

AEROCALC-96

GEGENSTAND: **ERMITTLUNGSVERFAHREN
ZUR BESTIMMUNG VON
RUDERKLAPPENMOMENTEN**

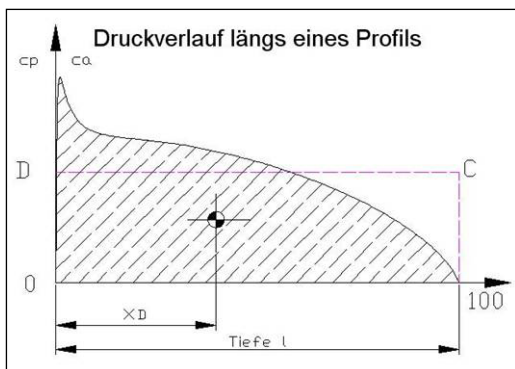
BESCHREIBUNG:

THEORETISCHE ÜBERLEGUNGEN ZUM RUDERKLAPPENMOMENT
ERMITTLUNG DES MOMENTENBEIWERTS AUS DER DRUCKVERTEILUNG
IM RUDERKLAPPENBEREICH
ENTWICKLUNG EINER FORMEL FÜR NUMERISCHE BESTIMMUNG VON C_{MR}

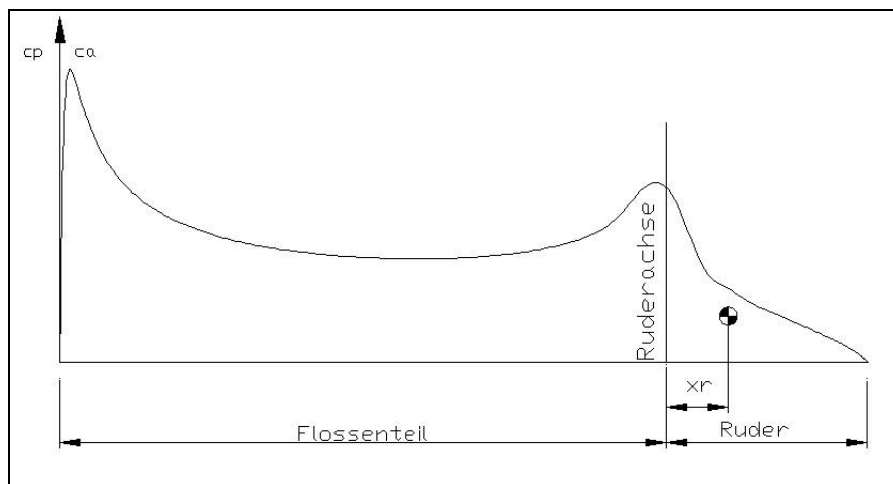
Theoretische Grundlagen

Die bei einem Ruder- oder Klappenausschlag an diesen Teilen auftretenden Kräfte sind für den Konstrukteur bedeutend, da die Teile ausreichend fest dimensioniert, und die im Steuerungssystem entstehenden Kräfte erfasst werden müssen. Das Ausschlagen einer Klappe ändert die Wölbung der Skelettlinie eines Profils und es entsteht gegenüber der am Flügelschnitt bei Nullausschlag vorhandenen Druckverteilung, eine der Ausschlagsgröße entsprechende neue Druckverteilung. Die Druckverteilung um ein Profil wird aber nicht nur von der Größe der Wölbung beeinflusst, sondern auch von der Wölbungsrücklage. Die Ausschlagsgröße (ζ) ist somit ein Maß für die Wölbung, und das Verhältnis zwischen der Tiefe der Klappe (l_k) zur Flügeltiefe (l) ist ein Maß für die Wölbungsrücklage.

Der für einen Flügelschnitt gemittelte Druckverlauf ist gleich dem Auftriebsbeiwert c_a . Er entspricht der unter der Verlaufskurve liegenden Fläche und der entstehende Auftrieb greift im Schwerpunkt dieser Fläche an. Die Fläche des Rechtecks 0-100-C-D ist gleich der schraffierten Fläche des Bildes. Die Strecke 0-D ist das mittlere c_p bzw. der Auftriebsbeiwert c_a . Der Schwerpunkt der schraffierten Fläche hat vom Ursprung den Abstand x_D , entspricht also dem Druckpunkt des Profils bei einem gegebenen Anstellwinkel.



