklappen.....	136
8	Vergleich der Ergebnisse.....	138
9	Zusammenfassung.....	140
	Literaturverzeichnis	141

Verzeichnis der Bilder

Bild 2.1	Der theoretische maximale Auftriebsbeiwert	17
Bild 2.2	Strömungsabriss eines Profils im Niedergeschwindigkeitsbereich	17
Bild 2.3	Definitionen von $S_{flapped}$	19
Bild 2.4	Beispiel einer Landeklappen mit formvariabler Hinterkante.....	20
Bild 2.5	Pro-HMS Hochauftriebssystem mit multifunktionalen Steuerflächen	21
Bild 2.6	Mini-TED Konzepte.....	22
Bild 3.1	Profilgeometrie.....	24
Bild 3.2	Verhältnis experimenteller zur theoretischen Auftriebsgradienten.....	30
Bild 3.3	Theoretischer Auftriebsgradient.....	31
Bild 3.4	Korrekturterm für Profile mit glatter VK und Strömungsabriss an der VK.....	32
Bild 3.5	Korrekturterm für Profile mit glatter VK und Strömungsabriss an der HK.....	32
Bild 3.6	Korrekturterm für Profile mit rauer VK und Strömungsabriss an der VK.....	33
Bild 3.7	Korrekturterm für Profile mit rauer VK und Strömungsabriss an der HK.....	33
Bild 3.8	Korrekturfaktor für moderne Profile	34
Bild 3.9	Parameter F1 für Machzahlkorrekturfaktor	34
Bild 3.10	Parameter F2 für Machzahlkorrekturfaktor.....	34
Bild 3.11	Typische Auftriebskurven unterschiedlicher HAS	35
Bild 3.12	Typische Hochauftriebssysteme	36
Bild 3.13	Hochauftriebssystem mit Fowler-Klappen	36
Bild 3.14	Abbildung des maximalen Auftriebsbeiwerts eines Profils mit LED	41
Bild 3.15	Faktor für den overlap der Hinterkante des Vorflügels	42
Bild 3.16	Faktor für die Geometrie eines LEF, DLE, KF oder SS	43
Bild 3.17	Faktor für die Geometrie eines slats oder VKF	44
Bild 3.18	Faktor für den Ausschlag eines LEF oder DLE.....	45
Bild 3.19	Faktor für den Ausschlag eines SS oder KF.....	46
Bild 3.20	Korrekturfaktor für den Ausschlag eines Vorflügels oder KF.....	47
Bild 3.21	Geometrieparameter bei Nasenklappen.....	48
Bild 3.22	Geometrieparameter bei Vorflügel oder VKF	49
Bild 3.23	Geometrieparameter bei Krügerklappen oder abgedichteten Vorflügel.....	50
Bild 3.24	Theoretische Parameter T	54
Bild 3.25	Korrekturfaktor für Normalklappe	55
Bild 3.26	Definition von Φ_i°	55
Bild 3.27	Geometrie eines Profils mit Dreifachspaltklappe	60
Bild 3.28	Korrekturfaktor für die Geometrie des Basisprofils	60
Bild 3.29	Korrekturfaktor für den Ausschlag des ersten Elements einer Spaltklappe	61
Bild 3.30	Korrekturfaktor für den Ausschlag des zweiten und oder dritten Elements	61
Bild 3.31	Wirkungsfaktor für das erste, zweite bzw. dritte Element einer Spaltklappe	62

Bild 3.32	Faktor $\Delta C'_{L1}$ in Gleichung 3.35	63
Bild 3.33	Faktor $\Delta C'_{L2}$ in Gleichung 3.35	64
Bild 3.34	Faktor $\Delta C'_{L3}$ in Gleichung 3.35	64
Bild 3.35	„normalised local lift coefficient“	65
Bild 3.36	Flügelparameter.....	68
Bild 3.37	Position des ersten Strömungsabriss	69
Bild 3.38	„peak value of normalised local lift coefficient“	70
Bild 3.39	Machzahlkorrekturterm nach ESDU	71
Bild 3.40	Reynoldszahlkorrekturterm	71
Bild 3.41	Korrekturterm für die Pfeilung	72
Bild 3.42	Korrekturterm für die Verwindung	73
Bild 3.43	Position des theoretischen Druckpunkts ($\beta A = 1,5$)	74
Bild 3.44	Position des theoretischen Druckpunkts ($\beta A = 3$)	75
Bild 3.45	Position des theoretischen Druckpunkts ($\beta A = 5$)	76
Bild 3.46	Position des theoretischen Druckpunkts ($\beta A = 8$)	77
Bild 3.47	Position des theoretischen Druckpunkts ($\beta A = 12$)	78
Bild 3.48	„part-span factor“ für Vorderkantenklappen	81
Bild 3.49	„part-span factor“ für Normal- und Spreizklappen	84
Bild 3. 50	„part-span factor“ für Spaltklappen.....	84
Bild 4.1	Definition des „sharpness parameter“	86
Bild 4.2	Maximaler Auftriebsbeiwert eines symmetrischen Profils bei $R = 9 \times 10^6$	86
Bild 4.3	Korrekturterm für die Wölbung bei Dickenrücklage von 30 %	87
Bild 4.4	Einfluss der Dickenrücklage auf den maximalen Auftriebsbeiwert	88
Bild 4.5	Einfluss der Reynoldszahl auf den maximalen Auftriebsbeiwert	88
Bild 4.6	Einfluss des Rauheitsstandard von NACA.....	89
Bild 4.7	Einfluss der Machzahl auf den maximalen Auftriebsbeiwert des Profils	89
Bild 4.8	Theoretische maximale Klappenwirksamkeit.....	91
Bild 4.9	Empirischer Faktor zur Berücksichtigung des Verhältnisses $LER/(t/c)$	91
Bild 4.10	Empirischer Faktor zur Berücksichtigung des Vorderkatenausschlags.....	92
Bild 4.11	Geometrieparameter für Nasenklappe und Vorflügel.....	92
Bild 4.12	Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts durch Klappen mit $c_f/c = 0,25$	94
Bild 4.13	Korrekturfaktor für Klappen mit $c_f/c \neq 0,25$	94
Bild 4.14	Korrekturfaktor für einen vom Referenzwert abweichenden Klappenausschlag ..	95
Bild 4.15	Korrekturfaktor für die Klappenbewegung.....	95
Bild 4.16	Korrekturfaktor für die Zuspitzung	97
Bild 4.17	Verhältnis des maximalen Auftriebsbeiwerts des Flügels zu dem des Profils	97
Bild 4.18	Machzahlkorrekturfaktor nach DATCOM	98
Bild 4.19	Korrekturfaktor für die Flügelpfeilung.....	101

Verzeichnis der Tabellen

Tabelle 2.1	Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts eines Profils durch HAS.....	19
Tabelle 3.1	Koeffizienten B_i für die Berechnung von α_0	26
Tabelle 3.2	Parameter für Profile mit glatter Vorderkante.....	28
Tabelle 3.3	Parameter für Profile mit rauer Vorderkante.....	28
Tabelle 3.4	Parameter für moderne Profile	29
Tabelle 3.5	Parameter für den gepfeilten Flügel mit Vorderkantenklappen.....	80
Tabelle 3.6	Parameter für den gepfeilten Flügel mit Hinterkantenklappen.....	83
Tabelle 4.1	Abschätzung des „sharpness Parameters“ Δy	86
Tabelle 5.1	Flügelgrundgeometrie für HVES	102
Tabelle 5.2	Ermittelte Geometrieparameter für HVES	104
Tabelle 5.3	Profilkoordinaten	104
Tabelle 5.4	Profilgeometrieparameter für HVES.....	105
Tabelle 5.5	Geometrieparameter des Vorflügels für HVES	106
Tabelle 5.6	Geometrieparameter der Einfachspaltklappe	107
Tabelle 5.7	Flügelgrundgeometrie für HVDS	108
Tabelle 5.8	Ermittelte Geometrieparameter für HVDS.....	108
Tabelle 5.9	Profilgeometrieparameter für HVDS	109
Tabelle 5.10	Geometrieparameter des Vorflügels für HVDS.....	110
Tabelle 5.11	Geometrieparameter der Doppelspaltklappe	111
Tabelle 8.1	Zusammenfassung und Vergleich der Ergebnisse.....	138

Liste der Symbole

A	Streckung
$(a_1)_0$	Auftriebsgradient eines Profils in inkompressibler Strömung (lift curve slope)
$(a_1)_{0T}$	Theoretischer Auftriebsgradient eines Profils
B_i	Koeffizienten zum berechnen von α_0 (siehe Tabelle 3.1)
b_{slat}/b_e	„slat span to exposed wing span Ratio“
c	Profiltiefe
c'	Profiltiefe mit ausgefahrenem Hochauftriebssystem
c_{el}	Effektive Profiltiefe des LED
c_{et1}	Äquivalente Profiltiefe des ersten Elements einer Spaltklappe (Bild 3.27)
c_{et2}	Äquivalente Profiltiefe des zweiten Elements einer Spaltklappe (Bild 3.27)
c_{et3}	Äquivalente Profiltiefe des dritten Elements einer Spaltklappe (Bild 3.27)
c_t	Profiltiefe des TED
c_{t1}	Profiltiefe des ersten Elements der Spaltklappe
c_{t2}	Profiltiefe des zweiten Elements
c_{t3}	Profiltiefe des dritten Elements
c'_{t1}	Profiltiefe des ausgefahrenen ersten Elements
c'_{t2}	Profiltiefe des ausgefahrenen zweiten Elements
c'_{t3}	Profiltiefe des ausgefahrenen dritten Elements
c_f/c	Das Profiltiefenverhältnis des Vorflügels zum Flügel (DATCOM)
C_L	Auftriebsbeiwert eines Profils
C_{LmB}	Maximaler Auftriebsbeiwert des Basisprofils
$(C_{LmB})_d$	Maximaler Auftriebsbeiwert des Basisprofils bei $R_c = 3,5 \times 10^6$
C_{L0}	Auftriebsbeiwert eines Profils für ($\alpha = 0$)
C_{LmaxB}	Maximaler Auftriebsbeiwert des Flügels ohne
C_{LL}	Lokaler Auftriebsbeiwert
C_{LLp}	Maximaler Wert von C_{LL} (an der Stelle η_p , siehe Bild 3.35)
$(c_{lmax})_{base}$	Maximaler Auftriebsbeiwert eines symmetrischen Profils (DATCOM)
$c_{l\delta max}$	Theoretische maximale Klappenwirksamkeit (DATCOM)
$c_{lmax, clean}$	Maximaler Auftriebsbeiwert des Basisprofils (DATCOM)
Δc_l	Verlängerung der Profiltiefe durch Ausfahren der Vorderkantenklappen
Δc_{l1}	Verlängerung von c_{t1} (siehe Bild 3.28)

Δc_{t2}	Verlängerung von c_{t2}
Δc_{t3}	Verlängerung von c_{t3}
ΔC_L	Korrekturterm fürs Überziehverhalten des Profils
$\Delta C'_{L0t}$	Anstieg des Auftriebsbeiwerts bei Nullanstellwinkel durch TED bezogen auf c'
ΔC_{Lml}	Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts des Profils durch LED bezogen auf c
$\Delta C'_{Lml}$	Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts des Profils durch LED bezogen auf c'
ΔC_{Lmt}	Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts des Profils durch TED bezogen auf c
$\Delta C'_{Lmt}$	Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts des Profils durch TED bezogen auf c'
ΔC_{Lmaxl}	Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts des Flügels durch LED
ΔC_{Lmaxt}	Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts des Flügels Hinterkantenklappen
$\Delta C'_{L1}$	Resultierender Anstieg des Auftriebsbeiwerts durch ein äquivalentes erstes Element einer Spaltklappe an einem Profil mit 2π Auftriebsgradient
$\Delta C'_{L2}$	Resultierender Anstieg des Auftriebsbeiwerts durch ein äquivalentes zweites Element einer Spaltklappe an einem Profil mit 2π Auftriebsgradient
$\Delta C'_{L3}$	Resultierender Anstieg des Auftriebsbeiwerts durch ein äquivalentes drittes Element einer Spaltklappe an einem Profil mit 2π Auftriebsgradient
ΔC_{LM}	Korrekturterm für die Machzahl
ΔC_{LR}	Korrekturterm für die Reynoldszahl
ΔC_{LA}	Korrekturterm für die Pfeilung (sweep)
ΔC_{LT}	Korrekturterm für die Verwindung (twist)
$\Delta_1 c_{lmax}$	Korrekturterm zur Berücksichtigung der Profilwölbung, Dickenrücklage bei 30 %
$\Delta_2 c_{lmax}$	Korrekturterm zur Berücksichtigung der Dickenrücklage ($\neq 30\%$)(DATCOM)
$\Delta_3 c_{lmax}$	Korrekturterm zur Berücksichtigung des Reynoldszahleffekts, für $R \neq 9 \times 10^6$
$\Delta_4 c_{lmax}$	Korrekturterm zur Berücksichtigung der Oberflächenrauigkeit (DATCOM)
$\Delta_5 c_{lmax}$	Korrekturterm für Machzahlen $M > 0,2$ (DATCOM)
$(\Delta c_{lmax})_{Base}$	Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts durch eine Klappe mit $c_f/c = 0,25$
$\Delta c_{lmax,s}$	Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts durch LED (DATCOM)
$\Delta c_{lmax,f}$	Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts des Profils durch TED
F_M	Korrekturfaktor für die Machzahl
F_R	Korrekturfaktor für die Reynoldszahl
F_S	Korrekturfaktor für moderne Profile
H_l	Höhe der Hinterkante des Vorflügels oder VKF über der Profilschne
J_p	Empirischer Korrekturfaktor für Normalklappe

J_{i1}	Wirkungsfaktor des ersten Elements einer Spaltklappe
J_{i2}	Wirkungsfaktor des zweiten Elements einer Spaltklappe
J_{i3}	Wirkungsfaktor des dritten Elements einer Spaltklappe
K_e	Faktor für die Überlappung (overlap) der Hinterkante des Vorflügels
K_f	Faktor für den Typ der Hinterkantenklappen
K_g	Faktor für die Geometrie des LED
K_G	Empirischer Korrekturfaktor für die Profilgeometrie
K_l	Faktor für den Ausschlag des LED
K_t	Empirischer Korrekturfaktor für den Klappenausschlag
K_T	Korrekturfaktor für die Geometrie des Basisprofils
K_{i1}	Korrekturfaktor für den Ausschlag des ersten Elements
K_{i2}	Korrekturfaktor für den Ausschlag des zweiten Elements
K_{i3}	Korrekturfaktor für den Ausschlag des dritten Elements
K_A	Korrekturfaktor für die Flügelpfeilung (DATCOM)
K_{Al}	Faktor zur Berücksichtigung des Pfeileffekts auf die Vorderkantenklappen
K_{At}	Korrekturfaktor für die Pfeilung des Flügels
K_1	Faktor zur Berücksichtigung einer Klappentiefe $c_f/c \neq 0,25$ (DATCOM)
K_2	Faktor zur Berücksichtigung des Klappenausschlags (DATCOM)
K_3	Faktor zur Berücksichtigung der Klappenbewegung (DATCOM)
L_t	Overlap zwischen der HK des ausgefahrenen LED und der fixen Profilnase
q	Dynamischer Druck der freien Strömung
R_{ep}	Reynoldszahl bezogen auf die Profiltiefe an der Stelle η_p
S	Flügelfläche
S_{wf}/S_w	Flächenverhältnis nach Bild 2.3
t	Maximale Profildicke
t/c	Relative Profildicke
t_b	Dicke der Profilhinterkante (Bild 3.1)
T	Theoretischer Wert des Verhältnisses $\Delta C'_{Lmt}/\Delta C'_{L0t}$
x	Koordinate längs der Profilschne
(x_i/c)	Relative x-Koordinate des Profils an der Stelle „i“
x_n	Lage der fixen Profilnase
x'_s	Lage der Grenzschichtablösung des Profils mit ausgefahrenem HAS
x_{ts}	Lage der „flap-shroud trailing edge“ (siehe Bild 3.27)

x_t/c	Lage des Umschlagspunkts (von laminarer zur turbulenten Strömung)
x_{um}/c	x -Lage für die maximale z -Koordinate der Profilerseite
$(z_{u1,25}/c)$	Koordinate der Profilerseite an der Stelle 1,25 % der Profilsehne
(z_{ci}/c)	Relative z -Koordinate der Wölbungslinie an der Stelle „ i “
$z_u(x_i/c)$	Relative z -Koordinate der Profilerseite an der Stelle „ i “
$z_l(x_i/c)$	Relative z -Koordinate der Profilunterseite an der Stelle „ i “
z_{um}/c	Maximale z -Koordinate der Profilerseite

Griechische Symbole

α	Anstellwinkel
α_0	Nullauftriebswinkel
α_{0r}	Nullauftriebswinkel des Profils an der Wurzel
α_{0rip}	Nullauftriebswinkel des Profils an der Flügelspitze
$\alpha_{0^{2/3}}$	Nullauftriebswinkel des Profils an der Stelle $\eta = 2/3$
β	Kompressibilitätsparameter nach
δ_0	Referenzwert für δ_l
δ_l	Ausschlagswinkel des LED
δ_f	Ausschlagswinkel der Vorderkantenklappen (DATCOM)
δ_t	Ausschlagswinkel des TED
$\delta_{t1}, \delta_{t1}^\circ$	Ausschlagswinkel des ersten Elements einer Spaltklappe in [rad], [°]
$\delta_{t2}, \delta_{t2}^\circ$	Ausschlagswinkel des zweiten Elements einer Spaltklappe in [rad], [°]
$\delta_{t3}, \delta_{t3}^\circ$	Ausschlagswinkel des dritten Elements einer Spaltklappe in [rad], [°]
$\delta_{2/3}$	Verwindung an der Stelle $\eta = 2/3$
δ_{tt}	Verwindung der Flügelspitze (tip twist angle)
δ_{ett}	effektive Verwindung der Flügelspitze (effective tip twist)
η	Abstand von der Flügelwurzel bezogen auf die halbe Spannweite (siehe Bild 3.36)
η_{il}	Lage der inneren Kante der Vorderkantenklappen in Richtung der Spannweite
η_{ol}	Lage der Außenkante der Vorderkantenklappen in Richtung der Spannweite
η_{it}	Lage der Innenkante der Hinterkantenklappen in Richtung der Spannweite
η_{ot}	Lage der Außenkante der Hinterkantenklappen in Richtung der Spannweite

η_p	„spanwise location of maximum loading due to incidence“
$\bar{\eta}$	Position des theoretischen Druckpunkts in Richtung der Spannweite
η_{max}	Empirischer Faktor (aus Bild 4.9) (DATCOM)
η_δ	Empirischer Faktor aus Bild 4.10 (DATCOM)
Φ	„part-span factor“
Φ_i	Wert von Φ für η_{it}
Φ_o	Wert von Φ für η_{ot}
Φ_t°	Winkel zwischen der Profelsehne und der Profiloberseite an der HK (Bild 3.26)
κ	Zuspitzungsparameter
λ	Zuspitzung
Λ_0	Pfeilung der Vorderkante (siehe Bild 3.36)
$\Lambda_{1/4}$	Pfeilwinkel der 25 %-Linie (wing quarter-chord angle)
$\Lambda_{1/2}$	Pfeilung der 50 % Linie (wing mid-chord sweep angle)
Λ_{ht}	Pfeilwinkel der Scharnierlinie der Hinterkantenklappen
Λ_1	Pfeilung der Hinterkante (siehe Bild 3.36)
ζ_p	Formparameter der Profilverkante an der Stelle η_p
ρ_t	Vorderkantenradius des Basisprofils
τ, τ_a	Hinterkantenwinkel des Profils (siehe Bild 3.2 und Bild 3.3)
τ_u	Profiloberseitenwinkel (siehe Bild 3.1)
μ	„normalised local lift coefficient“
μ_p	„peak value of normalised local lift coefficient“
λ	Zuspitzung
Ψ_i	„part-span factor“ aus Bild 3.48 in Abhängigkeit von η_{it}

Liste der Abkürzungen

ESDU	Engineering Sciences Data Unit
DATCOM	Data Compendium
DLE	Drooped Leading Edge
FNG	Flugzeuge der N ächsten G eneration
Gl.	Gleichung
HAS	Hochauftriebssystem
HVES	Hochauftriebssystem mit Vorflügel und Einfachspaltklappe
HVDS	Hochauftriebssystem mit Vorflügel und Doppelspaltklappe
KF	Krügerklappe
LED	Leading-edge Device
LEF	Leading-edge flap
TED	Trailing-edge Device
TEF	Trailing-Edge Flap
Pro-HMS	Prozesskette Hochauftrieb mit multifunktionalen Steuerflächen
SS	Sealed Slat
VKF	Vented Krüger Flap

Einleitung

1.1 Motivation

Am Anfang der Luftfahrtgeschichte waren die Flugzeuge noch sehr schlank und konnten nur langsam fliegen. Damals war das Ziel der Ingenieure überhaupt fliegen zu können. Nach und nach wurden die Flugzeuge immer schneller und somit die erforderlichen Start- und Landestrecken immer größer. Da die Flugplätze dieser Zeit meist Wiesen, Weiden und Felder waren wurde das schnelle Fliegen zum großen Problem. Die Flugunfälle beim Start und bei der Landung häuften sich aufgrund des Strömungsabrisses im Langsamflug und das Flugzeug wurde zum gefährlichsten Verkehrsmittel in der damaligen Zeit.

Mit der Zeit wurden die Flugzeuge immer größer und der Bedarf an leistungsfähigen Hochauftriebssystemen für den Start und die Landung wurden immer dringender. Mitte der zwanziger Jahre machte H. Glauert die ersten theoretischen Überlegungen zur Erhöhung des Auftriebsbeiwerts durch Hinterkantenklappen (**Schlichting 1969**). Die Ergebnisse seiner Untersuchungen an geknickten Platen waren, dass ein Flügelprofil mit Hinterkantenklappe einen deutlich höheren Auftriebsbeiwert hat als die damals benutzten Profile.

Heute sind leistungsstarke Hochauftriebssysteme an der Vorder- und Hinterkante von modernen Flugzeugen nicht mehr wegzudenken. Ein Beispiel dafür zeigt Airbus, bei denen für die Flugzeuge der nächsten Generation ein neuartiges Hochauftriebssystem entwickelt wurde. Dieses Hochauftriebskonzept erlaubt die multifunktionale Nutzung der Steuerflächen in jeder Phase einer Flugmission vom Starten/Steigen über den Reiseflug bis zum Sinken/Landen sowie bei Manöver- und Böenlastfällen (**Airbus 2003**).

Von den unterschiedlich aufwendigen Methoden zum Abschätzen des maximalen Auftriebsbeiwerts, werden im Rahmen dieser Arbeit die der Handbücher ESDU und DATCOM auf ihre Genauigkeit und zeitlichen Aufwand untersucht und verglichen.

1.2 Begriffsdefinitionen

Auftriebsbeiwert

Der Auftriebsbeiwert (C_L) ist definiert als das dimensionslose Verhältnis des Auftriebs (L) bezogen auf die Auftriebsfläche (S) und den dynamischen Druck (q) des strömenden Mediums.

$$C_L = \frac{L}{q \cdot S} \quad (0.0)$$

Maximaler Auftriebsbeiwert

Der maximale Auftriebsbeiwert ist der resultierende Wert aus Gleichung (0.0) bei maximalem Auftrieb. Der Begriff *maximaler Auftrieb* eines Flügels ist in „Fluid-Dynamic Lift“ von **Hoerner 1985** so definiert:

The maximum lift of a wing is defined as that value obtained when a further increase in the section angle of attack gives zero or a negative increase of lift.

Hochauftriebssystem

Mit „Hochauftriebssystem“ werden alle Klappen und Vorflügel bezeichnet, die den maximalen Auftrieb eines Flügels erhöhen. Im Allgemeinen lässt sich ein Hochauftriebssystem in zwei Kategorien unterteilen:

- Klappen an der Vorderkante z. B. Nasenklappe, Krügerklappe oder Vorflügel.
- Klappen an der Hinterkante z. B. Normale Klappe (Plain flap), Spreizklappe (Split flap), Einfachspaltklappe (Single slotted flap), Doppelspaltklappe (Double slotted flap), Dreifachspaltklappe (Triple slotted flap) und Fowlerklappe (Fowler flap)

1.3 Ziel der Arbeit

Bei dem Flugzeugentwurf müssen Abschätzungen für die Flügelfläche und -Grundriss getroffen werden. Die Flügelfläche resultiert meistens aus den Anforderungen an die Flugzeugleistung. Bei gegebener Fläche und Strömungsgeschwindigkeit ist ein gewisser Auftriebsbeiwert notwendig um in einer bestimmten Höhe den Auftrieb konstant zu halten. So zum Beispiel bei einem langsamen Flug, muss ein größerer Auftriebsbeiwert her, um mit der gleichen Flügelfläche den gleichen Auftrieb zu bekommen. Beim Ausfahren eines modernen Hochauftriebssystems der Vorder- und Hinterkante, werden diese beiden Parameter vergrößert.

Ziel der Vorliegenden Arbeit ist es, einer einfachen Möglichkeit darzustellen um den maximalen Auftriebsbeiwert eines Flügels abschätzen zu können. Hierzu wird sowohl die Methode der ESDU als auch des DATCOM näher untersucht und hinsichtlich ihrer Genauigkeit und dem damit verbundenen Aufwand bewertet. Um diese beiden Methoden vergleichen zu können werden beide auf zwei ausgewählte Flügel mit unterschiedlichen Hochauftriebssystemen angewandt. Anschließend werden die Ergebnisse untereinander und mit den recherchierten Werten des maximalen Auftriebsbeiwertes des ausgewählten Flügels verglichen.

1.4 Aufbau der Arbeit

Der Hauptteil dieser Arbeit ist in folgende Abschnitte unterteilt:

Abschnitt 2 befasst sich mit der Literaturrecherche.

Abschnitt 3 beschreibt die Rechenschritte der Methode der ESDU.

Abschnitt 4 stellt die Methode des DATCOM dar.

Abschnitt 5 fasst die Geometrieparameter der beiden ausgewählten Flügel zusammen.

Abschnitt 6 enthält die Berechnungen nach ESDU für die beiden Beispielflügel.

Abschnitt 7 umfasst die Berechnung nach DATCOM für die Beispielflügel.

Abschnitt 8 widmet sich dem Vergleich der Ergebnisse.

2 Literaturübersicht

Die beiden Handbücher **ESDU** und **DATCOM** sind die Grundlage für diese Diplomarbeit. Die gleiche Methode wie **DATCOM** beschreibt auch **Roskam 1990**. Zusätzlich zu diesen Werken wurde eine Reihe anderer Literatur über Hochauftrieb und Berechnung maximaler Auftriebsbeiwerte zur Recherche hinzugezogen:

Das Buch „Fluid-Dynamic Lift“ von **Hoerner 1985** gibt einen umfangreichen Überblick über die Parameter und Phänomene, die den maximalen Auftriebsbeiwert eines Profils oder eines Flügels beeinflussen. Unter anderem ist hier Folgendes erklärt:

Der theoretische maximale Auftriebsbeiwert eines Flügels lässt sich gemäß

$$C_{L,max} = 1,94A \quad (2.1)$$

berechnen, wobei A die Streckung und $C_{L,max}$ der maximale Auftriebsbeiwert sind. Dies gilt aber nur bis zu einem Grenzwert von $C_{L,max} = 4\pi$, da 4π der maximale Auftriebsbeiwert eines zweidimensionalen Flügels ist, was einem Flügel unendlicher Spannweite entspricht. Mehr Informationen hierzu sowie ein Vergleich theoretischer gegenüber experimenteller Werte zeigt Bild 2.1. Weiterhin findet man hier viele Informationen zum Thema überzogenem Flugzustand (Stall), wie er entsteht, wovon er abhängt und welche Strömungsabrissformen es gibt. Außerdem wird hier der Einfluss von Oberflächenrauigkeit, Profilwölbung, Reynoldszahl und Profilasenschärfe beschrieben (Bild 2.2). Zusätzlich enthält das Buch viele Details und Vergleichsdiagramme über die Effektivität und Wirkungsweise unterschiedlicher Hochauftriebssysteme. Allerdings gibt es hier keine konkrete Berechnungsmethode für den maximalen Auftriebsbeiwert.

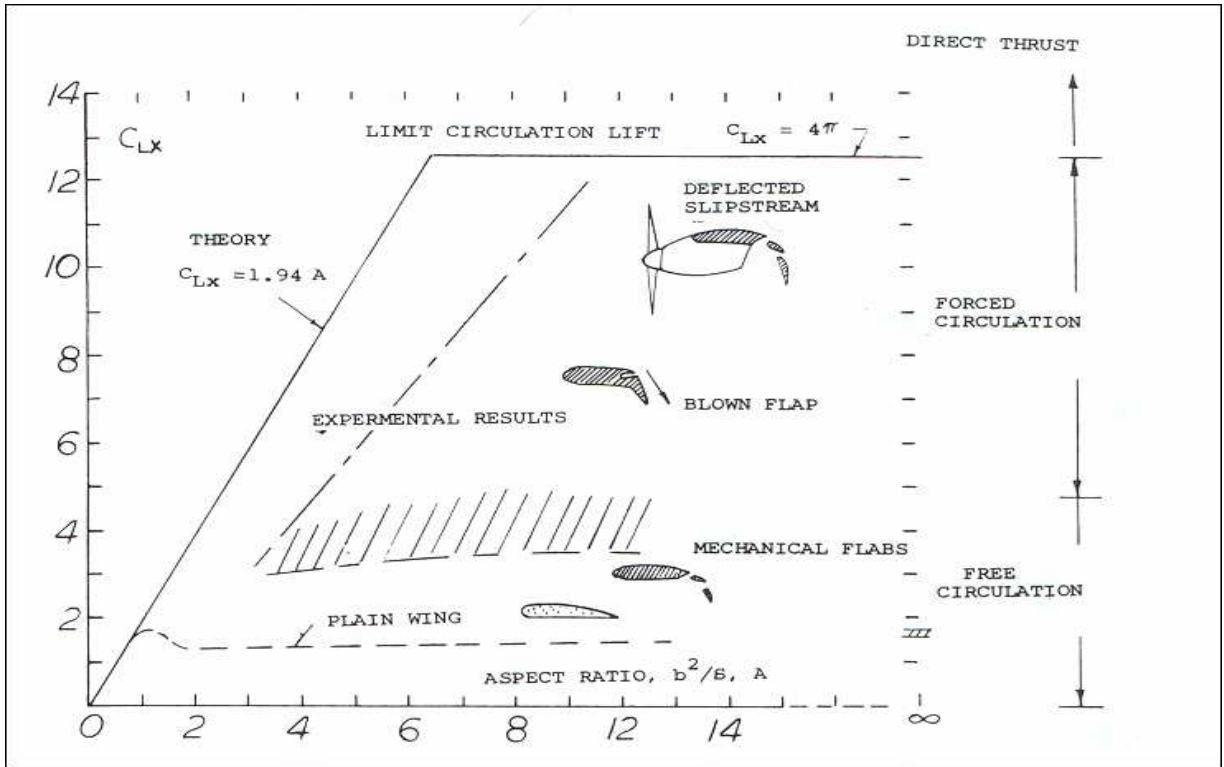


Bild 2.1 Der theoretische maximale Auftriebsbeiwert in Abhängigkeit der Streckung (Hoerner 1985, Abschnitt 4.1)

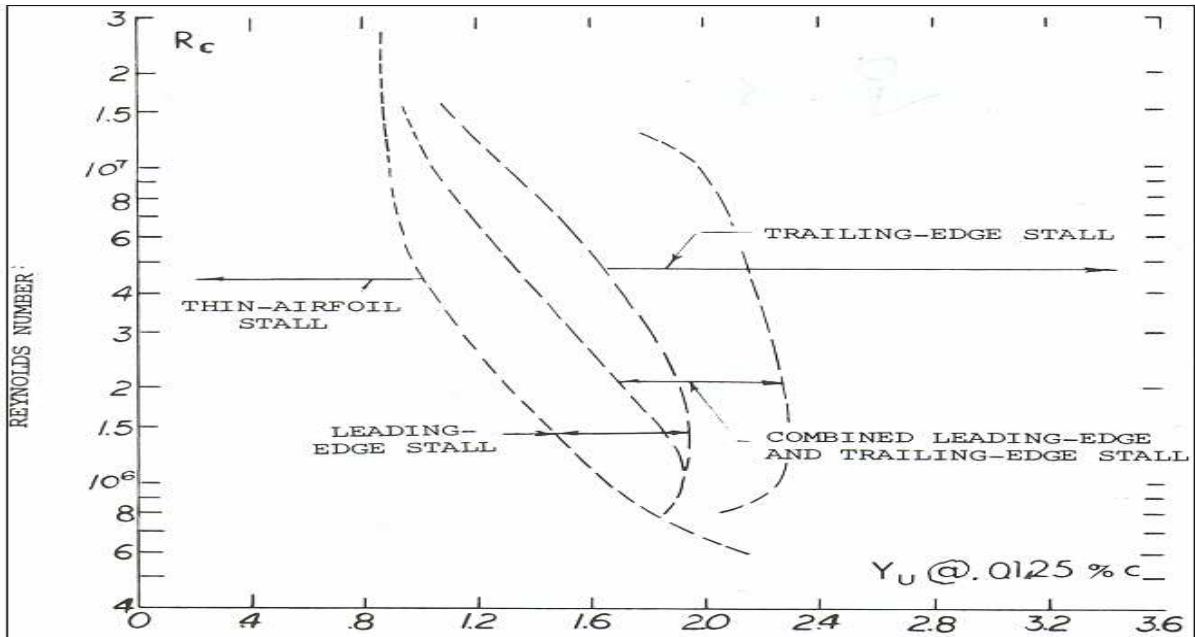


Bild 2.2 Strömungsabris eines Profils im Niedergeschwindigkeitsbereich (Hoerner 1985, Abschnitt 4.1)

Howe 2000 gibt in seinem Buch „Aircraft Conceptual Design Synthesis“ zusätzlich zu einer knappen Ausführung der herkömmlichen Hochauftriebssysteme eine Näherungsformel, die den Zusammenhang zwischen dem Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts eines dreidimensionalen Flügels zu dem eines zweidimensionalen abschätzt.

- Für das HAS (Hochauftriebssystem) der Vorderkante:

$$\frac{(\Delta C_{L \max})_{3D}}{(\Delta C_{L \max})_{2D}} = 0,85 \cdot \cos \Lambda_{1/4} \quad (2.2)$$

- Für das HAS der Hinterkante

$$\frac{(\Delta C_{L \max})_{3D}}{(\Delta C_{L \max})_{2D}} = 0,67 \cdot \cos \Lambda_{1/4} \quad (2.3)$$

wobei $\Lambda_{1/4}$ der Pfeilwinkel der 25% Linie ist.

Ähnlich wie in **Howe 2000** findet man in **Jenkinson 1999** und in **Raymer 1989** eine weitere Abschätzungsmethode für den Anstieg maximaler Auftriebsbeiwerte durch Hochauftriebssysteme:

$$\Delta C_{L \max} = \Delta C_{l \max} \cdot \left(\frac{S_{flapped}}{S_{ref}} \right) \cdot \cos \Lambda_{HL} \quad (2.4)$$

$\Delta C_{L \max}$	Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts des Flügels durch HAS
$\Delta C_{l \max}$	Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts des Profils durch HAS aus Tabelle 2.1
$S_{flapped}$	Flügel­fläche im Strömungspfad des HAS, siehe Bild 2.3
S_{ref}	Entwurfs­flügel­fläche
$\Lambda_{H.L.}$	Pfeilwinkel der Scharnierlinie des HAS.

Weiterhin enthält **Jenkinson 1999** folgendes Verhältnis zwischen dem maximalen Auftriebsbeiwert eines Pfeilflügels zu dem eines geraden Flügels:

$$\frac{(C_{L \max})_{sweep}}{(C_{L \max})_{zerosweep}} = \cos \Lambda_{1/4} \quad (2.5)$$

Tabelle 2.1 Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts eines Profils durch HAS
(Raymer 1989, S. 277)

High-lift device	$\Delta C_{l_{\max}}$
Flaps	
Plain and split	0.9
Slotted	1.3
Fowler	1.3 c'/c
Double slotted	1.6 c'/c
Triple slotted	1.9 c'/c
Leading edge devices	
Fixed slot	0.2
Leading edge flap	0.3
Kruger flap	0.3
Slat	0.4 c'/c

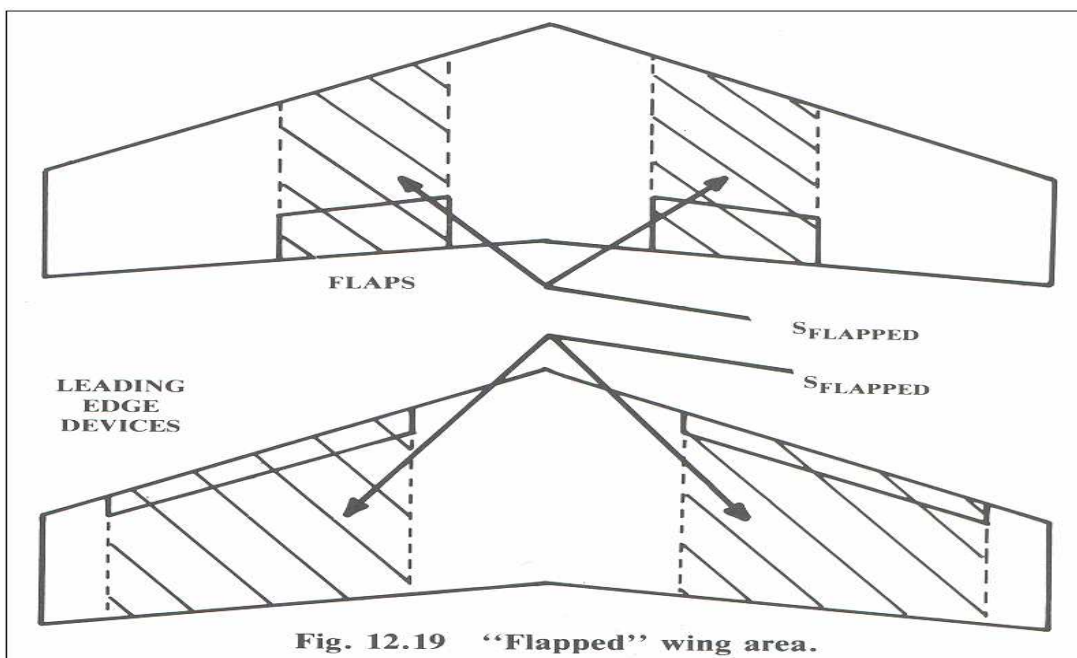


Fig. 12.19 "Flapped" wing area.

Bild 2.3 Definitionen von $S_{flapped}$ (Raymer 1989, S. 279)

Katz 2001 weist in seinem Buch „Low-Speed Aerodynamics“ nicht nur auf das Thema Strömungsabriss, sondern auch auf die Grenzschicht und den Übergang von laminarer zur turbulenten Strömung hin.

Einen kurzen Überblick über das Hochauftriebssystem der so genannten „FNG“ (Flugzeuge der nächsten Generation) findet man z. B. in der Dissertationsarbeit von **Bauer 2000** mit dem Titel „Die rippenlose Wölbklappe ...“, die sich mit dem Ziel:

...Entwicklung eines einfachen und wirtschaftlichen Gesamtkonzeptes zur Realisierung der formvariablen Hinterkante und der Nachweis dessen technischer Machbarkeit.

auseinandergesetzt hat (Bild 2.4).

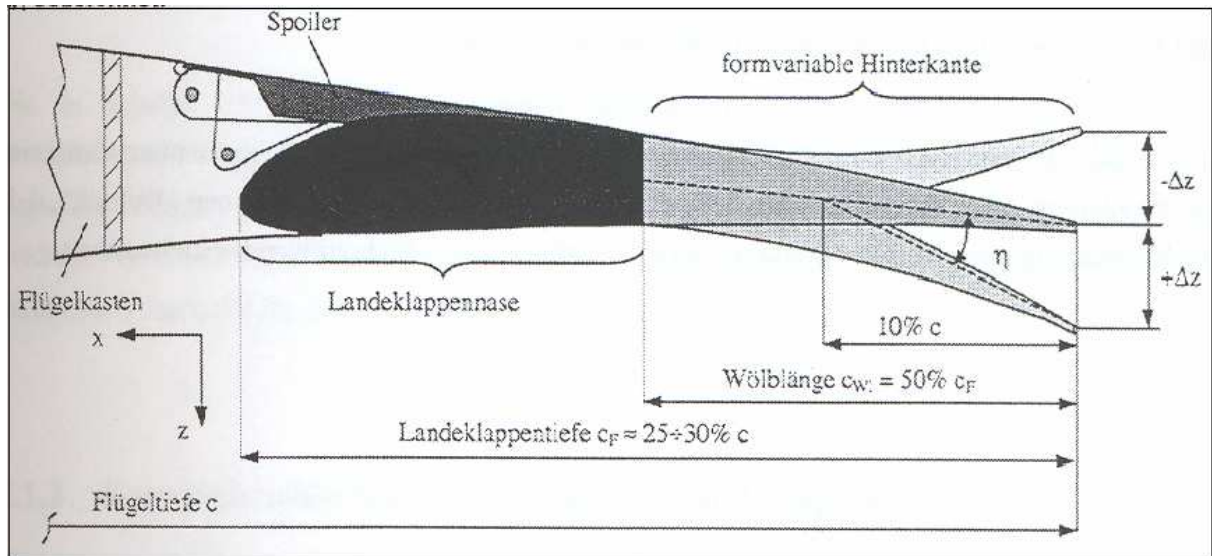


Bild 2.4 Beispiel einer Landeklappe mit formvariabler Hinterkante (**Bauer 2000**, S. 13)

In dem Teilprojekt TP2 „Aerodynamik“ des Forschungsberichts von **Airbus 2003** „Prozesskette Hochauftrieb mit multifunktionalen Steuerflächen“ (Pro-HMS) handelt es sich um Folgendes:

- den Nachweis einer Leistungssteigerung im Hochauftrieb und im Reiseflug durch den Entwurf eines neuartigen Hochauftriebssystems (Bild 2.5).
- Untersuchung und Entwicklung alternativer Elemente, die den Hochauftrieb verbessern können. Hierzu gehören z. B. die im Bild 2.6 dargestellten Mini-Hinterkantenklappen (Mini-TEDs: Mini Trailing Edge Devices).

Gegenüber einem konventionellen Airbus Hochauftriebssystem ist das Hochauftriebssystem im Bild 2.5 durch Folgendes gekennzeichnet:

- Den Ersatz des Querruders durch eine zusätzliche Fowler-Klappe
- Einen Außenspoiler
- Wölbtabbs an den Hochauftriebsklappen als neue unabhängige ansteuerbare Elemente

Weitere Besonderheiten dieses Hochauftriebssystems beschreibt der Verfasser so:

Dieses neue Hochauftriebsystem erlaubt die multifunktionale Nutzung der Steuerflächen in jeder Phase einer Flugmission vom Starten/Steigen über den Reiseflug bis zum Sinken/Landen sowie bei Manöver- und Böenlastfällen...

Zusammenfassend enthält **Airbus 2003** zahlreiche Diagramme und Bilder für die unterschiedlichen Konfigurationen sowie deren numerischer als auch deren experimenteller Untersuchungsergebnisse.

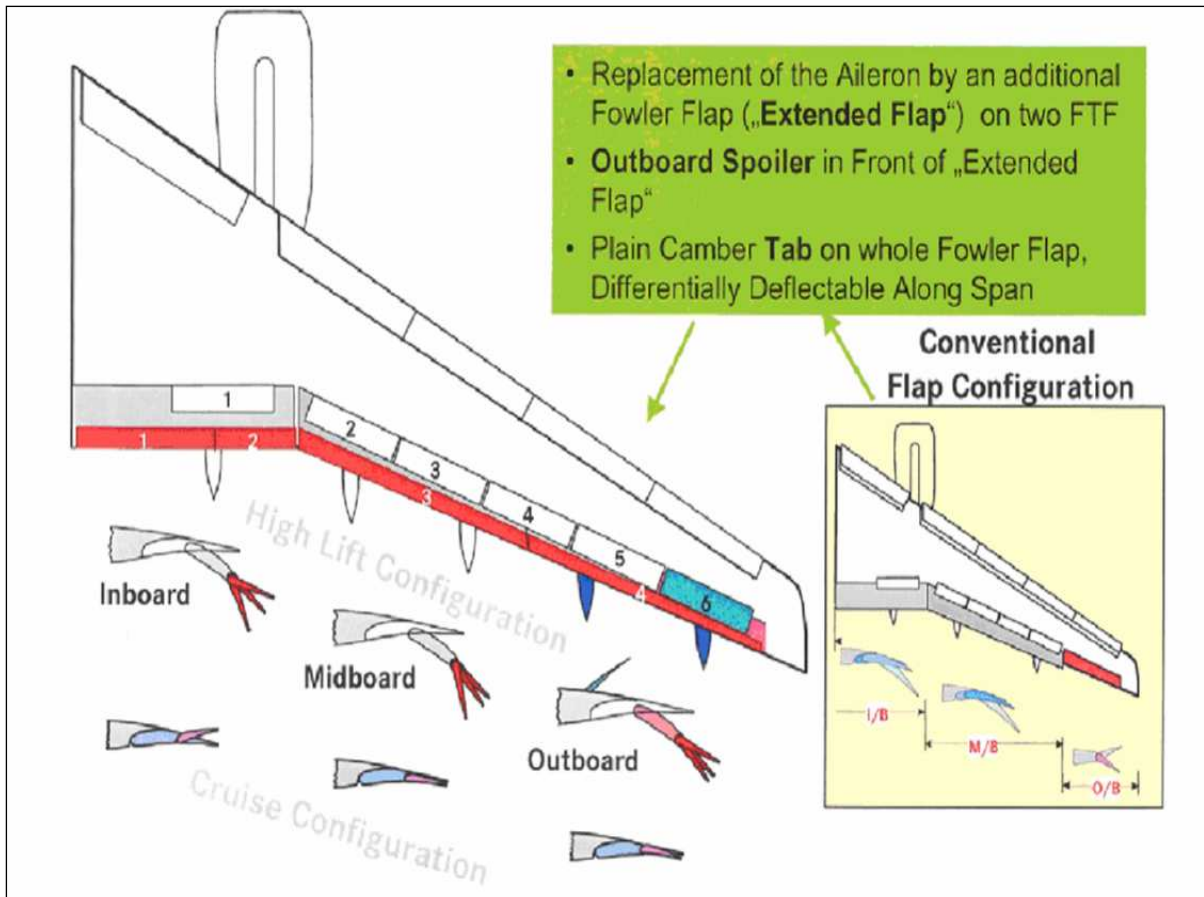


Bild 2.5 Pro-HMS Hochauftriebsystem mit multifunktionalen Steuerflächen (**Airbus 2003**)

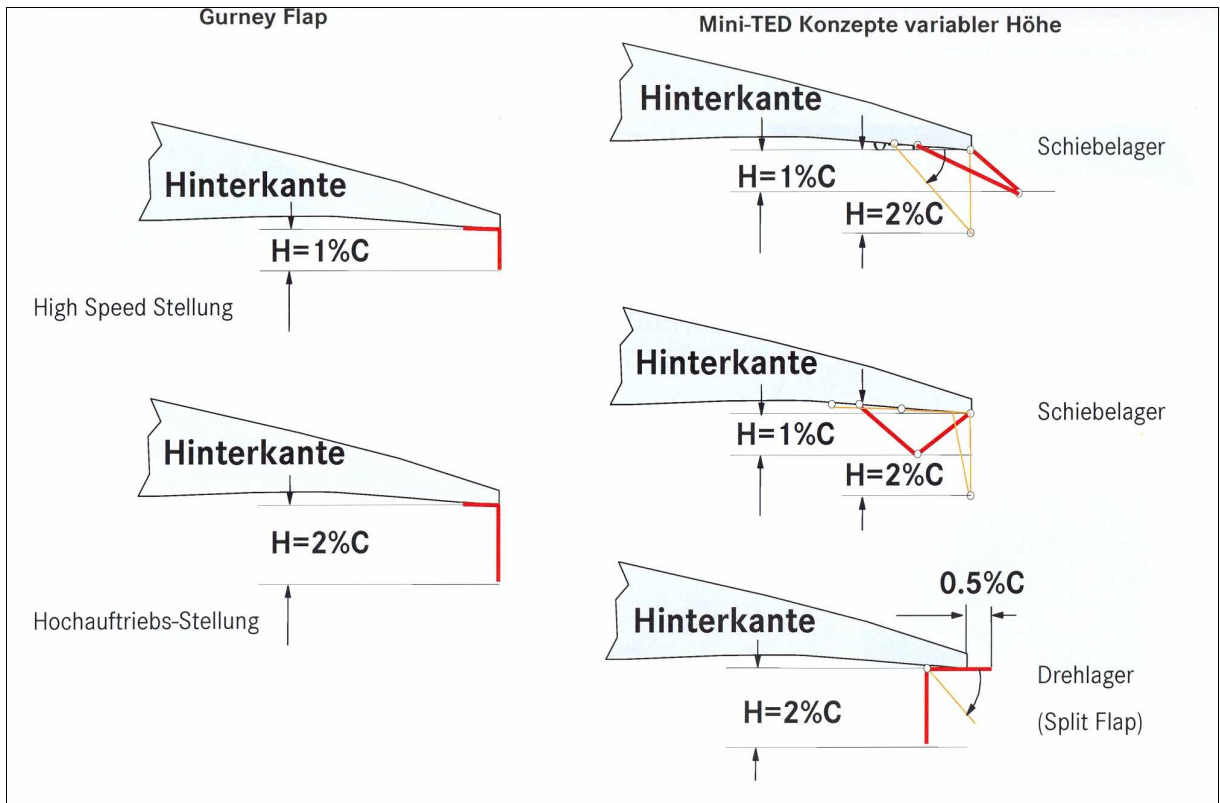


Bild 2.6 Mini-TED Konzepte (Airbus 2003)

2 Maximale Auftriebsbeiwerte nach ESDU

3.1 Der maximale Auftriebsbeiwert eines Profils

Im niederen Geschwindigkeitsbereich und bei kleinen Anstellwinkeln bleibt die zweidimensionale Strömung über einem Profil anliegend. Der Auftriebsbeiwert steigt linear mit dem Anstellwinkel bis zum Beginn des Strömungsabrisses bei einem bestimmten Anstellwinkel, der von den Strömungsbedingungen und der Profilgeometrie abhängt. In diesem Bereich ist der Auftriebsgradient (Lift curve slope) konstant und der Auftriebsbeiwert lässt sich einfach berechnen nach (ESDU 84026, S. 2).

$$C_L = c_{l\alpha} (\alpha - \alpha_0) \quad (3.1)$$

Mit:

$c_{l\alpha}$	Auftriebsgradient des Profils
α	Anstellwinkel
α_0	Nullauftriebswinkel (zero lift angle).