Bei der weiteren Betrachtung wird davon ausgegangen, dass am feststehenden Teil des Flügels, oder der Leitwerksfläche die in diesem Bereich vorhandene Druckverteilung wirkt, und an der Klappe, bzw. am Ruder der dort wirksame Druckverlauf vorhanden ist. Da das Ruder beweglich angeschlossen ist, wird gemäß seinem Druckverlauf eine Luftkraft wirksam, deren Größe vom Auftriebsbeiwert des Ruderteils, seiner Fläche und dem Staudruck abhängig ist. Diese Luftkraft greift im Schwerpunkt der Druckfläche an und hat somit hinsichtlich des Abstandes zur Drehachse den Wert x_r . Multipliziert man den Auftriebsbeiwert mit dem Abstand x_r , so erhält man den auf die Ruderachse bezogenen Drehmomentenbeiwert c_{mR} .



Die nachstehenden Formeln sind maßgebend:

$$M_R = c_{mR} \cdot q \cdot S_R$$

bzw.:

$$M_R = c_{mR} \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2} \cdot S_R$$

für das Rudermoment

$$c_{mR} = c_{aR} \cdot X_r$$

für den Rudermomentenbeiwert

Untersuchung

1.)

Zunächst wurde das symmetrische Profil NACA 0009 (mit 9% Profildicke) bei verschiedenen Klappenlängen und Ausschlagsgrößen untersucht. Die folgenden Parameter wurden dabei zugrundegelegt.

NACA009	
l_k/l	Ausschlaggröße ζ
0,15	10°; 20°;30° & 40°
0,25	10°; 20°;30° & 40°
0,3	10°; 20°;30° & 40°
0,4	10°; 20°;30° & 40°
0,5	10°; 20°;30° & 40°

Die Berechnung der Druckverteilungen erfolgte am PC mit einem Berechnungsprogramm für Flügelprofile. Aus den für die Ober- und Unterseite des Profils errechneten Druckwerten wurde mit einem Tabellenkalkulationsprogramm die lokal längs der Profiltiefe wirkende Druckverteilung gebildet und der Druckverlauf in einem CAD-Programm als Kurve in einem Koordinatensystem mit der Profiltiefe als Abszisse und dem Druck als Ordinate gezeichnet. Um den mittleren Druckwert bzw. Auftriebsbeiwert im Bereich der ausgeschlagenen Klappe zu bestimmen wurde die Ordinate an den Drehpunkt der Klappe verschoben und die, von der Ordinate, der Abszisse und der Druckkurve eingeschlossene Fläche sowie deren Schwerpunkt ermittelt. Die Flächen, sowie die Schwerpunktsabstände ergaben unter Berücksichtigung der verwendeten Maßstäbe die Werte für C_p und x_r . Nach Multiplikation von C_p und x_r erhält man für jede Kombination aus Klappentiefe und Ausschlagsgröße die Momentenbeiwerte C_{mr} .

Die Berechnungen sind in Tabelle 1 ausgewiesen und ein Diagramm für die Momentenbeiwerte über dem Verhältnis l_k/l für 10, 20, 30 und 40° Klappenausschlag dargestellt.

2.)

Bei der ersten Berechnung wurde davon ausgegangen, dass bei 0° Klappenausschlag auch kein Auftrieb am Profil entsteht. In weiterer Folge sollte nun untersucht werden, wie sich der Rudermomentenbeiwert ändert, wenn bereits ohne Ausschlag Auftriebskräfte wirksam sind. Zu diesem Zweck wurde zunächst für ein l_k/l von 0,25 und folgende Parameter gerechnet.