Mit weiter steigendem Anstellwinkel wird der Bereich des Strömungsabrisses auf der Profiloberseite immer größer und der Auftriebsgradient immer kleiner. Der **maximale Auftriebsbeiwert** ist dann erreicht, wenn ein weiterer Anstieg des Anstellwinkels keinen zusätzlichen Auftrieb mehr bringt. Mit anderen Worten heißt das, wenn der Auftriebsgradient null wird (die Auftriebskurve hat eine waagerechte Tangente). Der so genannte **überzogene Flugzustand** (Stall) ist erreicht.

Die Hauptparameter, die den maximalen Auftriebsbeiwert eines Profils beeinflussen sind:

- Profilgeometrie
- Oberflächenrauigkeit
- Reynoldszahl
- Machzahl

Zusätzlich unterscheidet die unten eingeführte Methode (ESDU 84026, S. 5-8) bei der Abschätzung des maximalen Auftriebsbeiwerts zwischen folgenden Profileigenschaften:

- Herkömmliche Profile
- Moderne Profile
- Profile mit glatter VK (Vorderkante)

- Profile mit rauher VK
- Profile mit Strömungsabriss beginnend an der Vorderkante, gekennzeichnet durch

$$\left(z_{u1,25} / c \right) < 0,017 \quad .$$

- Profile mit Strömungsabriss beginnend an der Hinterkante, gekennzeichnet durch

$$\left(z_{u1,25} / c \right) \geq 0,017 \quad .$$

Wobei

$\left(z_{u1,25} / c \right)$ z -Koordinate der Profiloberseite an der Stelle 1,25 % der Profilsehne ist.

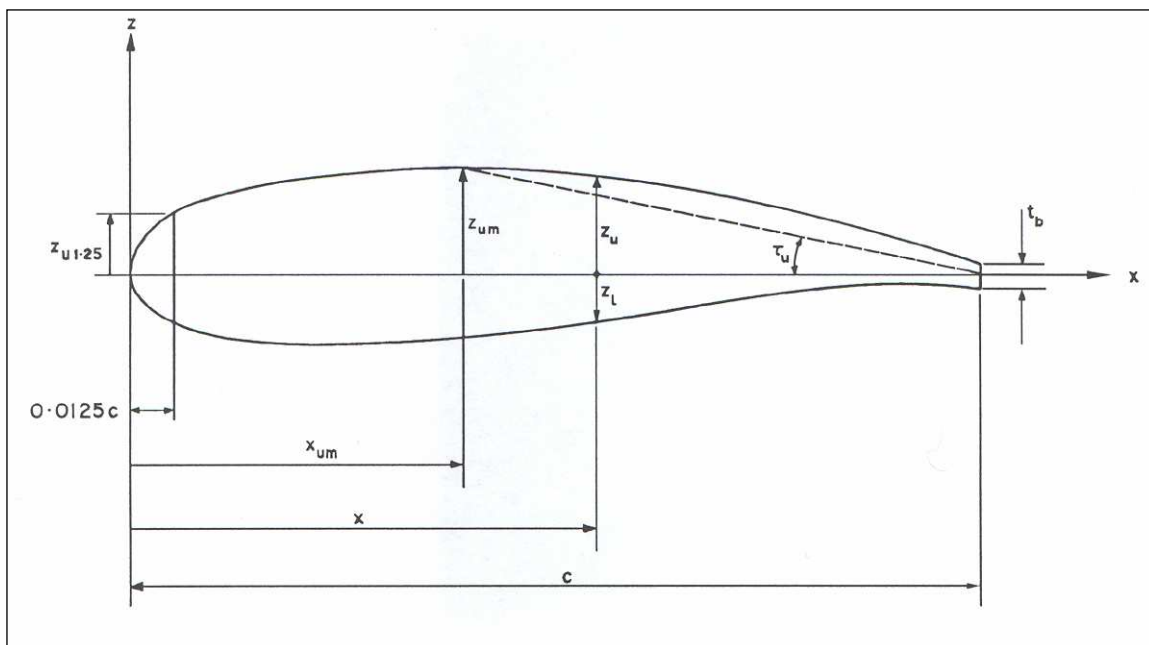


Bild 3.1 Profیلgeometrie (ESDU 84026, S.2)

Der maximale Auftriebsbeiwert eines Profils lässt sich nach **ESDU 84026** (S. 5 Gl. 2.1) wie folgt ermitteln.

$$C_{LmB} = (C_{L0} + \Delta C_L) F_S F_M \quad (3.2)$$

Hierbei sind:

- C_{L0} Auftriebsbeiwert bei ($\alpha = 0$)
 ΔC_L Korrekturterm fürs Überziehverhalten des Profils
 F_S Korrekturfaktor für moderne Profile

F_M Machzahlkorrekturfaktor.

Auftriebsbeiwert bei Nullanstellwinkel

Nach **ESDU 84026** (S. 5 Gl. 5.3) ist der Auftriebsbeiwert C_{L0} für $\alpha = 0$

$$C_{L0} = -\alpha_0 (a_1)_0 \quad . \quad (3.3)$$

Wobei

α_0 der Nullauftriebswinkel ($C_L(\alpha_0) = 0$) und

$(a_1)_0$ der Auftriebsgradient des Profils in inkompressibler Strömung.

Nullauftriebswinkel

Der Nullauftriebsbeiwert α_0 eines Profils wird nach **ESDU 84026** (S. 7 Gl. 5.1 und Gl. 5.2) berechnet.

$$\alpha_0 = -\frac{\pi}{90} \sum_{i=1}^{14} \left(B_i \frac{z_{ci}}{c} \right) \quad (3.4)$$

Dabei ist

$$z_{ci} = \frac{[z_u(x_i/c) + z_l(x_i/c)]}{2} \quad . \quad (3.5)$$

Mit:

(z_{ci}/c) z -Koordinate der Wölbungslinie an der Stelle „ i “

(x_i/c) x -Koordinate des Profils an der Stelle „ i “

$z_u(x_i/c)$ z -Koordinate der Profiloberseite an der Stelle „ i “

$z_l(x_i/c)$ z -Koordinate der Profilunterseite an der Stelle „ i “

B_i Koeffizienten (siehe Tabelle 3.1)

c Profiltiefe.

Tabelle 3.1 Die Koeffizienten B_i für die Berechnung von α_0 (ESDU 84026, S. 7)

i	x_i/c	B_i
1	0	1,45
2	0,025	2,11
3	0,05	1,56
4	0,1	2,41
5	0,2	2,94
6	0,3	2,88
7	0,4	3,13
8	0,5	3,67
9	0,6	4,69
10	0,7	6,72
11	0,8	11,75
12	0,9	21,72
13	0,95	99,85
14	1,0	-164,88

Auftriebsgradient

Der Auftriebsgradient eines Profils wird wie folgt berechnet.

$$(a_1)_0 = (a_1)_{0T} \frac{(a_1)_0}{(a_1)_{0T}} \quad (3.6)$$

$\frac{(a_1)_0}{(a_1)_{0T}}$ lässt sich aus **ESDU W. 01.01.05** (S. 1 Gl. 2.1) mit

$$\frac{(a_1)_0}{(a_1)_{0T}} = 1 - \frac{0,1 + \left(1,05 - 0,5 \frac{x_t}{c}\right) \tan\left(\frac{1}{2} \tau_a\right)}{\left(\log_{10}(R_c) - 5\right)^{\left[1 - 2,5 \tan\left(\frac{1}{2} \tau_a\right)\right]}} \quad (3.7)$$

berechnen oder aus Bild 3.2 für Profile mit dem Umschlagspunkt an der 50 % Stelle der Profiltiefe ablesen. Hierbei sind:

- $\frac{x_t}{c}$ Lage des Umschlagspunkts bezogen auf die Profiltiefe
- R_c Reynoldszahl basierend auf der freien Strömung und Profiltiefe c
- $(a_1)_{0T}$ Theoretischer Auftriebsgradient des Profils in inkompressibler reibungsfreier Strömung.

$(a_1)_{0T}$ wird aus **ESDU W. 01.01.05** (S. 1 Gl. 2.2) mit

$$(a_1)_{0T} = 2\pi + (4,75 + 0,02\tau) \cdot \frac{t}{c} \quad (3.8)$$

berechnet oder aus Bild 3.3 für $\tau = 0^\circ$ oder $\tau = 20^\circ$ ermittelt. τ und τ_a sind dabei die Hinterkantenwinkel des Profils in $[\circ]$ nach Bild 3.2 und Bild 3.3; t/c ist die Relative maximale Profildicke. Nach **ESDU W.01.01.05** (S. 2) gilt

$$\tan(\tau_a/2) = \frac{(y_{90} - y_{99})}{0,18c} \quad (3.8-a)$$

Darin ist

y_{90} die Profildicke an der Stelle 90 % der Profiltiefe und

y_{99} die Profildicke an der Stelle 99 % der Profiltiefe.

Korrekturterm für das Überziehverhalten

Bei der Ermittlung von ΔC_L wird zwischen folgenden Fällen differenziert:

- Profile mit glatter Vorderkante (siehe Tabelle 3.2)
 - ΔC_L in Abhängigkeit von $\frac{z_{u1,25}}{c}$ und R_c (Bild 3.4) für Profile mit $(z_{u1,25}/c) < 0,017$
 - ΔC_L in Abhängigkeit von $\tan(\tau_u)$ und R_c (Bild 3.5) für Profile mit $(z_{u1,25}/c) \geq 0,017$
- Profile mit rauher Vorderkante (siehe Tabelle 3.3)
 - ΔC_L in Abhängigkeit von $\frac{z_{u1,25}}{c}$ und R_c (Bild 3.6) für Profile mit $(z_{u1,25}/c) < 0,017$
 - ΔC_L in Abhängigkeit von $\tan(\tau_u)$ und R_c (Bild 3.7) für Profile mit $(z_{u1,25}/c) \geq 0,017$

Nach **ESDU 84026** (S. 5 Gl. 3.1) ist

$$\tan(\tau_u) = (z_{um}/c) / (1 - x_{um}/c) \quad (3.9)$$

Mit:

z_{um}/c	Maximale z -Koordinate der Profilerseite
x_{um}/c	x -Lage für die maximale z -Koordinate der Profilerseite
τ_u	Profilerseitenwinkel (siehe Bild 3.1).

Tabelle 3.2 Parameter für Profile mit glatter VK (ESDU 84026, S. 5)

Parameter	Bereich
t/c	0,06 bis 0,24
$z_{u1,25}/c$	0,0069 bis 0,0563
$\tan(\tau_u)$	0,0429 bis 0,2249
$R_c \times 10^{-6}$	0,7 bis 9,0
M	0,09 bis 0,47

Tabelle 3.3 Parameter für Profile mit rauer VK (ESDU 84026, S. 6)

Parameter	Bereich
t/c	0,06 bis 0,24
$z_{u1,25}/c$	0,0069 bis 0,0563
$\tan(\tau_u)$	0,0429 bis 0,2249
$R_c \times 10^{-6}$	0,7 bis 6,0
M	0,09 bis 0,15

Korrekturfaktor für moderne Profile

Tabelle 3.4 fasst die wichtigsten Parameter und deren Bereiche zusammen, die ein modernes Profil kennzeichnen. Dem Profiltyp entsprechend wird F_S wie folgt bestimmt:

- Für herkömmliche Profile ist für $F_S = 1,0$ einzusetzen
- Für moderne Profile ergibt sich F_S aus Bild 3.8 in Abhängigkeit von R_c .

Tabelle 3.4 Parameter für moderne Profile (ESDU 84026, S. 8)

Parameter	Bereich
t/c	0,13 bis 0,21
$z_{u1,25}/c$	0,024 bis 0,0383
$\tan(\tau_u)$	0,117 bis 0,207
t_b/c	0,005 bis 0,009
$[z_u(0,9) - z_l(0,9)]/z_u(0,9)$	0,64 bis 1,14

Machzahlkorrekturfaktor

Der maximale Auftriebsbeiwert eines Profils nimmt mit steigender Machzahl ab. Um dies bis zu einer **Machzahl** von **0,4** zu berücksichtigen ist der Korrekturfaktor F_M wie folgt definiert:

$$F_M = 1 - F_1 F_2 \quad (3.10)$$

mit:

F_1 Parameter als Funktion der Machzahl aus Bild 3.9

F_2 Parameter als Funktion des Wertes $[z_u(0,05) - z_u(0,01)]/c$ aus Bild 3.10.

Dabei ist:

$z_u(0,01)$ die z -Koordinate der Profiloberseite an der Stelle 1 % der Profiltiefe und

$z_u(0,05)$ die z -Koordinate der Profiloberseite an der Stelle 5 % der Profiltiefe.

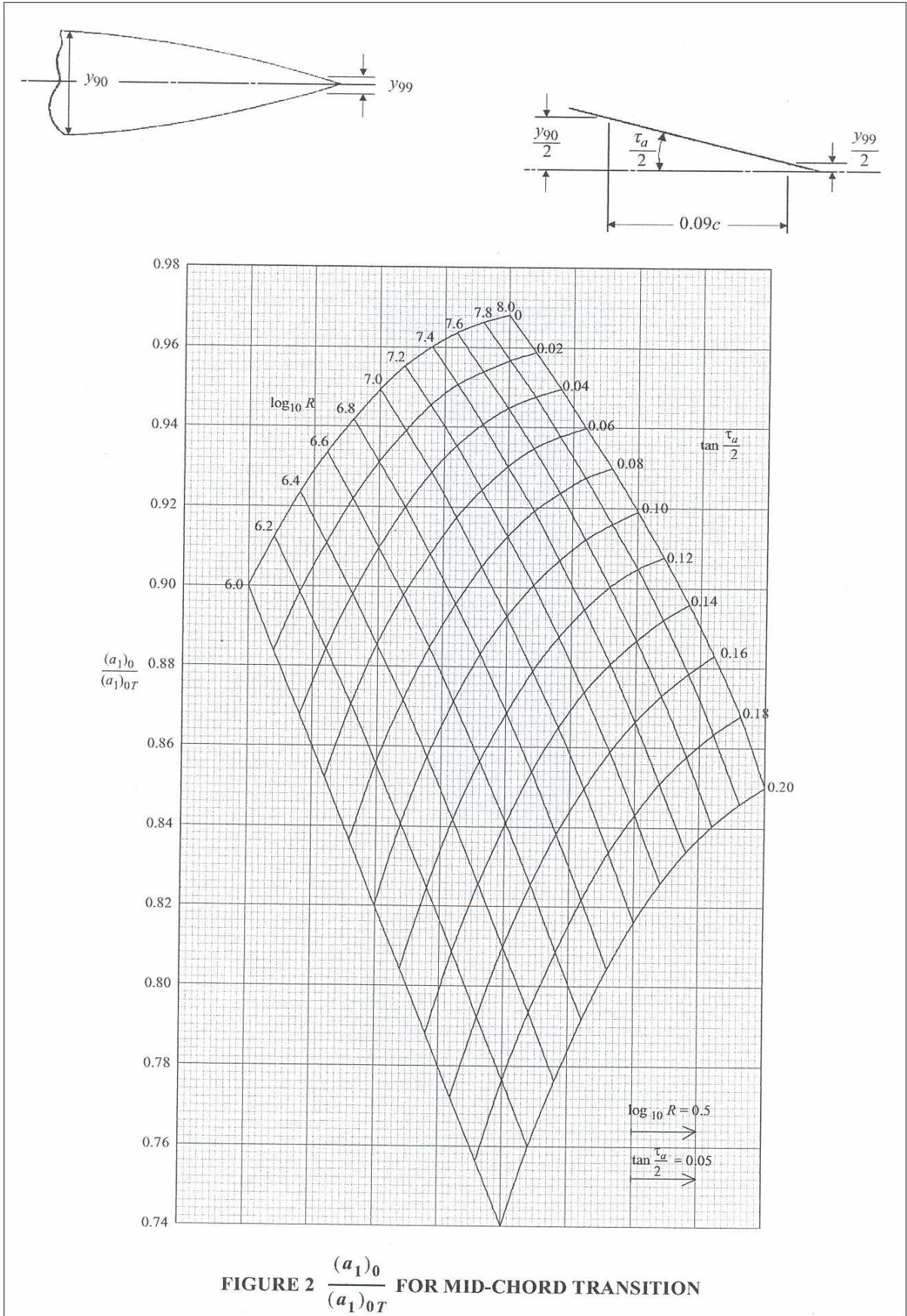


Bild 3.2

Verhältnis zwischen experimentellem und theoretischem Auftriebsgradienten eines Profils mit dem Umschlagspunkt bei 50 % der Profiltiefe (ESDU W. 01.01.05, S.5)

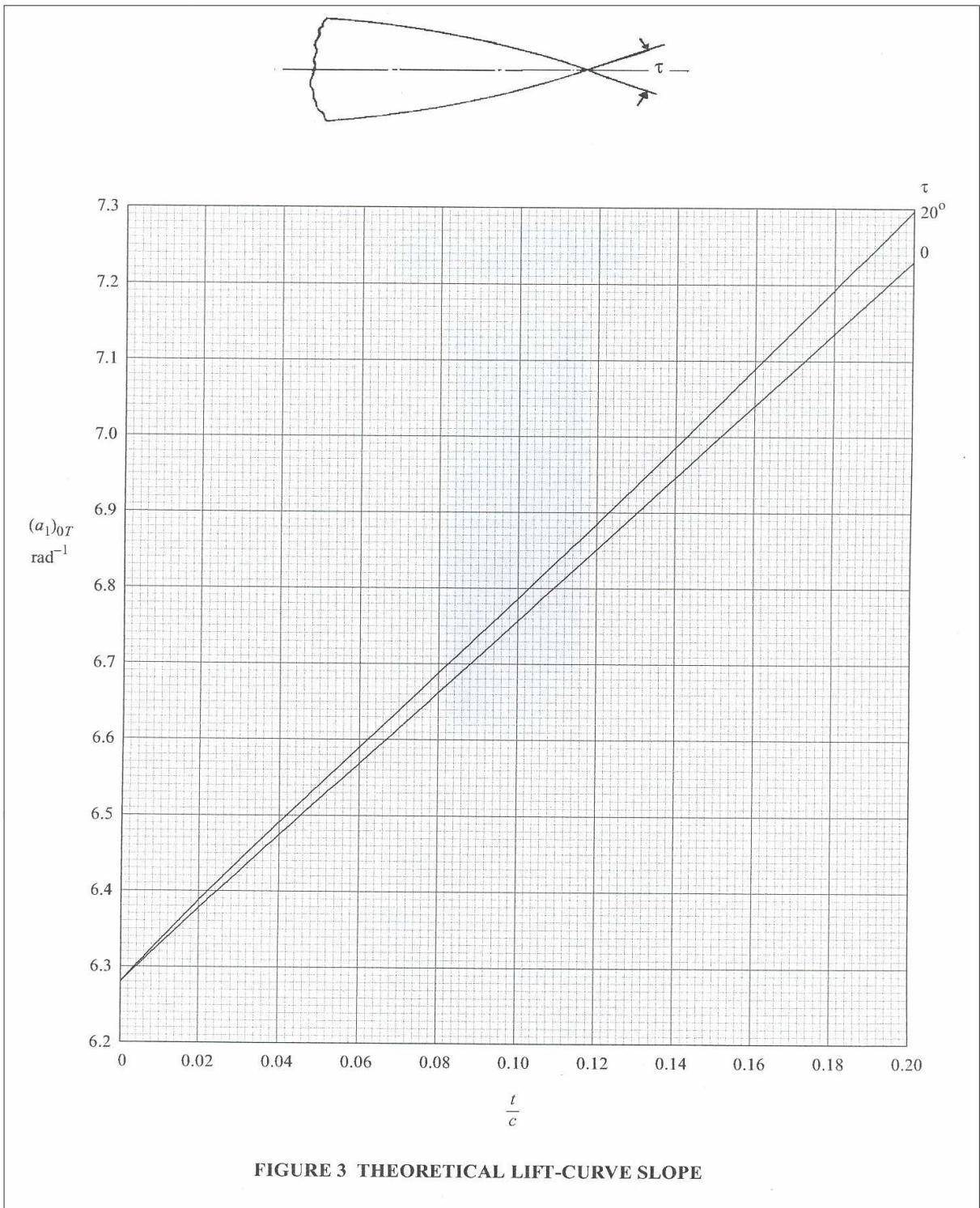


Bild 3.3 Theoretischer Auftriebsgradient für $\tau = 0^\circ$ und $\tau = 20^\circ$ (ESDU W.01.01.05, S. 6)

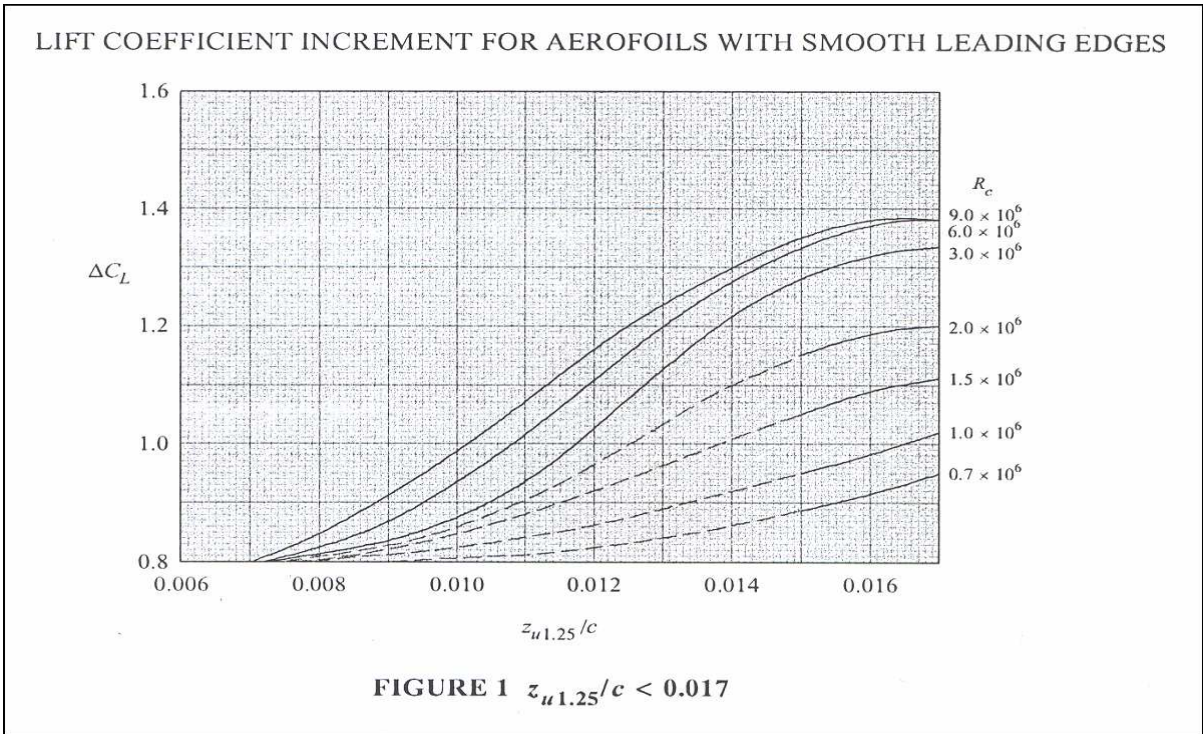


Bild 3.4 Korrekturterm für Profile mit glatter Vorderkante und Strömungsabriss an der Vorderkante (ESDU 84026, S. 16)

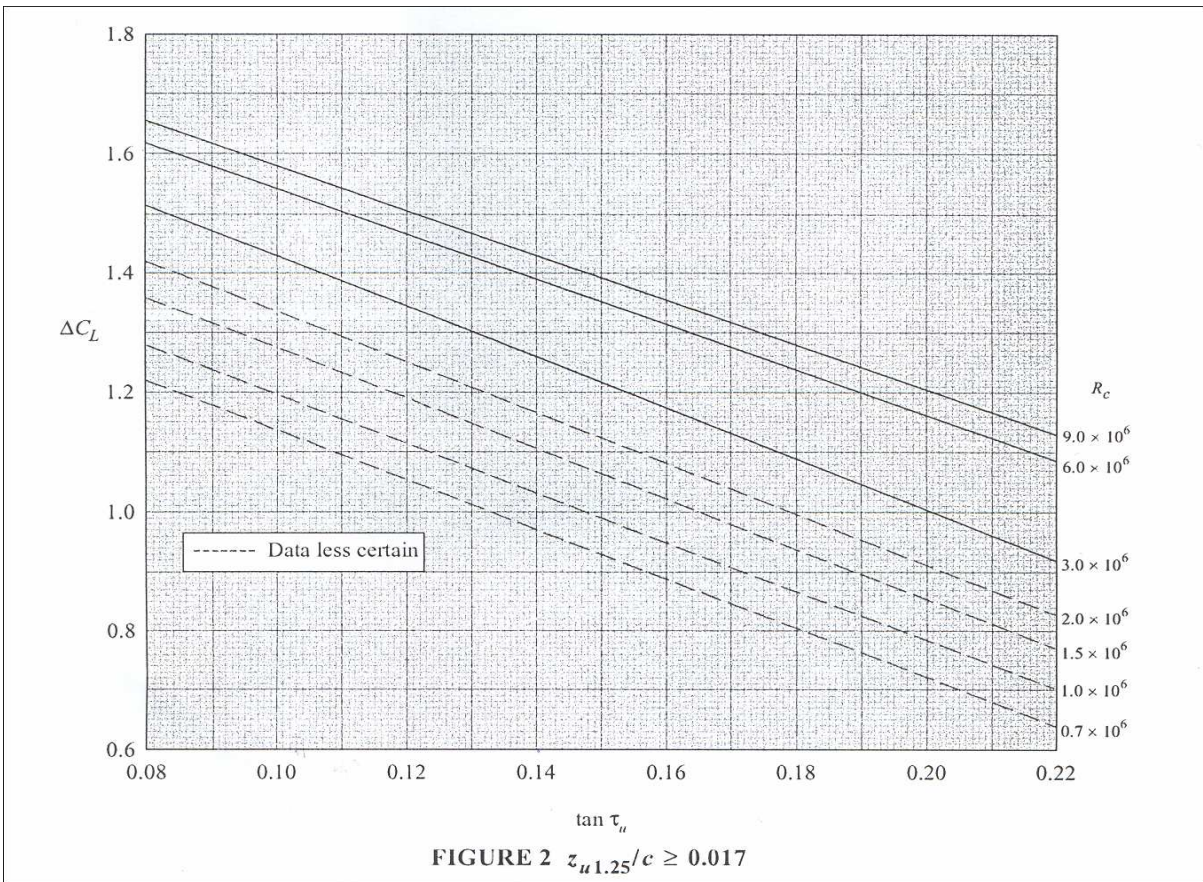


Bild 3.5 Korrekturterm für Profile mit glatter Vorderkante und Strömungsabriss an der Hinterkante (ESDU 84026, S. 16)

LIFT COEFFICIENT INCREMENT FOR AEROFOILS WITH ROUGH LEADING EDGES

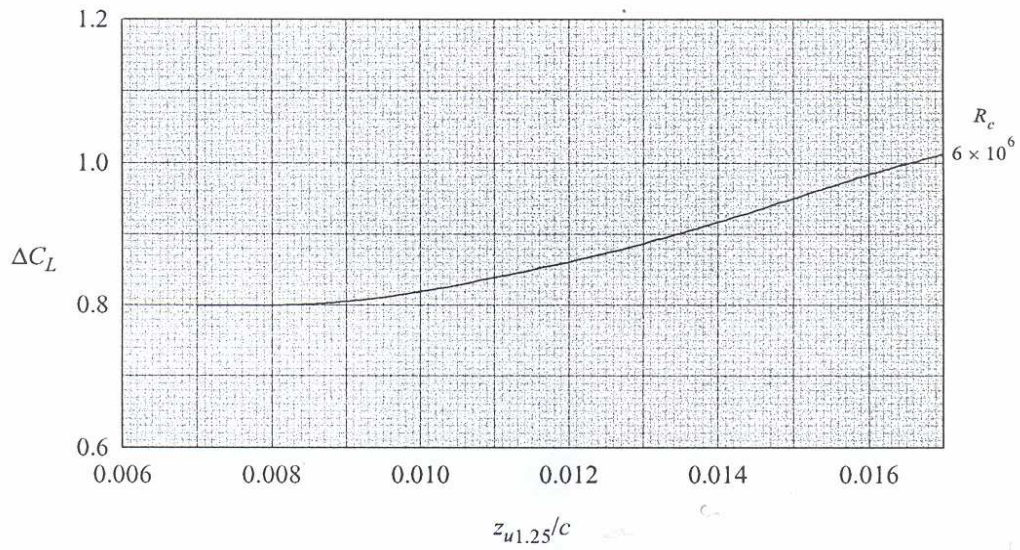
FIGURE 3 $z_{u1.25}/c < 0.017$

Bild 3.6 Korrekturterm für Profile mit rauer Vorderkante und Strömungsabriss an der Vorderkante (ESDU 84026, S. 17)

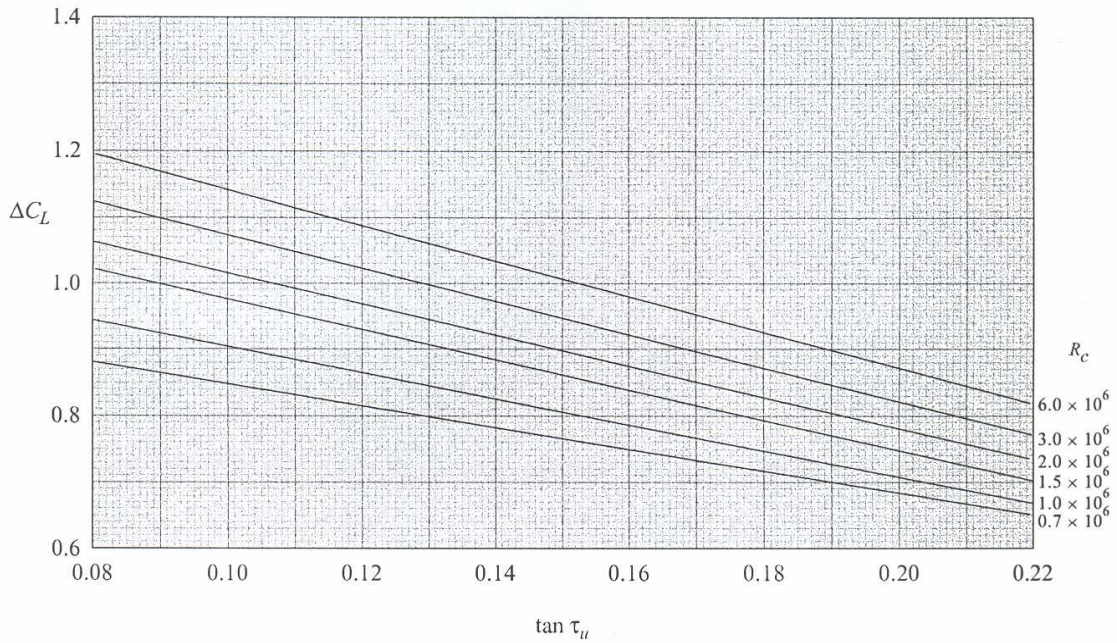
FIGURE 4 $z_{u1.25}/c \geq 0.017$

Bild 3.7 Korrekturterm für Profile mit rauer Vorderkante und Strömungsabriss an der Hinterkante (ESDU 84026, S. 17)

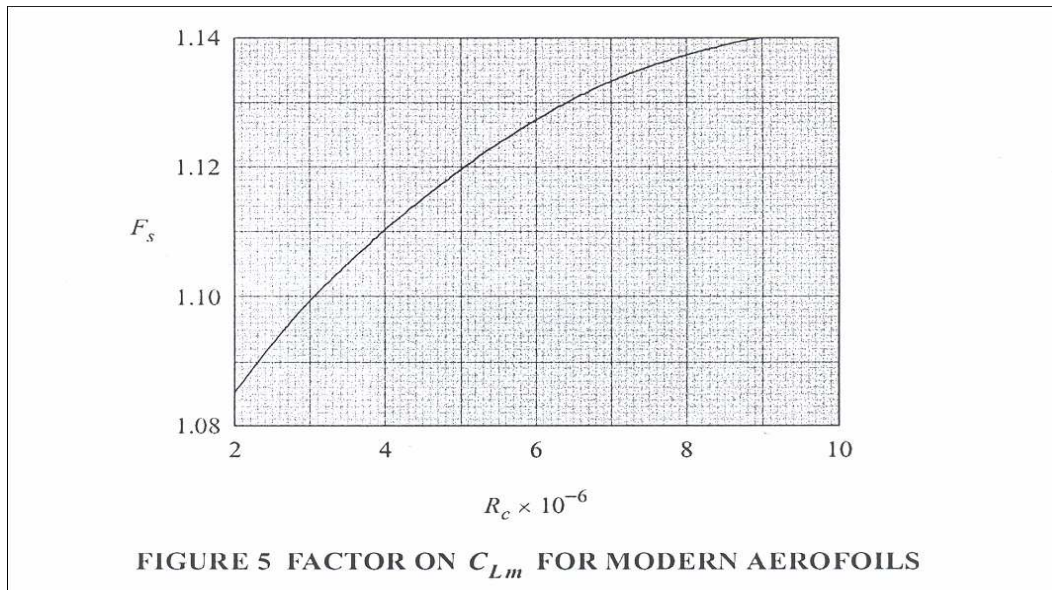


Bild 3.8 Korrekturfaktor für moderne Profile (ESDU 84026, S. 18)

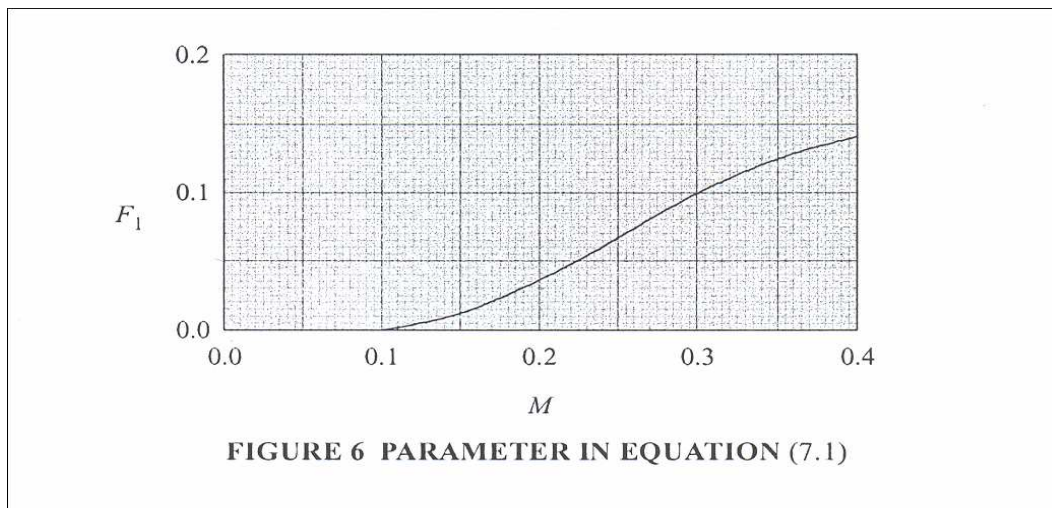


Bild 3.9 Parameter F_1 für Machzahlkorrekturfaktor (ESDU 84026, S.18)

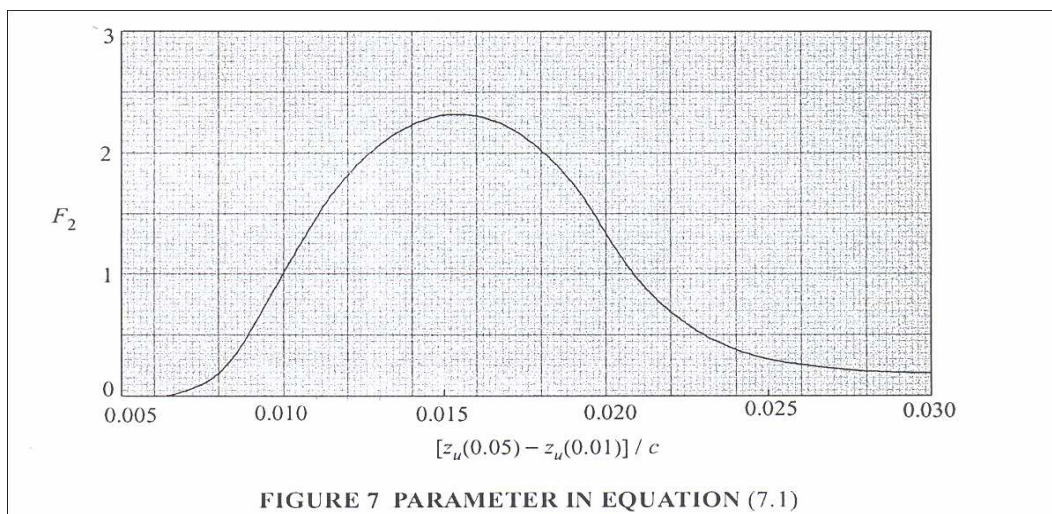


Bild 3.10 Parameter F_2 für Machzahlkorrekturfaktor (ESDU 84926, S. 18)

3.2 Der maximale Auftriebsbeiwert eines Profils mit Vorderkantenklappen

Die Hochauftriebssysteme (HAS) der Vorderkante (leading-edge high-lift devices) (LED) reduzieren den Auftriebsbeiwert C_{L0} bei $\alpha = 0$ aufgrund der negativen Wölbung in dem Bereich der Profilnase. Hieraus resultiert eine Reduzierung der Saugspitze an der Vorderkante (VK). Dies wiederum führt zu einem wichtigen Anstieg des Anstellwinkels, bei dem ein Überziehen der VK auftreten kann. Als Schlussfolgerung wird ein Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts erreicht. Andererseits führt der Spalt eines Vorflügels oder einer Krügerklappe zu einer Reduzierung des Druckgradienten (pressure gradient) in dem vorderen Teil des Basisprofils, was wiederum zur Erhöhung des Anstellwinkels für den Strömungsabriss in diesem Bereich führt. Eine Verlängerung der Profiltiefe, durch das Ausfahren des Vorflügels, ergibt einen weiteren Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts (ESDU 94026, S. 4-5).

Bild 3.11 zeigt qualitativ den Unterschied zwischen der Wirkungsweise der LED und TED (Trailing-edge Devices: Hinterkantenklappen). Bild 3.12 und Bild 3.13 zeigen die typischen HAS.

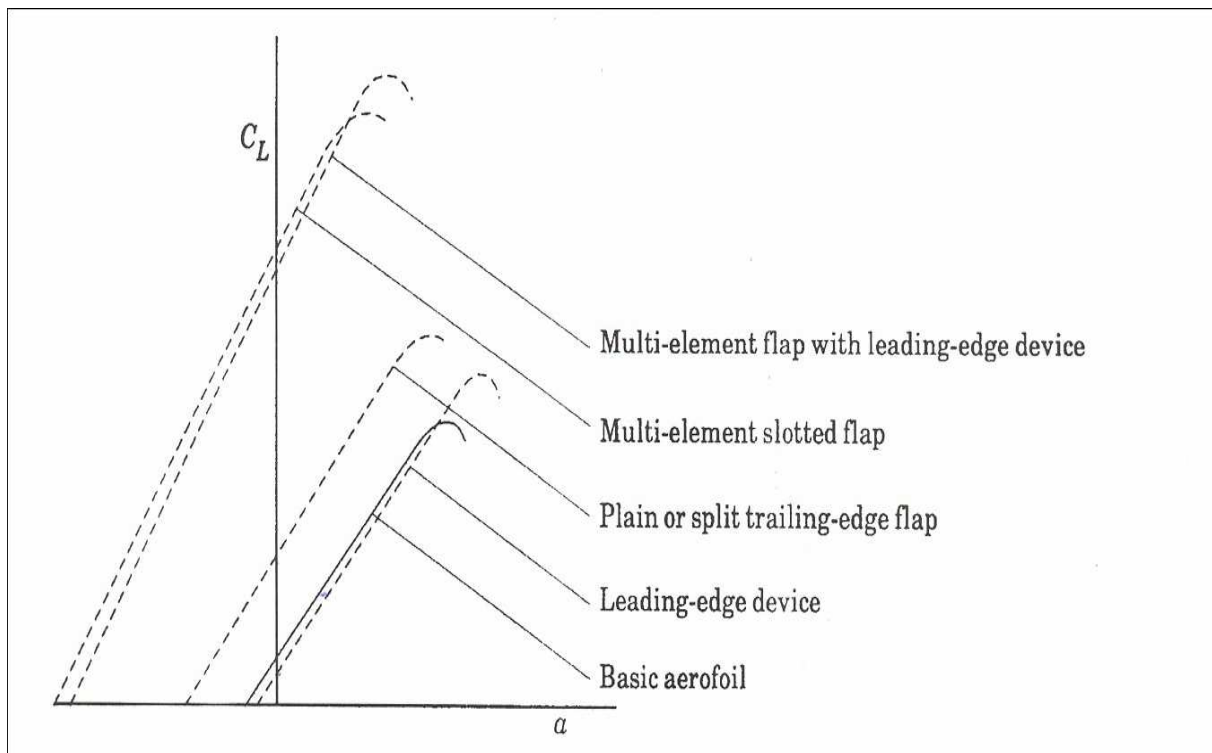


Bild 3.11 Typische Auftriebskurven unterschiedlicher HAS (ESDU 94026, S. 5)

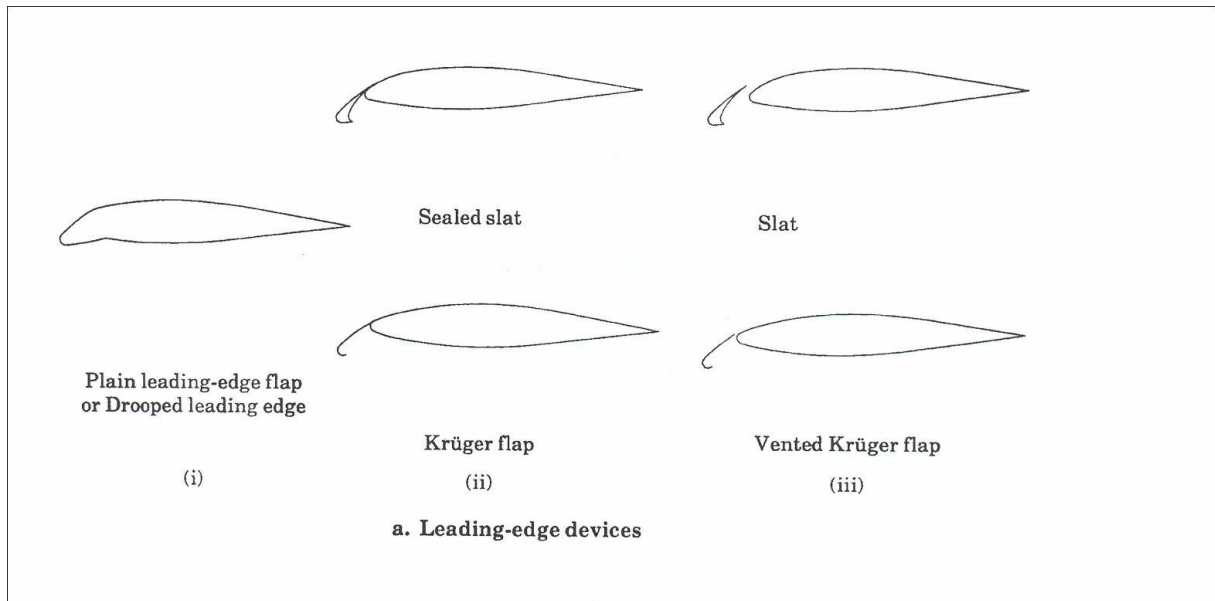


Bild 3.12 Typische Hochauftriebssysteme der Vorderkante (ESDU 94026, S. 6)

Die übliche Änderung des Auftriebsbeiwerts eines Profils mit LED bei niedriger Geschwindigkeit in Abhängigkeit vom Anstellwinkel zeigt Bild 3.13. Dieses Bild veranschaulicht auch wie sich der **maximale Auftriebsbeiwert des Profils mit LED** zusammensetzt.

Nach **ESDU 94026** (S. 9 Gl. 4.2) ist

$$C_{Lml} = C_{LmB} + \Delta C_{Lml} \quad . \quad (3.11)$$

C_{LmB} Maximaler Auftriebsbeiwert des Basisprofils bezogen auf die Profiltiefe c (aus Abschnitt 3.1).

ΔC_{Lml} Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts des Profils mit LED bezogen auf die Profiltiefe c .

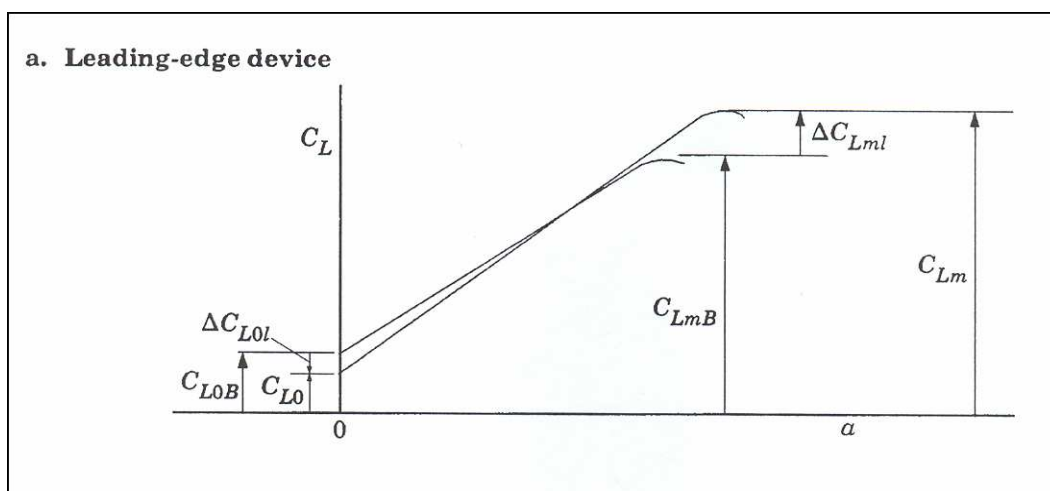


Bild 3.13 Maximaler Auftriebsbeiwert eines Profils mit LED (ESDU 94026, S. 9)

ΔC_{Lml} ergibt sich nach **ESDU 94027** (S. 5 Gl. 3.12) aus

$$\Delta C_{Lml} = F_R (c'/c) \Delta C'_{Lml} \quad . \quad (3.12)$$

Mit:

- c Profiltiefe mit eingefahrenem HAS
 c' Profiltiefe mit ausgefahrenem HAS
 F_R Korrekturfaktor für die Reynoldszahl (aus Gl. 3.14)
 $\Delta C'_{Lml}$ Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts des Profils durch LED auf c' bezogen.

$\Delta C'_{Lml}$ lässt sich nach **ESDU 94027** (S. 5 Gl. 3.10) aus dem folgenden Zusammenhang ermitteln.

$$\Delta C'_{Lml} = 2K_e K_g K_l (\delta_l - \delta_0) \left[1 - \left(1 - 2 \frac{c_{el}}{c'} \right)^2 \right]^{1/2} \quad (3.13)$$

Bei den Parametern handelt es sich um:

- K_e Faktor für die „Überlappung“ (overlap) der Hinterkante des Vorflügels aus Bild 3.15, sonst $K_e = 1,0$ für alle anderen LEDs
- K_g Faktor für die Geometrie der LED aus
- Bild 3.16 für einfache Nasenklappe (plain leading-edge flap: PLEF) abgesenkte Vorderkante (drooped leading-edge: DLE), Krüger-Klappe (Krüger flap: KF) oder abgedichteten Vorflügel (sealed slat: SS)
 - Bild 3.17 für Vorflügel (slat) oder belüftete Krüger-Klappe (vented Krüger flap: VKF)
- K_l Faktor für den Ausschlag des LED aus
- Bild 3.18 für PLEF oder DLE
 - Bild 3.19 für slats oder VKF
 - Bild 3.20 für SS oder KF
- δ_0 Ausschlag, bei dem für slats und VKF gilt $\Delta C'_{Lml} = 0$

- $\delta_0 = 0,25$ rad für slats und VKF
- $\delta_0 = 0$ rad für alle anderen LED

δ_l Ausschlagswinkel des LED in [rad]

c_{el} Effektive Profiltiefe des LED:

- $c_{el} = c_l'$ für LEF, DLE, KF oder SS
- $c_{el} = c_l$ für slats und VKF.

Die Diagramme für K_e , K_g und K_l sind alle für eine Referenz Reynoldszahl von $R_c = 3,5 \times 10^6$ bestimmt worden. Die gesamte Abhängigkeit des ΔC_{Lml} von der Reynoldszahl wird allein durch den Faktor

$$F_R = 0,153 \log_{10}(R_c) \quad (3.14)$$

gegeben, der natürlich bei $R_c = 3,5 \times 10^6$ den Wert $F_R = 1,0$ einnimmt.

Unter dem in Gleichung 3.13 verwendeten Faktor

$$a_{ml} = 2 \left[1 - \left(1 - 2 \frac{c_{el}}{c'} \right)^2 \right]^{1/2}, \quad (3.15)$$

versteht man „theoretical rate of change of lift coefficient with leading-edge device deflection“ (Theoretische Änderung des maximalen Auftriebsbeiwerts mit der Änderung des Ausschlags des LED). Mathematisch formuliert schreibt sich dieser Faktor:

$$a_{ml} = \frac{\partial C_{Lml}}{\partial \delta_l} \quad (3.16)$$

Die unterschiedliche Geometrie der einzelnen Hochauftriebssysteme und die unterschiedlichen Mechanismen wie sie ausgefahren werden bewirken wie die Profiltiefe c' bestimmt wird.

Die allgemeine Berechnung folgt nach **ESDU 94027**.

$$c' = c + \Delta c_l \quad (3.17)$$

Wobei

c die Profiltiefe mit eingefahrenem HAS,

c' die Profiltiefe mit ausgefahrenem HAS und
 Δc_l die Verlängerung der Profiltiefe durch das Ausfahren des LED sind.

Profiltiefe bei ausgefahrenen Nasenklappen

Bild 3.21 zeigt die Definitionen von δ_l , c'_l und c' für ein HAS, das um ein Gelenk an der Unterseite ausgeschlagen wird. Für alle HAS dieses Typs wird c'_l und c' nach **ESDU 94027** (S. 7 Gl. 4.1 und Gl. 4.2) und aus Bild 3.21 ermittelt.

$$c'_l = c_l + z_h \tan(\delta_l/2) \quad (3.18)$$

$$c' = c + 2z_h \tan(\delta_l/2) \quad (3.19)$$

c_l Profiltiefe des LED im eingefahrenen Zustand
 c'_l Profiltiefe des LED im ausgefahrenen Zustand
 z_h Vertikaler Abstand des Drehgelenks von der Profilschne.

Profiltiefe bei ausgefahrenem Vorflügel oder VKF

Sowohl bei dem Vorflügel als auch bei der VKF lässt sich c'_l und c' nach **ESDU 94027** (S. 9) und aus Bild 3.22 ermitteln:

$$c'_l = c_l - \frac{H_l}{\sin(\delta_l)} \quad (3.20)$$

- **Vorflügel** aus gleicher Quelle und Gleichung 4.4a

$$c' = c + c_l - x_n - L_l - H_l \tan(\delta_l/2) \quad (3.21)$$

- **VKF** aus ebenso gleicher Quelle und Gleichung 4.4b

$$c' = c + c_l - L_l - H_l \tan(\delta_l/2) \quad (3.22)$$

Dabei ist:

H_l Höhe der Hinterkante des Vorflügels oder der VKF über der Profilschne
 L_l „overlap“ (Überlappung) zwischen der HK des ausgefahrenen Vorflügels oder der

VKF und der fixen Profilnase

x_n Lage der fixen Profilnase entlang der Profilschne.

Profiltiefe bei ausgefahrener Krügerklappe oder abgedichtetem Vorflügel

Nach **ESDU 94027** (S. 11 Gl. 4.5) und Bild 3.23 gilt

$$c' = c + c_l' - x_\tau \quad , \quad (3.23)$$

wobei x_τ die Lage der Hinterkante der ausgefahrenen Krügerklappe oder des abgedichteten Vorflügels entlang der Profilschne ist.

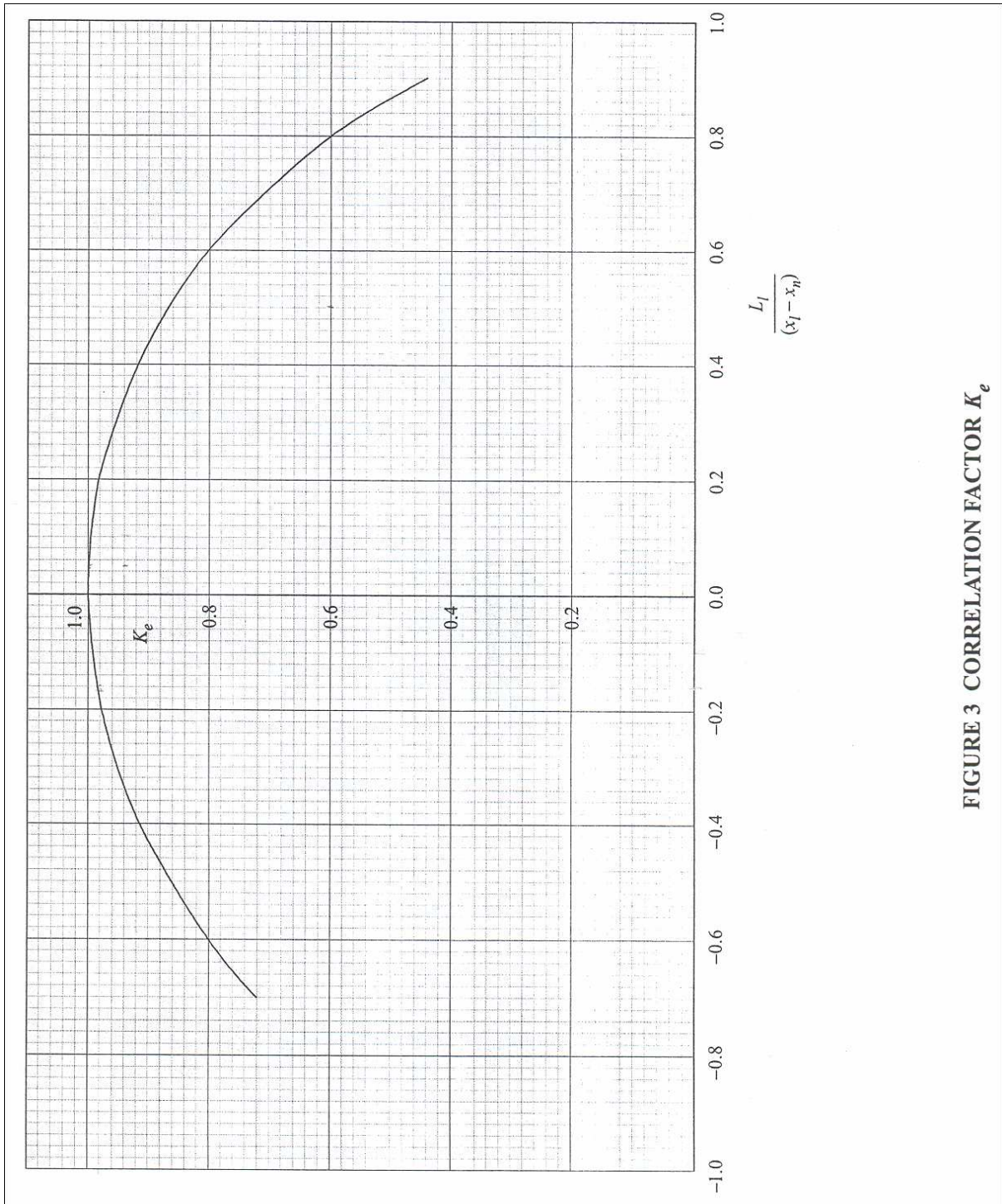


FIGURE 3 CORRELATION FACTOR K_e

Bild 3.14 Faktor für den „overlap“ der Hinterkante eines Vorflügels (ESDU 94027, S. 28)

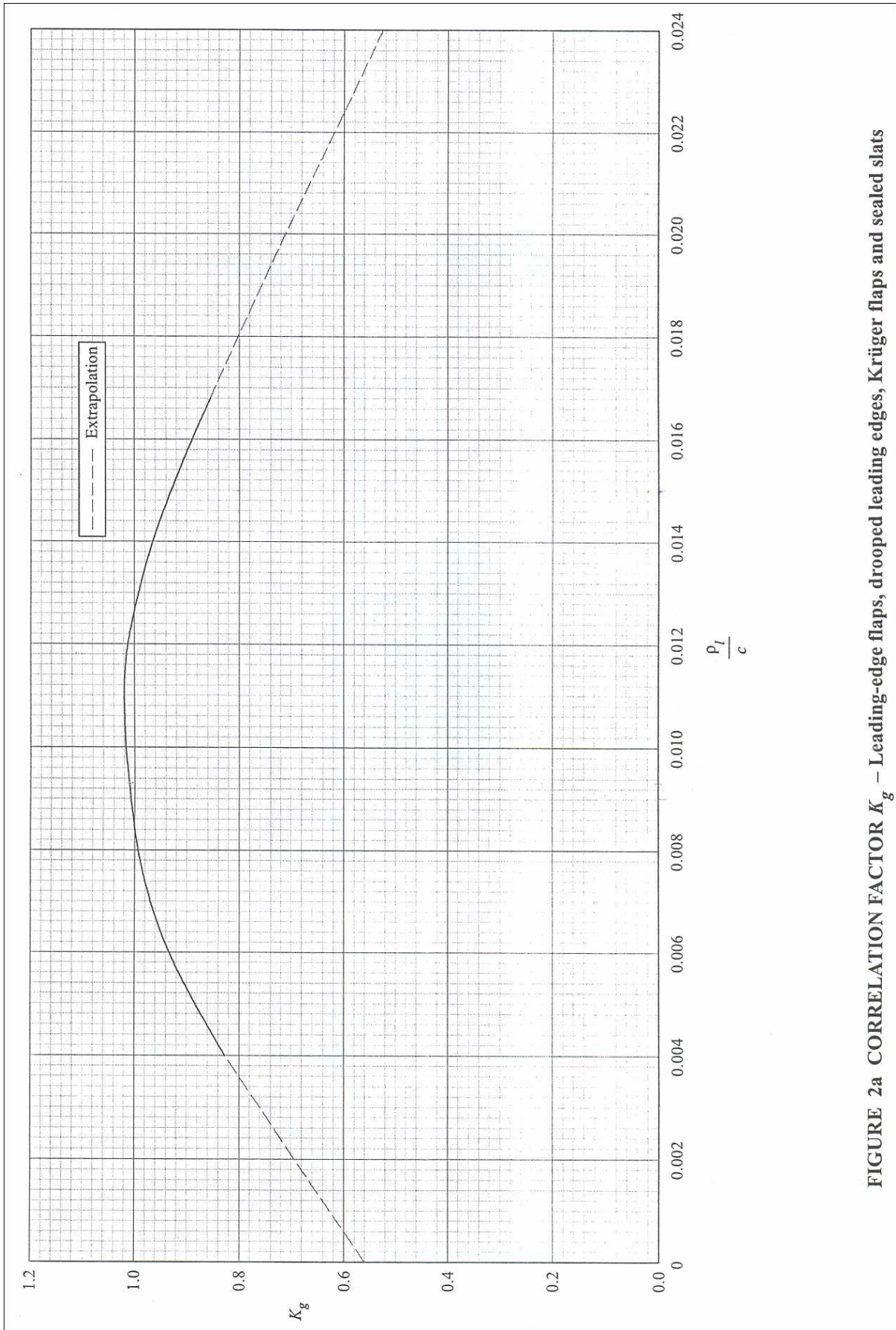


Bild 3.15 Faktor für die Geometrie eines PLEF, DLE, KF oder SS (ESDU 94027, S. 26)

FIGURE 2a CORRELATION FACTOR K_g – Leading-edge flaps, drooped leading edges, Krüger flaps and sealed slats

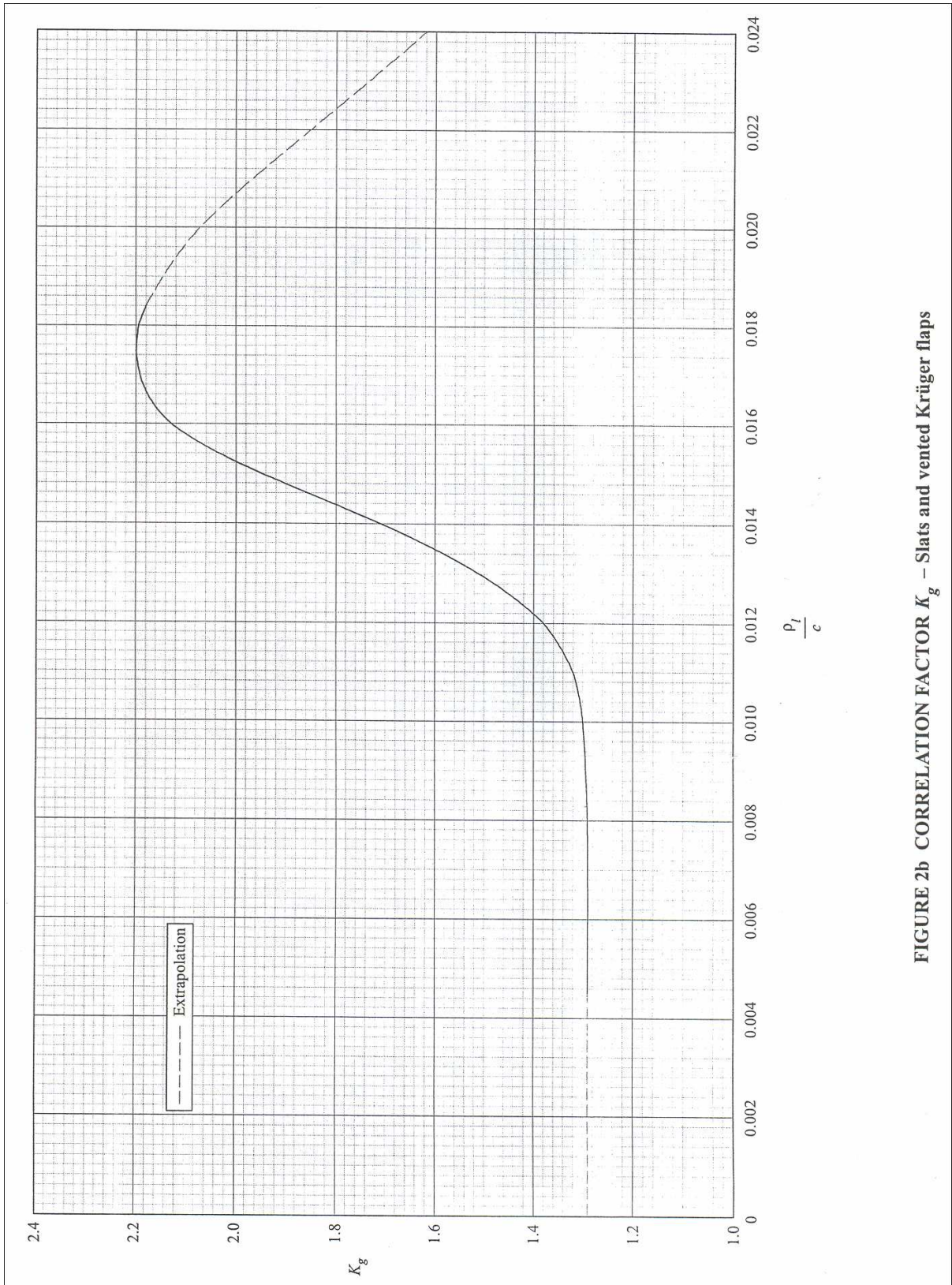


FIGURE 2b CORRELATION FACTOR K_g – Slats and vented Krüger flaps

Bild 3.16 Faktor für die Geometrie eines Vorflügels oder einer VKF (ESDU 94026, S. 27)

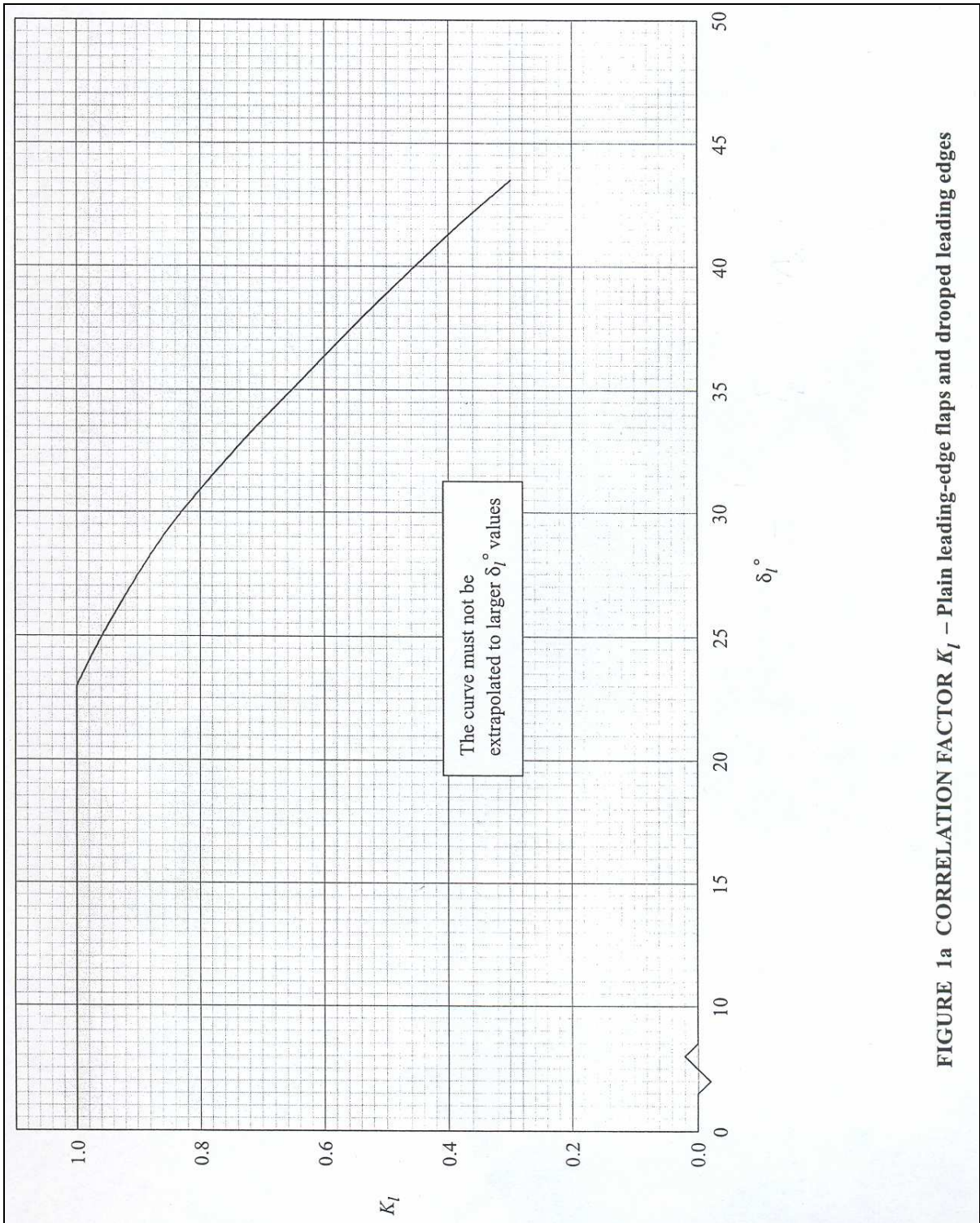


FIGURE 1a CORRELATION FACTOR K_l – Plain leading-edge flaps and drooped leading edges

Bild 3.17 Faktor für den Ausschlag eines PLEF oder einer DLE (ESDU 94027, S. 23)

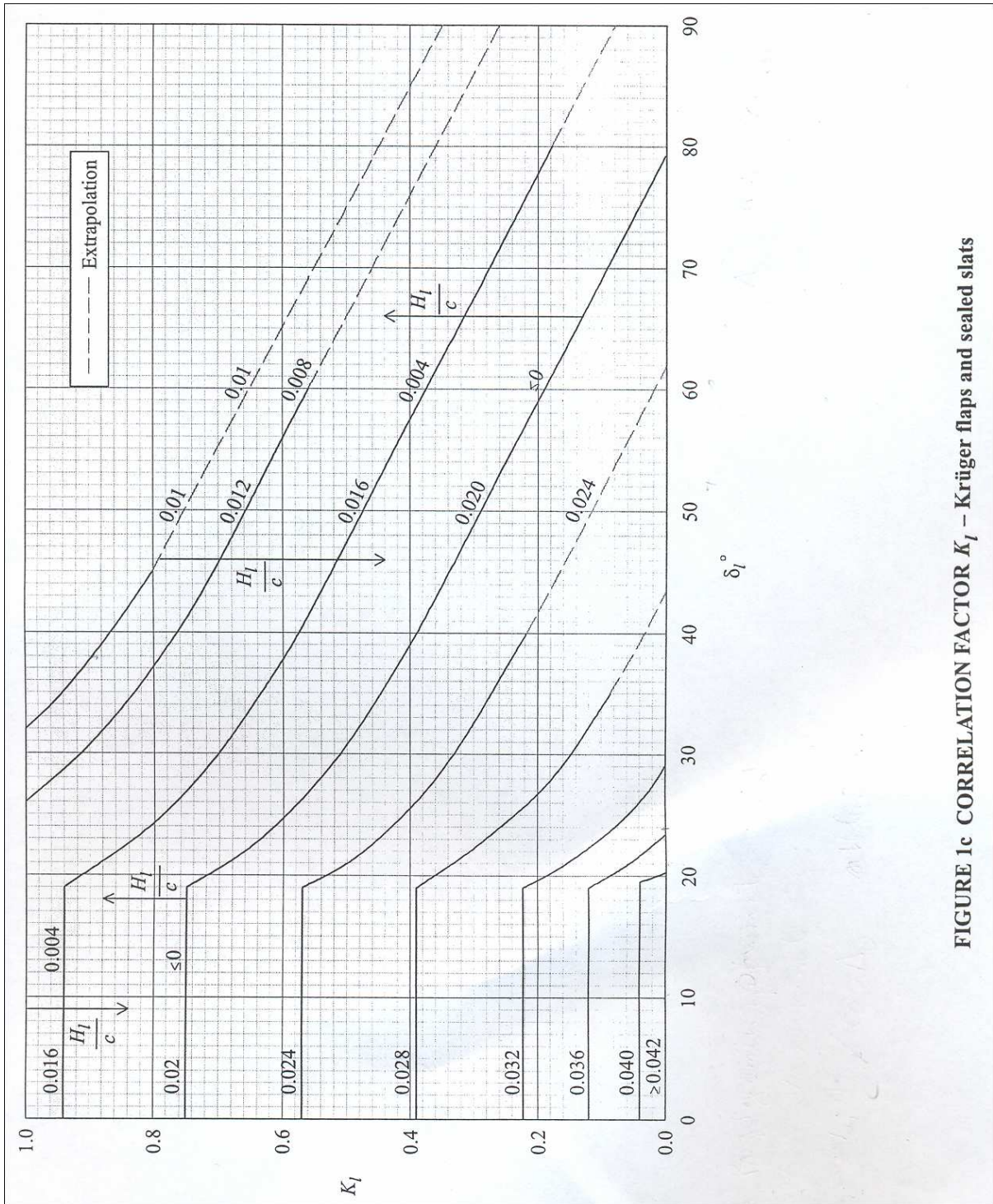


FIGURE 1c CORRELATION FACTOR K_f – Krüger flaps and sealed slats

Bild 3.18 Faktor für den Ausschlag eines SS oder einer KF (ESDU 94027, S. 25)

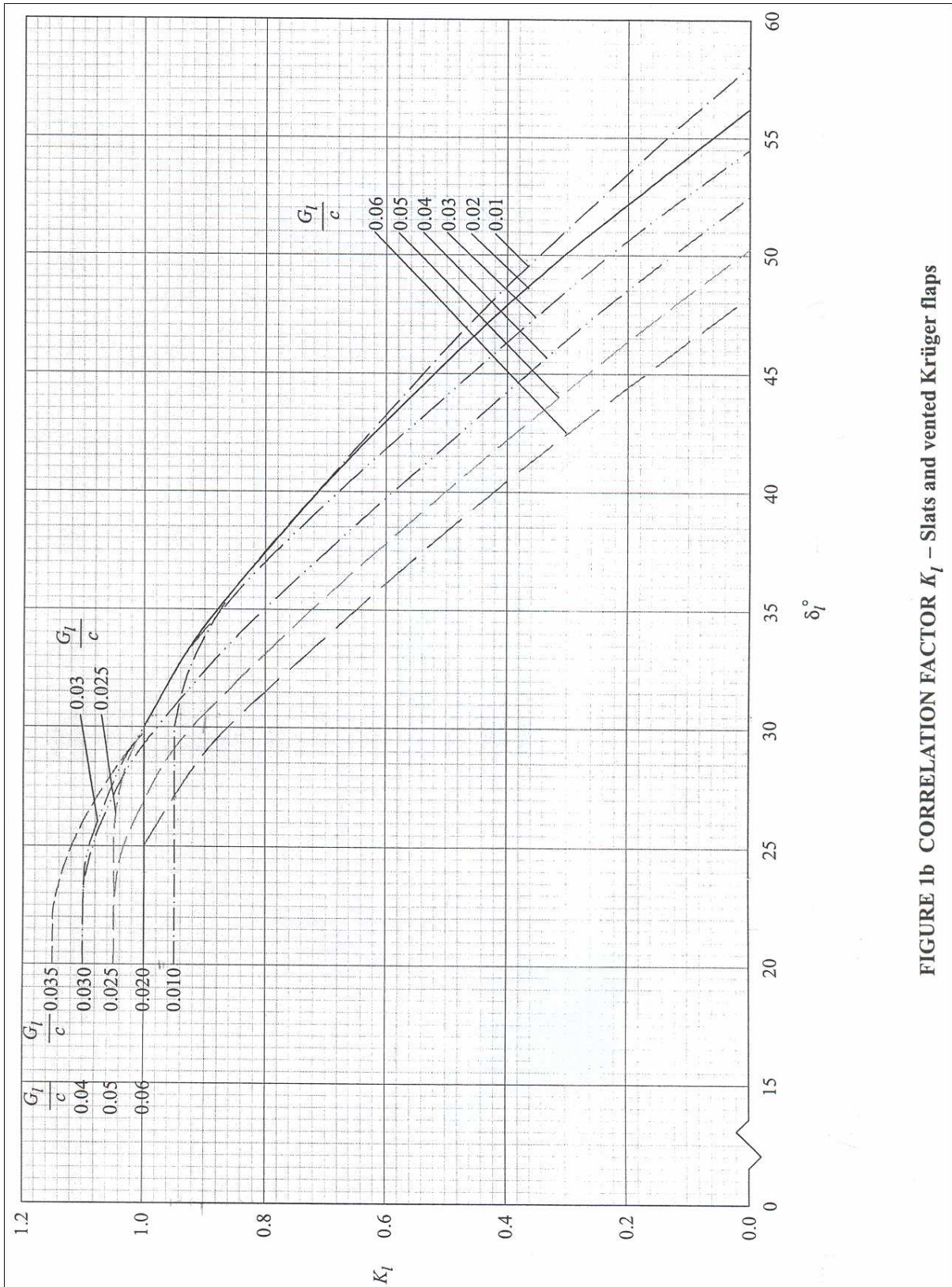


FIGURE 1b CORRELATION FACTOR K_I – Slats and vented Krüger flaps

Bild 3.19 Faktor für den Ausschlag eines Vorflügels oder einer KF (ESDU 94027, S.24)

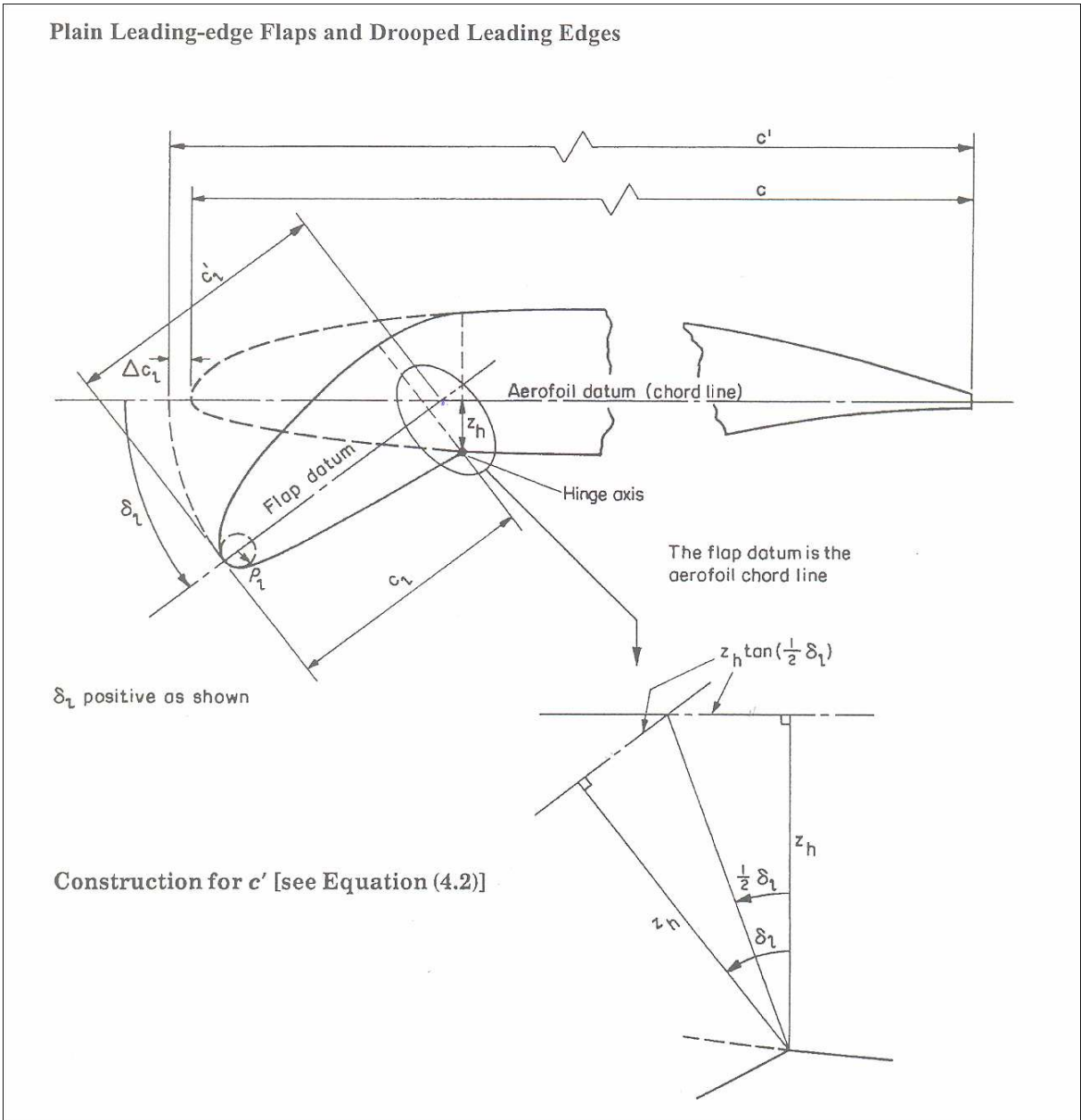


Bild 3.20 Definition der Geometrieparameter einer Nasenklappe (ESDU 94027, S. 7)

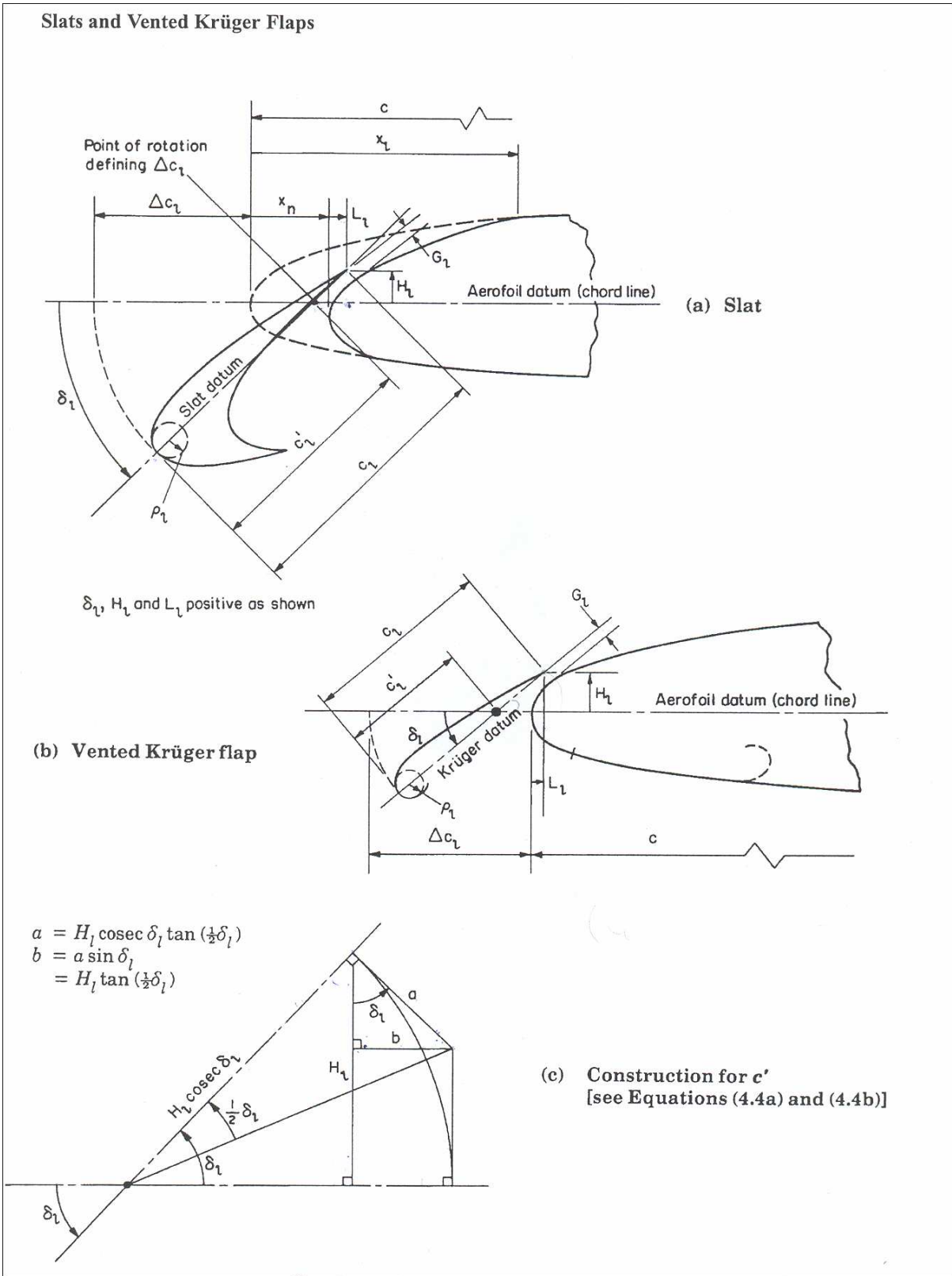


Bild 3.21 Definition der Geometrieparameter eines Vorflügels oder einer VKF (ESDU 94027, S. 8)

Krüger Flaps and Sealed Slats

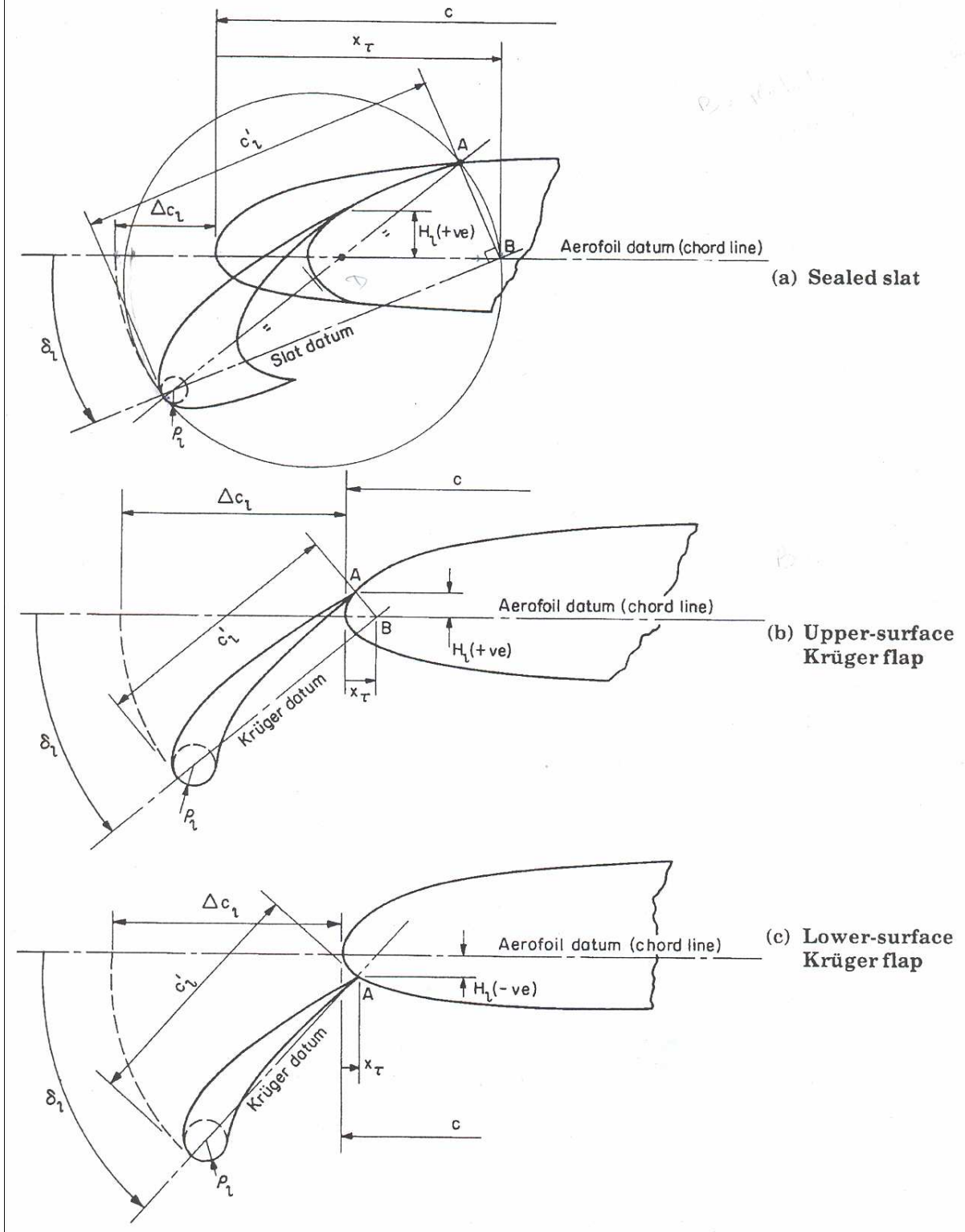


Bild 3.22 Definition der Geometrieparameter einer Krügerklappe oder eines abgedichteten Vorflügels (ESDU 94027, S. 10)

3.3 Der maximale Auftriebsbeiwert eines Profils mit Hinterkantenklappen

Während die Hochauftriebssysteme der Vorderkante einen erhöhten Auftrieb durch das Erhöhen des Anstellwinkels für den Stall ermöglichen, erreichen die der Hinterkante einen weit größeren maximalen Auftriebsbeiwert durch den Effekt der Wölbung, der den Auftriebsbeiwert bei Nullanstellwinkel erhöht (Bild 3.11). Spaltklappen liefern im Allgemeinen, durch Zuführen energiereicher Strömung auf der Profilloberseite, mehr Auftrieb als Normal- oder Spreizklappen. Das Ausfahren der Fowler-Klappen führt zu einer Verlängerung der Profiltiefe, wodurch noch mehr Auftrieb erreicht wird. Typische Hochauftriebssysteme der Hinterkante sind in Bild 3.23 aufgeführt.

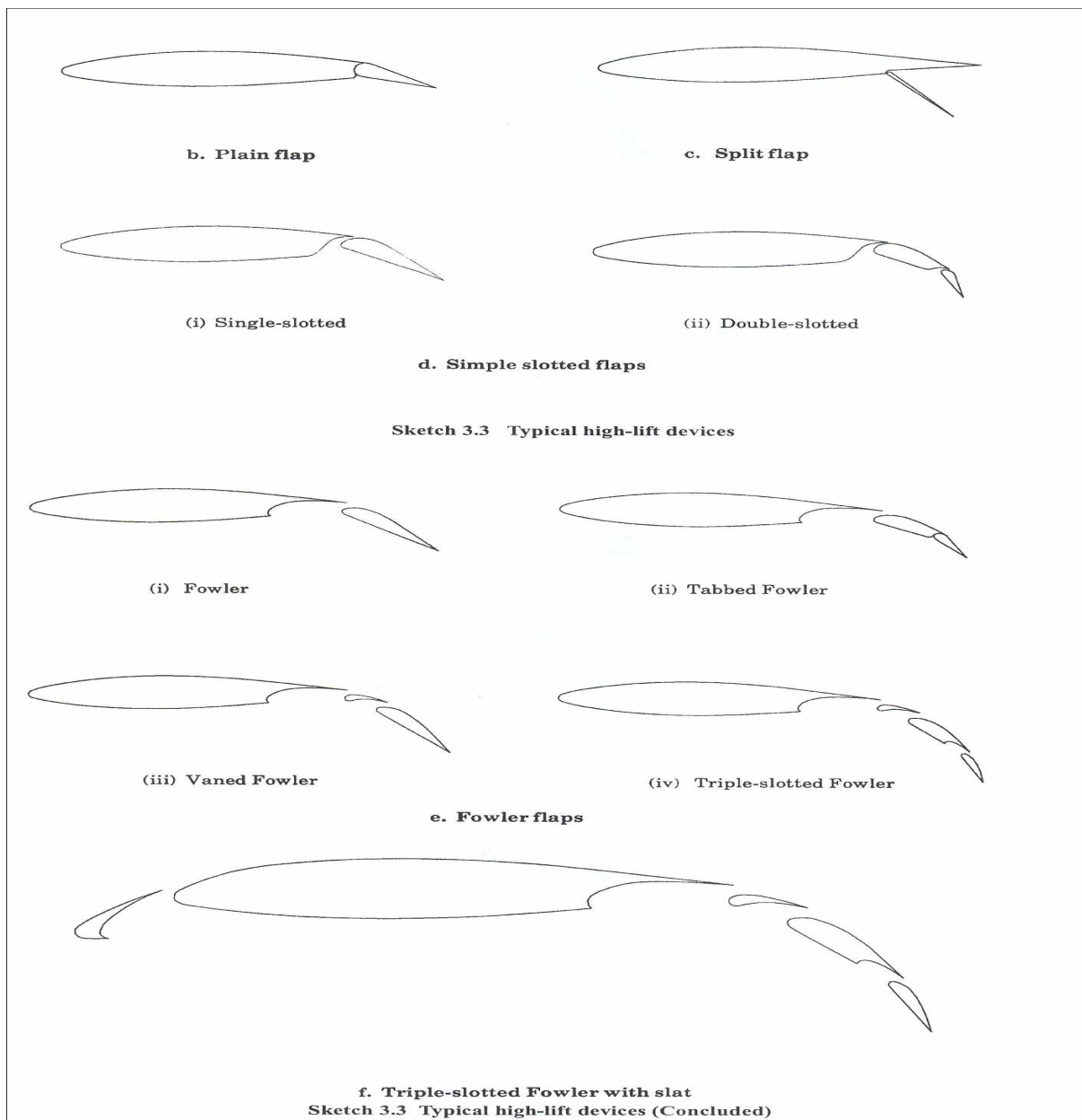


Bild 3.23 Typische Hochauftriebssysteme der Hinterkante (ESDU 94026, S. 6-7)

Im Allgemeinen lässt sich der maximale Auftriebsbeiwert eines Profils mit dem Hochauftriebssystem der Hinterkante nach **ESDU 94026** (S. 9 Gl. 4.4) wie folgt berechnen:

$$C_{Lmt} = C_{LmB} + \Delta C_{Lmt} \quad (3.24)$$

ΔC_{Lmt} wird wiederum nach **ESDU 94028** (S. 4 Gl. 3.5) ermittelt.

$$\Delta C_{Lmt} = F_R \frac{c'}{c} \Delta C'_{Lmt} \quad (3.25)$$

Dabei sind:

C_{LmB}	Maximaler Auftriebsbeiwert des Basisprofils (ohne Hochauftriebssystem) aus Abschnitt 3.1
ΔC_{Lmt}	Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts durch TED bezogen auf c
$\Delta C'_{Lmt}$	Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts durch TED bezogen auf c'
F_R	Korrekturfaktor für die Reynoldszahl aus Gl. 3.14
c	Profiltiefe mit eingefahrenem HAS
c'	Profiltiefe mit ausgefahrenem HAS.

Bei der Berechnung von $\Delta C'_{Lmt}$ wird bei den Hochauftriebssystemen zwischen Normklappen und Spaltklappen unterschieden.

3.3.1 Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts eines Profils durch Normklappen

Der Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts eines Profils durch Normklappen wird nach **ESDU 94028** (S. 5 Gl. 4.8) berechnet:

$$\Delta C'_{Lmt} = K_G K_t T \Delta C'_{L0t} \quad (3.27)$$

K_G Empirischer Korrekturfaktor für die Profilgeometrie, berechnet nach **ESDU 94028** (S. 6 Gl. 4.9).

$$K_G = 1,225 + 4,525 \frac{\rho_t}{t} \quad (3.28)$$

mit

ρ_t Vorderkantenradius des Basisprofils und

t Maximale Profildecke.

K_t Empirischer Korrekturfaktor für den Klappenausschlag. Für Normklappen gilt (**ESDU 94028**, S. 6 Gl. 4.10):

$$K_t = 0,8 \quad (3.29)$$

T Theoretischer Wert des Verhältnisses $\Delta C'_{Lmt} / \Delta C'_{L0t}$ wird aus Bild 3.24 entnommen oder nach **ESDU 94028** (S. 6 Gl. 4.13 bis Gl. 4.16) berechnet.

$$T = 1 - \frac{1}{1+A} \left[1 + B \log_e \left| \frac{1+C^{1/2}}{1-C^{1/2}} \right| \right] \quad (3.30)$$

Darin ist

$$A = \frac{2 \left(\frac{c_t}{c'} \right) \left(1 - \frac{c_t}{c'} \right)^{1/2}}{\pi - \cos^{-1} \left(2 \frac{c_t}{c'} - 1 \right)}, \quad (3.31)$$

$$B = \frac{\left[\left(\frac{x'_s}{c'} \right) \left(1 - \frac{x'_s}{c'} \right) \right]^{1/2}}{\pi - \cos^{-1} \left(2 \frac{c_t}{c'} - 1 \right)} \quad (3.32)$$

und

$$C = \left(\frac{\frac{c_t}{c'}}{1 - \frac{c_t}{c'}} \right) \left(\frac{\frac{x'_s}{c'}}{1 - \frac{x'_s}{c'}} \right). \quad (3.33)$$

- c_t Profiltiefe der Hinterkantenklappe.
 x'_s Lage der Grenzschichtablösung des Profils mit ausgefahrenem HAS.
 Für Profile mit glatter Vorderkante ist $x'_s/c' = 0$ anzunehmen. Bei einem zusätzlich ausgefahrenen LED und im Falle einer Normklappe an der Hinterkante liefert $x'_s/c' = 0,5(c_{el}/c')$ eine gute Abschätzung für x'_s/c' .

$\Delta C'_{L0t}$ Anstieg des Auftriebsbeiwerts bei Nullanstellwinkel durch das Ausfahren des TED.

Nach **ESDU 94028** (S. 5 Gl. 4.5):

$$\Delta C'_{L0t} = 2j_p \delta_t \left\{ \pi - \cos^{-1} \left(2 \frac{c_t}{c'} - 1 \right) + \left[1 - \left(2 \frac{c_t}{c'} - 1 \right)^2 \right]^{1/2} \right\} \quad (3.34)$$

J_p Empirischer Korrekturfaktor für Normklappe aus Bild 3.25 in Abhängigkeit

von $(\delta_t^\circ + \Phi_t^\circ)$

δ_t Ausschlagswinkel der Hinterkantenklappen (positiv nach unten).