NACA009	bei $l_k/l=0,25$
ca	Ausschlaggröße ζ
0	10°; 20°;30° & 40°
0,5	10°; 20°;30° & 40°
1,0	10°; 20°;30° & 40°

Blatt „ca-Einfluss 0,25“ zeigt die jeweils entstehenden Momentenbeiwerte und in der äußersten rechten Spalte ist ausgewiesen, mit welchem Faktor K die Beiwerte erhöht werden müssen um richtige Ergebnisse für c_{mr} zu erhalten. Das Diagramm für diese K-Faktoren zeigt auch die Gleichungen der sich ergebenden Kurvenscharen.

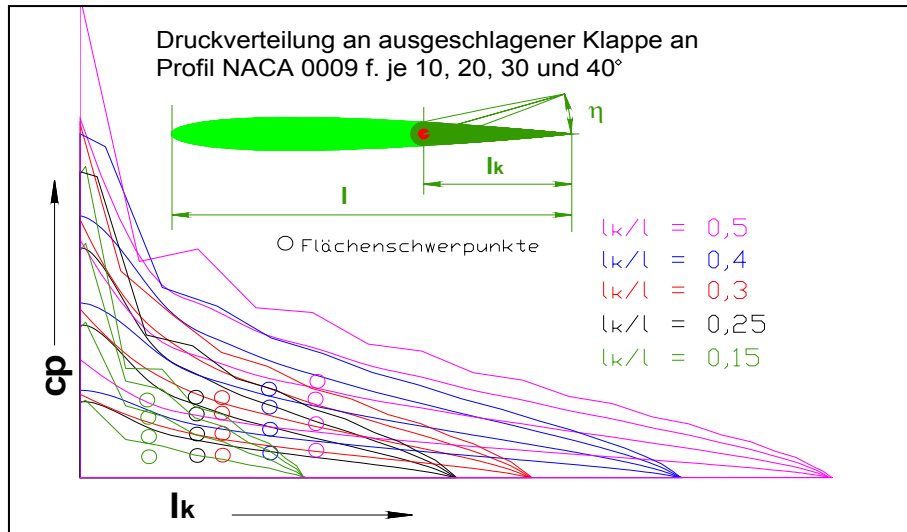
Führt man die selbe Rechnung für ein l_k/l von 0,15 durch, so zeigt sich, dass der Faktor um den sich der Beiwert des Rudermoments ändert gleich ist mit den Ergebnissen für $l_k/l=0,25$. (Gleichungen der Kurvenscharen stimmen überein). (Nach Berechnung der zweiten Kolonne wurde daher abgebrochen).

Der Einfluss des Auftriebs ist also für alle Verhältnisse von Klappentiefe zu Flügeltiefe unabhängig.

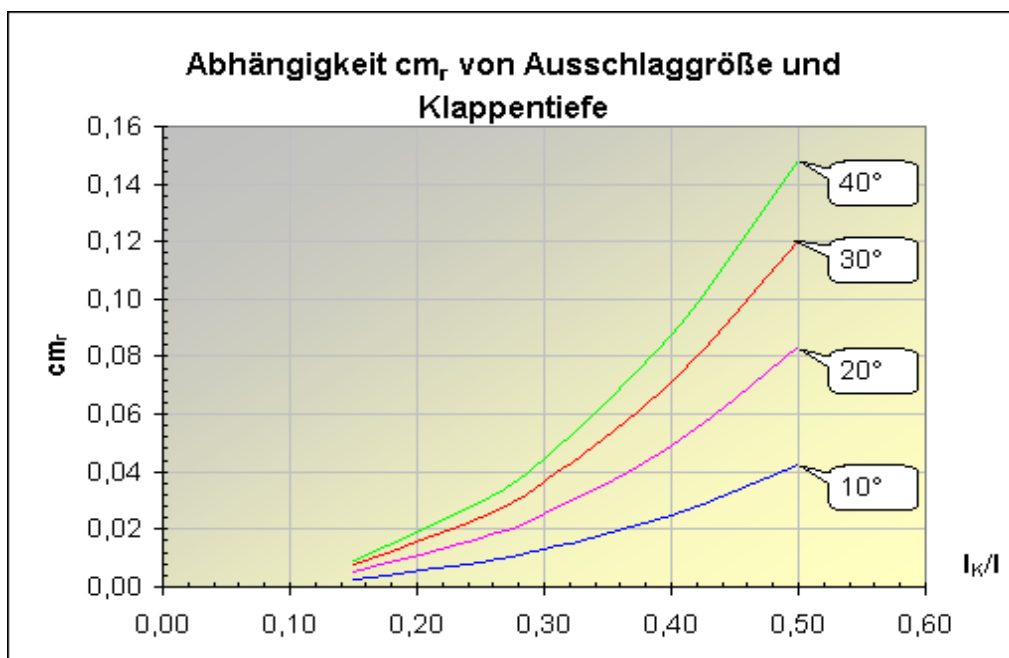
3.