δ_t° Klappenausschlag in [°]

Φ_t° Winkel zwischen der Profilsehne und der Tangente zur Profiloberseite an

der

Hinterkante in [°] (Bild 3.26).

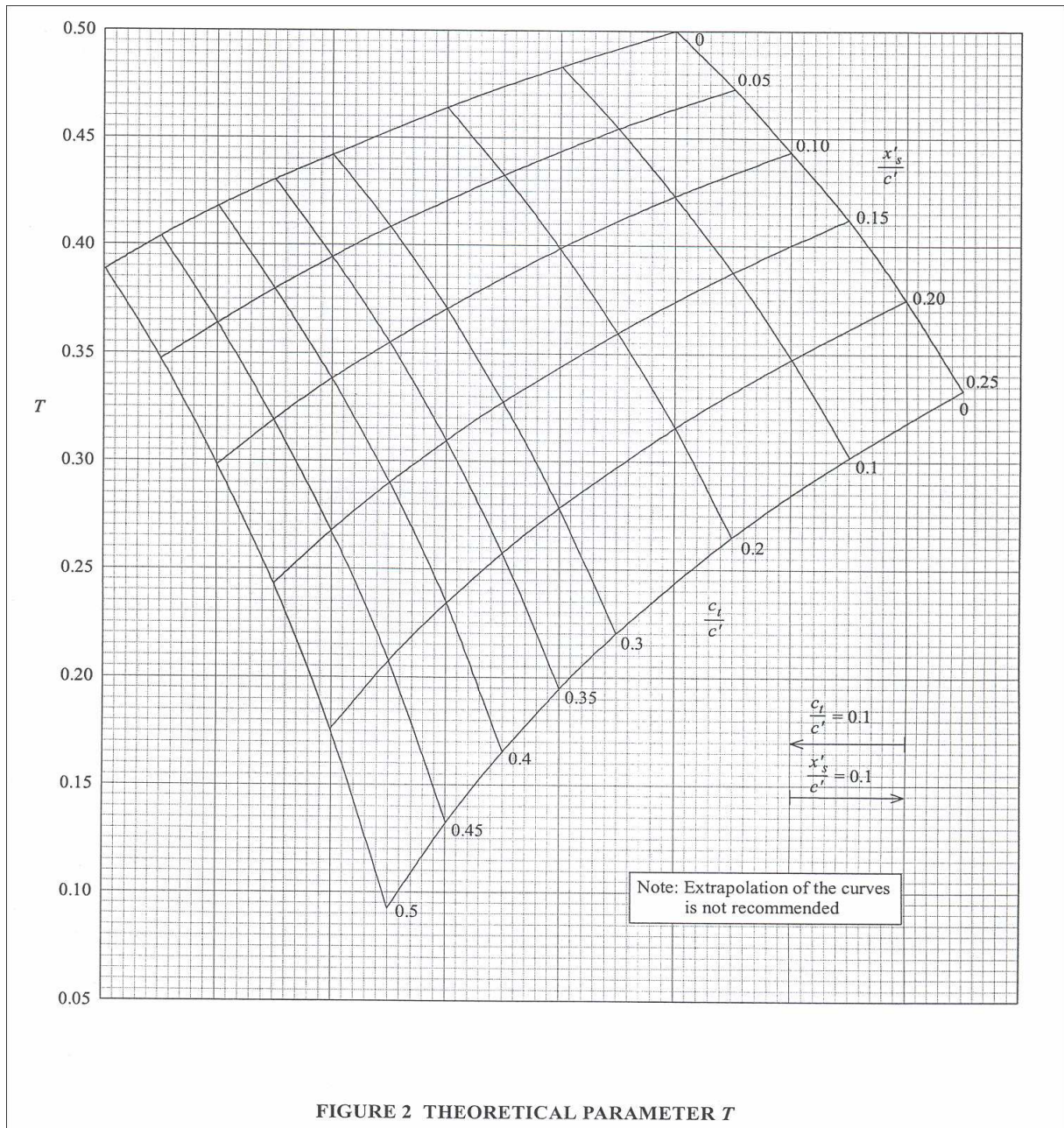


Bild 3.24 Theoretische Parameter T in Gl. 3.27 (ESDU 94028, S. 5)

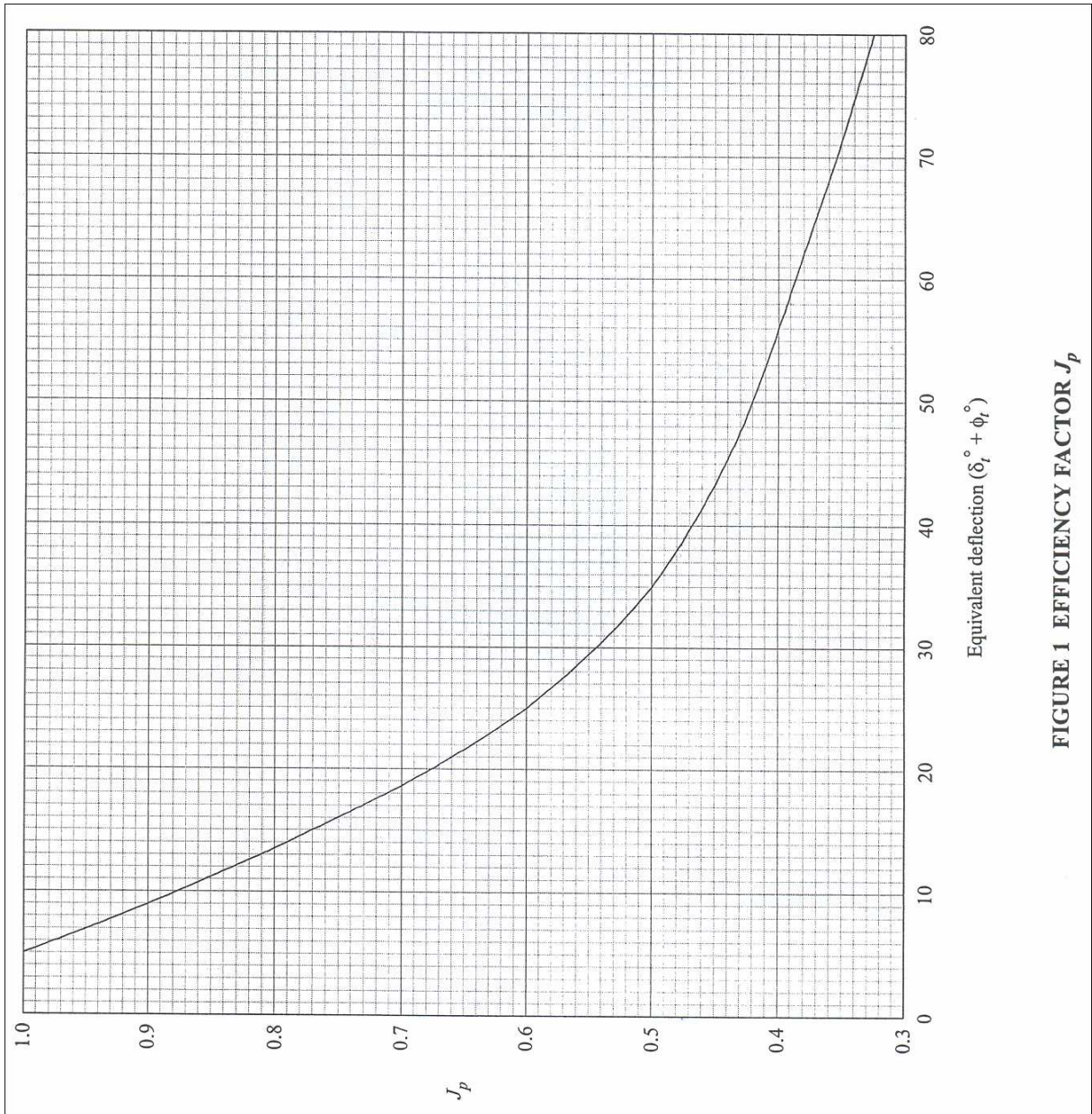


FIGURE 1 EFFICIENCY FACTOR J_p

Bild 3.25 Korrekturfaktor für Normalklappen (ESDU 94028, S. 16)

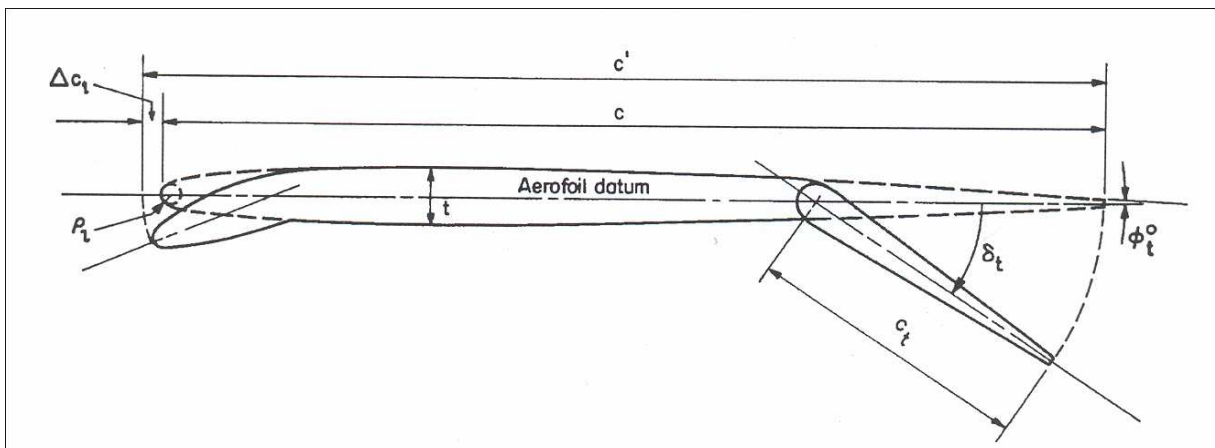


Bild 3.26 Definition von Φ_t° (ESDU 94028, S. 4)

3.3.2 Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts eines Profils durch Spaltklappen

Der Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts durch Spaltklappen wird mit Gl. 3.35 berechnet. Diese Formel ist auf den ersten Blick für den Fall einer Dreifachspaltklappe formuliert, lässt sich jedoch auch für Doppel- und Einfachspaltklappen anwenden. Z. B. im Falle einer Doppelspaltklappe ist $\Delta C'_{L3} = 0$ (aus Bild 3.4 bei $\delta_{i3} = 0$) und somit ist der vierte Term im Gl. 3.35 auch null. Dasselbe gilt auch im Falle einer Einfachspaltklappe (aus Bild 3.33 $\Delta C'_{L2} = 0$ bei $\delta_{i2} = 0$ und aus Bild 3.34 $\Delta C'_{L3} = 0$ bei $\delta_{i3} = 0$).

Nach **ESDU 94031** (S. 10 Gl. 4.31) gilt:

$$\begin{aligned} \Delta C'_{Lmt} = & (1 - c/c')(1 - \sin \delta_{i1})(C_{LmB})_d \\ & + K_T K_{i1} J_{i1} \Delta C'_{L1} + K_T K_{i2} J_{i2} \Delta C'_{L2} \\ & + K_T K_{i3} J_{i3} \Delta C'_{L3} \end{aligned} \quad (3.35)$$

Dabei sind:

c	Profiltiefe mit eingefahrenen Klappen
c'	Profiltiefe mit ausgefahrenen Klappen
$\delta_{i1}, \delta_{i1}^\circ$	Ausschlag des ersten Elements einer Spaltklappe in [rad], [°]
$\delta_{i2}, \delta_{i2}^\circ$	Ausschlag des zweiten Elements einer Spaltklappe in [rad], [°]
$\delta_{i3}, \delta_{i3}^\circ$	Ausschlag des dritten Elements einer Spaltklappe in [rad], [°]
$(C_{LmB})_d$	Maximaler Auftriebsbeiwert des Basisprofils bei einer Referenz Reynoldszahl von $R_c = 3,5 \times 10^6$, aus Abschnitt 3.1
K_T	Korrekturfaktor für die Geometrie des Basisprofils aus Bild 3.28
K_{i1}	Korrekturfaktor für den Ausschlag des ersten Elements aus Bild 3.29
K_{i2}	Korrekturfaktor für den Ausschlag des zweiten Elements aus Bild 3.30
K_{i3}	Korrekturfaktor für den Ausschlag des dritten Elements aus Bild 3.30
J_{i1}	Wirkungsfaktor des ersten Elements aus Bild 3.31 (<i>figure 1</i>) oder zum selber rechnen nach ESDU 94031 (S. 7 Gl. 4.5 und Gl. 4.6):

Für $0 \leq \delta_{i1} \leq 23,5^\circ$:

$$J_{i1} = 1,17 \left[\sin(3,83\delta_{i1}^\circ) \right]^{1/2} \quad (3.36)$$

und für $\delta_{t1}^\circ > 23,5^\circ$:

$$J_{t1} = 1,17 \quad (3.37)$$

J_{t2} Wirkungsfaktor des zweiten Elements aus Bild 3.31 (*figure 2*) oder eigene Berechnung nach **ESDU 94031** (S. 7 Gl. 4.7 und Gl. 4.8):

Für $-10^\circ \leq \delta_{t1}^\circ \leq 30^\circ$:

$$J_{t2} = 2,2 - 0,04 |\delta_{t1}^\circ| \quad (3.38)$$

und für $\delta_{t1}^\circ > 30^\circ$:

$$J_{t2} = 1,0 \quad (3.39)$$

J_{t3} Wirkungsfaktor des dritten Elements aus Bild 3.31 (*figure 3*) oder auch nach (**ESDU 94031**, S. 10 Gl. 4.21 und Gl. 4.22):

Für $0 \leq \delta_{t3}^\circ \leq 20^\circ$:

$$J_{t3} = 1,42 \quad (3.40)$$

und für $20^\circ \leq \delta_{t3}^\circ \leq 40^\circ$:

$$J_{t3} = 1,42 - 0,004 (\delta_{t3}^\circ - 20)^{1,79} \quad (3.41)$$

$\Delta C'_{L1}$ Resultierender Anstieg des Auftriebsbeiwerts durch ein äquivalentes erstes Element an einem Profil, dessen Auftriebsgradient 2π beträgt (Bild 3.32)

$\Delta C'_{L2}$ Resultierender Anstieg des Auftriebsbeiwerts durch ein äquivalentes zweites Element an einem Profil, dessen Auftriebsgradient 2π beträgt (Bild 3.33)

$\Delta C'_{L3}$ Resultierender Anstieg des Auftriebsbeiwerts durch ein äquivalentes drittes Element an einem Profil, dessen Auftriebsgradient 2π beträgt (Bild 3.34)

Geometrieparameter einer Spaltklappe

Die Parameter der Spaltklappen (Bild 3.27) lassen sich nach **ESDU 94031** (S. 7 und 10) ermitteln durch

$$c' = \Delta c_l + x_{ts} + c'_{t1} + c'_{t2} + c'_{t3} \quad (3.42)$$

mit:

$$c'_{t1} = c_{t1} + \Delta c_{t1} \quad (3.43)$$

$$c'_{t2} = c_{t2} + \Delta c_{t2} \quad (3.44)$$

$$c'_{t3} = c_{t3} + \Delta c_{t3} \quad (3.45)$$

und:

$$\begin{aligned} c_{et1} &= c'_{t1} + c'_{t2} + c'_{t3} \\ &= c_{t1} + \Delta c_{t1} + c_{t2} + \Delta c_{t2} + c_{t3} + \Delta c_{t3} \end{aligned} \quad (3.46)$$

$$\begin{aligned} c_{et2} &= c'_{t2} + c'_{t3} \\ &= c_{t2} + \Delta c_{t2} + c_{t3} + \Delta c_{t3} \end{aligned} \quad (3.47)$$

$$\begin{aligned} c_{et3} &= c'_{t3} \\ &= c_{t3} + \Delta c_{t3} \end{aligned} \quad (3.48)$$

Δc_l	Verlängerung der Profiltiefe durch Ausfahren des LED
x_{ts}	Lage der „flap-shroud trailing edge“ (siehe Bild 3.27)
c_{t1}	Profiltiefe des ersten Elements der Spaltklappe
c_{t2}	Profiltiefe des zweiten Elements
c_{t3}	Profiltiefe des dritten Elements
Δc_{t1}	Verlängerung von c_{t1} (siehe Bild 3.28)
Δc_{t2}	Verlängerung von c_{t2} (siehe Bild 3.28)
Δc_{t3}	Verlängerung von c_{t3} (siehe Bild 3.28)
c'_{t1}	Profiltiefe des ausgefahrenen ersten Elements
c'_{t2}	Profiltiefe des ausgefahrenen zweiten Elements
c'_{t3}	Profiltiefe des ausgefahrenen dritten Elements
c_{et1}	Äquivalente Profiltiefe des ersten Elements (siehe Bild 3.27 und Gl. 3.46)
c_{et2}	Äquivalente Profiltiefe des zweiten Elements (siehe Bild 3.27 und Gl. 3.47)
c_{et3}	Äquivalente Profiltiefe des dritten Elements (siehe Bild 3.27 und Gl. 3.48)

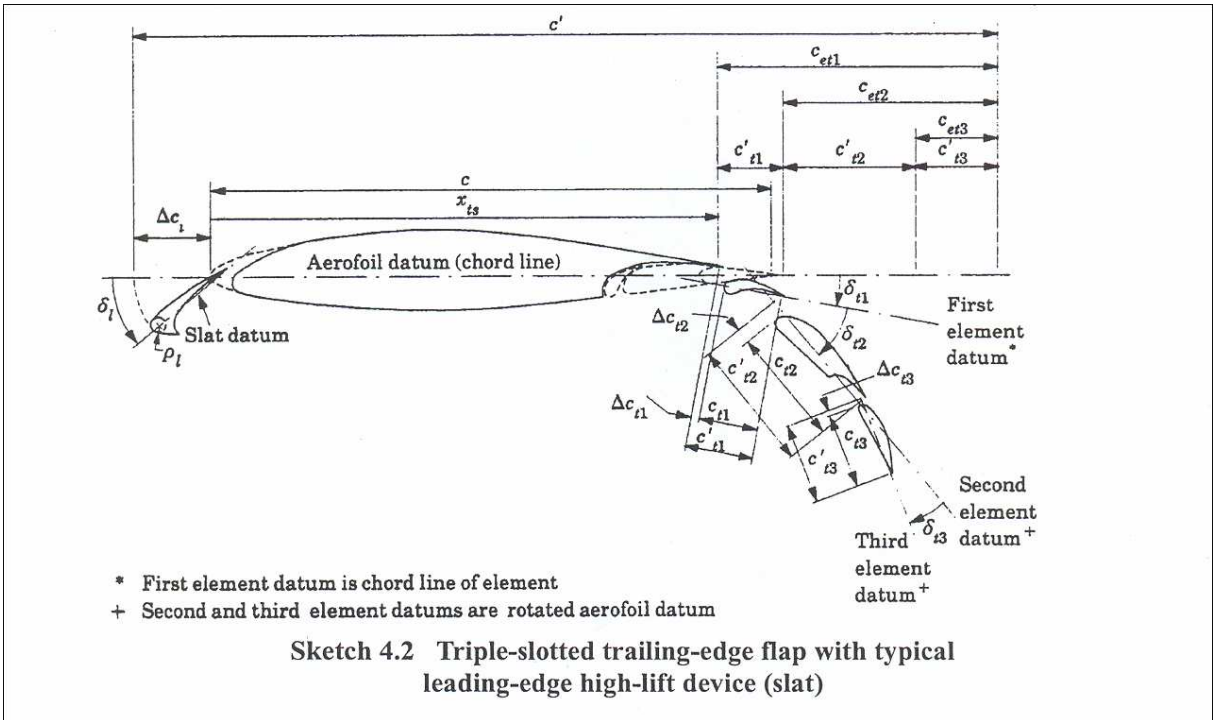


Bild 3.27 Geometrie eines Profils mit Dreifachspaltklappe (ESDU 94031, S. 9)

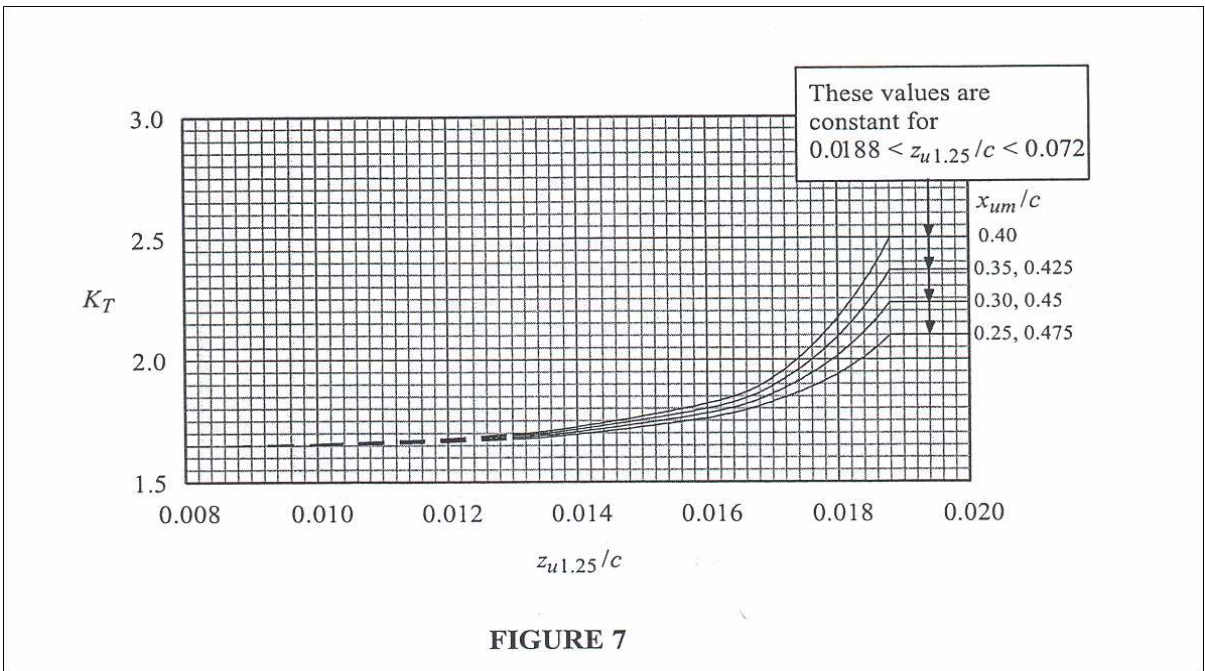


Bild 3.28 Korrekturfaktor für die Geometrie des Basisprofils (ESDU 94031, S. 31)

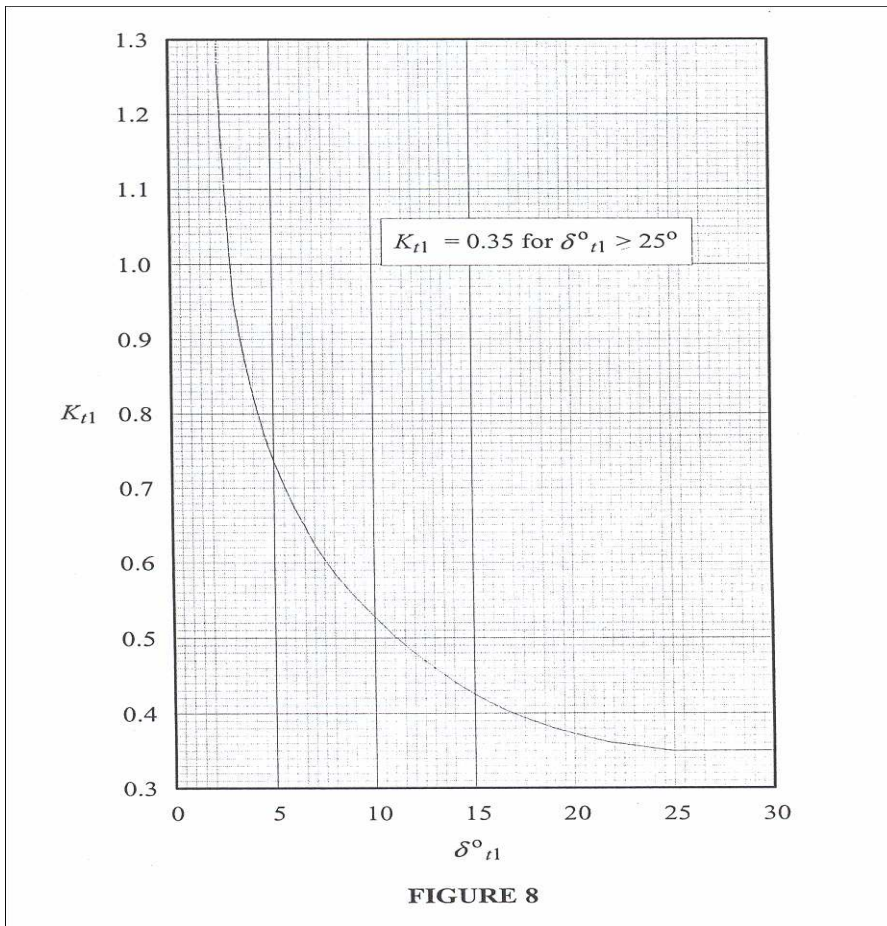


Bild 3.29 Korrekturfaktor für den Ausschlag des ersten Elements (ESDU 94031, S. 31)

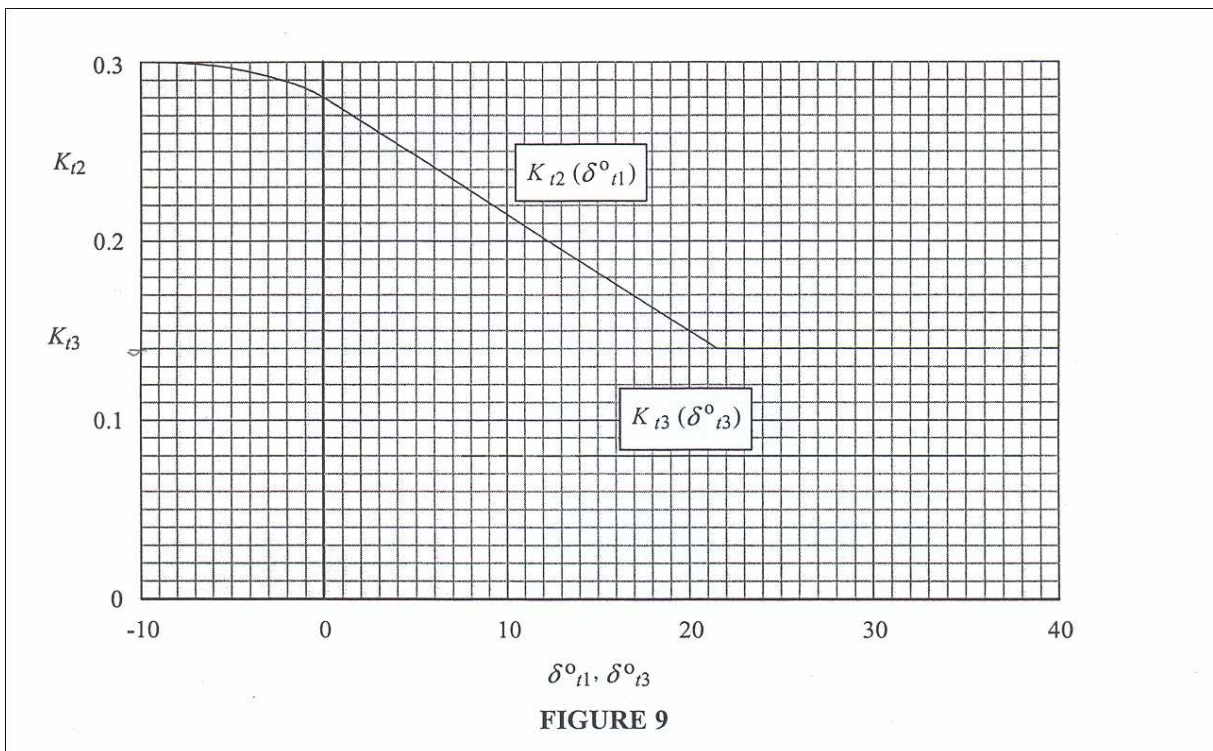


Bild 3.30 Korrekturfaktor für den Ausschlag des zweiten und/oder dritten Elements (ESDU 94031, S. 32)

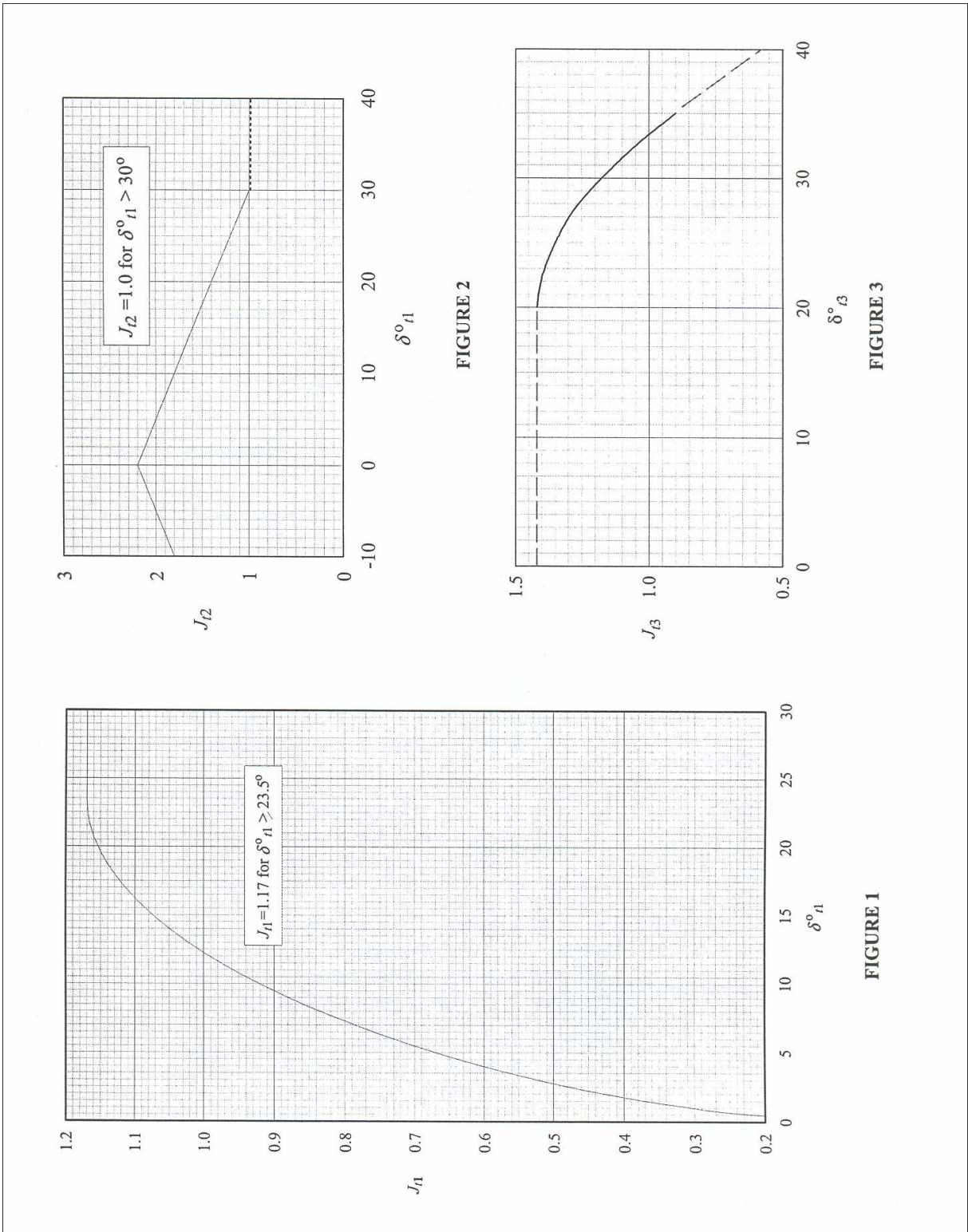


Bild 3.31 Wirkungsfaktor für das erste, zweite bzw. dritte Element einer Spaltklappe (ESDU 94031, S. 28)

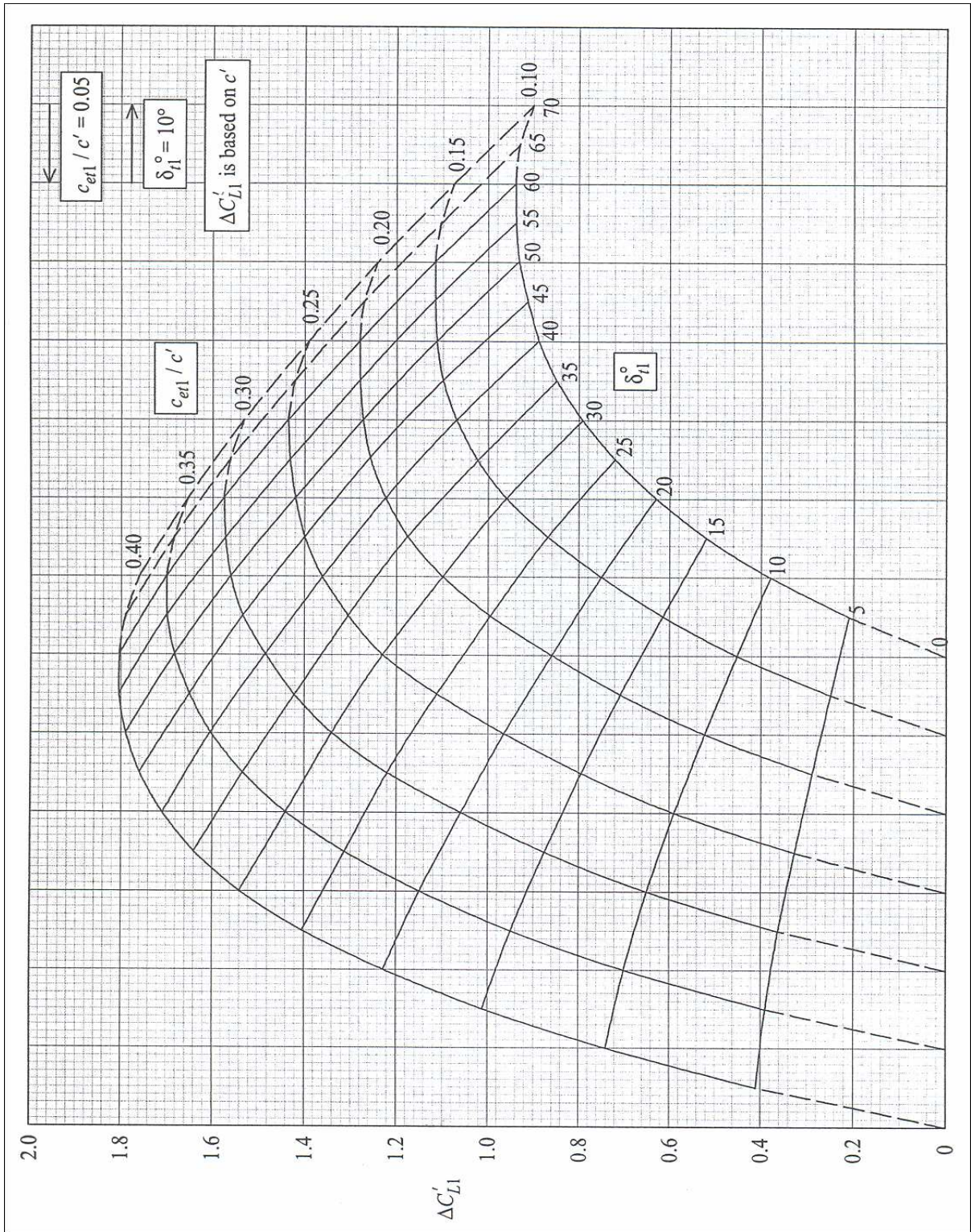


Bild 3.32 Faktor¹ $\Delta C'_{L1}$ in Gleichung 3.35 (ESDU 94031, S. 29)

¹ „increment in lift coefficient associated with deployment of equivalent first element of slotted trailing-edge flap on aerofoil with lift-curve slope of 2π based on c' “ (ESDU 94031, S. 2).

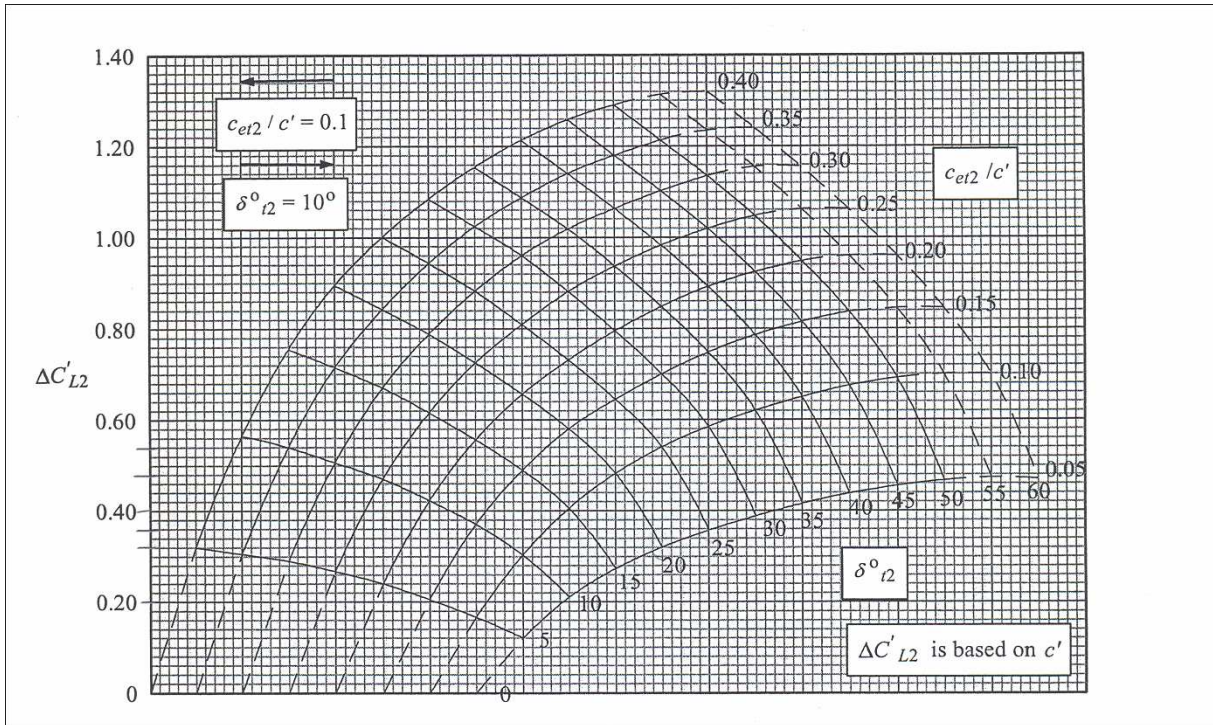


Bild 3.33 Faktor² $\Delta C'_{L2}$ in Gleichung 3.35 (ESDU 94031, S. 30)

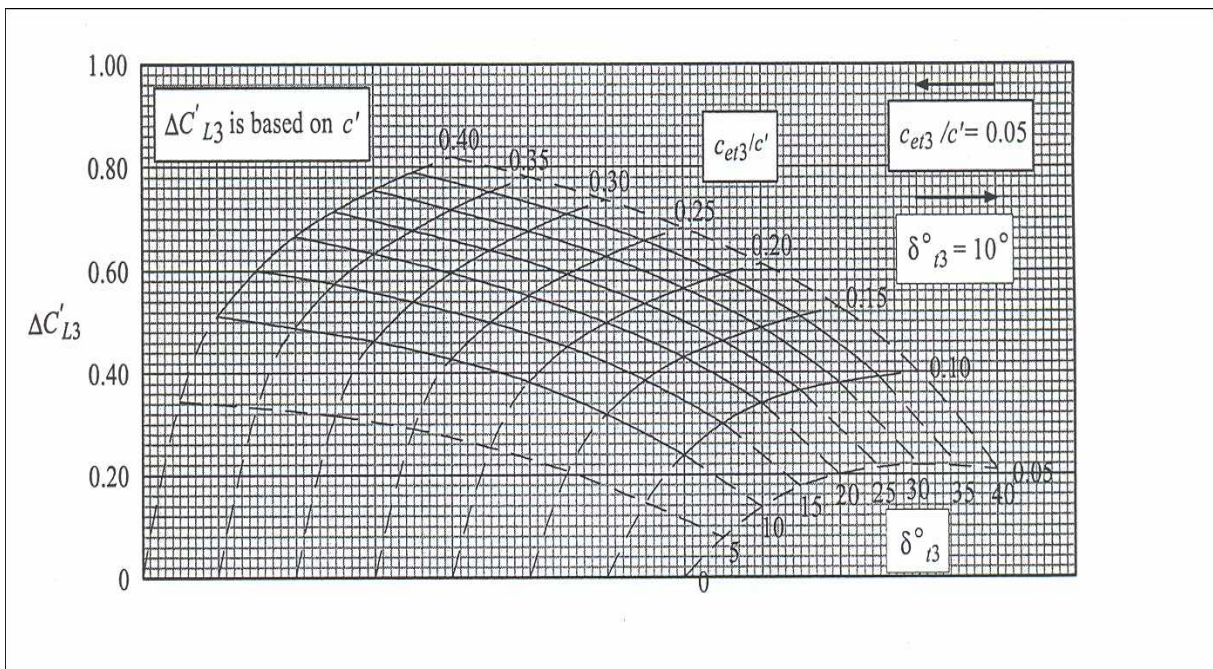


Bild 3.34 Faktor³ $\Delta C'_{L3}$ in Gleichung 3.35 (ESDU 94031, S. 30)

² „increment in lift coefficient associated with deployment of equivalent second element of slotted trailing-edge flap on aerofoil with lift-curve slope of 2π based on c' “ (ESDU 94031, S. 2).

³ Wie 2 mit „...of equivalent third...“

3.4 Maximaler Auftriebsbeiwert eines Flügels

Wie bereit in Abschnitt 3.1 erwähnt, hängt der maximale Auftriebsbeiwert eines Profils von Profilgeometrie, Oberflächenbeschaffenheit, Reynolds- und Machzahl ab. Zusätzlich hierzu wird der maximale Auftriebsbeiwert eines Flügels insbesondere von der Streckung, Zuspitzung, Verwindung und der Änderung der Profilwölbung entlang der Spannweite beeinflusst (ESDU 89034, S. 4).

Die Basis für die Herleitung dieser Methode ist in ESDU 89034 (Abschnitt 6.1) folgendermaßen beschrieben:

...For wings with little or no sweep, where the effects of outboard flow of the boundary layer may be neglected, it is necessary to establish the spanwise variation of C_{LL} and to compare this with the spanwise variation of C_{Lm} , the maximum lift coefficient for the aerofoil section. To obtain the spanwise lift distribution at this condition, calculations including the effects of camber and twist may be made using (for example) Item No.83040 for a number of incidences. For the incidence at which the peak local lift coefficient, C_{LLp} , matches the local section maximum lift coefficient, C_{Lm} , the distribution of $C_{LLp} c/\bar{c}$ must be obtained and integrated to obtain the value of the maximum lift coefficient for the wing, C_{Lmax} ...

Weitere Erläuterungen zeigt Bild 3.35.

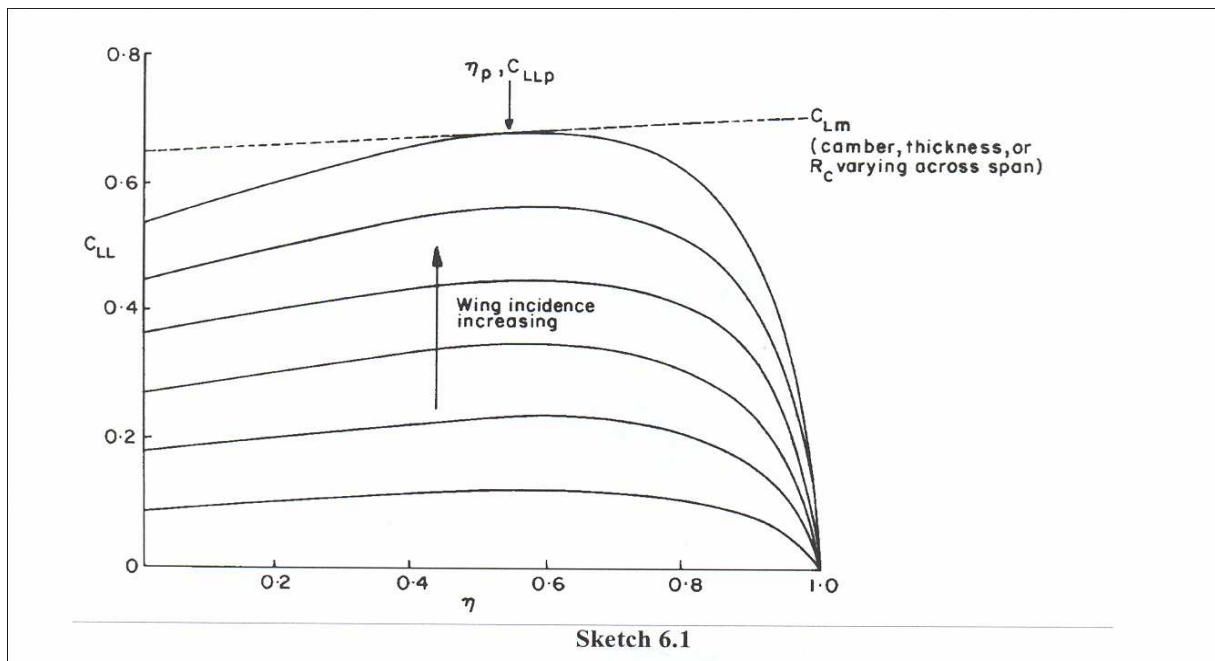


Bild 3.35 Definition von „normalised local lift coefficient“ (ESDU 89034, S. 7)

Der maximale Auftriebsbeiwert eines verwundenen gepfeilten Flügels wird nach **ESDU 89034** (S. 9 Gl. 69) berechnet.

$$C_{Lmax} = \frac{C_{LmB}}{\mu_p} + \Delta C_{LM} + \Delta C_{LR} + \Delta C_{LA} + \Delta C_{LT} \quad (3.49)$$

Wobei:

C_{LmB} Maximaler Auftriebsbeiwert des Profils an der Stelle $\eta = \eta_p$ (Abschnitt 3.1)⁴

ΔC_{LM} Korrekturterm für die Machzahl aus Bild 3.39

ΔC_{LR} Korrekturterm für die Reynoldszahl aus Bild 3.40

ΔC_{LA} Korrekturterm für die Pfeilung (sweep) aus Bild 3.41

ΔC_{LT} Korrekturterm für die Verwindung (twist) (siehe Hinweis unten).

Für die Ermittlung dieser Terme aus den entsprechenden Diagrammen werden einige Geometrie- und Strömungsparameter benötigt, die anschließend kurz erläutert werden müssen.

A_0 Pfeilung der Vorderkante (siehe Bild 3.36)

A_1 Pfeilung der Hinterkante (siehe Bild 3.36)

η Abstand von der Flügelwurzel bezogen auf die halbe Spannweite (siehe Bild 3.36)

R_{cp} Reynoldszahl bezogen auf die Profiltiefe an der Stelle η_p

ζ_p Formparameter der Profilvorderkante an der Stelle η_p ($\zeta_p = (z_{u1,25}/c)_p / \cos A_0$)

$\bar{\eta}$ Position des theoretischen Druckpunkts in Richtung der Spannweite aus Bild 3.43 bis Bild 3.47 in Abhängigkeit von κ , $A \tan(A_{1/2})$ und βA

κ Zuspitzungsparameter, $\kappa = \int_0^1 \left(\frac{c}{c} \right) \eta d\eta$. Für den üblichen "Straight tapered wing" gilt (**ESDU 83040**, S. 6 Gl. 4.2)

$$\kappa = \frac{1+2\lambda}{3(1+\lambda)} \quad (3.50)$$

A Streckung

β Kompressibilitätsparameter nach **ESDU 89040** (S.2) mit der Machzahl M :

⁴ (C_{LmB}) wird bei $M=0$ aus Abschnitt 3.1 mit den Parametern $R_{cp} \cos^2 A_0$, ζ_p , $\tan \tau_u / \cos A_1$ und $C_{L0} / \cos A_0$ anstatt von R_{cp} , $(z_{u1,25}/c)_p$, $\tan \tau_u$ und C_{L0} berechnet.

$$\beta = (1 - M^2)^{\frac{1}{2}} \quad (3.51)$$

$\Lambda_{1/2}$	Pfeilung der 50 % Linie (wing mid-chord sweep angle)
η_p	Position in Richtung der Spannweite des ersten Strömungsabrisses (spanwise location of maximum loading due to incidence) aus Bild 3.37 in Abhängigkeit von λ und $\bar{\eta}$ (siehe auch Bild 3.35 und Bild 3.36)
μ	Normalisierter lokaler Auftriebsbeiwert (normalised local lift coefficient) ($\mu = C_{LL}/C_L$)
μ_p	Maximaler Wert von μ (peak value of μ), (an der Stelle η_p ist $\mu_p = C_{LLp}/C_L$) aus Bild 3.38 in Abhängigkeit von λ und $\bar{\eta}$
C_{LL}	Lokaler Auftriebsbeiwert
C_{LLp}	Maximaler Wert von C_{LL} (an der Stelle η_p , siehe Bild 3.35)
C_L	Auftriebsbeiwert ($C_L = lift/qS$)
q	Dynamischer Druck der freien Strömung
S	Flügelfläche
λ	Zuspitzung

Hinweis

Δ_{LT} wird nach **ESDU 89034** (S. 8-9) wie folgt ermittelt:

$$\Delta C_{LT} = (\Delta C_{LT}/\delta_{ett}) \delta_{ett} \quad (3.52)$$

Darin ist:

$(\Delta C_{LT}/\delta_{ett})$ aus Bild 3.42

δ_{ett} effektive Verwindung⁵ der Flügelspitze (effective tip twist). δ_{ett} berücksichtigt die Änderung der Profilwölbung und geometrischen Verwindung entlang der Spannweite. Bei der Berechnung werden zwei Fälle unterschieden:

- Der Verwindungsverlauf entlang der Spannweite ist linear:

⁵ Wenn die Wölbung entlang der Spannweite konstant verläuft, ist $\alpha_{0r} = \alpha_{0tip}$ und damit auch $\delta_{ett} = \delta_{tt}$ (Gl. 3.51).

$$\delta_{ett} = \delta_{tt} + \alpha_{0r} - \alpha_{0tip} \quad (3.53)$$

- Der Verwindungsverlauf entlang der Spannweite ist nicht linear aber monoton:

$$\delta_{ett} = \frac{3}{2} \left(\delta_{2/3} + \alpha_{0r} - \alpha_{02/3} \right) \quad (3.54)$$

dabei:

- $\delta_{2/3}$ Verwindung an der Stelle $\eta = 2/3$ in $[\circ]$
- δ_{tt} Verwindung der Flügelspitze (tip twist angle) in $[\circ]$ (Positiv VK nach oben)
- α_{0r} Nullauftriebswinkel des Profils an der Wurzel aus Abschnitt 3.1
- α_{0tip} Nullauftriebswinkel des Profils an der Flügelspitze aus Abschnitt 3.1
- $\alpha_{02/3}$ Nullauftriebswinkel des Profils an der Stelle $\eta = 2/3$ aus Abschnitt 3.1.