Eine weitere Untersuchung hinsichtlich des Einflusses der Profildicke wurde dahingehend angestellt, dass für ein NACA 0015 (15% Dicke) der Druckverlauf für ausgeschlagene Klappe ermittelt wurde und bei den selben Parametern mit dem Profil NACA 0009 verglichen wurde. Der Einfluss der Profildicke ist gemäß den gewonnenen Ergebnissen vernachlässigbar.

ERMITTLUNG von RUDERMOMENTEN

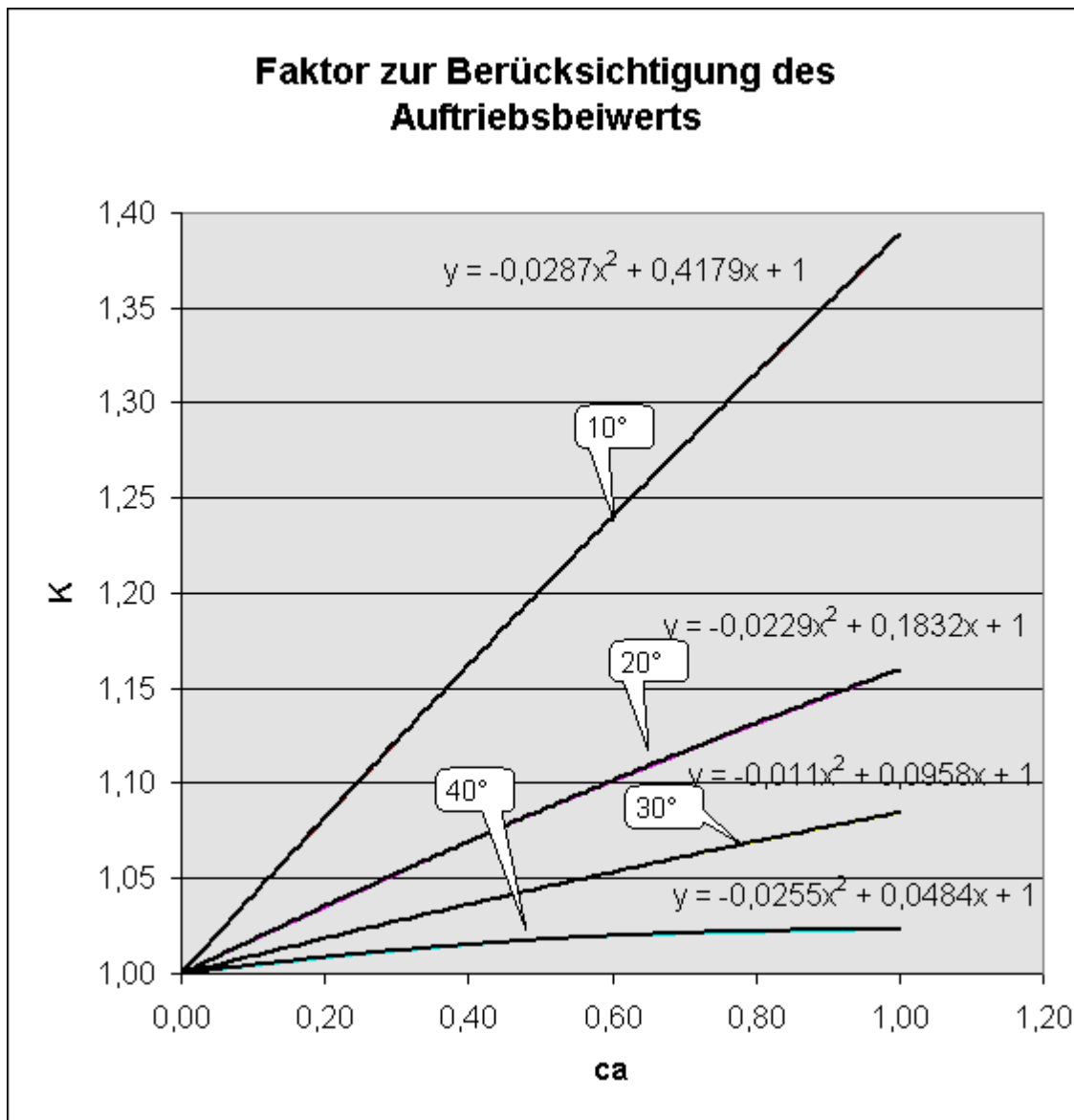


l_k/l	f	x	cp	xr	cmr	l_k/l
0,15	120,2534	9,1598	0,0601	0,0458	0,0028	0,15
0,15	234,7919	9,1265	0,1174	0,0456	0,0054	0,15
0,15	336,8033	9,0504	0,1684	0,0453	0,0076	0,15
0,15	417,2335	8,9071	0,2086	0,0445	0,0093	0,15
0,25	219,7793	15,5713	0,1099	0,0779	0,0086	0,25
0,25	431,3417	15,5296	0,2157	0,0776	0,0167	0,25
0,25	623,1828	15,4697	0,3116	0,0773	0,0241	0,25
0,25	765,7249	15,3647	0,3829	0,0768	0,0294	0,25
0,30	271,6428	18,9462	0,1358	0,0947	0,0129	0,30
0,30	533,4236	18,9143	0,2667	0,0946	0,0252	0,30
0,30	771,0776	18,8349	0,3855	0,0942	0,0363	0,30
0,30	945,3877	18,8422	0,4727	0,0942	0,0445	0,30
0,40	395,6221	25,2771	0,1978	0,1264	0,0250	0,40
0,40	778,6371	25,2456	0,3893	0,1262	0,0491	0,40
0,40	1128,3667	25,1665	0,5642	0,1258	0,0710	0,40
0,40	1394,5298	25,0933	0,6973	0,1255	0,0875	0,40
0,50	541,5172	31,3735	0,2708	0,1569	0,0425	0,50
0,50	1064,5079	31,3482	0,5323	0,1567	0,0834	0,50
0,50	1539,5807	31,2770	0,7698	0,1564	0,1204	0,50
0,50	1879,3520	31,5280	0,9397	0,1576	0,1481	0,50