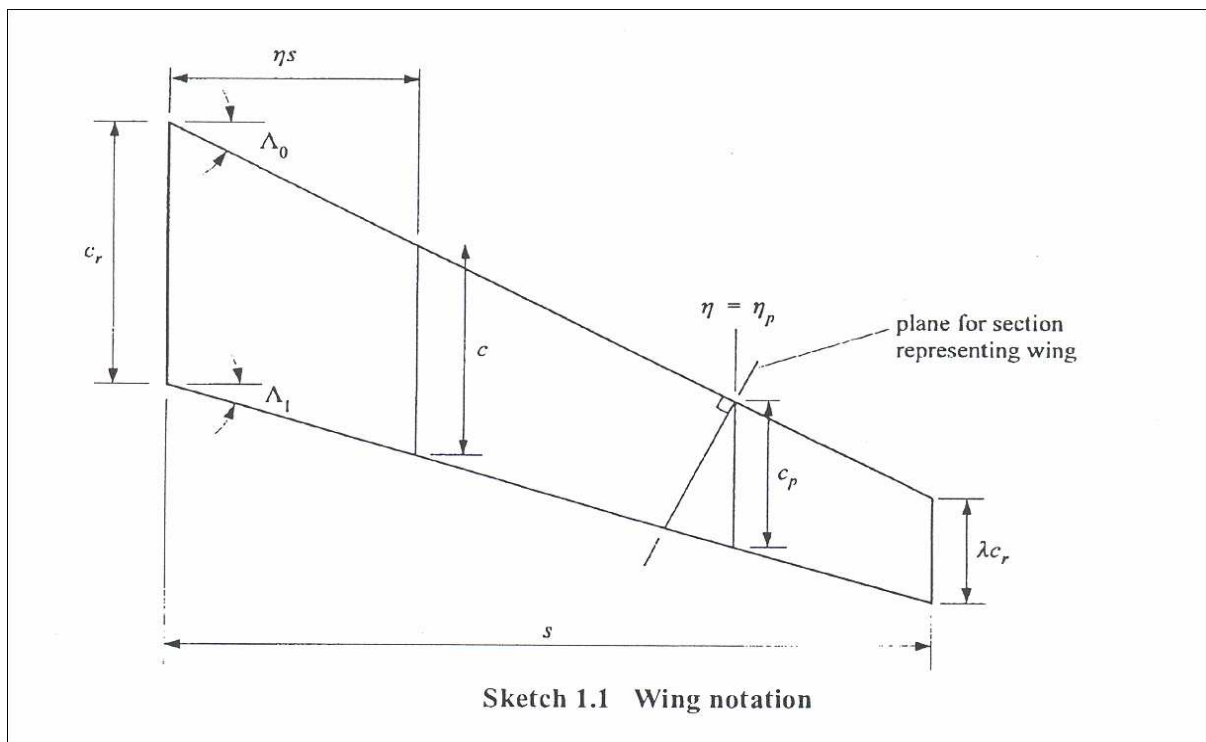


Bild 3.36 Flügelparameter (ESDU 89034, S. 4)

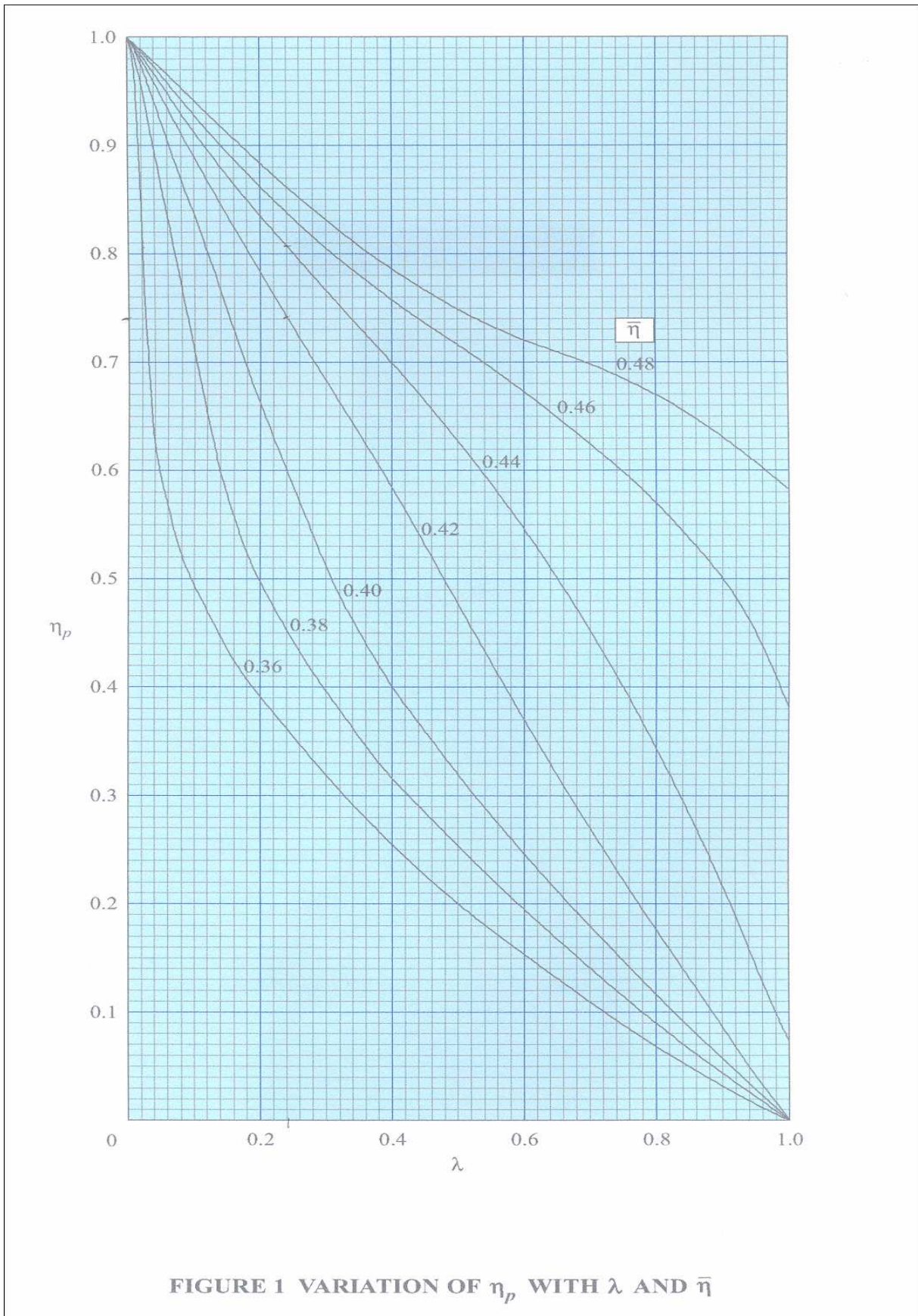


Bild 3.37 Position des ersten Strömungsabrisses (ESDU 89034, S. 22)

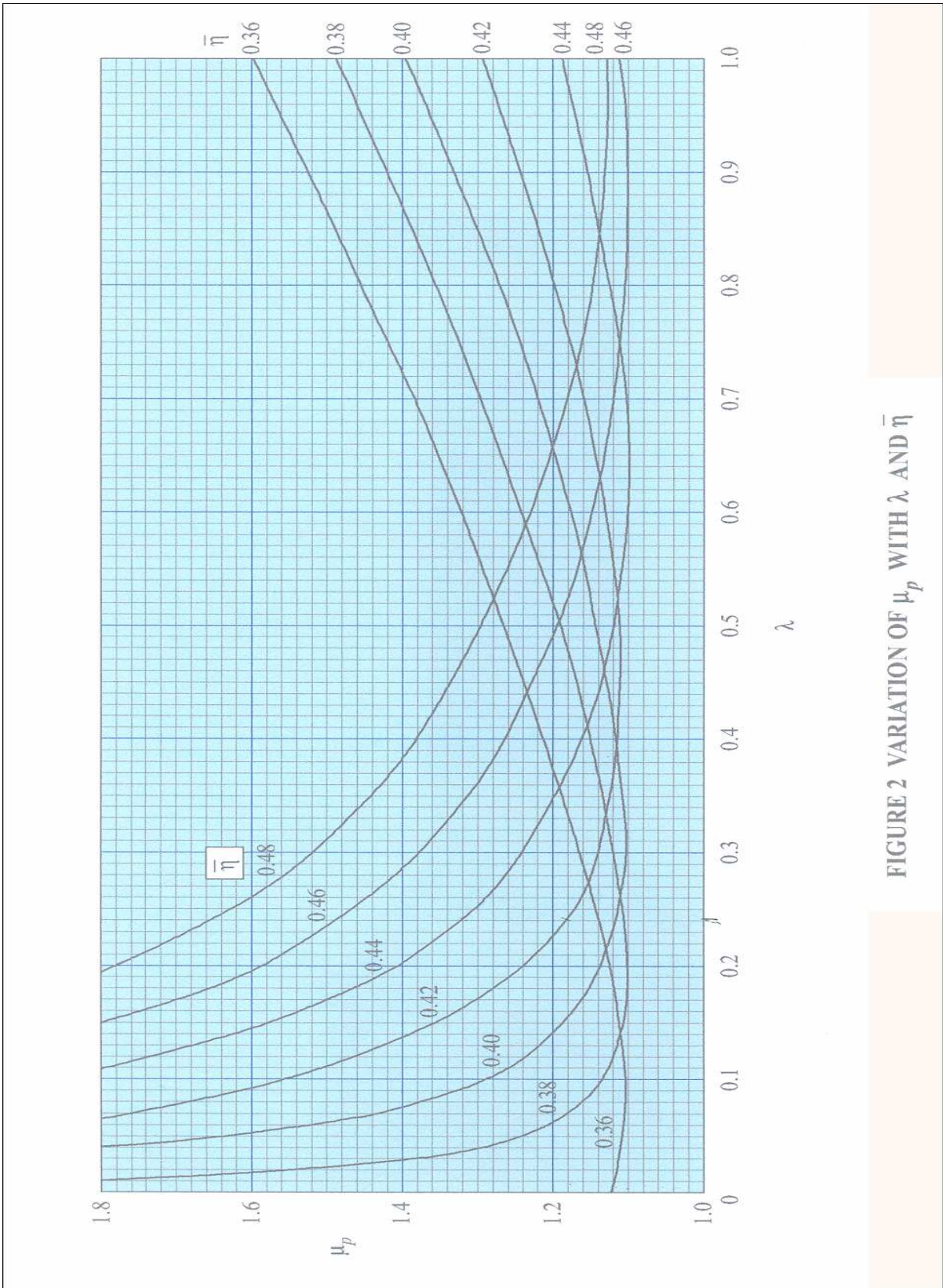


FIGURE 2 VARIATION OF μ_p WITH λ AND $\bar{\eta}$

Bild 3.38 „peak value of normalised local lift coefficient“ (ESDU 89034, S. 23)

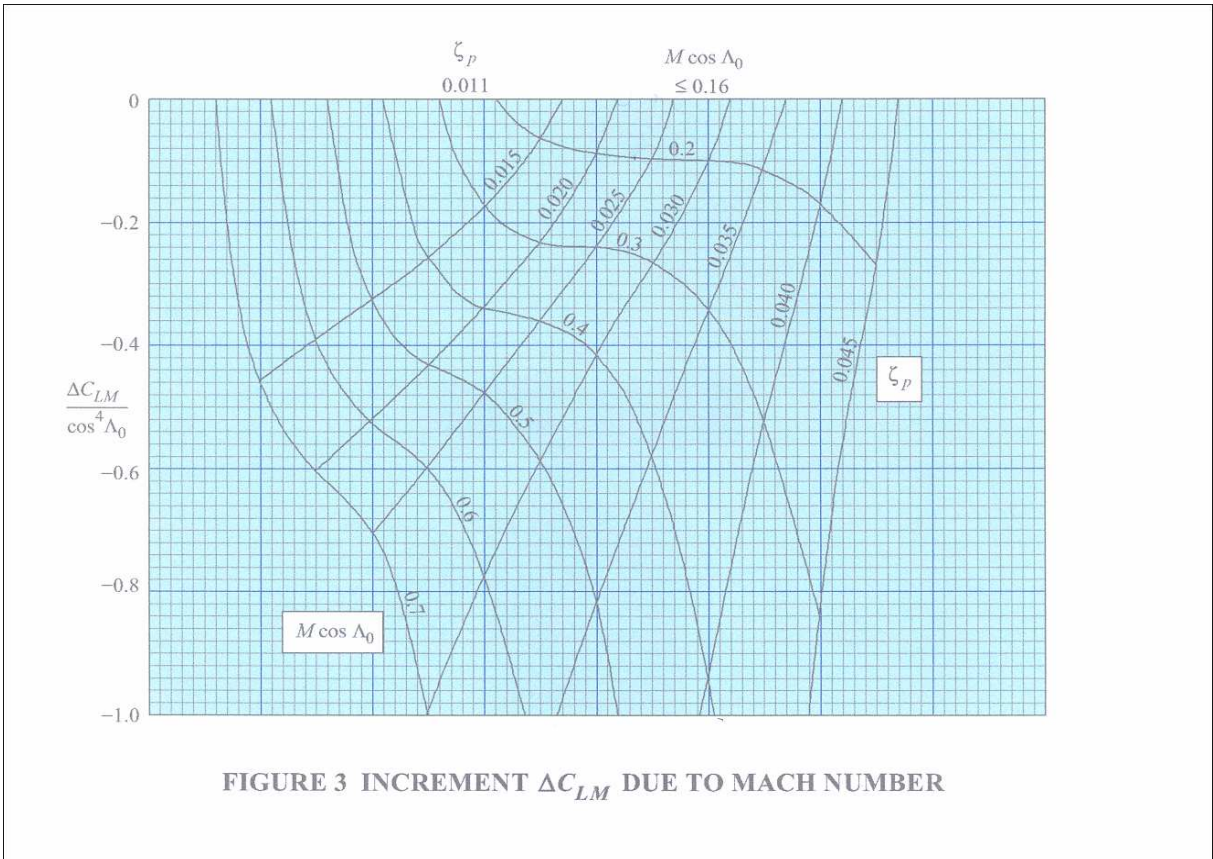


Bild 3.39 Machzahlkorrekturterm (ESDU 89034, S. 24)

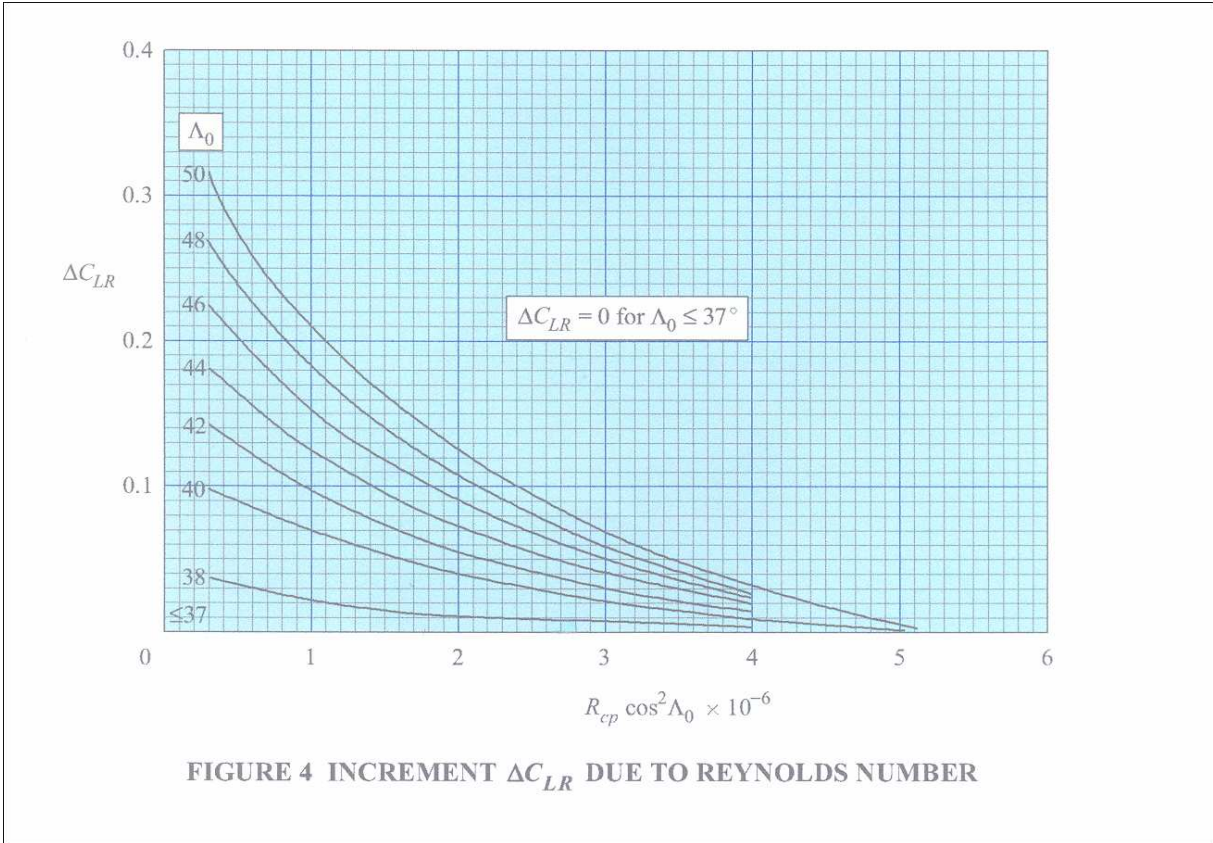


Bild 3.40 Reynoldszahlkorrekturterm (ESDU 89034, S. 24)

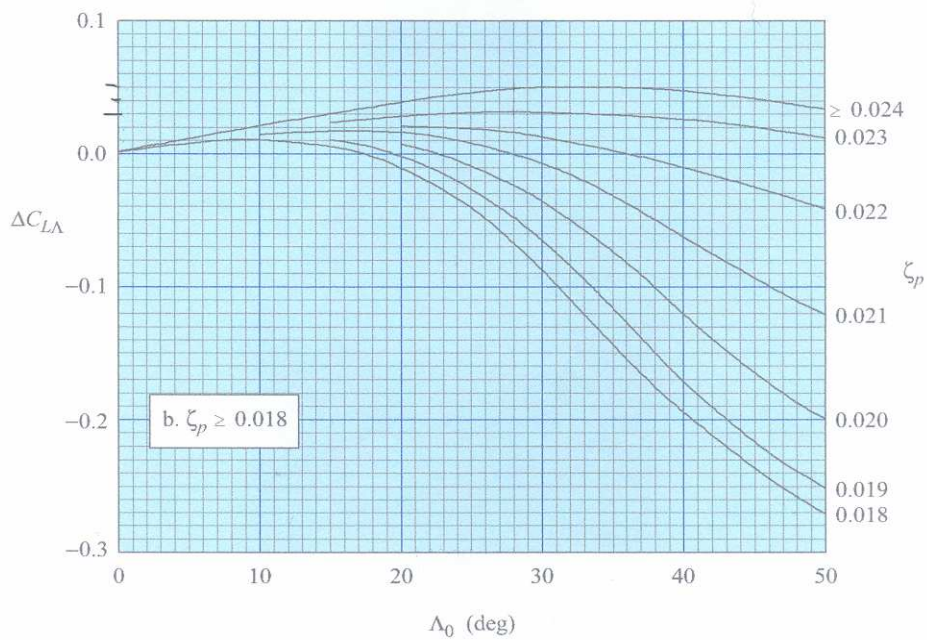
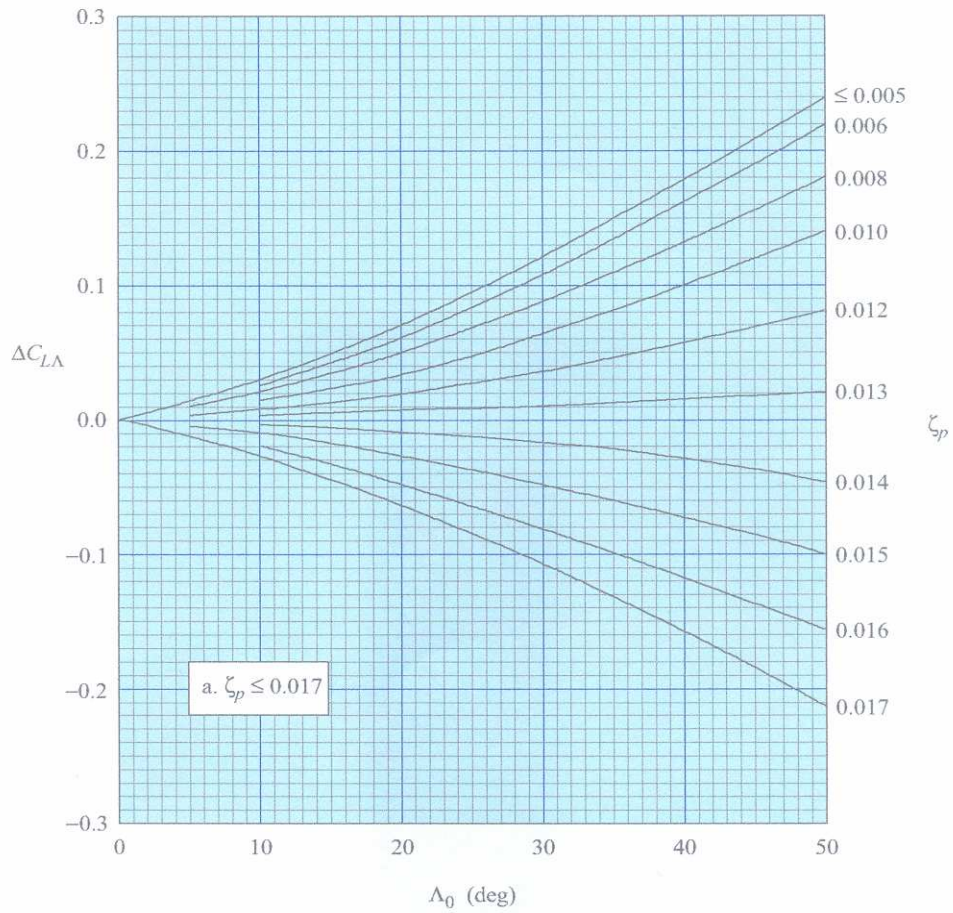


FIGURE 5 INCREMENT $\Delta C_{L\Lambda}$ FOR SWEEPED WINGS

Bild 3.41 Korrekturterm für die Pfeilung (ESDU 89034, S. 25)

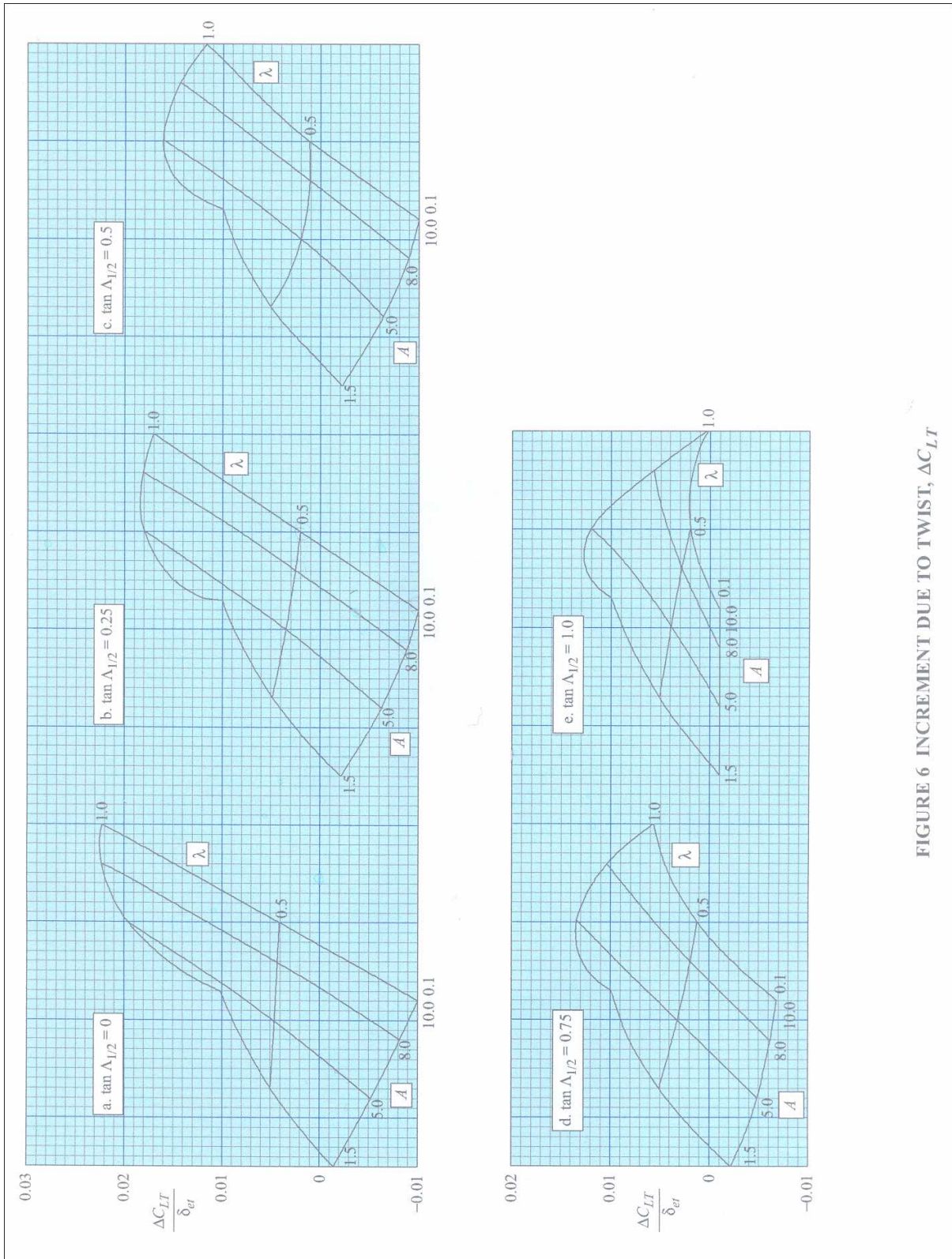


Bild 3.42 Korrekturterm für die Verwindung (ESDU 89034, S. 26)

FIGURE 6 INCREMENT DUE TO TWIST, ΔC_{LT}

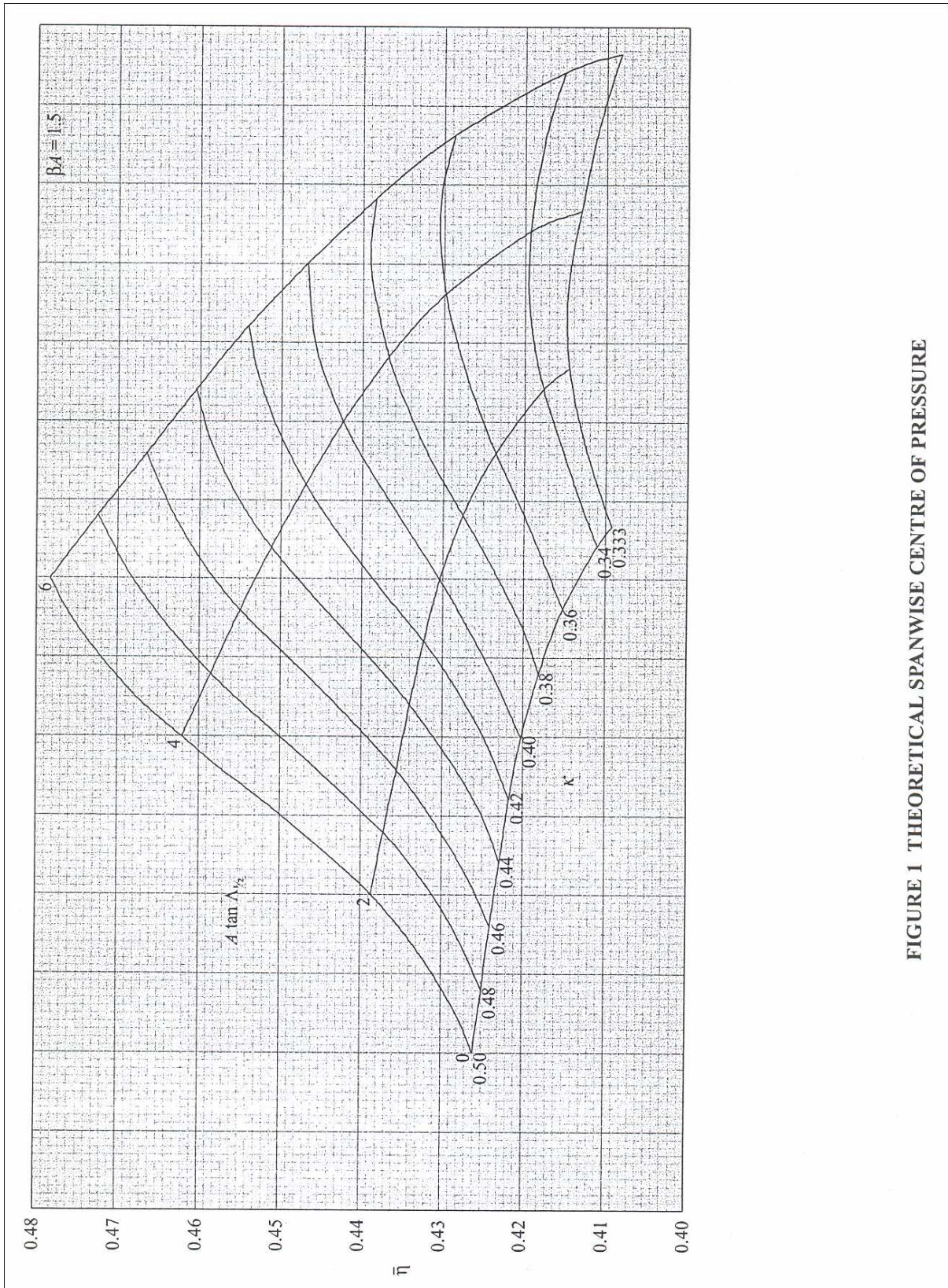


Bild 3.43 Position des theoretischen Druckpunkts in Richtung der Spannweite ($\beta A = 1,5$) (ESDU 83040, S. 30)

FIGURE 1 THEORETICAL SPANWISE CENTRE OF PRESSURE

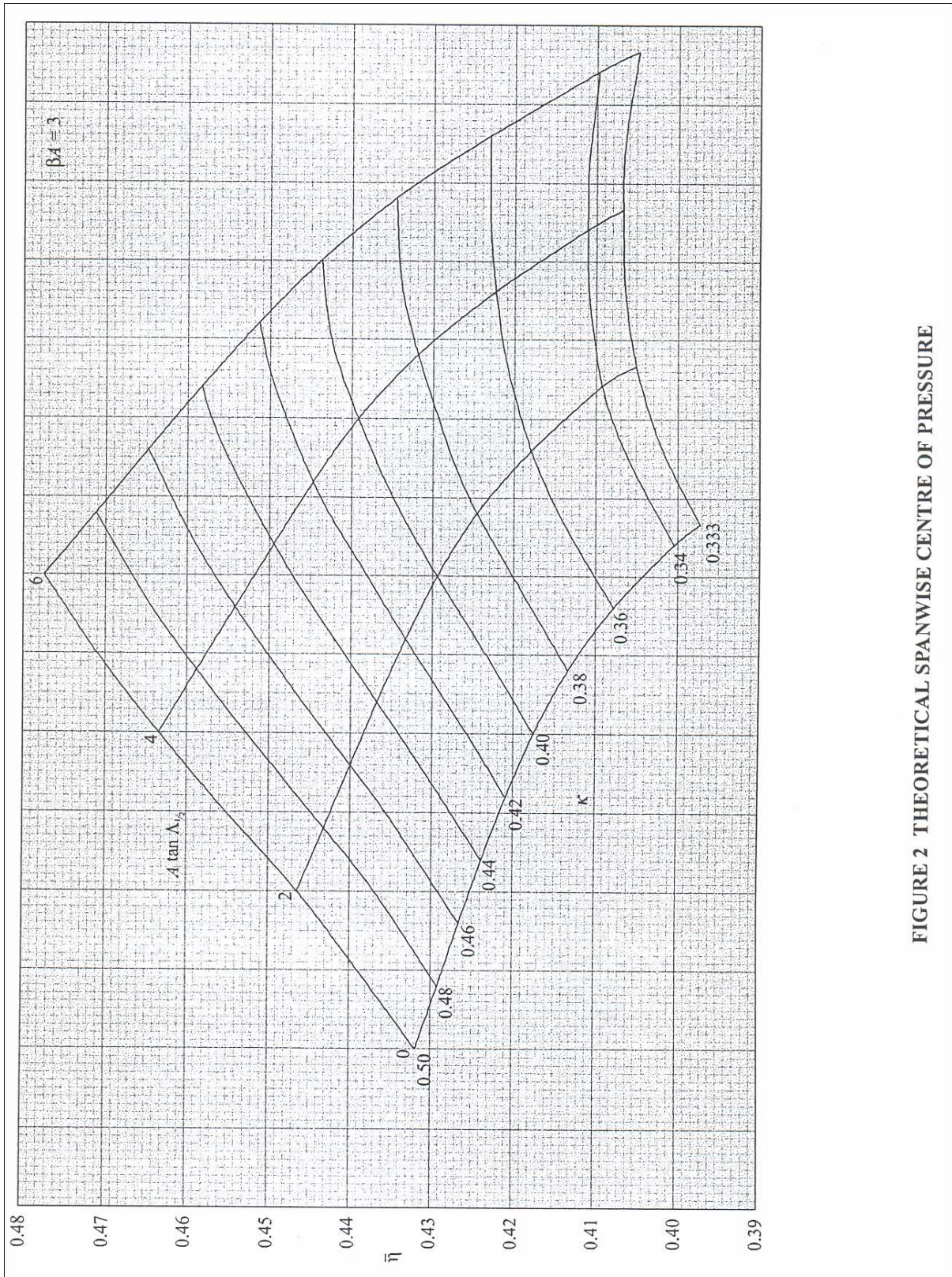


Bild 3.44 Position des theoretischen Druckpunkts in Richtung der Spannweite ($\beta A = 3$) (ESDU 83040, S. 31)

FIGURE 2 THEORETICAL SPANWISE CENTRE OF PRESSURE

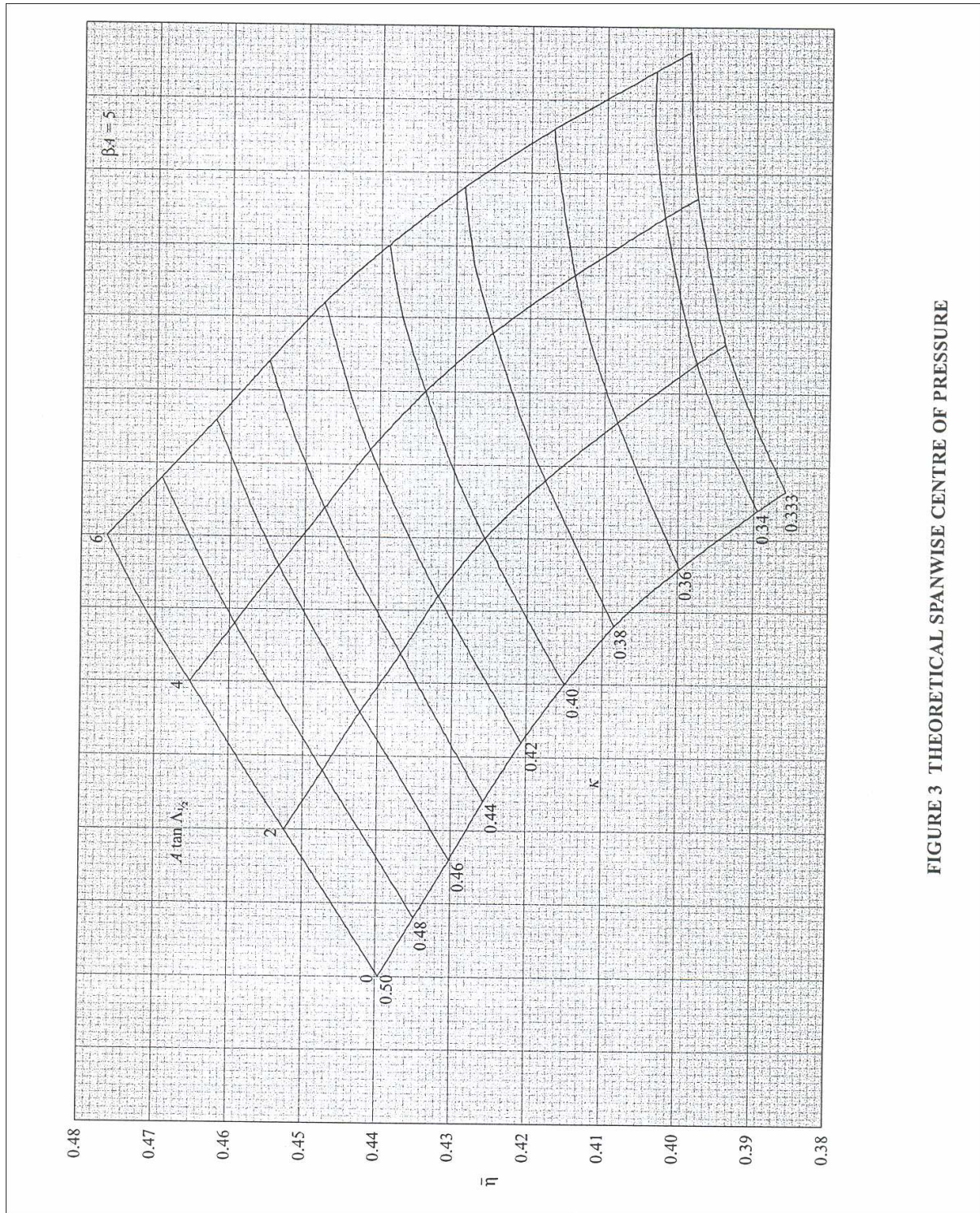


Bild 3.45 Position des theoretischen Druckpunkts in Richtung der Spannweite ($\beta A = 5$) (ESDU 83040, S. 32)

FIGURE 3 THEORETICAL SPANWISE CENTRE OF PRESSURE

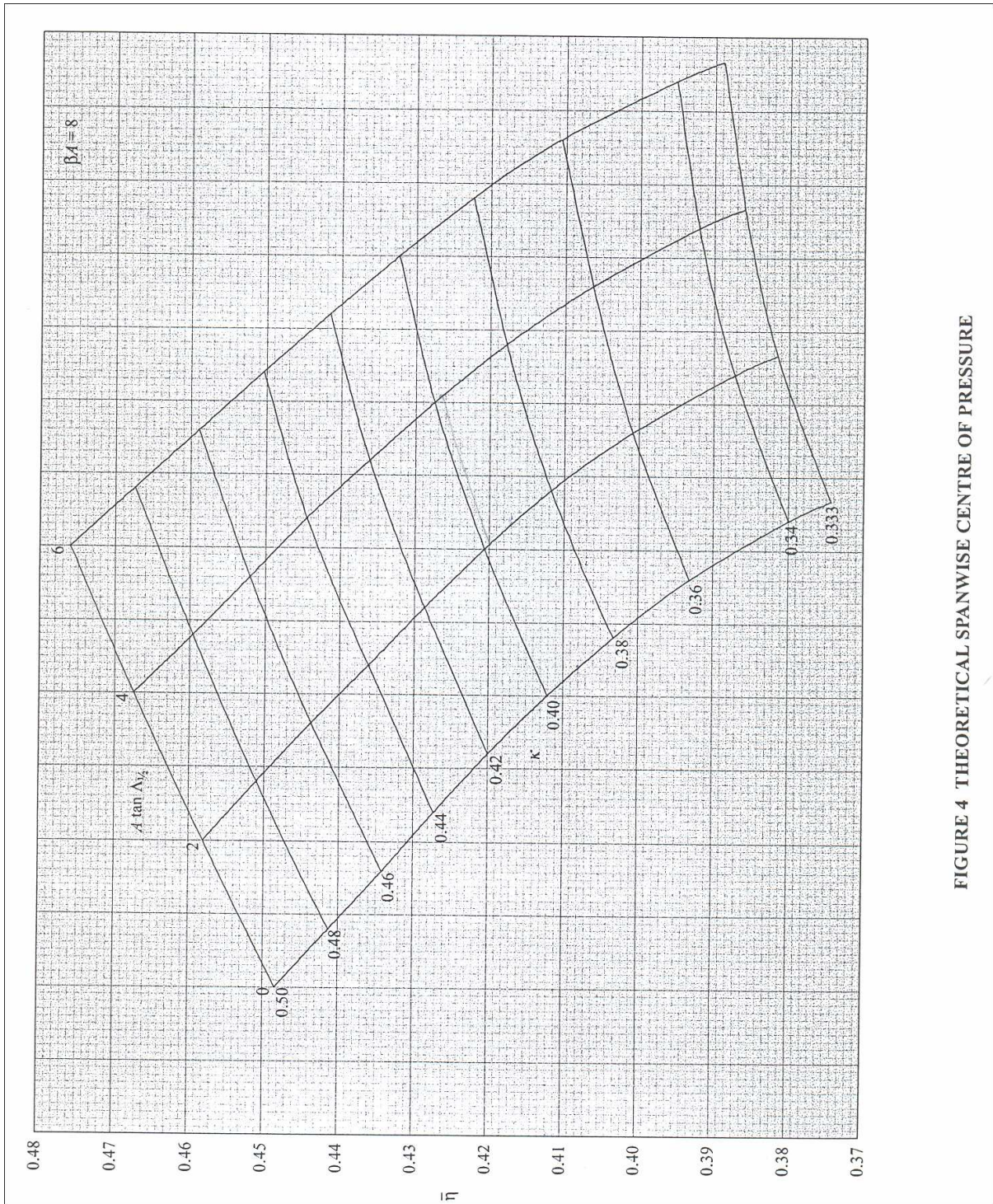


FIGURE 4 THEORETICAL SPANWISE CENTRE OF PRESSURE

Bild 3.46 Position des theoretischen Druckpunkts in Richtung der Spannweite ($\beta A = 8$)
(ESDU 83040, S. 33)

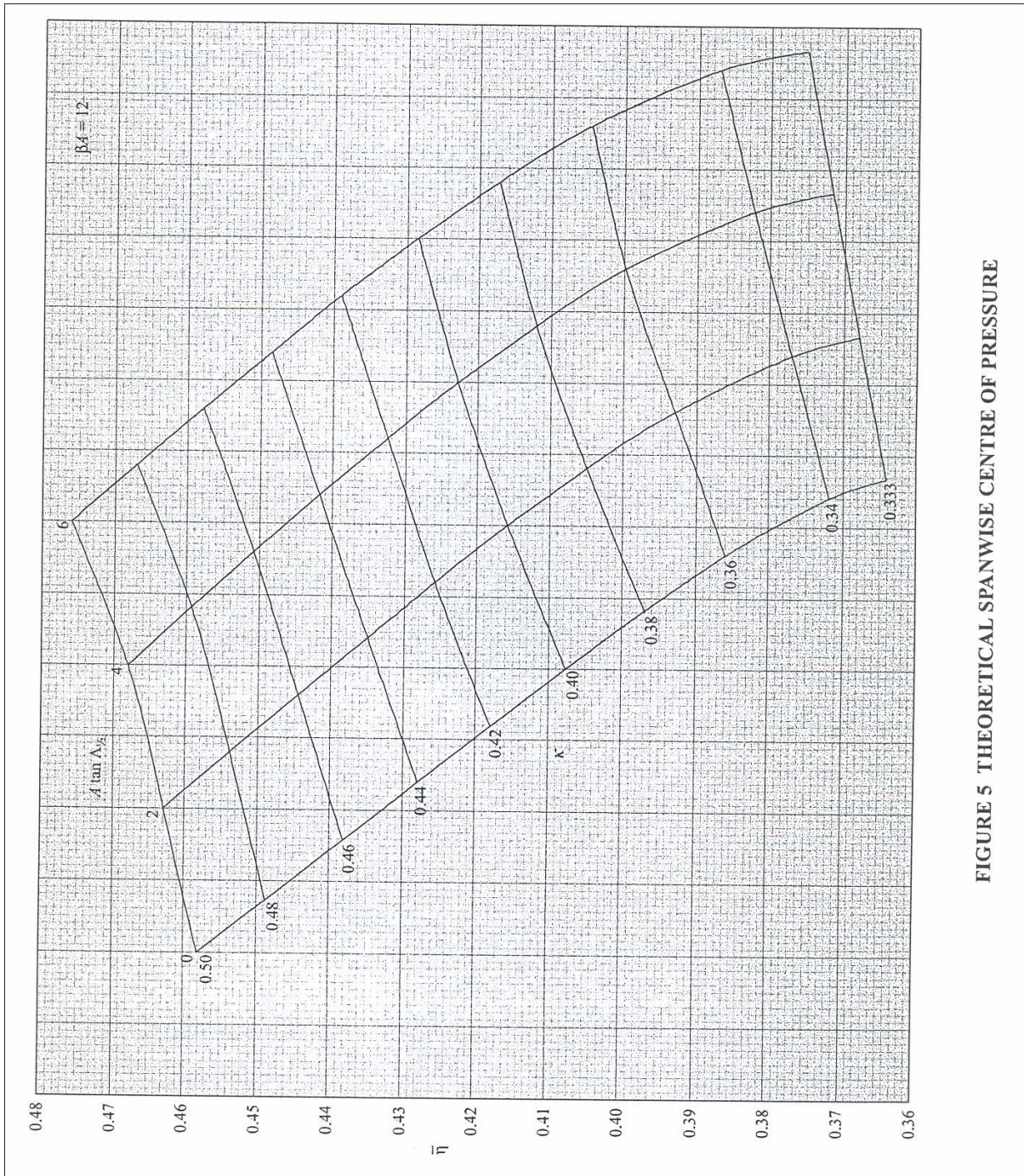


FIGURE 5 THEORETICAL SPANWISE CENTRE OF PRESSURE

Bild 3.47 Position des theoretischen Druckpunkts in Richtung der Spannweite ($\beta A = 12$) (ESDU 83040, S. 34)

3.5 Maximaler Auftriebsbeiwert eines Flügels mit Hochauftriebssystem

Der maximale Auftriebsbeiwert eines Flügels wird im Allgemeinen nach **ESDU 92031** (S. 8 Gl. 6.2 u. Gl. 6.3) berechnet:

$$C_{Lmax} = C_{LmaxB} + \Delta C_{Lmaxl} + \Delta C_{Lmaxi} \quad (3.55)$$

- C_{LmaxB} Maximaler Auftriebsbeiwert des Flügels ohne Hochauftriebssystem aus Abschnitt 3.4
- ΔC_{Lmaxl} Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts des Flügels durch das Ausfahren der Vorderkantenklappen
- ΔC_{Lmaxi} Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts des Flügels durch das Ausfahren der Hinterkantenklappen.

3.5.1 Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts eines Flügels durch Vorderkantenklappen

Der Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts eines Flügels durch die Vorderkantenklappen wird nach **ESDU 92031** (S.9 Gl. 6.6 und Gl. 6.7) wie folgt ermittelt:

$$\Delta C_{Lmaxl} = F_R K_{Al} (\Delta C_{Lml} / \mu_p) \Psi_i \quad (3.56)$$

Darin enthalten sind:

- F_R Faktor zur Berücksichtigung des Reynoldszahleffekts. Die Berechnung erfolgt nach **ESDU 92031** (S. 9 Gl. 6.7) mit:

$$F_R = 0,153 \log_{10} (R_{cp} \cos^2 A_0) \quad (3.57)$$

- K_{Al} Faktor zur Berücksichtigung des Pfeileffekts an LED nach **ESDU 92031** (S. 9 Gl. 6.8)

$$K_{Al} = \cos A_{1/4} \quad (3.58)$$

$\Delta C_{L_{ml}}$	Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts des Profils mit LED an der Stelle η_p (siehe Hinweis)
μ_p	aus Bild 3.38 (Abschnitt 3.4)
Ψ_i	„part-span factor“ ⁶ aus Bild 3.48 in Abhängigkeit von η_{il}
η_{il}	Lage der inneren Kante des LED in Richtung der Spannweite (inboard limit of LED)
R_{cp}	Reynoldszahl bezogen auf die Profiltiefe an der Stelle η_p
A_0	Pfeilwinkel der Flügelvorderkante (wing leading-edge sweep angle)
$A_{1/4}$	Pfeilwinkel der 25 %-Linie (wing quarter-chord angle).

Hinweis

$\Delta C_{L_{ml}}$ wird aus **Abschnitt 3.2** für das Profil an der Stelle η_p und die Referenzreynoldszahl (datum Reynolds number) von $R_d = 3,5 \times 10^6$ berechnet. Bei einem gepfeilten Flügel ($A_{1/4} > 5^\circ$) sind die relevanten Geometrieparameter des Profils für die Verwendung in die Diagramme von Bildern 3.15 bis Bild 3. 19 solche, die zur Vorderkante des Flügels normal sind. (Tabelle 3.5). Jedoch in **Gleichung 3.13** bleibt der Parameter δ_i in **Strömungsrichtung** erhalten.

Tabelle 3.5 Parameter für den gepfeilten Flügel mit Vorderkantenklappen(ESDU 92031, S.9)

Parameter ungepfeilten Flügels	Parameter gepfeilten Flügels
(ρ_l/c)	$(\rho_l/c)/\cos A_0$
(G_l/c)	$(G_l/c)/\cos A_0$
(H_l/c)	$(H_l/c)/\cos A_0$
δ_i°	$(\delta_i^\circ \cos A_0)$

⁶ „lift coefficient increment due to part-span leading-edge device extending symmetrically from η_{il} out to wing tip, divided by lift coefficient increment due to full-span leading-edge device at same setting and wing angle of attack.“ (ESDU 92031, S. 4)

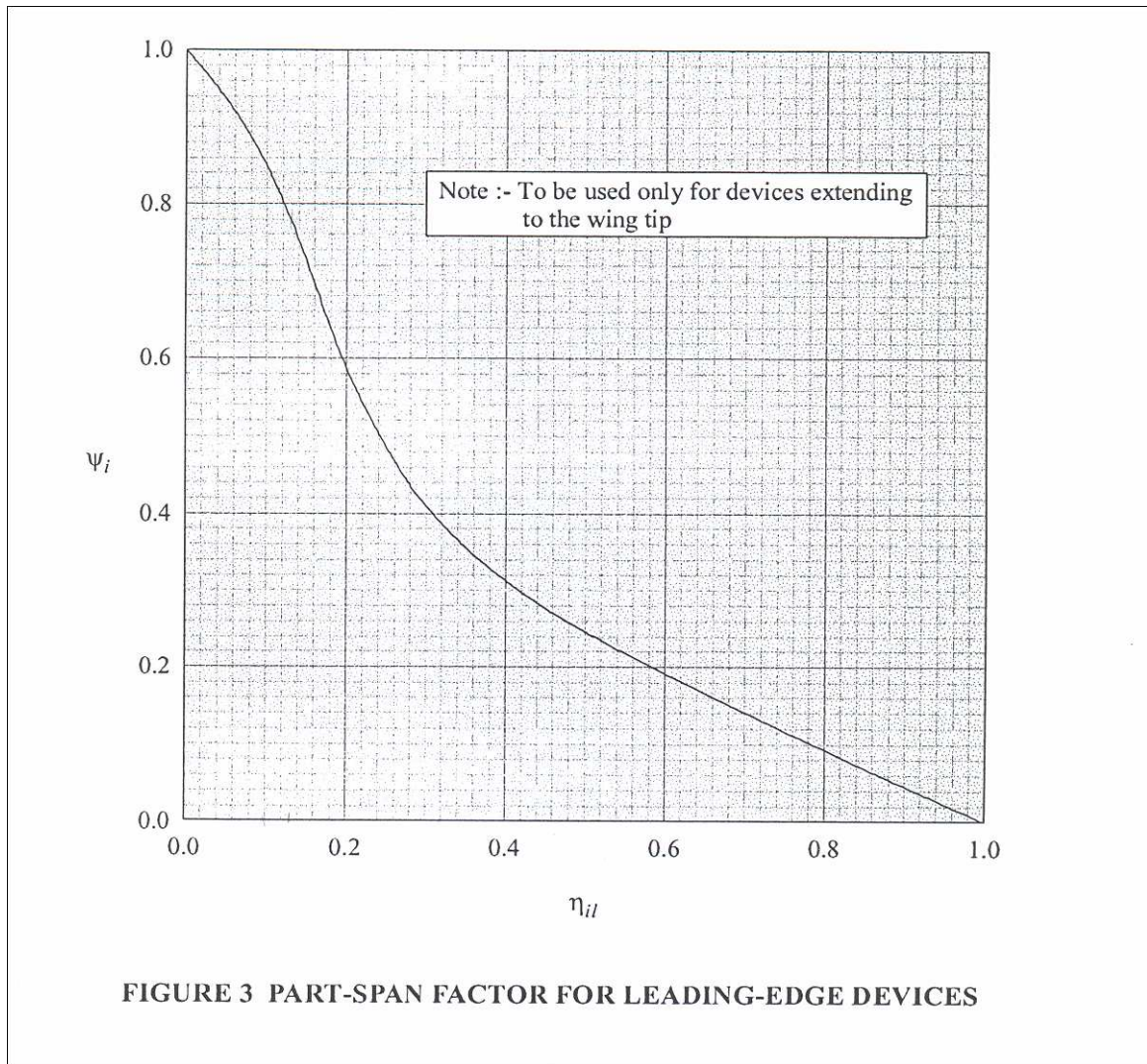


Bild 3.48 „part-span factor“ für Vorderkantenklappen (ESDU 92031, S.27)

3.5.2 Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts durch Hinterkantenklappen

Der Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts eines Flügels durch die Hinterkantenklappen wird nach **ESDU 91014** (S. 8 Gl. 6.5) durch folgenden Zusammenhang ermittelt:

$$\Delta C_{Lmax} = K_f K_{At} F_R \cos(A_{ht}) (\Delta C_{Lmt} / \mu_p) (\Phi_o - \Phi_i) \quad (3.59)$$

wobei:

- F_R Faktor zur Berücksichtigung des Reynoldszahleffekts an HAS aus Gleichung 3.55
- A_{ht} Pfeilwinkel der Scharnierlinie des TED

K_f Faktor für den Typ der Hinterkantenklappen:

$K_f = 1,0$ für Normal- und Spreizklappen

$K_f = 1,1$ für Spaltklappen

K_{Ar} Korrekturfaktor für die Pfeilung des Flügels nach **ESDU 91014** (S. 9 Gl. 6.7):

$$K_{Ar} = \cos^{2,5} \left(A_{1/4} \right) \quad (3.60)$$

ΔC_{Lmt} Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts des Profils an der Stelle η_p aus Abschnitt 3.3 (siehe Hinweis)

μ_p Aus Bild 3.38 (Abschnitt 3.4)

Φ „part-span factor“⁷

Φ_i Wert von Φ für η_{it} aus Bild 3.49 oder Bild 3.50

Φ_o Wert von Φ für η_{ot} aus Bild 3.49 oder Bild 3.50

η_{it} Lage der Innenkante des TED in Richtung der Spannweite

η_{ot} Lage der Außenkante des TED in Richtung der Spannweite.

Hinweis

ΔC_{Lmt} wird aus Abschnitt 3.4 für das Profil an der Stelle η_p und die Referenz Reynoldszahl $R_d = 3,5 \times 10^6$ berechnet. Bei einem gepfeilten Flügel ($A_{1/4} > 5^\circ$) werden die Geometrieparameter senkrecht zur Vorderkante genommen. Hierfür sind die Parametermodifikationen in Tabelle 3.6 erforderlich.

⁷ „lift coefficient increment due to part-span flaps extending symmetrically from wing centre-line divided by lift coefficient increment due to full-span flaps at same flap setting and wing angle of attack.“ (**ESDU 91014**, S.3)

Tabelle 3.6 Parameter für den gefeigten Flügel mit Hinterkantenklappen (ESDU 92014, S.9)

Parameter ungefeigten Flügels	Parameter gefeigten Flügels
(ρ_l/c)	$(\rho_l/c)/\cos \Lambda_0$
t/c	$(t/c)/\cos \Lambda_0$
z_{cm}/c	$(z_{cm}/c)/\cos \Lambda_0$
z_{lm}/c	$(z_{lm}/c)/\cos \Lambda_0$
$(z_{u1,25}/c)_p$	$\zeta_p = (z_{u1,25}/c)_p / \cos \Lambda_0$
δ_i	$\delta_i / \cos \Lambda_h$
δ_i°	$\delta_i^\circ / \cos \Lambda_h$
δ_{ij}	$\delta_{ij} / \cos \Lambda_h$
δ_{ij}°	$\delta_{ij}^\circ / \cos \Lambda_h$
$(\delta_i^\circ + \Phi_i^\circ)$	$(\delta_i^\circ + \Phi_i^\circ) / \cos \Lambda_h$

 δ_{ij} , δ_{ij}°

Ausschlag des Element „j“ einer Spaltklappe in [rad], [°]

(Alle anderen Parameter siehe Abschnitt 3.3)

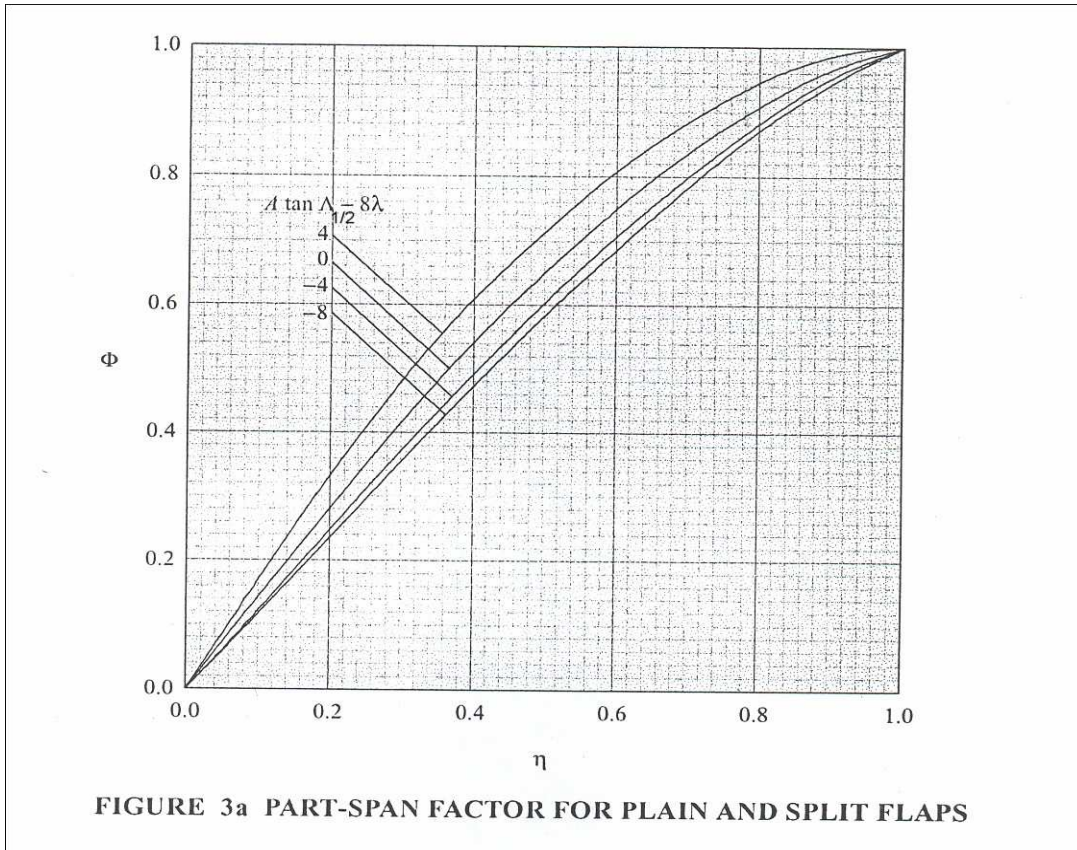


Bild 3.49 „part-span factor“ für Normal- und Spreizklappen (ESDU 91014, S. 25)

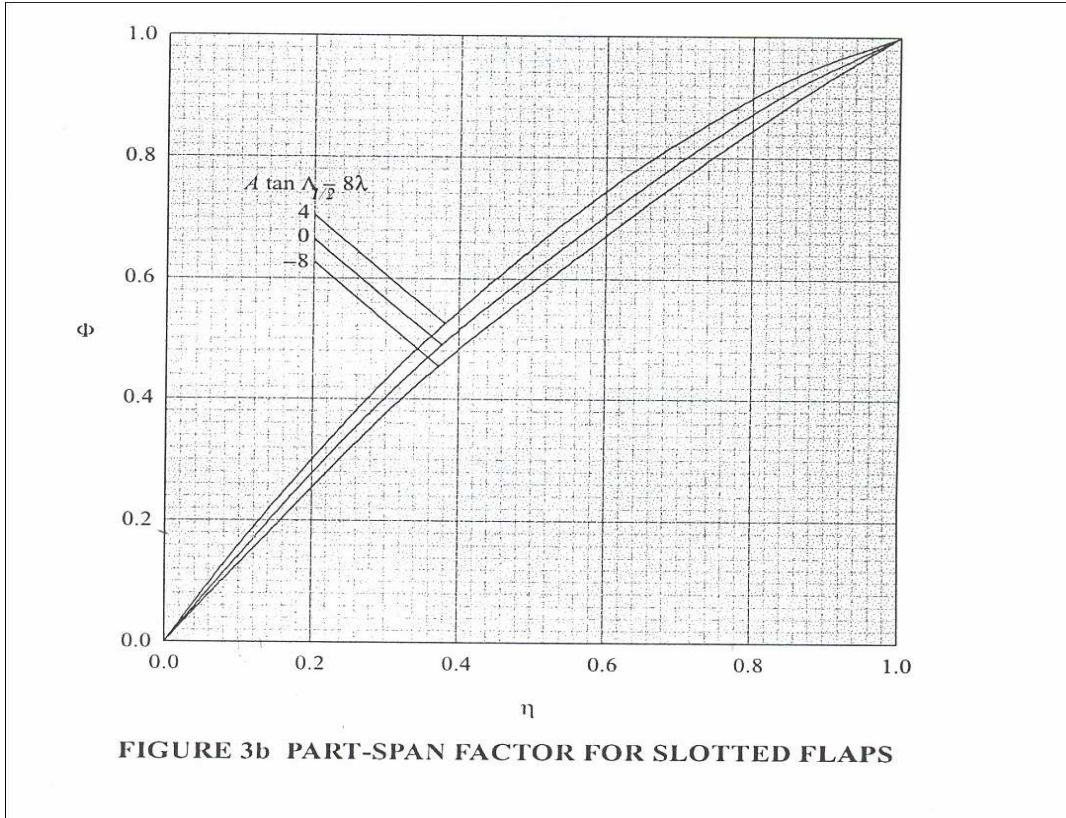


Bild 3. 50 „part-span factor“ für Spaltklappen (ESDU 91014, S. 25)

4 Maximale Auftriebsbeiwerte nach DATCOM

DATCOM 1978 stellt drei Methoden für die Berechnung des maximalen Auftriebsbeiwerts eines Flügels dar. Die erste (**Method 1**) setzt den Besitz eines Computerprogramms voraus und wird hier nicht beschrieben. Während die zweite (**Method 2**) für Flügel mit großer Streckung angewandt wird, ist die dritte (**Method 3**) für Flügel mit kleiner Streckung gültig.

4.1 Maximaler Auftriebsbeiwert eines Profils

Der maximale Auftriebsbeiwert eines Profils ohne Hochauftriebssystem wird nach **DATCOM 1978** (4.1.1.4) wie folgt abgeschätzt:

$$c_{lmax} = (c_{lmax})_{base} + \Delta_1 c_{lmax} + \Delta_2 c_{lmax} + \Delta_3 c_{lmax} + \Delta_4 c_{lmax} + \Delta_5 c_{lmax} \quad (4.1)$$

Dabei sind:

- $(c_{lmax})_{base}$ Maximaler Auftriebsbeiwert eines äquivalenten symmetrischen Profils mit dem gleichen Parameter Δy und der gleichen Dickenverteilung wie das vorhandene Profil (Bild 4.2)
- $\Delta_1 c_{lmax}$ Korrekturterm zur Berücksichtigung der Profilwölbung für Profile mit Dickenrücklage bei 30 % (Bild 4.3)
- $\Delta_2 c_{lmax}$ Korrekturterm zur Berücksichtigung einer Dickenrücklage⁸, die $\neq 30$ % ist (Bild 4.4)
- $\Delta_3 c_{lmax}$ Korrekturterm zur Berücksichtigung des Reynoldszahleffekts, für $R \neq 9 \times 10^6$ (Bild 4.5)
- $\Delta_4 c_{lmax}$ Korrekturterm zur Berücksichtigung der Oberflächenrauigkeit (Bild 4.6)
- $\Delta_5 c_{lmax}$ Korrekturterm für Machzahlen $M > 0,2$ (Bild 4.7).

Der Parameter Δy (sharpness parameter siehe Bild 4.1) lässt sich für bekannte NACA-Profile nach **DATCOM 1978** (S. 2.2.1-8) aus Tabelle 4.1 bestimmen.

⁸ Ist die Dickenrücklage bei 30 %, so ist $\Delta_2 c_{lmax} = 0$.

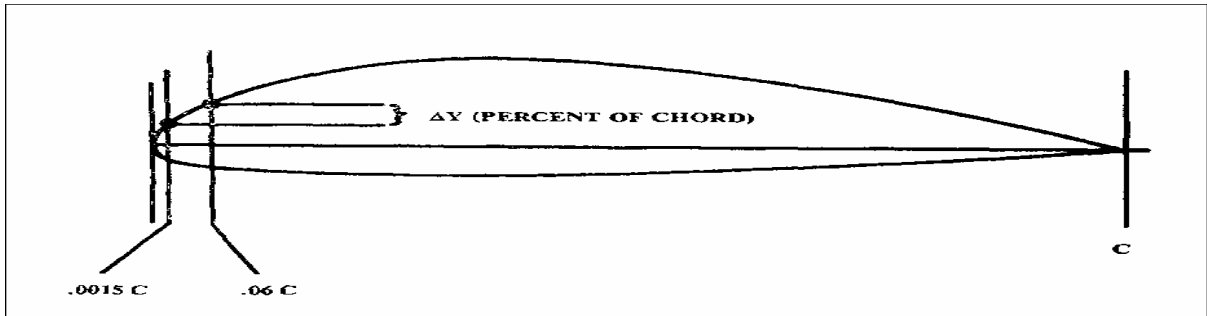


Bild 4.1 Definition des „sharpness parameter“ (Raymer1989, S. 269)

Tabelle 4.1 Abschätzung des Parameters Δy DATCOM 1978 (S. 2.2.1-8)

Profiltyp	Δy
NACA 4 digit	26,0(t/c)
NACA 5 digit	26,0(t/c)
NACA 63. Serie	22,0(t/c)
NACA 64. Serie	21,3(t/c)
NACA 65. Serie	19,3(t/c)
NACA 66. Serie	18,3(t/c)

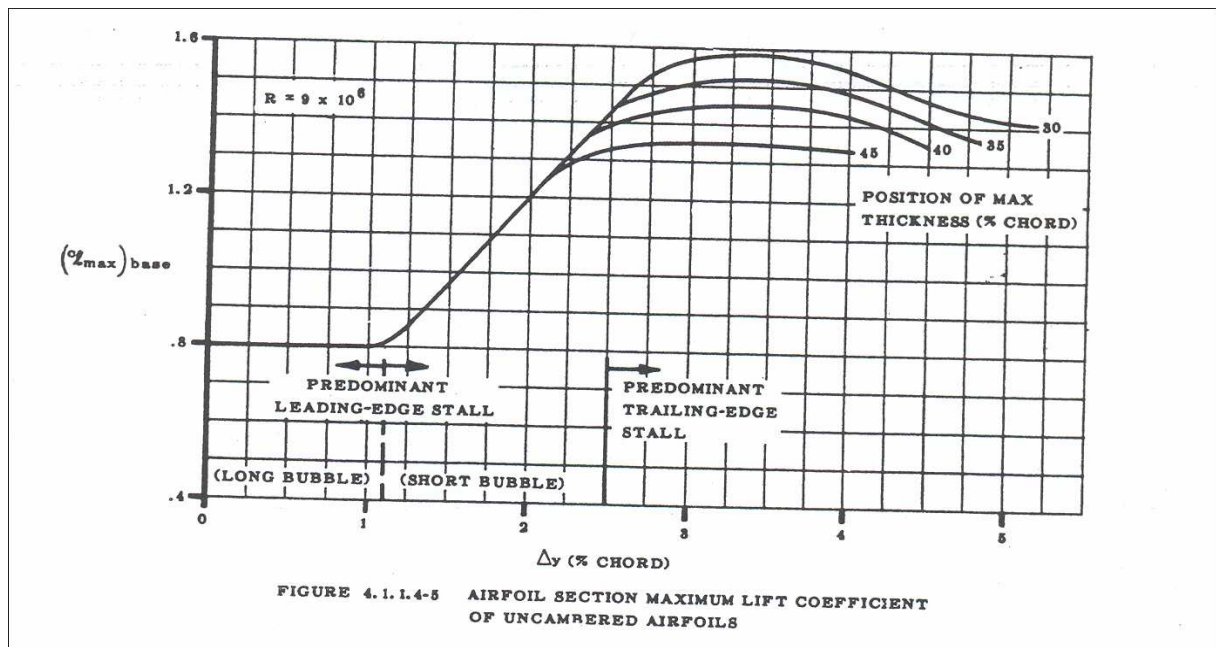


Bild 4.2 Maximaler Auftriebsbeiwert eines symmetrischen Profils bei $R = 9 \times 10^6$ (DATCOM 1978, S. 4.1.1.4-5)

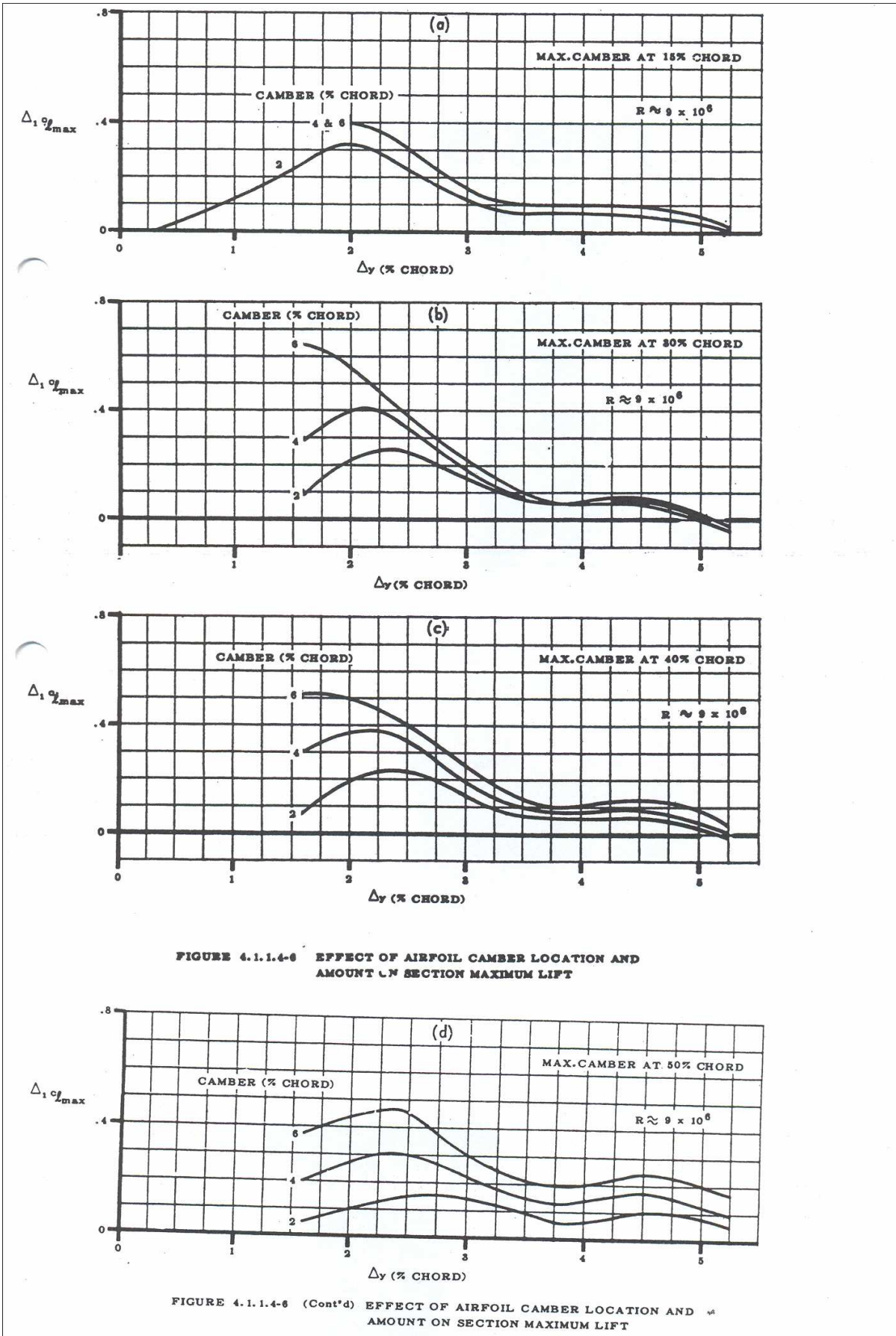


FIGURE 4.1.1.4-6 EFFECT OF AIRFOIL CAMBER LOCATION AND AMOUNT ON SECTION MAXIMUM LIFT

FIGURE 4.1.1.4-6 (Cont'd) EFFECT OF AIRFOIL CAMBER LOCATION AND AMOUNT ON SECTION MAXIMUM LIFT

Bild 4.3

Korrekturterm für die Wölbung bei Dickenrücklage von 30 % (DATCOM 1978, S. 4.1.1.4-6)

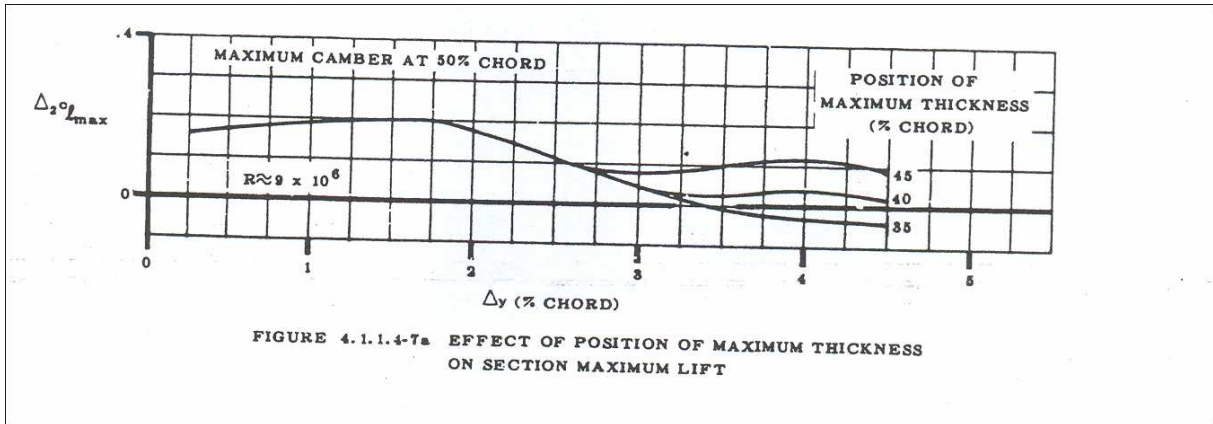


Bild 4.4 Einfluss der Dickenrücklage auf den maximalen Auftriebsbeiwert (DATCOM 1978, S. 4.1.1.4-7)

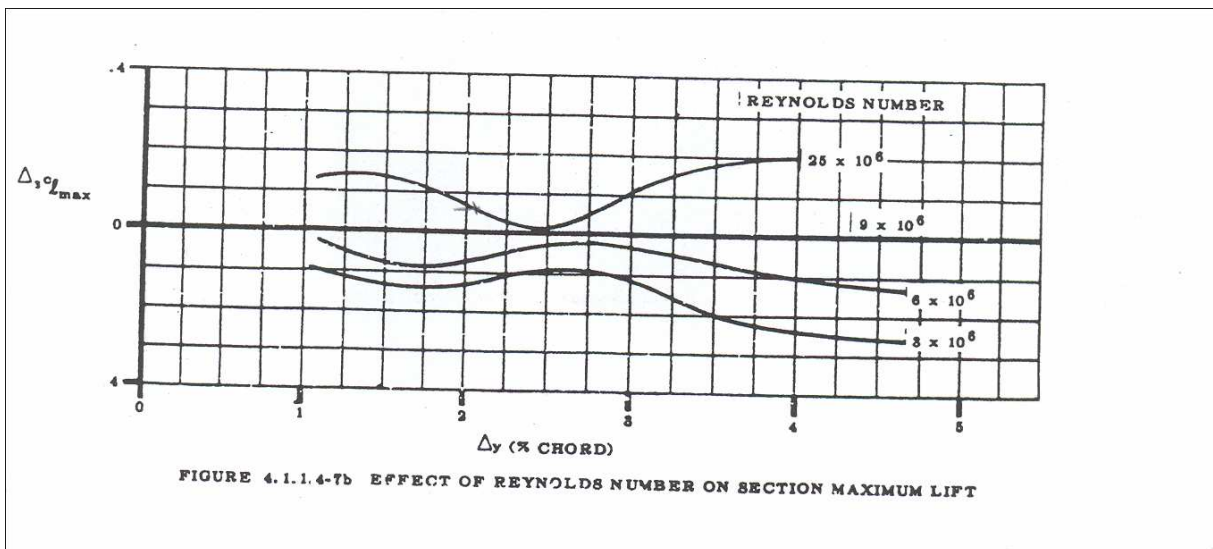


Bild 4.5 Einfluss der Reynoldszahl auf den maximalen Auftriebsbeiwert (DATCOM 1978, S. 4.1.1.4.7)

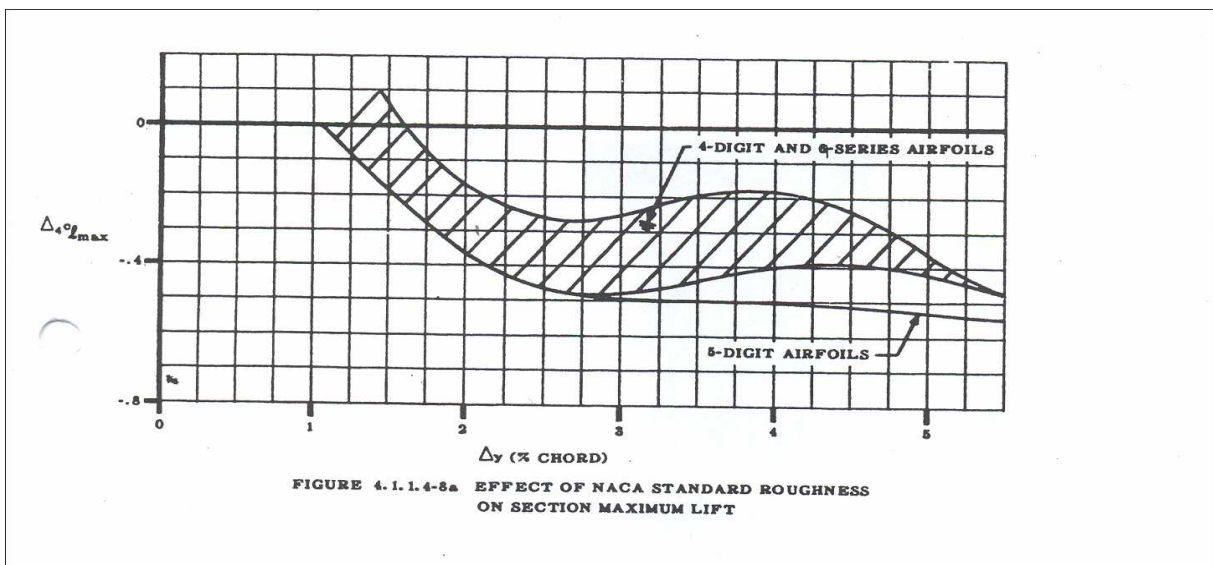


Bild 4.6 Einfluss des Rauigkeitsstandard von NACA (DATCOM 1978, S. 4.1.1.4 - 8)

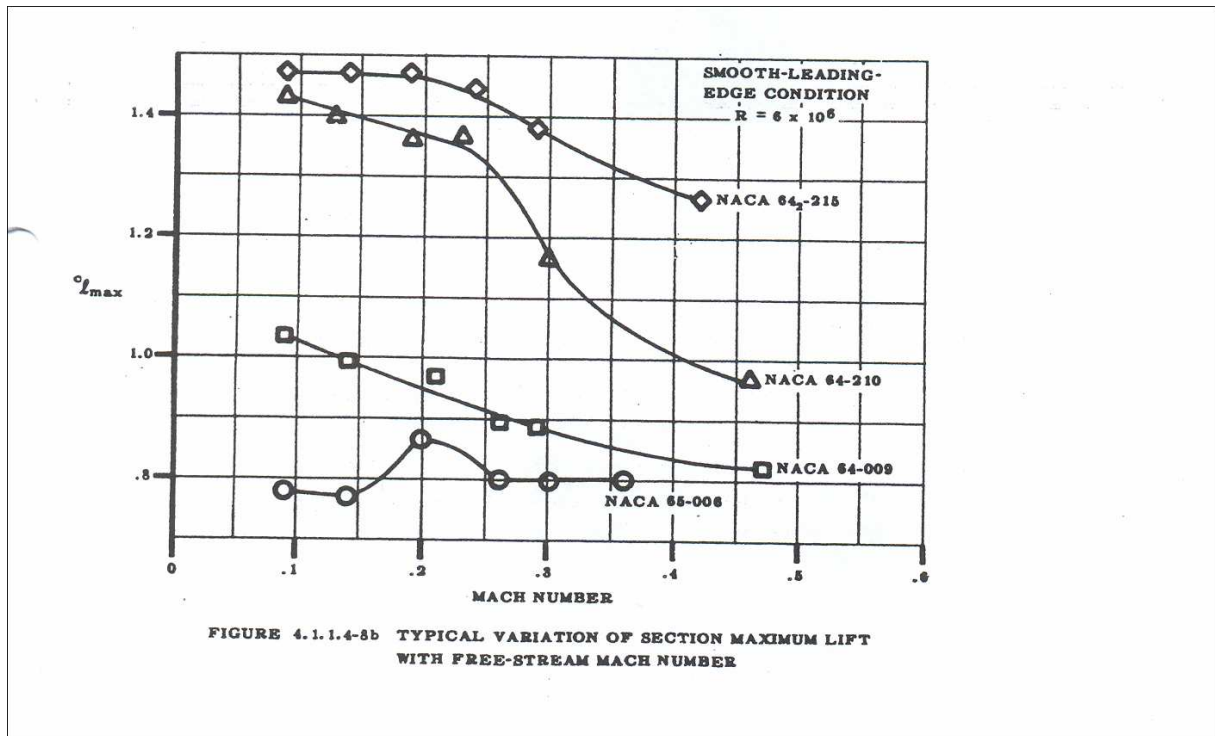


Bild 4.7 Einfluss der Machzahl auf den maximalen Auftriebsbeiwert des Profils (DATCOM 1978, S. 4.1.1.4-8)

4.2 Maximaler Auftriebsbeiwert eines Profils mit Vorderkantenklappen

Der maximale Auftriebsbeiwert eines Profils mit Vorderkantenklappen setzt sich zusammen aus dem maximalen Auftriebsbeiwert des Basisprofils (Profil ohne Hochauftriebssystem) und der Zunahme des maximalen Auftriebsbeiwerts durch das Ausfahren der Vorderkantenklappen.

$$c_{l_{max,s}} = c_{l_{max,clean}} + \Delta c_{l_{max,s}}$$

Darin ist

$c_{l_{max,clean}}$ Maximaler Auftriebsbeiwert des Basisprofils nach Abschnitt 4.1

$\Delta c_{l_{max,s}}$ Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts durch Vorderkantenklappen

Im Unterschallbereich kann der Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts eines Profils durch Vorderkantenklappen nach **DATCOM 1978** (6.1.1.3-b) abgeschätzt werden. Jedoch kann diese Abschätzung nicht auf Krüger-Klappen angewandt werden, aufgrund der starken Abhängigkeit der Ergebnisse von dem Ausschlag der Hinterkantenklappen. Für Vorderkanten-

klappen liefert diese Methode sinnvolle Ergebnisse bis zu einem Ausschlag von 30° . Hingegen wird empfohlen sie auf Vorflügeln nur bis zu einem Ausschlag von 20° anzuwenden, darüber hinaus wird der Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts überschätzt (DATCOM 1978, S. 6.1.1.3-4). Es gilt

$$\Delta c_{lmax,s} = c_{l\delta max} \eta_{max} \eta_{\delta} \delta_f \frac{c'}{c} \quad (4.2)$$

Wobei:

- $c_{l\delta max}$ Theoretische maximale Klappenwirksamkeit aus Bild 4.8
- η_{max} Empirischer Faktor (aus Bild 4.9)⁹ zur Berücksichtigung des Verhältnisses „Vorderkantenradius/relative Profildicke“ $LER/(t/c)$
- η_{δ} Empirischer Faktor aus Bild 4.10 zur Berücksichtigung des Unterschiedes zwischen dem wirklichen und optimalen Ausschlagwinkel
- δ_f Ausschlagwinkel des LED in [rad] (siehe Bild 4.11)
- c'/c Verhältnis der Profiltiefe mit und ohne Ausschlag des LED (siehe Bild 4.11).

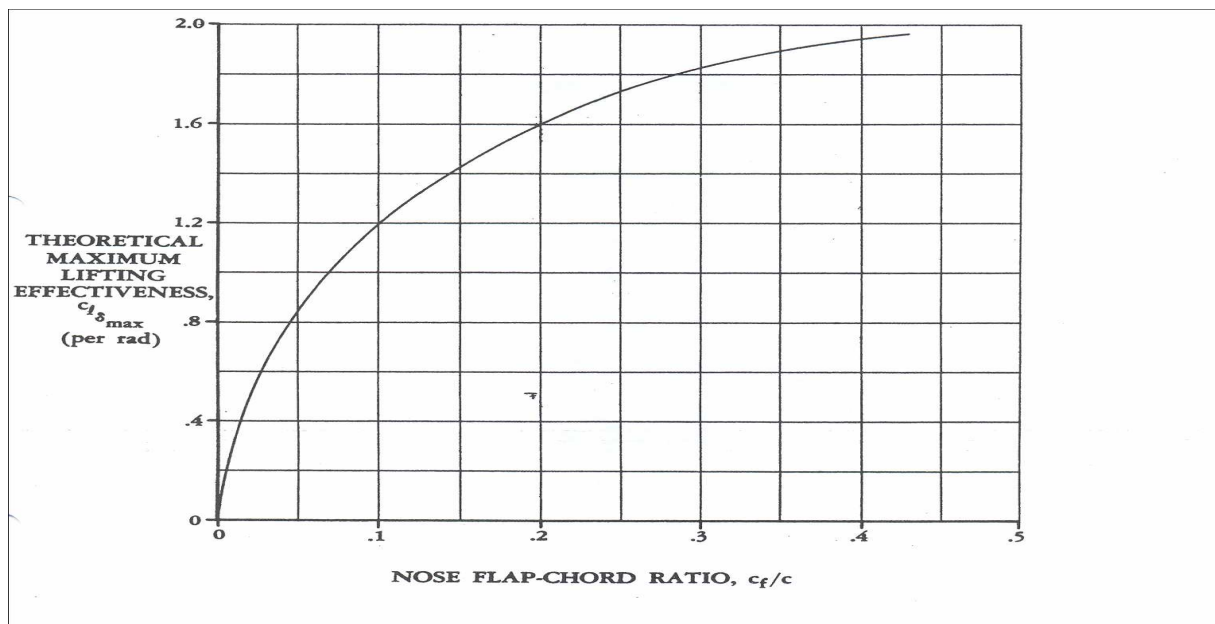


Bild 4.8 Theoretische maximale Klappenwirksamkeit (DATCOM 1978, S. 6.1.1.3-13)

⁹ In der Kurve für slats ist Unstetigkeit zu beobachten, die dadurch entstanden ist, dass für die linke Hälfte alte NACA Testdaten und für die rechte Hälfte neuere Testergebnisse zu Grunde lagen.

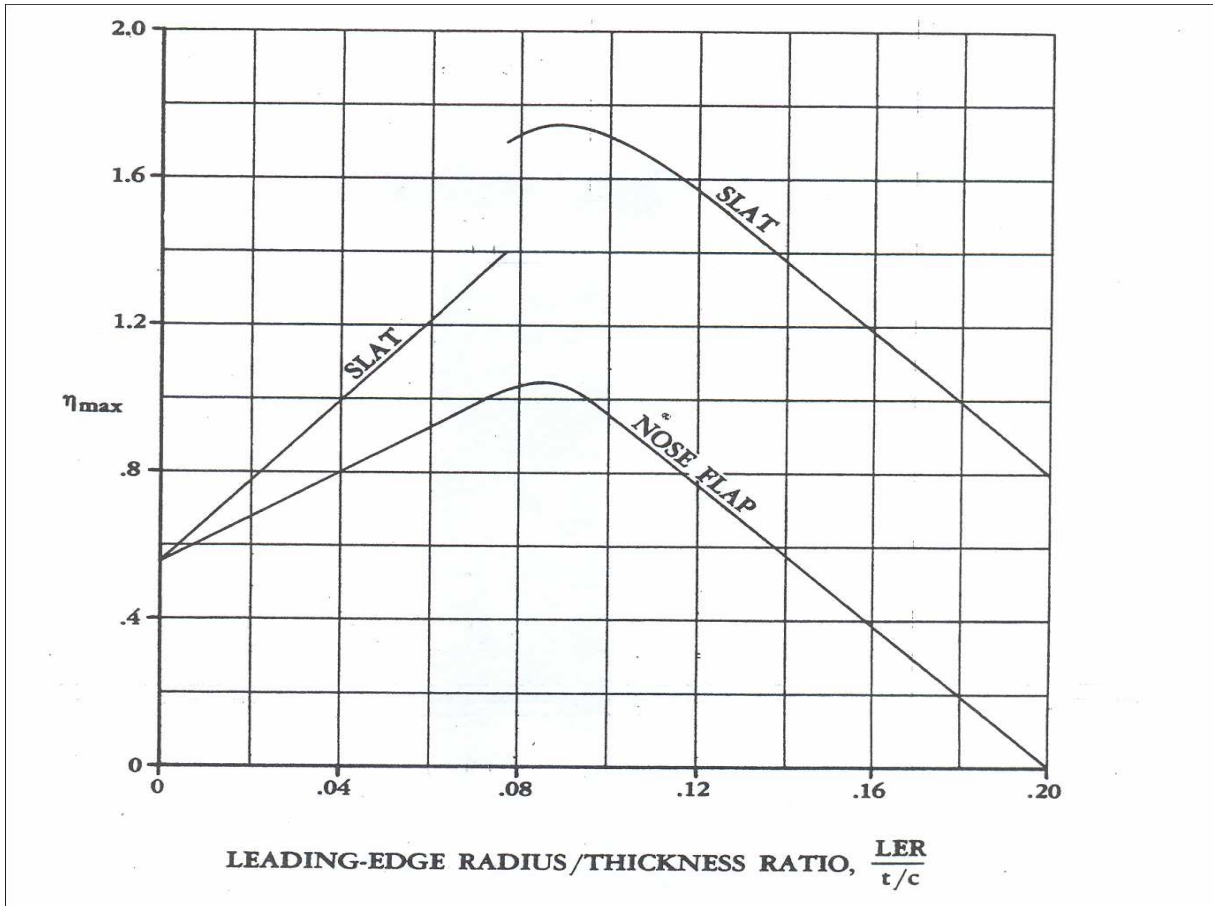


Bild 4.9 Empirischer Faktor zur Berücksichtigung des Verhältnisses $LER/(t/c)$
(DATCOM 1978, S. 6.1.1.3-15)

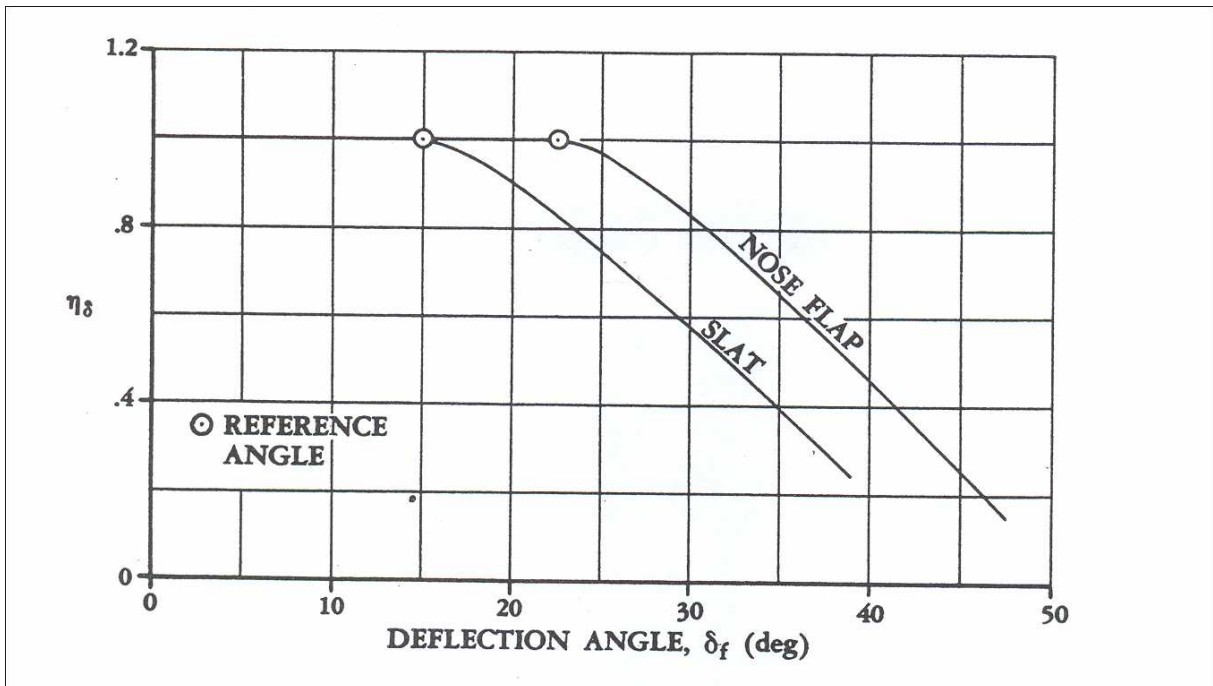


Bild 4.10 Empirischer Faktor zur Berücksichtigung des Vorderkatenausschlags
(DATCOM 1978, S. 6.1.1.3-16)

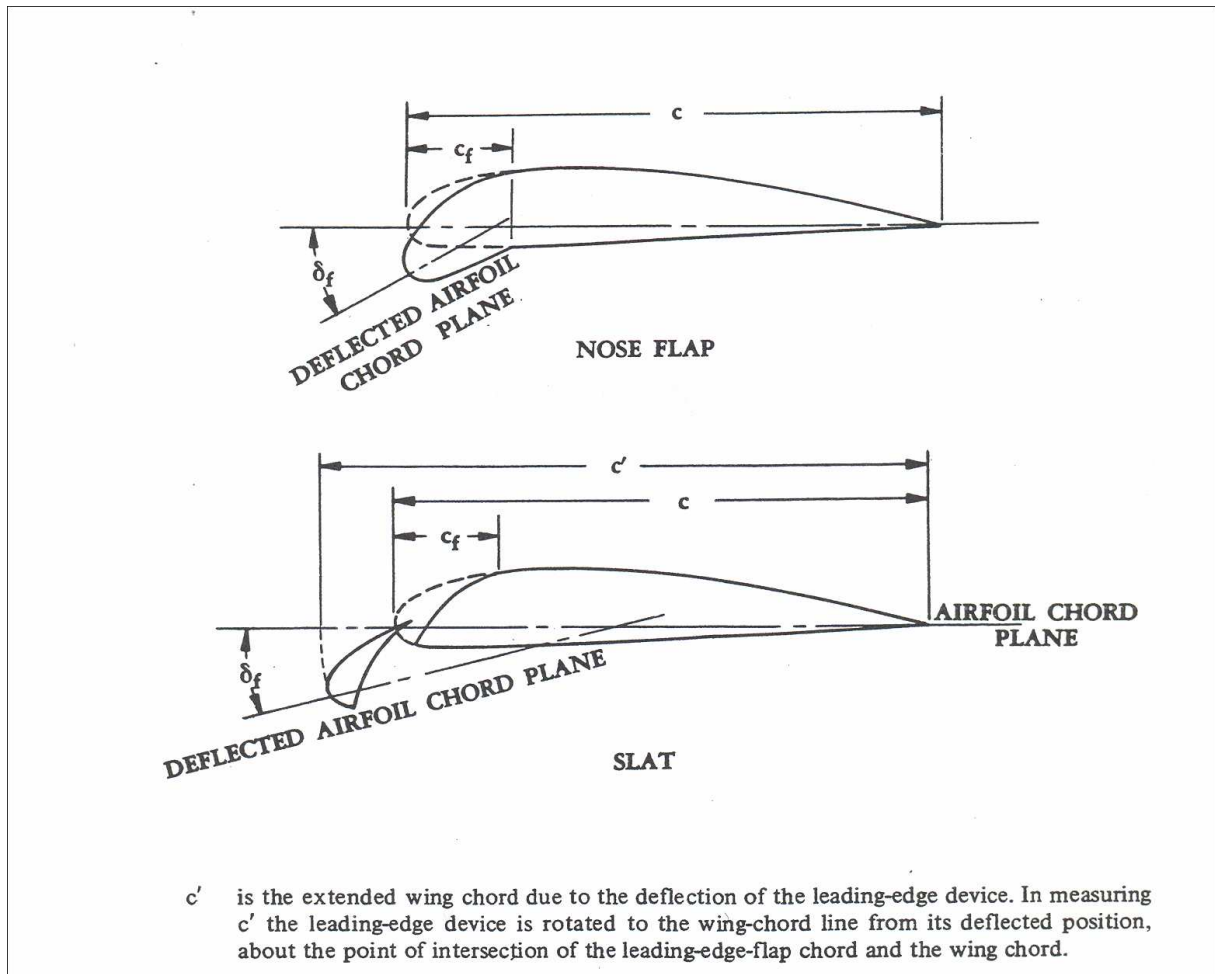


Bild 4.11 Geometrieparameter für Nasenklappe und Vorflügel (DATCOM 1978, S. 6.1.1.1-51)

4.3 Maximaler Auftriebsbeiwert eines Profils mit Hinterkantenklappen

Der maximale Auftriebsbeiwert eines Profils mit Hinterkantenklappen wird nach

$$c_{lmax,f} = c_{lmax, clean} + \Delta c_{lmax,f}$$

berechnet. Wobei:

$c_{lmax, clean}$ Maximaler Auftriebsbeiwert des Basisprofils nach Abschnitt 4.1

$\Delta c_{lmax,f}$ Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts durch Vorderkantenklappen.

Der Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts eines Profils durch Normal-, Spreiz- oder Spaltklappen wird nach **DATCOM 1978** (6.1.1.3-a) wie folgt abgeschätzt:

$$\Delta c_{l_{max,f}} = K_1 K_2 K_3 (\Delta c_{l_{max}})_{Base} \quad (4.3)$$

Darin

$(\Delta c_{l_{max}})_{Base}$ Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts durch eine Klappe mit 25 % Klappentiefe aus Bild 4.12, bei dem Referenzklappenausschlag aus Bild 4.14

K_1 Faktor zur Berücksichtigung einer Klappentiefe $c_f/c \neq 0,25$ aus Bild 4.13

K_2 Faktor zur Berücksichtigung eines vom Referenzwert abweichenden Klappenausschlags aus Bild 4.14

K_3 Faktor zur Berücksichtigung der Klappenbewegung aus Bild 4.15.

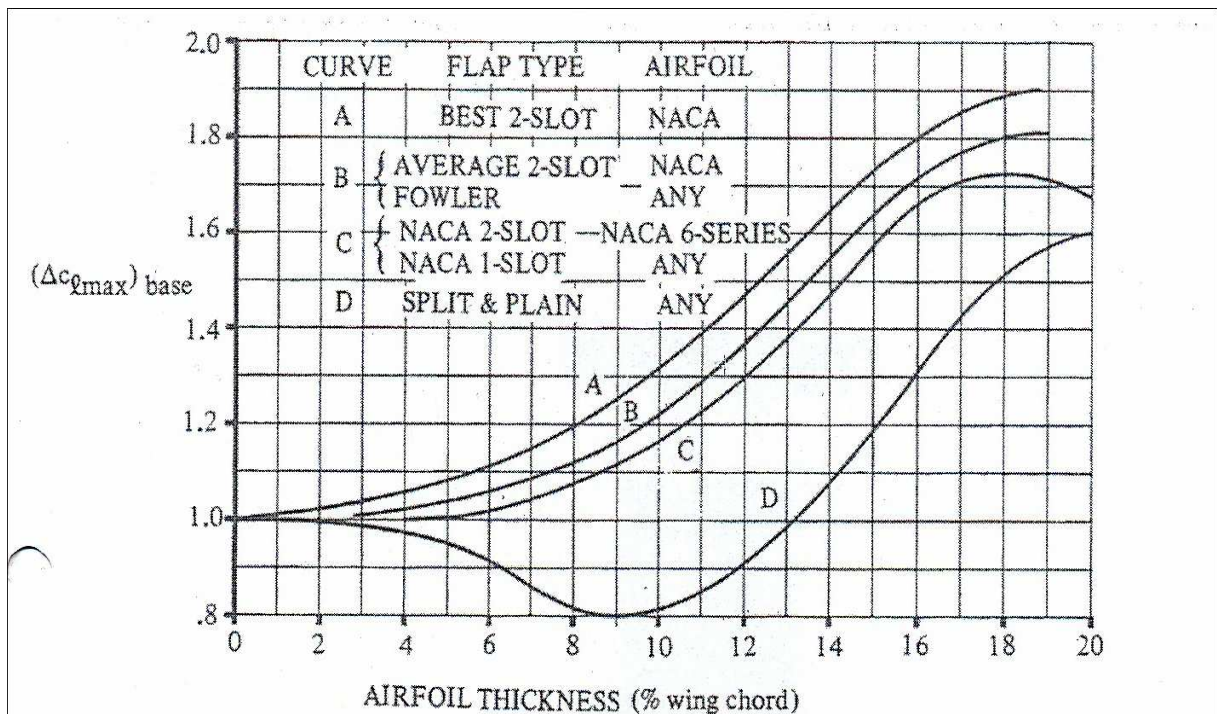


Bild 4.12 Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts durch Klappen mit $c_f/c = 0,25$ (DATCOM 1978, S. 6.1.1.3-12)

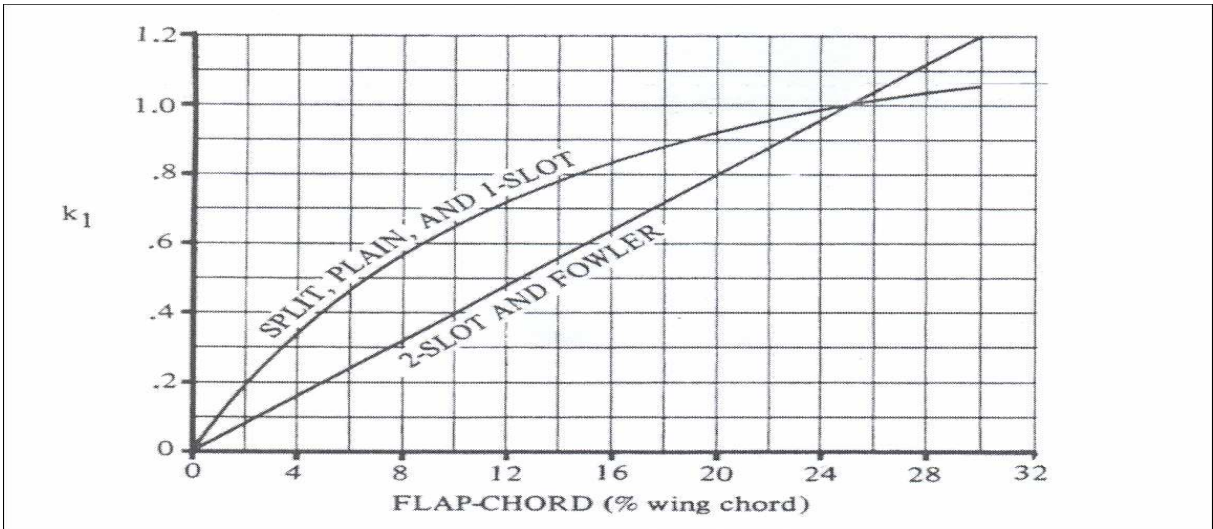


Bild 4.13 Korrekturfaktor für Klappen mit $c_f/c \neq 0,25$ (DATCOM 1978, S. 6.1.1.3-12)

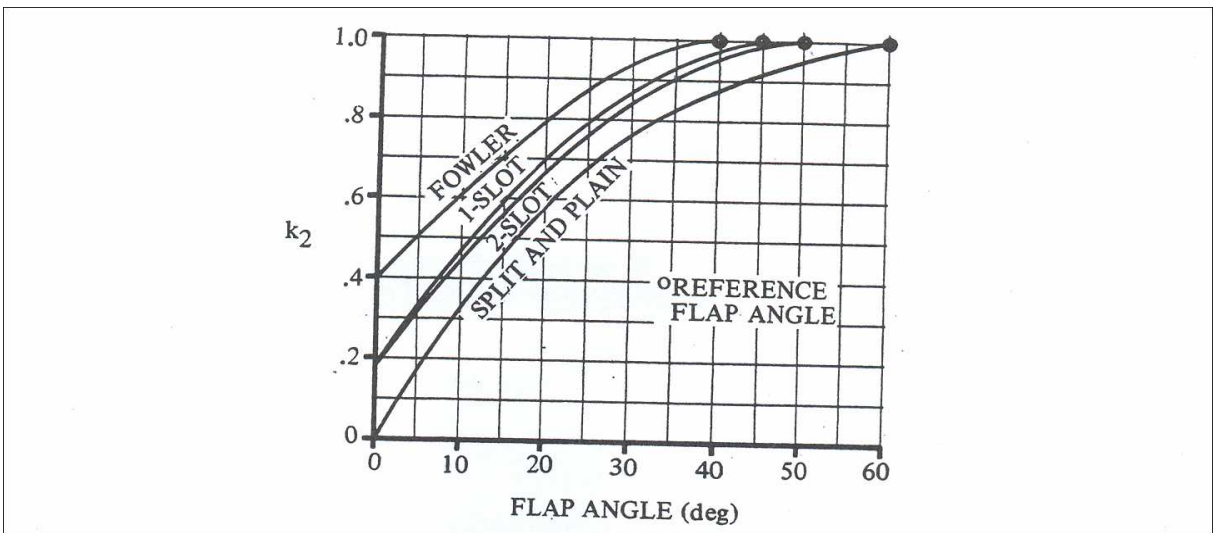


Bild 4.14 Korrekturfaktor für einen vom Referenzwert abweichenden Klappenausschlag (DATCOM 1978, S. 6.1.1.3-13)

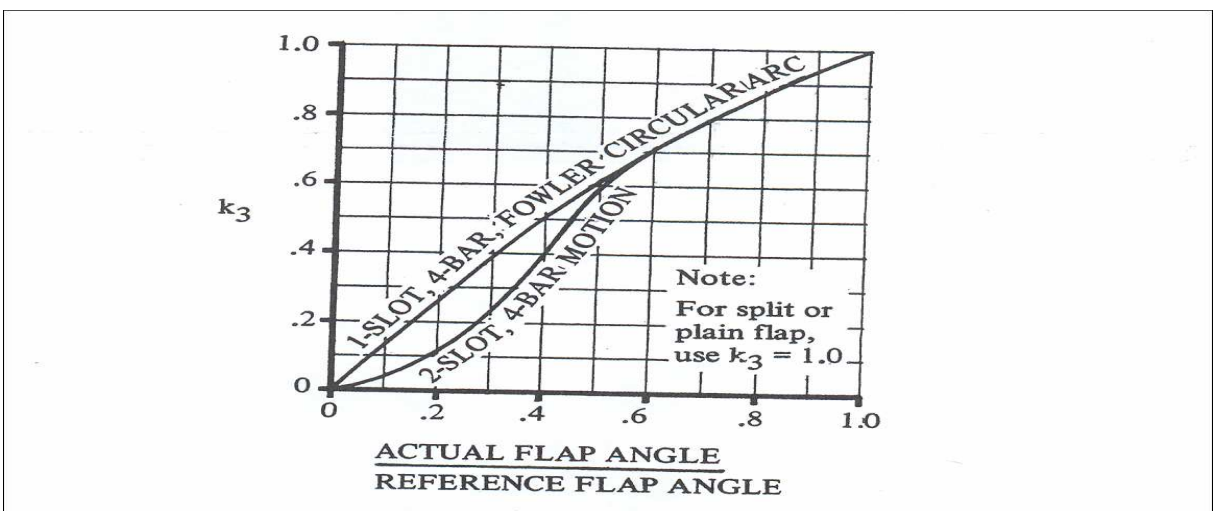


Bild 4.15 Korrekturfaktor für die Klappenbewegung (DATCOM 1978, S. 6.1.1.3-13)

4.4 Maximaler Auftriebsbeiwert eines Flügels

DATCOM 1978 unterscheidet bei der Berechnung des maximalen Auftriebsbeiwerts zwischen zwei Flügeltypen:

Flügel mit einer Streckung

$$A < 3 / ((C_1 + 1) \cos \Lambda_{LE}) \quad (4.4)$$

werden mit **Methode 3** berechnet.

Flügeln mit einer Streckung

$$A > 4 / ((C_1 + 1) \cos \Lambda_{LE}) \quad (4.5)$$

werden mit **Methode 2** berechnet. Im weiteren Verlauf wird diese Methode beschrieben, da die meisten Passagierflugzeuge diesem Flügeltyp entsprechen.

Dabei ist

- A Die Streckung,
- C_1 Faktor zur Berücksichtigung der Zuspitzung aus Bild 4.16 und
- Λ_{LE} Pfeilwinkel der Vorderkante.

Für den Bereich zwischen den Grenzen:

$$\frac{3}{(C_1 + 1) \cos \Lambda_{LE}} \leq A \leq \frac{4}{(C_1 + 1) \cos \Lambda_{LE}} \quad (4.6)$$

können beide Methoden angewandt werden.

Für ungeschränkte Trapezflügel mit über die Spannweite konstantem Profil, deren Streckung die Gleichung 4.5 erfüllt, gilt:

$$C_{Lmax, clean} = \left(\frac{C_{Lmax}}{c_{lmax}} \right) c_{lmax} + \Delta C_{Lmax} \quad (4.7)$$

darin:

$$\left(\frac{C_{Lmax}}{c_{lmax}} \right)$$

Verhältnis des maximalen Auftriebsbeiwerts des Flügels zu dem des Profils aus

Bild 4.17

c_{lmax}

Maximaler Auftriebsbeiwert des Profils bei $M \approx 0,2$ aus Testergebnissen oder Profilkatalogen, andernfalls kann eine Abschätzung mit Gleichung 4.1 erfolgen

ΔC_{Lmax}

Machzahlkorrekturfaktor aus Bild 4.18.

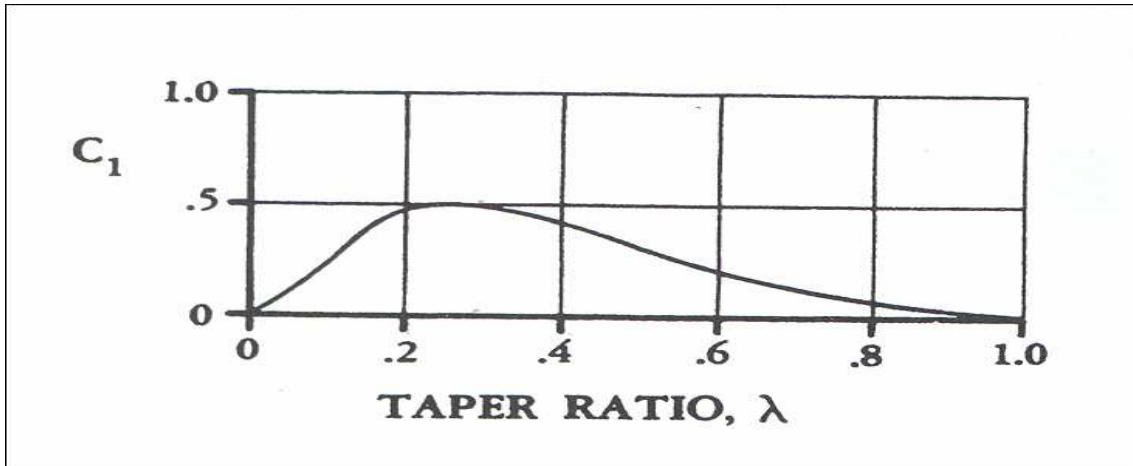


Bild 4.16 Korrekturfaktor für die Zuspitzung (DATCOM 1978, S. 4.1.3.4-24)

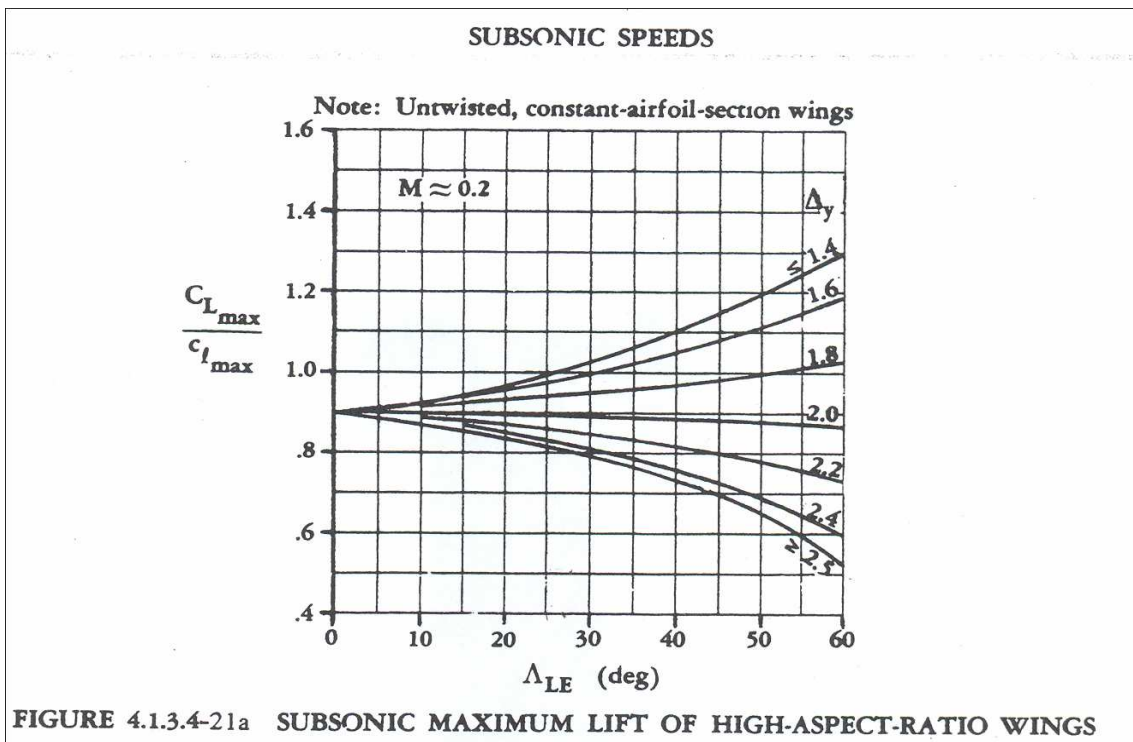


FIGURE 4.1.3.4-21a SUBSONIC MAXIMUM LIFT OF HIGH-ASPECT-RATIO WINGS

Bild 4.17

Verhältnis des maximalen Auftriebsbeiwerts des Flügels zu dem des Profils (DATCOM 1978, S. 4.1.3.4-21)

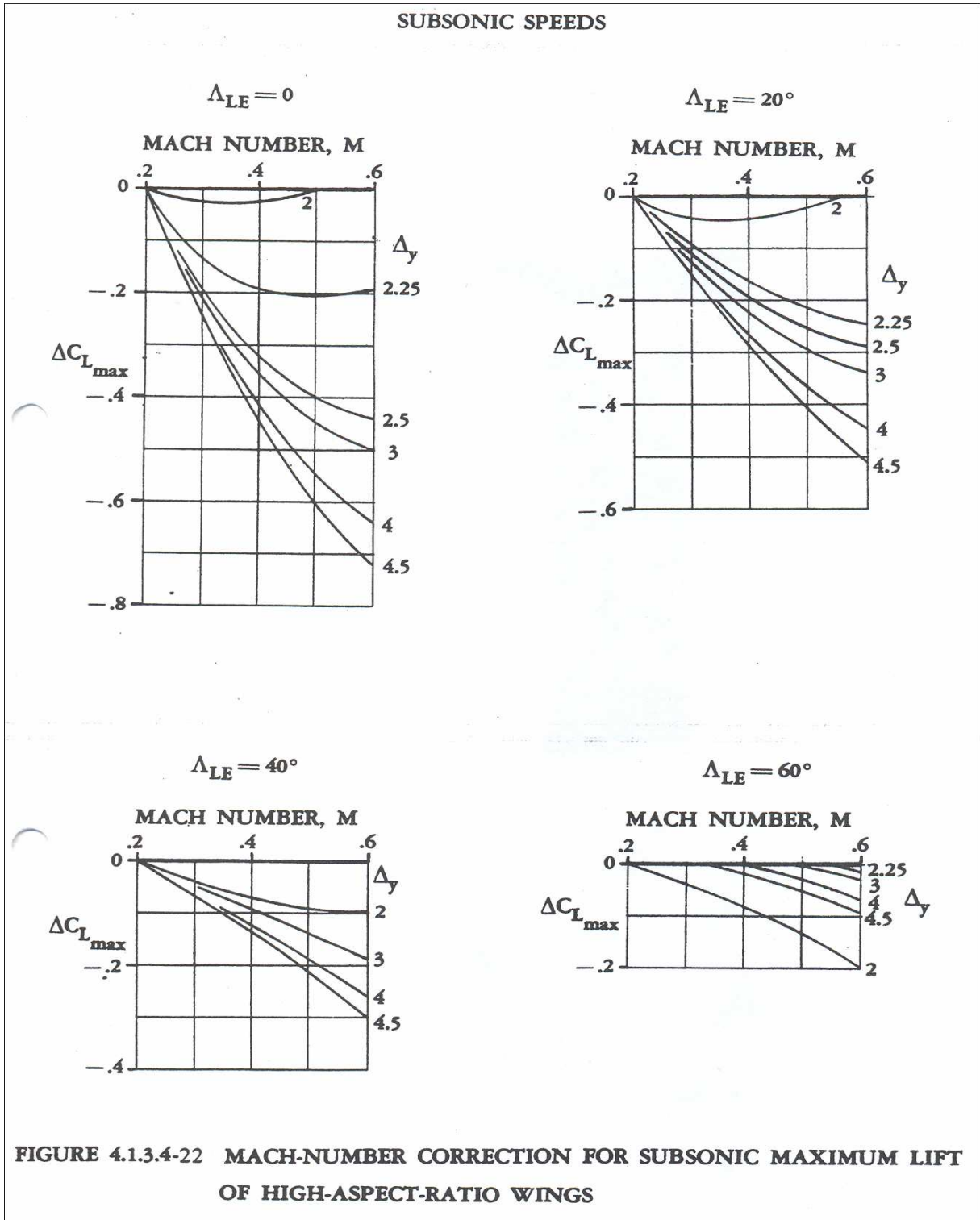


Bild 4.18 Machzahlkorrekturfaktor (DATCOM 1978, S. 4.1.3.4-22)

4.5 Maximaler Auftriebsbeiwert eines Flügels mit Hochauftriebssystem

Nach **Scholz 1999** (Skript zur Vorlesung Flugzeugentwurf S. 8-18) und mit Analogie zur Methode der ESDU, setzt sich der maximale Auftriebsbeiwert eines Flügels mit Vorder- und Hinterkantenklappen zusammen aus:

$$C_{Lmax} = C_{Lmax, clean} + \Delta C_{Lmax, s} + \Delta C_{Lmax, f} \quad (4.8)$$

mit:

- $C_{Lmax, clean}$ Maximaler Auftriebsbeiwert des Flügels ohne Hochauftriebssystem aus Abschnitt 4.4
- $\Delta C_{Lmax, s}$ Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts durch Vorderkantenklappen aus Abschnitt 4.5.1
- $\Delta C_{Lmax, f}$ Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts durch Hinterkantenklappen aus Abschnitt 4.5.2.

4.5.1 Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts durch Vorderkantenklappen

Die von **DATCOM 1978** vorgestellte Methode zum Abschätzen des Anstiegs des maximalen Auftriebsbeiwerts eines Flügels, nimmt für das Vorflügelprofil einen maximalen Auftriebsbeiwert von 1,28 ($c_{lmax} = 1,28$) an. Sollte jedoch der tatsächliche maximale Auftriebsbeiwert des Vorflügelprofils (aus Windkanalversuche) vorhanden sein, so muss dieser in der folgenden Gleichung anstatt des Werts 1,28 eingesetzt werden. Nach **DATCOM 1978** (S. 6.1.4.3-2) gilt:

$$\Delta C_{Lmax, s} = 1,28 \left(\frac{c_f/c}{0,18} \right) \left(\frac{b_{slat}}{b_e} \right)^2 \cos^2 \Lambda_{c/4} \quad (4.9)$$

Bei den Parametern handelt es sich um:

- c_f/c Das Profiltiefenverhältnis des Vorflügels zum Flügel

$\frac{b_{slat}}{b_e}$	Das Verhältnis der gesamten ¹⁰ Vorflügelspannweite zur „exposed wing span“ ¹¹
$\Lambda_{c/4}$	Pfeilwinkel der 25 % Linie.

4.5.2 Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwert durch Hinterkantenklappen

Für einen Flügel mit Hinterkantenklappen lässt sich der Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts nach **DATCOM 1978** (S. 6.1.4.3-2) abschätzen.

$$\Delta C_{Lmax,f} = \Delta c_{lmax,f} \frac{S_{wf}}{S_w} K_\Lambda \quad (4.10)$$

Dabei ist:

$\Delta c_{lmax,f}$	Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts des Profils aus Abschnitt 4.3
$\frac{S_{wf}}{S_w}$	Flächenverhältnis nach Bild 2.3 (Abschnitt 2)
K_Λ	Korrekturfaktor für die Flügelpfeilung aus Bild 4.19.

¹⁰ Bei mehreren Vorflügelsegmenten ist b_{slat} die gesamte Spannweite aller Segmente.

¹¹ Die „exposed wing span“ b_e ergibt sich aus $b_e = b - d_f$, wobei b die Spannweite des Flugzeugs und d_f der Rumpfdurchmesser sind. (**DATCOM 1978**, Section 4.3.1.2)

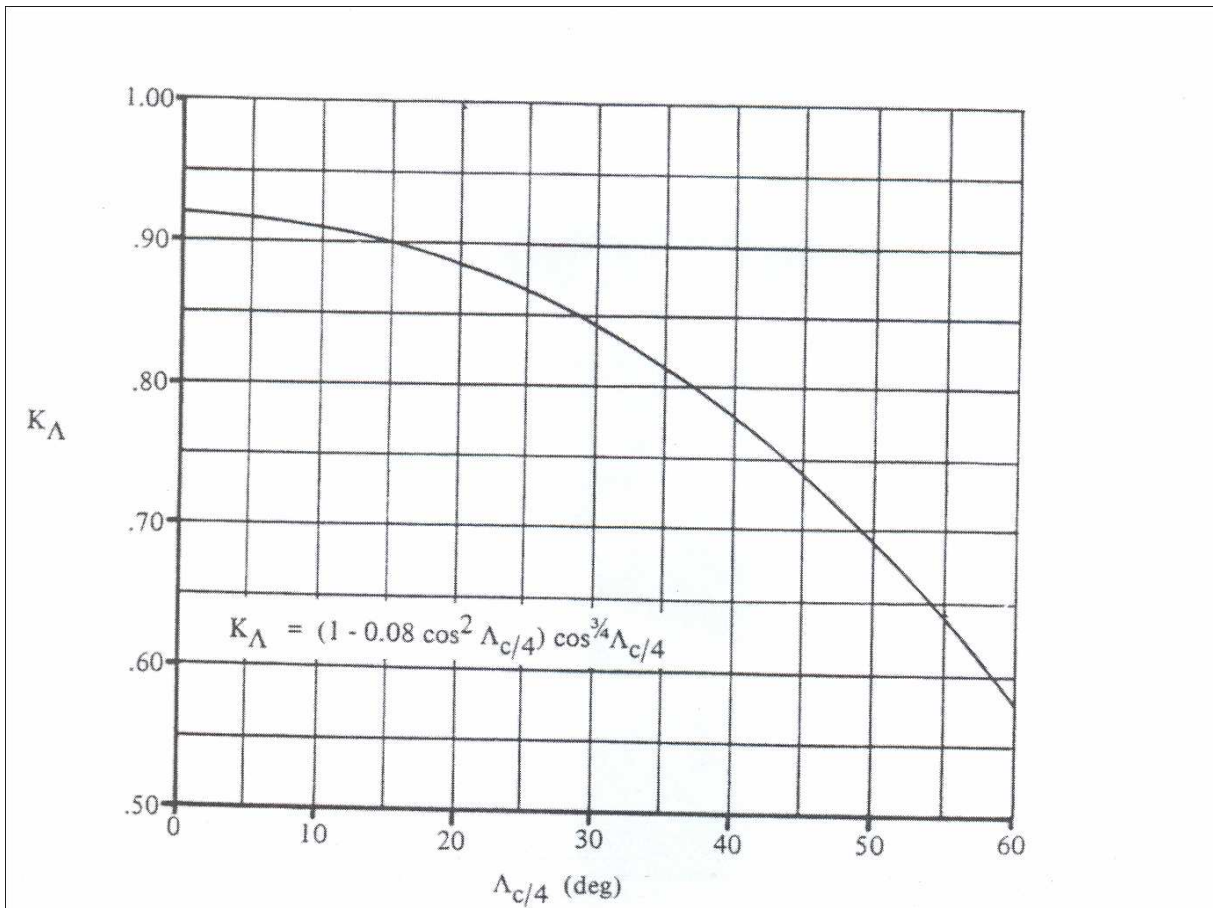


Bild 4.19 Korrekturfaktor für die Flügelpeilung (DATCOM 1978, S. 6.1.4.3-10)

5 Geometrie der Beispielflügel

Für den Vergleich der beiden Methoden, der ESDU und des DATCOM, wurden zwei Flügel mit unterschiedlichen Hochauftriebssystemen gewählt:

- Hochauftriebssystem mit einem Vorflügel und einer Einfachspaltklappe (HVES)
- Hochauftriebssystem mit einem Vorflügel und einer Doppelspaltklappe (HVDS).

5.1 Hochauftriebssystem mit Einfachspaltklappe

Flügelgeometrie

Die Hauptgeometrieparameter des Flügels sind in Tabelle 5.1 zusammengefasst.

Tabelle 5.1 Flügelgrundgeometrie für HVES

Parameter		Wert	Einheit
Flügelfläche	S	122,4	[m ²]
Mittlere aerodynamische Flügeltiefe	c_{amc}	4,1935	[m]
Mittlere geometrische Flügeltiefe	c_{gmc}	3,6092	[m]
Spannweite	b	33,9132	[m]
Streckung	A	9,396	[-]
Zuspitzung	λ	0,246	[-]
Flügeltiefe an der Wurzel	c_r	6,0741	[m]
Flügeltiefe an der Spitze	c_t	1,4956	[m]
Pfeilwinkel der 25 % Linie	$A_{1/4}$	24,96	[°]
Verwindung an der Flügelspitze	δ_{tt}	-2,66	[°]
„slat span to exposed span Ratio“	b_{slat}/b_e	1,0	[-]
Flächenverhältnis	S_{wf}/S_w	0,6635	

Weitere Geometrieparameter werden zum größten Teil nur für die **Methode der ESDU** benötigt. Diese werden hier ermittelt und in Tabelle 5.2 mit Angabe der Berechnungsformel (falls nötig) gegeben:

- Zuspitzungsparameter nach Gleichung 3.50 mit λ aus Tabelle 5.1.

$$\begin{aligned}\kappa &= \frac{1 + 2 \cdot 0,246}{3(1 + 0,246)} \\ &= 0,3991\end{aligned}$$

- Pfeilung der Vorderkante, der 50 %-Linie und Hinterkante werden nach **ESDU 70011** (S. 3 Gl. 2.3) berechnet. Allgemein gilt:

$$A \tan A_{1/2} = A \tan A_n + 2(2n-1) \frac{1-\lambda}{1+\lambda} \quad (5.1)$$

Umgeformt für $A_{1/4}$ ($n=1/4$) heißt das:

$$\tan A_{1/2} = \tan A_{1/4} - \frac{1}{A} \frac{1-\lambda}{1+\lambda} \quad (5.2)$$

In Gleichung 5.1 eingesetzt und umgeformt ergibt sich eine Gleichung zur Berechnung des Pfeilwinkels an jeder Linie (*n-chord line*) der Profiltiefe.

$$A_n = \tan^{-1} \left(\tan A_{1/4} + \frac{(1-4n)}{A} \left(\frac{1-\lambda}{1+\lambda} \right) \right) \quad (5.3)$$

Werte für A_0 , $A_{1/2}$ und A_1 mit jeweils, $n=0$, $n=1/2$ und $n=1$ werden ausgewertet und in Tabelle 5.2 eingetragen.

- Die Position des theoretischen Druckpunktes wird aus Bild 3.43 bis 3.47 (Abschnitt 3.4) mit $\kappa = 0,3991$, $\beta A = 9,2003$ und $A \tan A_{1/2} = 3,7655$ ermittelt. A ist dabei die Streckung aus Tabelle 5.1 und β ist der Kompressibilitätsparameter aus Gleichung 3.51 (Abschnitt 3.4).

$$\begin{aligned}\beta &= (1 - 0,2^2)^{1/2} \\ &= 0,9798\end{aligned}$$

- Die Position η_p des ersten Strömungsabrisses wird nach Bild 3.37 (Abschnitt 3.4) ermittelt.

Tabelle 5.2 Ermittelte Geometrieparameter für HVES

Parameter		Wert	Einheit	Gl./Bild
Zuspitzungsparameter	κ	0,3991	[-]	Gl. 3.50
Pfeilwinkel der Vorderkante	Λ_0	27,92	[°]	Gl. 5.3
Pfeilwinkel der 50 % Linie	$\Lambda_{1/2}$	21,85	[°]	Gl. 5.3
Pfeilwinkel der Hinterkante	Λ_1	15,27	[°]	Gl. 5.3
Druckpunktposition	$\bar{\eta}$	0,4243	[-]	Bild 3.43 - 3.47
Position des ersten Strömungsabrisses	η_p	0,7544	[-]	Bild 3.37

Profilparameter

Tabelle 5.3 fasst die Profilkordinaten und die der Wölbungslinie zusammen. Die Ordinaten der Wölbungslinie wurden dabei basierend auf denen der Ober- und Unterseite berechnet. Nach **ESDU 84026** (S. 7 Gl. 5.2) gilt:

$$(z_c/c) = \frac{(z_u/c) + (z_l/c)}{2} \quad (5.4)$$

Tabelle 5.3 Profilkordinaten

x-Koordinate	Oberseitenordinate	Unterseitenordinate	Wölbungsordinate
x/c	z_u/c	z_l/c	z_c/c
0,0000	0,00000	0,00000	0,00000
0,0100	0,01931	-0,01719	0,00311
0,0125	0,02086	-0,01825	0,00382
0,0250	0,02607	-0,02086	0,00764
0,0500	0,03119	-0,02348	0,01128
0,1000	0,03862	-0,02935	0,01357
0,2000	0,04857	-0,03901	0,01400
0,3000	0,05794	-0,04828	0,01414
0,4000	0,05987	-0,04944	0,01527
0,5000	0,05987	-0,04944	0,01527
0,6000	0,05600	-0,04422	0,01725
0,7000	0,04944	-0,03254	0,02474
0,8000	0,03901	-0,01825	0,03040
0,9000	0,02607	-0,00781	0,02674
0,9500	0,01642	-0,00647	0,01456
0,9900	0,00781	-0,00521	0,00380
1,0000	0,00000	0,00000	0,00000

Die Parameter in Tabelle 5.4 wurden für das Profil an der Stelle $\eta = \eta_p$, das für den maximalen Auftriebsbeiwert relevant ist (ESDU 89034, S. 6) ermittelt.

Tabelle 5.4 Profilgeometrieparameter für HVES

Parameter		Wert	Einheit	Gleichung/Bild
Profiltiefe	c_p	2,5866	[m]	Gl. 5.5
Formparameter	$z_{u1,25}/c$	0,02086	[-]	-
Relative Profildicke	(t/c)	0,1093	[-]	-
Maximale z-Ordinate der Oberseite	z_{um}/c	0,05987	[-]	-
x-Position für z_{um}/c	x_{um}/c	0,4	[-]	-
Relative Wölbung	(f/c)	0,03	[-]	-
„sharpness parameter“	Δy	0,02089	[-]	(Bild 4.1)
Hinterkantenwinkel	τ_a	11,5846	[°]	(Gl. 3.8-a)
Hinterkantenwinkel	τ	15	[°]	(Bild 3.3)
Winkel der Profiloberseite	τ_u	5,7	[°]	(Gl. 3.9)
	$(t/c)/\cos \Lambda_0$	0,1237	[-]	-
	ζ_p	0,023604	[-]	$(= (z_{u1,25}/c)/\cos \Lambda_0)$

Geometrie des Vorflügels

Der Vorflügel bei diesem Beispiel dehnt sich symmetrisch vom Schnittpunkt Flügel-Rumpf ($\eta_{it} = 0,1165$) bis zur Flügelspitze ($\eta_{ot} = 1,0$) aus. Tabelle 5.5 fasst die Geometrieparameter des Vorflügels zusammen. Einige davon wurden auf die Profiltiefe bezogen und auf der zur Vorderkante normalen Richtung umgerechnet.

Tabelle 5.5 Geometrieparameter des Vorflügels für HVES

Parameter	Wert	Einheit	Gleichung/Bild	
Profiltiefe des Vorflügels	c_l	0,3054	[m]	-
Ausschlag	δ_l°	27	[°]	-
Relativer Nasenradius	ρ_l/c	0,0082	[-]	-
„gap“	G_l	0,0308	[m]	(Bild 3.21)
„overlap“	L_l	-0,0331	[m]	(Bild 3.21)
Höhe der Vorflügelhinterkante	H_l	0,0	[m]	(Bild 3.21)
Position der fixen Profilnase	x_n	0,0923	[m]	(Bild 3.21)
Hinterkante des Vorflügels	x_l	0,2959	[m]	(Bild 3.21)
Pfeilwinkel der Scharnierlinie ¹²	Λ_{hl}	26,27	[°]	Gl. 5.3
Innenkante des Vorflügels	η_{il}	0,1165	[-]	-
Aussenkante des Vorflügels	η_{ol}	1,0	[-]	-
	$(G_l/c)/\cos \Lambda_0$	0,0135	[-]	-
	$(H_l/c)/\cos \Lambda_0$	0,0	[-]	-
	$\delta_l^\circ \cos \Lambda_0$	23,8574	[-]	-
	$(\rho_l/c)/\cos \Lambda_0$	0,009274	[-]	-

Geometrie der Einfachspaltklappe

Die Einfachspaltklappe reicht vom Schnittpunkt Flügel-Rumpf ($\eta_{il} = 0,1165$) bis zum Flügelschnitt bei $\eta_{ol} = 0,78$ aus. Geometrieparameter dieser Klappe sind in Tabelle 5.6 gegeben.

¹² Nach Gl 5.3 mit $n=0,1405$, laut **ESDU 92031** (S. 19) ist die „hinge-line“ für Vorflügel bei $0,14015 \cdot c$

Tabelle 5.6 Geometrieparameter der Einfachspaltklappe

Parameter	Wert	Einheit	Gleichung/Bild	
Profiltiefe der Hinterkantenklappe	c_{t1}	0,5763	[m]	-
Verlängerung der Klappentiefe	Δc_{t1}	0,0	[m]	Bild 3.27
Verlängerte Klappentiefe	c'_{t1}	0,5763	[m]	Gl. 3.43
„flap-shroud trailing-edge“	x_{ts}	2,2885	[m]	Bild 3.27
Innenkante des Vorflügels	η_{it}	0,1165	[-]	-
Aussenkante des Vorflügels	η_{ot}	0,78	[-]	-
Pfeilwinkel der Scharnierlinie ¹³	A_{ht}	19,27	[°]	Gl. 5.3
Ausschlagswinkel	δ_{t1}°	35	[°]	-
	$\delta_{t1}^\circ / \cos A_{ht}$	37,076	[°]	-

5.2 Hochauftriebssystem mit Doppelspaltklappe

Flügelgeometrie

Die Hauptgeometrieparameter dieses Flügels sind ähnlich wie die des Flügels mit einer Einfachspaltklappe. Der wesentliche Unterschied liegt an den Typen der Hinterkantenklappe. Es wurde lediglich anstatt einer Einfach- eine Doppelspaltklappe verwendet.

¹³ Nach Gl 5.3 mit $n=0,7$, laut **ESDU 91014** (S. 18) ist die „hinge-line“ für Hinterkantenklappen bei $0,7.c$

Tabelle 5.7 Flügelgrundgeometrie für HVDS

Parameter		Wert	Einheit
Flügelfläche	S	126,0	[m ²]
Mittlere aerodynamische Flügeltiefe	c_{amc}	4,339	[m]
Mittlere geometrische Flügeltiefe	c_{gmc}	3,7154	[m]
Spannweite	b	33,9132	[m]
Streckung	A	9,1	[-]
Zuspitzung	λ	0,239	[-]
Flügeltiefe an der Wurzel	c_r	6,25908	[m]
Flügeltiefe an der Spitze	c_t	1,4956	[m]
Pfeilwinkel der 25 % Linie	$A_{1/4}$	24,96	[°]
„slat span to exposed span Ratio“	b_{slat}/b_e	1,0	[-]
Flächenverhältnis	S_{wf}/S_w	0,683	[-]

Ebenso wie in Abschnitt 5.1.1 wurden die Parameter in Tabelle 5.8 ermittelt.

Tabelle 5.8 Ermittelte Geometrieparameter für HVDS

Parameter		Wert	Einheit	Gleichung/Bild
Zuspitzungsparameter	κ	0,3976	[-]	Gl. 3.50
Pfeilwinkel der Vorderkante	A_0	28,09	[°]	Gl. 5.3
Pfeilwinkel der 50 % Linie	$A_{1/2}$	21,74	[°]	Gl. 5.3
Pfeilwinkel der Hinterkante	A_1	14,78	[°]	Gl. 5.3
Druckpunktposition	$\bar{\eta}$	0,4241	[-]	Bild 3.43 - 3.47
Position des ersten Strömungsabrisses	η_p	0,7544	[-]	Bild 3.37

Profilparameter

Die Profilgeometrie unterscheidet sich nur wenig von der Geometrie des Profils aus Abschnitt 5.1. Die für die Berechnung erforderlichen Parameter sind in Tabelle 5.9 zusammengefasst.

Tabelle 5.9 Profilgeometrieparameter für HVDS

Parameter		Wert	Einheit	Gleichung/Bild
Profiltiefe	c	2,6530	[m]	-
Formparameter	$z_{u1,25}/c$	0,02086	[-]	-
Relative Profildicke	(t/c)	0,1093	[-]	-
Maximale z-Ordinate der Oberseite	z_{um}/c	0,05986	[-]	-
x-Position für z_{um}/c	x_{um}/c	0,4	[-]	-
Wölbung	(f/c)	0,03	[-]	-
„sharpness parameter“	Δy	0,02089	[-]	(Bild 4.1)
Hinterkantenwinkel	τ_a	11,5839	[°]	(Gl. 3.8-a)
Hinterkantenwinkel	τ	15	[°]	(Bild 3.3)
Winkel der Profiloberseite	τ_u	5,7	[°]	(Gl. 3.9)
	$(t/c)/\cos A_0$	0,1239	[-]	-
	ζ_p	0,023633	[-]	$(= (z_{u1,25}/c)/\cos A_0)$

Geometrie des Vorflügels

Der Schnittpunkt Flügel-Rumpf ist in diesem Beispiel bei $\eta_{il} = 0,132$. Auch hier reicht der Vorflügel bis zur Flügelspitze. Tabelle 5.10 fasst die Geometrie dieser Vorflügel zusammen.

Tabelle 5.10 Geometrieparameter des Vorflügels für HVDS

Parameter	Wert	Einheit	Gleichung/Bild	
Profiltiefe des Vorflügels	c_l	0,3027	[m]	-
Ausschlag	δ_l°	27	[°]	-
Relativer Profilnasenradius	ρ_l/c	0,0082	[-]	-
„gap“	G_l	0,0308	[m]	(Bild 3.21)
„overlap“	L_l	-0,0331	[m]	(Bild 3.21)
Höhe der Vorflügelhinterkante	H_l	0,0	[m]	(Bild 3.21)
Position der fixen Profilnase	x_n	0,0923	[m]	(Bild 3.21)
Hinterkante des Vorflügel	x_l	0,2959	[m]	(Bild 3.21)
Pfeilwinkel der Scharnierlinie	Λ_{hl}	26,38	[°]	Gl. 5.3
Innenkante des Vorflügels	η_{il}	0,132	[-]	-
Aussenkante des Vorflügels	η_{ot}	1,0	[-]	-
	$(G_l/c)/\cos \Lambda_0$	0,0132	[-]	-
	$(H_l/c)/\cos \Lambda_0$	0,0	[-]	-
	$\delta_l^\circ \cos \Lambda_0$	23,8189	[-]	-
	$(\rho_l/c)/\cos \Lambda_0$	0,0093	[-]	-

Geometrie der Doppelspaltklappe

An der Hinterkante ist eine Doppelspaltklappe, die sich symmetrisch vom Schnittpunkt Flügel-Rumpf ($\eta_{it} = 0,132$) bis zum Flügelschnitt bei $\eta_{ot} = 0,78$ ausdehnt. Die Geometrie dieser Klappe ist in Tabelle 5.11 gegeben.

Tabelle 5.11 Geometrieparameter der Doppelspaltklappe

Parameter	Wert	Einheit	Gleichung/Bild	
Tiefe des ersten Klappenelement	c_{t1}	0,4582	[m]	-
Verlängerung der Elementtiefe	Δc_{t1}	0,0	[m]	Bild 3.27
Tiefe, Klappenelement ausgefahren	c'_{t1}	0,4582	[m]	-
Effektive Elementtiefe	c_{et1}	0,7184	[m]	Gl. 3.46
Tiefe des zweiten Klappenelement	c_{t2}	0,2602	[m]	-
Verlängerung der Elementtiefe	Δc_{t2}	0,0	[m]	Bild 3.27
Tiefe, Klappenelement ausgefahren	c'_{t2}	0,2602	[m]	-
Effektive Elementtiefe	c_{et2}	0,2602	[m]	Gl. 3.47
„flap-shroud trailing-edge“	x_{ts}	2,3918	[m]	Bild 3.27
Innenkante des Vorflügels	η_{it}	0,1320	[-]	-
Aussenkante des Vorflügels	η_{ot}	0,78	[-]	-
Pfeilwinkel der Scharnierlinie	Λ_{ht}	18,98	[°]	Gl. 5.3
Ausschlagswinkel	δ_{t1}°	35	[°]	-
Ausschlagswinkel	δ_{t2}°	20	[°]	-
	$\delta_{t1}^\circ / \cos \Lambda_{ht}$	37,0126	[°]	-
	$\delta_{t2}^\circ / \cos \Lambda_{ht}$	21,1501	[°]	-

6 Berechnung für die Beispielflügel nach ESDU

Auf Grund der großen Ähnlichkeit beider Beispielflügel, werden die Berechnungen parallel durchgeführt.

6.1 Maximaler Auftriebsbeiwert des Profils

Der maximale Auftriebsbeiwert des Profils wird nach Gleichung 3.2 (Abschnitt 3.1) berechnet.

- **Nullauftriebswinkel**

Nach Gleichung 3.4 mit den Koeffizienten B_i aus Tabelle 3.1 und den Koordinaten der Wölbungslinie aus Tabelle 5.3 folgt:

$$\alpha_0 = -\frac{\pi}{90} \sum_{i=1}^{14} \left(B_i \frac{z_{ci}}{c} \right)$$

$$\alpha_0 = -0,1009 \text{ rad}$$

$$\alpha_0 = -5,783^\circ$$

- **Theoretischer Auftriebsgradient**

Nach Gleichung 3.8 mit $\tau = 15^\circ$ und $t/c = 0,1093$ aus Tabelle 5.4 ergibt sich der theoretische Auftriebsgradient:

$$(a_1)_{0T} = 2\pi + (4,75 + 0,02 \times 15^\circ) 0,1093$$

$$= 6,83519 \text{ rad}^{-1}$$

- **Auftriebsgradient**

Das Verhältnis in Gleichung 3.7 wird ausgewertet mit $\tau_a = 11,5846^\circ$ aus Tabelle 5.3, $x_t/c = 0,5$ (Mittelwert zwischen Vorder- und Hinterkante) und der auf die Profiltiefe bezogenen Reynoldszahl R_{cp} . Nach **Scholz 1999** (Skript zur Vorlesung Flugzeugentwurf, S. 76)

$$R_{amc} = \frac{V \cdot c_{amc}}{\nu}$$

Darin:

V	Geschwindigkeit der freien Strömung (aus Flugzeugdaten)
c_{amc}	Mittlere aerodynamische Flügeltiefe aus Tabelle 5.1 bzw. Tabelle 5.7
ν_0	Kinematische Zähigkeit der Luft in Meereshöhe. Nach Standardatmosphäre $\nu_0 = 1,46 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$ (Scholz 1999, S. 76).

Hochauftriebssystem mit Einfachspaltklappe:

$$\begin{aligned} R_{amc} &= \frac{V \cdot c_{amc}}{\nu} \\ &= \frac{68,9 \text{ m/s} \cdot 4,1935 \text{ m}}{1,46 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}} \\ &= 2 \cdot 10^7 \end{aligned}$$

Hochauftriebssystem mit Doppelspaltklappe:

$$\begin{aligned} R_{amc} &= \frac{V \cdot c_{amc}}{\nu} \\ &= \frac{71 \text{ m/s} \cdot 4,339 \text{ m}}{1,46 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}} \\ &= 2,11 \times 10^7 \end{aligned}$$

Die Reynoldszahl in Richtung der freien Strömung bezogen auf die Profiltiefe c_p des Profils an der Stelle $\eta = \eta_p$ lässt sich nach **ESDU 91014** (S. 20) ermitteln. Es gilt

$$R_{cp} = \frac{c_p}{c_{amc}} R_{amc} \quad (5.5)$$

und

$$\frac{c_p}{c_{amc}} = \frac{3}{2} \left[\frac{1 + \lambda}{1 + \lambda + \lambda^2} \right] (1 - \eta_p + \lambda \eta_p) \quad (5.6)$$

Mit λ aus Tabelle 5.1 (bzw. Tabelle 5.7) und η_p aus Tabelle 5.2 (bzw. Tabelle 5.8) folgen die Ergebnisse.

Hochauftriebssystem mit Einfachspaltklappe:

$$\frac{c_p}{c_{amc}} = 0,6168$$

$$R_{cp} = 1,2336 \times 10^7$$

Ausgewertet liefert Gleichung 3.7 dann

$$\frac{(a_1)_0}{(a_1)_{0T}} = 0,8956$$

Mit dem oben bereits berechneten $(a_1)_{0T}$ ergibt sich schließlich der Auftriebsgradient aus Gleichung 3.6.

$$\begin{aligned} (a_1)_0 &= (a_1)_{0T} \frac{(a_1)_0}{(a_1)_{0T}} \\ &= 6,83519 \times 0,8956 \\ &= 6,1213 \text{ rad}^{-1} \end{aligned}$$

Hochauftriebssystem mit Doppelspaltklappe:

$$\frac{c_p}{c_{amc}} = 0,6107$$

$$R_{cp} = 1,29 \times 10^7$$

Nach Gleichung 3.7 folgt

$$\frac{(a_1)_0}{(a_1)_{0T}} = 0,8963$$

Mit $(a_1)_{0T}$ und Gleichung 3.6:

$$\begin{aligned} (a_1)_0 &= (a_1)_{0T} \frac{(a_1)_0}{(a_1)_{0T}} \\ &= 6,83516 \times 0,8963 \\ &= 6,1260 \text{ rad}^{-1} \end{aligned}$$

- **Auftriebsbeiwert bei Nullanstellwinkel**

Der Auftriebsbeiwert C_{L0} ergibt sich aus Gleichung 3.3.

Hochauftriebssystem mit Einfachspaltklappe:

$$\begin{aligned} C_{L0} &= -\alpha_0 (a_1)_0 \\ &= -(-0,1009 \times 6,1213) \\ &= 0,61764 \end{aligned}$$

Hochauftriebssystem mit Doppelspaltklappe:

$$\begin{aligned} C_{L0} &= -\alpha_0 (a_1)_0 \\ &= -(-0,1009 \times 6,1260) \\ &= 0,61811 \end{aligned}$$

- **Überziehkorrekturterm**

Die Parameter für Bild 3.5 müssen zuerst auf die entsprechende Richtung (normal zur Vorderkante oder zur Hinterkante) umgerechnet werden (**ESDU 89034**, S. 8). Es gilt

Hochauftriebssystem mit Einfachspaltklappe:

$$\tan(\tau_u) / \cos A_1 = 0,10344$$

$$\begin{aligned} \zeta_p &= (z_{u1,25}/c) / \cos A_0 \\ &= 0,023604 \geq 0,017 \end{aligned}$$

$$R_{cp} \cos^2 A_0 = 9,6 \times 10^6$$

Nach Bild 3.5 folgt dann:

$$\Delta C_L = 1,57$$

Hochauftriebssystem mit Doppelspaltklappe:

$$\tan(\tau_u) / \cos A_1 = 0,1032$$

$$\begin{aligned}\zeta_p &= (z_{u1,25}/c)/\cos A_0 \\ &= 0,023604 \geq 0,017\end{aligned}$$

$$R_{cp} \cos^2 A_0 = 1,0 \times 10^7$$

Nach Bild 3.5 folgt¹⁴:

$$\Delta C_L = 1,57$$

- **Korrekturfaktor für moderne Profile**

Die Machzahl der freien Strömung wird berechnet mit:

$$M = \frac{V}{a_0}$$

V und a_0 sind dabei die Geschwindigkeit bzw. die Schallgeschwindigkeit in Meershöhe.

Hochauftriebssystem mit Einfachspaltklappe:

$$\begin{aligned}M &= \frac{68,9 \text{ m/s}}{340,294 \text{ m/s}} \\ &= 0,200\end{aligned}$$

aus Bild 3.8

$$F_s = 1,14$$

Hochauftriebssystem mit Doppelspaltklappe:

$$\begin{aligned}M &= \frac{71 \text{ m/s}}{340,294 \text{ m/s}} \\ &= 0,209\end{aligned}$$

$$F_s = 1,14$$

¹⁴ Diese ΔC_L Werte wurden auf der Kurve $9,0 \times 10^6$ abgelesen, weil die Reynoldszahlen $9,6 \times 10^6$ und $1,0 \times 10^7$ bei dieser Berechnung außerhalb des Bereiches des Diagramms in Bild 3.5 liegen.

- **Machzahlkorrekturfaktor**

Nach Bild 3.8 mit $M = 0,2$ und Bild 3.10 mit $(z_u(0,05) - z_u(0,01))/c = 0,012$ folgt

$$F_1 = 0,04$$

$$F_2 = 1,8$$

Gl. 3.10 ergibt

$$F_M = 1 - F_1 F_2$$

$$F_M = 0,928$$

Schließlich ergibt sich der maximale Auftriebsbeiwert des Profils nach Gleichung 3.2 modifiziert auf der zur Vorderkante normalen Richtung.

Hochauftriebssystem mit Einfachspaltklappe:

$$\begin{aligned} C_{LmB} &= F_M F_s (\Delta C_L + C_{L0} / \cos A_0) \\ &= 0,928 \times 1,14 (1,57 + 0,61764 / \cos 27,92^\circ) \\ &= 2,400423 \end{aligned}$$

Hochauftriebssystem mit Doppelspaltklappe:

$$\begin{aligned} C_{LmB} &= 0,928 \times 1,14 (1,57 + 0,61811 / \cos 28,06^\circ) \\ &= 2,4020211 \end{aligned}$$

6.2 Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts durch Vorflügel

Der Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts des Profils durch den Vorflügel kann mit Hilfe der Gleichung 3.12 berechnet werden. Mit Rücksicht auf den Hinweis in Abschnitt 3.5.1 muss hier der Reynoldszahleffekt nicht berücksichtigt werden (wird erst bei der Berechnung für den Flügel berücksichtigt). Hierzu wird der Anstieg $\Delta C'_{Lml}$ des maximalen Auftriebsbeiwerts, bezogen auf die Profiltiefe c' , für das Profil des gepfeilten Flügels an der Stelle $\eta = \eta_p$ berechnet. Da das Ziel die Berechnung des maximalen Auftriebsbeiwerts des Flügels mit Vorflügel und Einfachspaltklappe ist, wird c' dementsprechend berechnet. Sowohl der Vorflügel als auch die Hinterkantenklappe sind ausgefahren (ESDU 94028, S. 5).

Die Berechnung erfolgt nach Gleichung 3.13.

Hochauftriebssystem mit Einfachspaltklappe:

Mit den Parametern aus Tabelle 5.5 folgen:

$$\frac{L_l}{x_l - x_n} = \frac{-0,0331}{0,2959 - 0,0923}$$

$$= -0,1626$$

$$(\rho_l/c)/\cos A_0 = 0,009274$$

$$(G_l/c)/\cos A_0 = 0,0135$$

$$\delta_l^\circ \cos A_0 = 23,8574^\circ$$

Daraufhin ergeben sich die Faktoren in Gleichung 3.13:

$$K_e = 0,98 \quad \text{nach Bild 3.14,}$$

$$K_g = 1,29 \quad \text{nach Bild 3.16,}$$

$$K_l = 0,967 \quad \text{Aus Bild 3.19.}$$

Nach Vereinfachung der Gleichung 3.42 für eine Einfachspaltklappe bzw. Doppelspaltklappe, lässt sich die Profiltiefe c' berechnen. Δc_l ergibt sich aus der Gleichsetzung der Gleichungen 3.17 und 3.21. Zusätzlich gilt für einen Vorflügel (ESDU 94027, S. 6 Table 4.1):

$$\delta_0 = 0,25 \text{ rad}$$

$$c_{el} = c_l$$

und mit den Parametern aus Tabelle 5.5:

$$\begin{aligned} \Delta c_l &= c_l - x_n - L_l - H_l \tan(\delta_l/2) \\ &= 0,3054 - 0,0923 - (-0,0331) - 0,0 \\ &= 0,2426 \text{ m} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} c_{el} &= c_l \\ &= 0,3054 \text{ m} \end{aligned}$$

Weiterhin ergibt sich mit $x_{ts} = 2,2885 \text{ m}$ und $c'_{l1} = 0,5763 \text{ m}$ aus Tabelle 5.6

$$\begin{aligned} c' &= \Delta c_l + x_{ts} + c'_{l1} \\ &= 0,2426 + 2,2885 + 0,5763 \\ &= 3,111 \text{ m} \end{aligned}$$

Gleichung 3.13 ergibt den Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts des Profils bezogen auf die Profiltiefe mit ausgefahrenem Hochauftriebssystem (Vorflügel und Hinterkantenklappen).

$$\begin{aligned} \Delta C'_{Lml} &= 2K_e K_g K_l (\delta_l - \delta_0) \left[1 - \left(1 - 2 \frac{c_{el}}{c'} \right)^2 \right]^{1/2} \\ &= 2 \times 0,98 \times 1,29 \times 0,967 \times \left(\frac{\pi}{180^\circ} \times 27^\circ - 0,25 \right) \left[1 - \left(1 - 2 \frac{0,3054}{3,111} \right)^2 \right]^{1/2} \\ &= 0,321896 \end{aligned}$$

Schließlich resultiert aus Gleichung 3.12 der Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts des Profils, bezogen auf die Profiltiefe c :

$$\begin{aligned} \Delta C_{Lml} &= (c'/c) \Delta C'_{Lml} \\ &= (3,111/2,5866) \cdot 0,321896 \\ &= 0,413672 \end{aligned}$$

Hochauftriebssystem mit Doppelspaltklappe:

Ähnlich wie oben mit den Parametern aus Tabelle 5.10

$$\frac{L_l}{x_l - x_n} = \frac{-0,0331}{0,2959 - 0,0923} \quad ,$$

$$= -0,1626$$

$$(\rho_l/c)/\cos A_0 = 0,009286 \quad ,$$

$$(G_l/c)/\cos A_0 = 0,0131$$

und

$$\delta_l^\circ \cos A_0 = 23,8273^\circ \quad .$$

Es folgen dann:

$$K_e = 0,98 \quad \text{nach Bild 3.14,}$$

$$K_g = 1,3 \quad \text{nach Bild 3.16 und}$$

$$K_l = 0,9655 \quad \text{nach Bild 3.19.}$$

Zusätzlich ist

$$\Delta c_l = 0,2426 m$$

und

$$c_{el} = c_l$$

$$= 0,3027 m \quad .$$

Mit $x_{ts} = 2,3918 m$, $c'_{t1} = 0,4582 m$ und $c'_{t2} = 0,2602 m$ aus Tabelle 5.11 resultiert:

$$c' = \Delta c_l + x_{ts} + c'_{t1} + c'_{t2}$$

$$= (0,2434 + 2,3918 + 0,4582 + 0,2602) m \quad .$$

$$= 3,3535 m$$

Schließlich folgt nach Gleichung 3.13

$$\Delta C'_{Lml} = 0,311908$$

und nach Gleichung 3.12

$$\begin{aligned}
\Delta C_{Lml} &= (c'/c) \Delta C'_{Lml} \\
&= (3.3535/2,6530) \cdot 0,311908 \quad . \\
&= 0,422352
\end{aligned}$$

6.3 Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts durch Spaltklappen

Der Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts des Profils durch Spaltklappen wird nach Abschnitt 3.3.2 mit Berücksichtigung des Hinweises in Abschnitt 3.5.2 berechnet. Der in Gleichung 3.35 enthaltene maximale Auftriebsbeiwert des Basisprofils für die Referenz Reynoldszahl $R_d = 3,5 \times 10^6$ $(C_{LmB})_d$ wird wie in Abschnitt 6.1 berechnet. Es gilt

Hochauftriebssystem mit Einfachspaltklappe:

$$(C_{LmB})_d = 2,241103$$

Mit $\zeta_p = 0,0236$ und $x_{um}/c = 0,4$ aus Tabelle 5.4 ergibt sich K_t aus Bild 3.28.

$$K_t = 2,5$$

Nach Bild 3.29 und Bild 3.31 mit $\delta_{t1}^\circ / \cos \Lambda_{ht} = 37,0756^\circ$ aus Tabelle 5.6 folgt:

$$K_{t1} = 0,35$$

$$J_{t1} = 1,17$$

Weiterhin mit $c_{et1}/c' = c'_{t1}/c' = 0,1852$, Bild 3.32 ergibt

$$\Delta C'_{L1} = 1,15047$$

Nach Vereinfachen der Gleichung 3.35 für den Fall einer Einfachspaltklappe gilt:

$$\begin{aligned}
\Delta C'_{Lmt} &= (1 - c/c') \left(1 - \sin(\delta_{t1}/\cos \Lambda_{ht})\right) (C_{LmB})_d + K_T K_{t1} J_{t1} \Delta C'_{L1} \\
&= \left(1 - \frac{2,6}{3,1}\right) (1 - \sin 37,1^\circ) \times 2,241103 + 2,5 \times 0,35 \times 1,17 \times 1,15047 \\
&= 1,327805
\end{aligned}$$

Schließlich ergibt sich der Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts durch die gegebene Einfachspaltklappe ohne Berücksichtigung des Reynoldszahl nach Gleichung 3.25

$$\begin{aligned}
\Delta C_{Lmt} &= \frac{c'}{c} \Delta C'_{Lmt} \\
&= \frac{3,111}{2,5866} 1,327805 \\
&= 1,59700
\end{aligned}$$

Hochauftriebssystem mit Doppelspaltklappe:

$$(C_{LmB})_d = 2,24197$$

Mit $\zeta_p = 0,0236$ und $x_{um}/c = 0,4$ aus Tabelle 5.4 ergibt sich K_t aus Bild 3.28.

$$K_T = 2,5$$

Nach Bild 3.29 und Bild 3.31 mit $\delta_{t1}^\circ/\cos \Lambda_{ht} = 37,0756^\circ$ aus Tabelle 5.6 folgt:

$$K_{t1} = 0,35$$

$$J_{t1} = 1,17$$

Bild 3.30 und Bild 3.31 ergeben mit $\delta_{t1}^\circ/\cos \Lambda_{ht} = 37,0756^\circ$:

$$K_{t2} = 0,14$$

$$J_{t2} = 1,00$$

Weiterhin resultiert mit $c_{et1}/c' = 0,2142$ und $c_{et2}/c' = 0,0776$ aus Bild 3.32 und Bild 3.33:

$$\Delta C'_{L1} = 1,2325$$

$$\Delta C'_{L2} = 0,4201$$

Vereinfacht für den Fall einer Doppelspaltklappe ergibt Gleichung 3.35:

$$\begin{aligned} \Delta C'_{Lmt} &= (1 - c/c')(1 - \sin \delta_{t1})(C_{LmB})_d + K_T (K_{t1} J_{t1} \Delta C'_{L1} + K_{t2} J_{t2} \Delta C'_{L2}) \\ &= \left(1 - \frac{2,653}{3,354}\right) \times (1 - \sin 37^\circ) \times 2,24197 \\ &\quad + 2,5 \times (0,35 \times 1,17 \times 1,233 + 0,14 \times 1,0 \times 0,42) \\ &= 1,59587 \end{aligned}$$

Der Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts durch die Doppelspaltklappe ohne Berücksichtigung der Reynoldszahl beträgt dann (Gleichung 3.25): Be-

$$\begin{aligned} \Delta C_{Lmt} &= \frac{c'}{c} \Delta C'_{Lmt} \\ &= \frac{3,3535}{2,6530} 1,59587 \\ &= 2,017245 \end{aligned}$$

6.4 Maximaler Auftriebsbeiwert des Flügels

Hochauftriebssystem mit Einfachspaltklappe:

Bereits im Abschnitt 6.1 berechnet:

$$C_{LmB} = 2,40055$$

Nach Bild 3.38 mit $\lambda = 0,246$ aus Tabelle 5.1 und $\bar{\eta} = 0,4243$ aus Tabelle 5.2 folgt:

$$\mu_p = 1,2101$$

Mit $M \cos A_0 = 0,1767$ und $\zeta_p = 0,0236$ erfolgt aus Bild 3.39:

$$\Delta C_{LM} / \cos^4 A_0 = -0,039$$

Es ergibt sich dann

$$\begin{aligned}\Delta C_{LM} &= -0,039 \times \cos^4 27,92^\circ \\ &= -0,0238\end{aligned}$$

Nach Bild 3.40 mit $\Lambda_0 = 27,92^\circ \leq 37^\circ$ ist

$$\Delta C_{LR} = 0,0 \quad .$$

Bild 3.41 ergibt mit $\zeta_p = 0,0236$ und $\Lambda_0 = 27,92^\circ$

$$\Delta C_{LA} = 0,04 \quad .$$

Aus Bild 3.42 mit $A = 9,39$, $\lambda = 0,246$ und $\tan \Lambda_{1/2} = 0,4010$ resultiert

$$(\Delta C_{LT} / \delta_{ett}) = -0,00558 \quad .$$

δ_{ett} ergibt sich nach Gleichung 3.53 mit $\delta_{tt} = -2,66^\circ$ (Tabelle 5.1), $\alpha_{0r} = 0,0^\circ$ und $\alpha_{0rip} = -7,6125^\circ$ (Gleichung 3.4). (Bei linearer Änderung der Profilwölbung entlang der Spannweite).

$$\begin{aligned}\delta_{ett} &= \delta_{tt} + \alpha_{0r} - \alpha_{0rip} \\ &= -2,66^\circ + 0,0^\circ - (-7,6125^\circ) \\ &= 4,9525^\circ\end{aligned}$$

Daraus folgt

$$\begin{aligned}\Delta C_{LT} &= (\Delta C_{LT} / \delta_{ett}) \delta_{ett} \\ &= -0,00558 \times 4,9525^\circ \quad . \\ &= -0,0276\end{aligned}$$

Der maximale Auftriebsbeiwert des Flügels ergibt sich dann nach Gleichung 3.49:

$$\begin{aligned}
 C_{LmaxB} &= \frac{C_{LmB}}{\mu_p} + \Delta C_{LM} + \Delta C_{LR} + \Delta C_{LA} + \Delta C_{LT} \\
 &= \frac{2,40055}{1,21} + (-0,0238) + 0,0 + 0,04 + (-0,0276) \\
 &= 1,9725
 \end{aligned}$$

Hochauftriebssystem mit Doppelspaltklappe:

Im Abschnitt 6.1 berechnet ist

$$C_{LmB} = 2,4020211 \quad .$$

Nach Bild 3.38 mit $\lambda = 0,239$ aus Tabelle 5.7 und $\bar{\eta} = 0,4241$ aus Tabelle 5.8 folgt:

$$\mu_p = 1,2087$$

Mit $M \cos A_0 = 0,1844$ und $\zeta_p = 0,0236$ erfolgt aus Bild 3.39

$$\Delta C_{LM} / \cos^4 A_0 = -0,0572 \quad .$$

Es ergibt sich dann:

$$\begin{aligned}
 \Delta C_{LM} &= -0,0572 \times \cos^4 28,06^\circ \\
 &= -0,0347 \quad .
 \end{aligned}$$

Nach Bild 3.40 mit $A_0 = 28,06^\circ \leq 37^\circ$ ist

$$\Delta C_{LR} = 0,0 \quad .$$

Bild 3.41 ergibt mit $\zeta_p = 0,0236$ und $A_0 = 28,06^\circ$

$$\Delta C_{LA} = 0,05 \quad .$$

Aus Bild 3.42 resultiert mit $A = 9,1$, $\lambda = 0,239$ und $\tan A_{1/2} = 0,398$:

$$(\Delta C_{LT} / \delta_{ett}) = -0,006080$$

δ_{ett} ist dasselbe wie bei HVES (gleicher Verlauf der geometrischen Verwindung und Profilwölbung entlang der Spannweite).

$$\delta_{ett} = 4,9525^\circ$$

Daraus folgt:

$$\begin{aligned}\Delta C_{LT} &= (\Delta C_{LT} / \delta_{ett}) \delta_{ett} \\ &= -0,006080 \times 4,9525^\circ \quad . \\ &= -0,03011\end{aligned}$$

Schließlich ergibt sich der maximale Auftriebsbeiwert des Flügels nach Gleichung 3.49.

$$\begin{aligned}C_{LmaxB} &= \frac{C_{LmB}}{\mu_p} + \Delta C_{LM} + \Delta C_{LR} + \Delta C_{LA} + \Delta C_{LT} \\ &= \frac{2,4020211}{1,2087} + (-0,0347) + 0,0 + 0,05 + (-0,03011) \quad . \\ &= 1,9685\end{aligned}$$

6.5 Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts des Flügels durch Vorflügel

Die Berechnung folgt nach Gleichung 3.56 (Abschnitt 3.5.1).

Hochauftriebssystem mit Einfachspaltklappe:

Nach Abschnitt 6.1 ist

$$\Delta C_{Lml} = 0,413672$$

und

$$R_{cp} \cos^2 A_0 = 9,6 \times 10^6 \quad .$$

Aus Abschnitt 6.4 ist

$$\mu_p = 1,2101 \quad .$$

Nach Gleichung 3.58 folgt

$$\begin{aligned} K_{A'} &= \cos A_{1/4} \\ &= 0,9066 \end{aligned}$$

Nach Gleichung 3.57 ergibt sich:

$$\begin{aligned} F_R &= 0,153 \log_{10} (R_{cp} \cos^2 A_0) \\ &= 1,0685 \end{aligned}$$

Aus Bild 3.48 resultiert mit $\eta_{il} = 0,1165$ aus Tabelle 5.5

$$\Psi_i = 0,82$$

Schließlich ergibt sich der Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts (Gleichung 3.56).

$$\begin{aligned} \Delta C_{Lmaxl} &= F_R K_{A'} (\Delta C_{Lml} / \mu_p) \Psi_i \\ &= 1,0685 \times 0,9066 \times \left(\frac{0,387152}{1,2101} \right) \times 0,82 \\ &= 0,254135 \end{aligned}$$

Hochauftriebssystem mit Doppelspaltklappe:

Aus Abschnitt 6.1 ist

$$\Delta C_{Lml} = 0,39428$$

und

$$R_{cp} \cos^2 A_0 = 1,004 \times 10^7$$

Nach Abschnitt 6.4 ist

$$\mu_p = 1,2087$$

Gleichung 3.58 ergibt

$$\begin{aligned} K_{A'} &= \cos A_{1/4} \\ &= 0,9066 \end{aligned}$$

Nach Gleichung 3.57 ergibt sich

$$\begin{aligned} F_R &= 0,153 \log_{10} (R_{cp} \cos^2 \Lambda_0) \\ &= 1,071234 \end{aligned}$$

Bild 3.48 mit $\eta_{il} = 0,132$ aus Tabelle 5.5 gibt

$$\Psi_i = 0,78 \quad .$$

Der Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts folgt dann nach Gleichung 3.56.

$$\begin{aligned} \Delta C_{Lmax} &= F_R K_{\Delta} (\Delta C_{Lml} / \mu_p) \Psi_i \\ &= 1,071234 \times 0,9066 \times \left(\frac{0,39428}{1,2087} \right) \times 0,78 \quad . \\ &= 0,247105 \end{aligned}$$

6.6 Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts des Flügels durch Spaltklappen

Der Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts des Flügels durch Hinterkanten lässt sich im Allgemeinen nach Gleichung 3.59 (Abschnitt 3.5.2) berechnen. Für Spaltklappen Allgemein ist

$$K_f = 1,1 \quad .$$

Hochauftriebssystem mit Einfachspaltklappe:

Nach Gleichung 3.60,

$$\begin{aligned} K_{\Delta} &= \cos^{2,5} (\Lambda_{1/4}) \\ &= \cos^{2,5} (24,96^\circ) \quad . \\ &= 0,7826 \end{aligned}$$

Aus Abschnitt 6.1.5,

$$\begin{aligned} F_R &= 0,153 \log_{10} (R_{cp} \cos^2 \Lambda_0) \\ &= 1,0685 \end{aligned}$$

Aus Tabelle 5.6,

$$\begin{aligned}\cos(\Lambda_{ht}) &= \cos 19,27^\circ \\ &= 0,944\end{aligned}$$

Bereits in Abschnitt 6.3 berechnet,

$$\Delta C_{Lmt} = 1,59700$$

In Abschnitt 6.4 ermittelt,

$$\mu_p = 1,2101$$

Nach Bild 3.50 mit $\eta_{it} = 0,1165$ und $\eta_{ot} = 0,78$ aus Tabelle 5.6,

$$\Phi_i = 0,1793$$

und

$$\Phi_o = 0,8716$$

Diese Werte in Gleichung 3.55 eingesetzt ergeben dann den Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts des gegebenen Flügels durch die gegebene Einfachspaltklappe

$$\begin{aligned}\Delta C_{Lmax} &= K_f K_{At} F_R \cos(\Lambda_{ht}) (\Delta C_{Lmt} / \mu_p) (\Phi_o - \Phi_i) \\ &= 1,1 \cdot 0,7826 \cdot 1,0685 \cdot 0,944 \cdot \left(\frac{1,597}{1,2101} \right) (0,8716 - 0,1793) \\ &= 0,79334\end{aligned}$$

Hochauftriebssystem mit Doppelspaltklappe:

Nach Gleichung 3.60,

$$\begin{aligned}K_{At} &= \cos^{2,5}(\Lambda_{1/4}) \\ &= \cos^{2,5}(24,96^\circ) \\ &= 0,7826\end{aligned}$$

Aus Abschnitt 6.5,

$$\begin{aligned}F_R &= 0,153 \log_{10}(R_{cp} \cos^2 \Lambda_0) \\ &= 1,071234\end{aligned}$$

Aus Tabelle 5.11,

$$\begin{aligned}\cos(\Lambda_{ht}) &= \cos 18,98^\circ \\ &= 0,9456\end{aligned}$$

Bereits in Abschnitt 6.3 berechnet,

$$\Delta C_{Lmt} = 2,017245$$

In Abschnitt 6.4 ermittelt,

$$\mu_p = 1,2087$$

Nach Bild 3.50 mit $\eta_{it} = 0,1320$ und $\eta_{ot} = 0,78$ aus Tabelle 5.11,

$$\Phi_i = 0,1808$$

und

$$\Phi_o = 0,8716$$

Der Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts des Flügels durch die Doppelspaltklappe beträgt dann:

$$\begin{aligned}\Delta C_{Lmax} &= K_f K_{At} F_R \cos(\Lambda_{ht}) (\Delta C_{Lmt} / \mu_p) (\Phi_o - \Phi_i) \\ &= 1,1 \cdot 0,7826 \cdot 1,071234 \cdot 0,9456 \cdot \left(\frac{2,017245}{1,2087} \right) (0,8716 - 0,1808) \\ &= 1,00535\end{aligned}$$

Als Schlussfolgerung ergibt sich der maximale Auftriebsbeiwert des gegebenen Flügels bei ausgefahrenen gegebenen Vorflügel und gegebener Einfachspaltklappe bzw. Doppelspaltklappe Nach Gleichung 3.55 Abschnitt 3.5 gilt

Hochauftriebssystem mit Einfachspaltklappe:

$$\begin{aligned}C_{Lmax} &= C_{LmaxB} + \Delta C_{LmaxI} + \Delta C_{LmaxII} \\ &= 1,9717 + 0,2715 + 0,79334 \\ &= 3,03654\end{aligned}$$

Hochauftriebssystem mit Doppelspaltklappe:

$$\begin{aligned}C_{Lmax} &= C_{LmaxB} + \Delta C_{Lmaxl} + \Delta C_{Lmaxr} \\ &= 1,968464 + 0,247097 + 1,004933 \\ &= 3,220494\end{aligned}$$

7 Berechnung für den Beispielflügel nach DATCOM

7.1 Maximaler Auftriebsbeiwert des Profils

Die Berechnung wird gemäß Abschnitt 4.1 durchgeführt. Hier lässt sich der maximale Auftriebsbeiwert des Profils nach Gleichung 4.1 berechnen. Für beide Flügel gilt:

$$\begin{aligned}
 c_{lmax, clean} &= (c_{lmax})_{base} + \Delta_1 c_{lmax} + \Delta_2 c_{lmax} \\
 &\quad + \Delta_3 c_{lmax} + \Delta_4 c_{lmax} + \Delta_5 c_{lmax} \\
 &= 1,225 + 0,1 + 0,17 + 0,0438 \\
 &\quad + (-0,3) + 0 \\
 &= 1,2388
 \end{aligned}$$

Mit:

$(c_{lmax})_{base} = 1,225$	nach Bild 4.2 mit $\Delta y = 2 \%$ und $x_{um}/c = 0,4$ aus Tabelle 5.4
$\Delta_1 c_{lmax} = 0,1$	Nach Bild 4.3 mit $f/c = 0,03$ (3 % Wölbung) und $\Delta y = 2 \%$ aus Tabelle 5.4
$\Delta_2 c_{lmax} = 0,17$	aus Bild 4.4 auch mit $x_{um}/c = 0,4$ (40 %) und $x_f/c = 0,5$ (50 %)
$\Delta_3 c_{lmax} = 0,044$	aus Bild 4.5 mit $R_{amc} = 2 \times 10^7$ und $\Delta y = 2 \%$
$\Delta_4 c_{lmax} = -0,3$	aus Bild 4.6 abgeschätzt bei $\Delta y = 2 \%$
$\Delta_5 c_{lmax} = 0,0$	Da Machzahl $M \leq 0,2$.

7.2 Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts durch Vorflügel

Die Rechenschritte dieser Abschätzung sind in Abschnitt 4.2 beschrieben. Nach Gleichung 4.2 lässt sich der Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts eines Profils ermitteln.

Hochauftriebssystem mit Einfachspaltklappe:

$$\begin{aligned}\Delta c_{lmax,s} &= c_{l\delta max} \eta_{max} \eta_{\delta} \delta_f \frac{c'}{c} \\ &= 1,28.0,85.0,7.0,4712.1,095 \\ &= 0,393\end{aligned}$$

Es ist:

$$\begin{aligned}c_{l\delta max} &\text{ aus Bild 4.8 mit } c_l/c = 0,118 \text{ (aus Tabelle 5.4 und 5.5)} \\ \eta_{max} &\text{ aus Bild 4.9 } LER/(t/c) = 0,194 \text{ (aus Tabelle 5.4 und 5.5)} \\ \eta_{\delta} &\text{ aus Bild 4.10 mit } \delta_l = 27^\circ \\ \delta_f &\delta_f = \delta_l = 0,4712 \text{ rad} \\ c'/c &c'/c = c'/c_p = 1,095 \text{ aus Tabelle (5.4 und Bild 4.11).}\end{aligned}$$

Hochauftriebssystem mit Doppelspaltklappe:

$$\begin{aligned}\Delta c_{lmax,s} &= c_{l\delta max} \eta_{max} \eta_{\delta} \delta_f \frac{c'}{c} \\ &= 1,264.0,85.0,7.0,4712.1,09175 \\ &= 0,3869\end{aligned}$$

Dabei ist

$$\begin{aligned}c_{l\delta max} &\text{ aus Bild 4.8 mit } c_l/c = 0,1141 \text{ (aus Tabelle 5.4 und 5.5),} \\ \eta_{max} &\text{ aus Bild 4.9 } LER/(t/c) = 0,194 \text{ (aus Tabelle 5.4 und 5.5),} \\ \eta_{\delta} &\text{ aus Bild 4.10 mit } \delta_l = 27^\circ \text{ aus Tabelle 5.5,} \\ \delta_f &\delta_f = \delta_l = 0,4712 \text{ rad und} \\ c'/c &c'/c = c'/c_p = 1,09175 \text{ aus Tabelle (5.4 und Bild 4.11).}\end{aligned}$$

7.3 Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwert durch Spaltklappen

Nach Abschnitt 4.3 kann der Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts des Profils durch Hinterkantenklappen mit Gleichung 4.3. berechnet werden. Es gilt:

Hochauftriebssystem mit Einfachspaltklappe:

$$\begin{aligned}\Delta c_{lmax,f} &= K_1 K_2 K_3 (\Delta c_{lmax})_{Base} \\ &= 0,95 \cdot 0,93 \cdot 0,87 \cdot 1,25 \\ &= 0,9608\end{aligned}$$

Darin ist:

$$\begin{aligned}(\Delta c_{lmax})_{Base} &\text{ nach Bild 4.12 (C) mit } t/c = 0,1093, \\ K_1 &\text{ nach Bild 4.13 mit } c_f/c = (c_{i1}/c_p) = 0,223 \text{ aus Tabelle 5.6 und 5.6,} \\ K_2 &\text{ nach Bild 4.14 (1-SLOT) mit } \delta_f = 35^\circ \text{ und} \\ K_3 &\text{ nach Bild 4.15 mit } \delta_f/\delta_{ref} = (35^\circ/45^\circ) = 0,778.\end{aligned}$$

Hochauftriebssystem mit Doppelspaltklappe:

$$\begin{aligned}\Delta c_{lmax,f} &= K_1 K_2 K_3 (\Delta c_{lmax})_{Base} \\ &= 1,07 \cdot 0,93 \cdot 1,01 \cdot 1,3 \\ &= 1,29363\end{aligned}$$

Mit:

$$\begin{aligned}(\Delta c_{lmax})_{Base} &\text{ nach Bild 4.12 (B) mit } t/c = 0,1093 \\ K_1 &\text{ nach Bild 4.13 mit } c_f/c = (c_{i1} + c_{i2})/c_p = 0,27 \text{ aus Tabelle 5.10 und 5.11} \\ K_2 &\text{ nach Bild 4.14 (1-SLOT) mit } \delta_f = 55^\circ \\ K_3 &\text{ nach Bild 4.15 mit } \delta_f/\delta_{ref} = (55^\circ/50^\circ) = 1,1.\end{aligned}$$

7.4 Maximaler Auftriebsbeiwert des Flügels

Das Ergebnis der Berechnung in diesem Abschnitt ist für beide Flügel gültig, weil sowohl die Pfeilwinkel als auch die Machzahl für beide Fälle gleich sind.

$$\begin{aligned}C_{Lmax, clean} &= \left(\frac{C_{Lmax}}{c_{lmax}} \right) c_{lmax} + \Delta C_{Lmax} \\ &= 0,9 \cdot 1,2388 + 0,0 \\ &= 1,1149\end{aligned}$$

Es ist

$$\left(\frac{C_{Lmax}}{c_{lmax}} \right) \text{ aus Bild 4.17 mit } \Lambda_{LE} = \Lambda_0 = 27,92^\circ,$$

c_{lmax} aus Abschnitt 7.1 und

ΔC_{Lmax} aus Bild 4.18 zu entnehmen.

7.5 Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts des Flügels durch Vorflügel

Der Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts des Flügels durch einen Vorflügel wird nach Gleichung 4.9 (Abschnitt 4.5.1) berechnet. Es gilt:

Hochauftriebssystem mit Einfachspaltklappe:

$$\begin{aligned} \Delta C_{Lmax,s} &= 1,28 \left(\frac{c_l/c}{0,18} \right) \left(\frac{b_{slat}}{b_e} \right)^2 \cos^2 \Lambda_{c/4} \\ &= 1,28 \left(\frac{0,118}{0,18} \right) (1,0)^2 \cos 24,96^\circ \\ &= 0,76074 \end{aligned}$$

Wobei:

c_l/c aus Tabelle 5.4 und 5.5

$\frac{b_{slat}}{b_e}$ aus Tabelle 5.1

$\Lambda_{c/4}$ Pfeilwinkel der 25 % Linie aus Tabelle 5.1.

Hochauftriebssystem mit Doppelspaltklappe:

$$\begin{aligned} \Delta C_{Lmax,s} &= 1,28 \left(\frac{c_l/c}{0,18} \right) \left(\frac{b_{slat}}{b_e} \right)^2 \cos^2 \Lambda_{c/4} \\ &= 1,28 \left(\frac{0,1141}{0,18} \right) (1,0)^2 \cos 24,96^\circ \\ &= 0,7356 \end{aligned}$$

Darin:

c_l/c aus Tabelle 5.9 und 5.10

$\frac{b_{slat}}{b_e}$ aus Tabelle 5.7

$A_{c/4}$ Pfeilwinkel der 25 % Linie auch aus Tabelle 5.7.

7.6 Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts des Flügels durch Spaltklappen

Nach Abschnitt 4.5.2, Gleichung 4.10 folgt:

Hochauftriebssystem mit Einfachspaltklappe:

$$\begin{aligned}\Delta C_{Lmax,f} &= \Delta c_{lmax,f} \frac{S_{wf}}{S_w} K_A \\ &= 0,9608 \cdot 0,6635 \cdot 0,868 \\ &= 0,55334\end{aligned}$$

Es ist

$\Delta c_{lmax,f}$ aus Abschnitt 7.3,

$\frac{S_{wf}}{S_w}$ aus Tabelle 5.1 und

K_A aus Bild 4.19 mit $A_{c/4} = 24,96^\circ$ auch aus Tabelle 5.1.

Hochauftriebssystem mit Doppelspaltklappe:

$$\begin{aligned}\Delta C_{Lmax,f} &= \Delta c_{lmax,f} \frac{S_{wf}}{S_w} K_A \\ &= 1,29363 \cdot 0,683 \cdot 0,868 \\ &= 0,76692\end{aligned}$$

Mit:

$\Delta C_{l_{max},f}$ aus Abschnitt 7.4

$\frac{S_{wf}}{S_w}$ aus Tabelle 5.7

K_A aus Bild 4.19 mit $A_{c/4} = 24,96^\circ$.

Schließlich ergibt sich der maximale Auftriebsbeiwert des Flügels nach der Methode des DATCOM. Die Gleichung 4.8 im Abschnitt 4.5 mit den hier oben berechneten Werten ergibt:

Hochauftriebssystem mit Einfachspaltklappe:

$$\begin{aligned} C_{L_{max}} &= C_{L_{max, clean}} + \Delta C_{L_{max}, s} + \Delta C_{L_{max}, f} \\ &= 1,1149 + 0,6862 + 0,5446 \\ &= 2,3457 \end{aligned}$$

Hochauftriebssystem mit Doppelspaltklappe:

$$\begin{aligned} C_{L_{max}} &= C_{L_{max, clean}} + \Delta C_{L_{max}, s} + \Delta C_{L_{max}, f} \\ &= 1,1149 + 0,6829 + 0,8247 \\ &= 2,6225 \end{aligned}$$

8 Vergleich der Ergebnisse

In Tabelle 8.1 sind die Zwischenergebnisse beider Methoden aufgeführt. Dabei stellen die Werte in der zweiten Spalte, *Referenzwerte*, die Vergleichswerte dar. Diese sind die realen Auftriebsbeiwerte für die Beispielflügel. Differenzen zu Referenzwerten werden aus den Ergebnissen nach DATCOM (dritte Spalte) sowie aus den Ergebnissen nach ESDU (fünfte Spalte) gebildet und als Prozent der Referenzwerte dargestellt (vierte bzw. fünfte Spalte).

Tabelle 8.1 Zusammenfassung und Vergleich der Ergebnisse

Vorflügel und Einfachspaltklappe	Referenzwert	DATCOM	$\Delta C_{L(DAT-Ref)}$ [%]	ESDU	$\Delta C_{L(ESDU-Ref)}$ [%]
C_{LmaxB}	1,7	1,1149	-34,42	1,972354	+16,02
ΔC_{Lmaxl}	0,4	0,6862	+71,55 ¹⁵	0,254136	-36,5
ΔC_{Lmaxxt}	0,9	0,544	-39,55	0,793347	-11,85
ΔC_{Lmaxx}	1,3	1,2302	-5,4	1,04748	-19,42
C_{Lmax}	3,0	2,3451	-21,83	3,019836	+0,66
Vorflügel und Doppelspaltklappe	Referenzwert	DATCOM	$\Delta C_{L(DAT-Ref)}$ [%]	ESDU	$\Delta C_{L(ESDU-Ref)}$ [%]
C_{LmaxB}	1,7	1,1149	-34,41	1,968464	+15,88
ΔC_{Lmaxl}	0,4	0,6629	+65,73 ¹⁶	0,247097	-37,5
ΔC_{Lmaxxt}	1,2	0,8247	-31,3	1,004933	-16,25
ΔC_{Lmaxx}	1,6	1,4876	-7,03	1,25	-21,9
C_{Lmax}	3,3	2,6025	-21,13	3,220495	-2,4

C_{LmaxB} Maximaler Auftriebsbeiwert des Flügels ohne Hochauftriebssystem

ΔC_{Lmaxl} Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts des Flügels durch Vorderkantenklappen

ΔC_{Lmaxxt} Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts des Flügels durch Hinterkantenklappen

ΔC_{Lmaxx} Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts des Flügels durch Vorder- und Hinterkantenklappen

C_{Lmax} Maximaler Auftriebsbeiwert des Flügels mit Vorder- und Hinterkantenklappen

¹⁵ Diese Zahl ist überdimensional größer als der Referenzwert. Es liegt an Gleichung 4.9 (Abschnitt 4.5.1)

¹⁶ ebenso wie 15

Bei einer näheren Betrachtung der Ergebnisse stellt man fest, dass die Methode der ESDU bei beiden Flügeln etwas über den Referenzwerten liegt; die des DATCOM dagegen liegt wesentlich weiter darunter. An dieser Stelle muss hinzugefügt werden, dass nur die Ergebnisse für den maximalen Auftriebsbeiwert ohne Hochauftriebssystem oder die mit Vorder- und Hinterkantenklappen einen Vergleich ermöglichen. Nur diese entsprechenden Referenzwerte konnten mit einer angemessenen Sicherheit ermittelt werden:

- Der maximale Auftriebsbeiwert ohne Hochauftriebssystem:
 - Nach ESDU: ΔC_L etwa +16 % vom Referenzwert für beide Flügel
 - Nach DATCOM: ΔC_L etwa -34 % vom Referenzwert für beide Flügel

- Der maximale Auftriebsbeiwert mit Vorder- und Hinterkantenklappen:
 - Nach ESDU: ΔC_L etwa +0,66 % vom Referenzwert für Flügel mit Einfachspaltklappe und -2.4 % für den Flügel mit Doppelspaltklappe
 - Nach DATCOM: ΔC_L etwa -21 % vom Referenzwert für beide Flügel.

Dass der Anstieg des maximalen Auftriebsbeiwerts durch den Vorflügel stark vom Referenzwert abweicht, kann man nachvollziehen. Da DATCOM keine allgemeingültige Methode für diesen Fall enthält, sondern lediglich für den maximalen Auftriebsbeiwert des Vorflügelprofils einen konstanten Wert von 1.28 annimmt. Für ESDU kann es daran liegen, dass die Klappenstellung bei der Berechnung (27°) anders ist als bei der Ermittlung des Referenzwerts (18°).

9 Zusammenfassung

Im Rahmen dieser vorliegenden Arbeit wurde untersucht, welche von den beiden Methoden eine zufriedenstellende Genauigkeit aufweist und wie viel zeitlicher Aufwand damit verbunden ist. Anhand der Ergebnisse in Tabelle 8.1 stellt man fest, dass ESDU eine durch genauere Abschätzung des maximalen Auftriebsbeiwerts bietet (-2.4 %). Allerdings ist der damit verbundene Aufwand nicht mit dem von DATCOM zu vergleichen. Allein die zahlreichen Parameter, die man aus Diagrammen ableiten muss, nehmen sehr viel Zeit in Anspruch. Vor allem stellte sich bei der Darstellung dieser Methode heraus, dass man beim so vielen Parameter sehr oft zwischen vier bzw. sechs Kurven interpolieren muss.

Schlussfolgernd kann festgestellt werden, dass für Entwurfzwecke ESDU, die genauere und DATCOM die schnellere Möglichkeit bieten.

Abschließend hat sich im Laufe dieser herausgestellt, dass ESDU für Entwurfzwecke die genauere aber DATCOM letztendlich die schnellere Möglichkeit bietet.

Literaturverzeichnis

- AIRBUS 2003** Schlussbericht. Förderantrag im Rahmen der Luftfahrtforschung und -technologie. *Prozesskette Hochauftrieb mit multifunktionalen Steuerflächen*
- Anhalt 2004** Anhalt, Christian: *Steigerung der aerodynamischen Effizienz von Hochauftriebsklappen- Vergleich adaptiver und passiver Maßnahmen*. Braunschweig, Institut für Strukturmechanik, Forschungsbericht, 2004
- Cescotti 1994** Cescotti, Roderich: *Luftfahrt-Definition: deutsch-englisch/ englisch/deutsch*
- RAYMER 1989** RAYMER, D.P.: *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, AIAA Education Series, Washington, D.C.: AIAA, 1989
- ROSKAM1990** VI ROSKAM, H.P.: *Airplane Design. Bd. 6: Preliminary Calculation of Aerodynamic, Thrust and Power Characteristics*. Ottawa, Kansas, 1990
- HOERNER 1985** HOERNER, DR. SIGHARD F. *Fluid-dynamic lift*
- JENKINSON 2003** JENKINSON, L.R.; MARCHMAN III, JAMES F. *Aircraft Design Prefects*
- JENKINSON 1999** JENKINSON, L.R.; SIMPKIN, P.; RHODES, D. *Civil jet aircraft design*
- HOWE 2000** Howe, Denis: *Aircraft conceptual design synthesis*
- KATZ 2001** KATZ, JOSEPH; PLOTKIN, ALLEN. *Low-Speed Aerodynamics*
- DATCOM 78** HOAK, D.E.: *USAF Stability and Control Datcom*, Wright-Patterson Air Force Base, Air Force Flight Dynamics Laboratory, Flight Control Division, Ohio, 1978. - Vertrieb: NTIS

- Scholz 2001** SCHOLZ, Dieter.: *Diplomarbeiten normgerecht verfassen*. Würzburg: Vogel, 2001
- Scholz 1999** SCHOLZ, Dieter: *Skript zur Vorlesung Flugzeugentwurf*. Hamburg, Universität für angewandte Wissenschaften Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, Vorlesungsskript, 2000
- Duden 1996** SCHOLZE-STUBENRECHT, Werner (Bearb.); WERMKE, Matthias (Bearb.): *Duden : Rechtschreibung der deutschen Sprache*. 21. Aufl. Mannheim : Dudenverlag, 1996 (Der Duden; Bd. 1). – Auf Grundlage der neuen Rechtschreibung
- Scholz 2005** URL:
<http://www.hawhamburg.de/pers/Scholz/skriptFEs/Projektaerodynamik.pdf> (2005-01-05)
- Scholz 2005** URL: <http://www.hawamburg.de/pers/Scholz/schreibtipps/index.html>
- NASA 2005** URL: <http://naca.larc.nasa.gov/naca-tn-1293.pdf>
(2005-02-20)
- NASA 2005** URL: <http://naca.larc.nasa.gov/naca-report-1369.pdf>
(2005-01-09)
- NASA 2005** URL: <http://naca.larc.nasa.gov/naca-tn-4298.pdf>
(2005-01-09)
- NASA 2005** URL: <http://naca.larc.nasa.gov/naca-report-1349.pdf>
(2005-01-15) naca-tn-4298.pdf