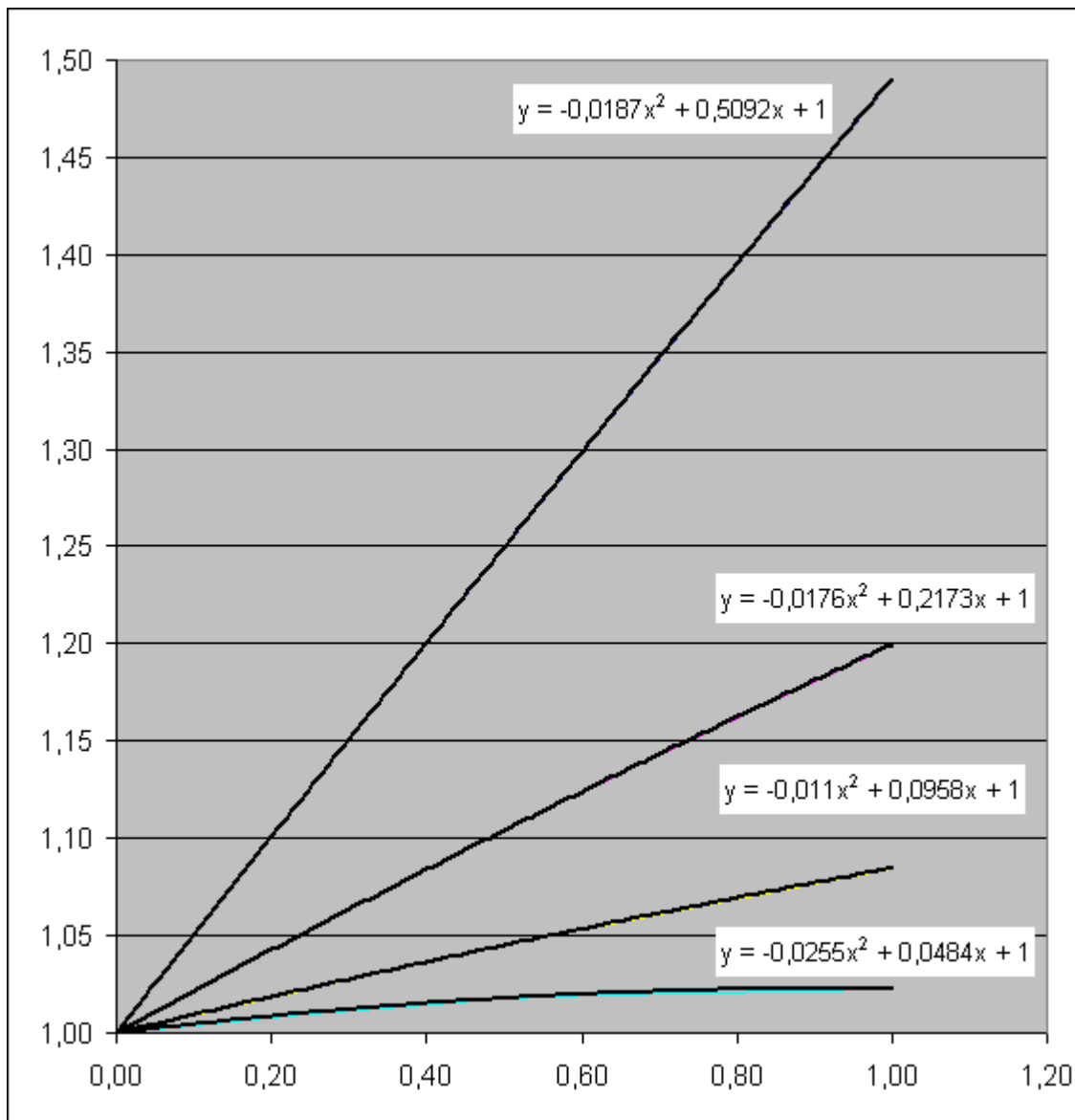
ERMITTLUNG von RUDERMOMENTEN

ca	f	x	cp	xr	cmr	ca	K10°
0,00	120,2534	9,1598	0,0601	0,0458	0,0028	0,00	1,0000
0,50	139,6676	9,4776	0,0698	0,0474	0,0033	0,50	1,2017
1,00	157,5505	9,7118	0,0788	0,0486	0,0038	1,00	1,3891
IK/l=0,25;ζ=10°							K20°
0,00	234,7919	9,1265	0,1174	0,0456	0,0054	0,00	1,0000
0,50	250,6026	9,2847	0,1253	0,0464	0,0058	0,50	1,0858
1,00	263,6344	9,4302	0,1318	0,0472	0,0062	1,00	1,1602
IK/l=0,25;ζ=20°							K30°
0,00	623,1828	15,4697	0,3116	0,0773	0,0241	0,00	1,0000
0,50	642,2469	15,6880	0,3211	0,0784	0,0252	0,50	1,0451
1,00	658,9959	15,8690	0,3295	0,0793	0,0261	1,00	1,0848
IK/l=0,25;ζ=30°							K40°
0,00	765,7249	15,3647	0,3829	0,0768	0,0294	0,00	1,0000
0,50	772,5509	15,5001	0,3863	0,0775	0,0299	0,50	1,0178
1,00	769,8345	15,6319	0,3849	0,0782	0,0301	1,00	1,0229
IK/l=0,25;ζ=40°							



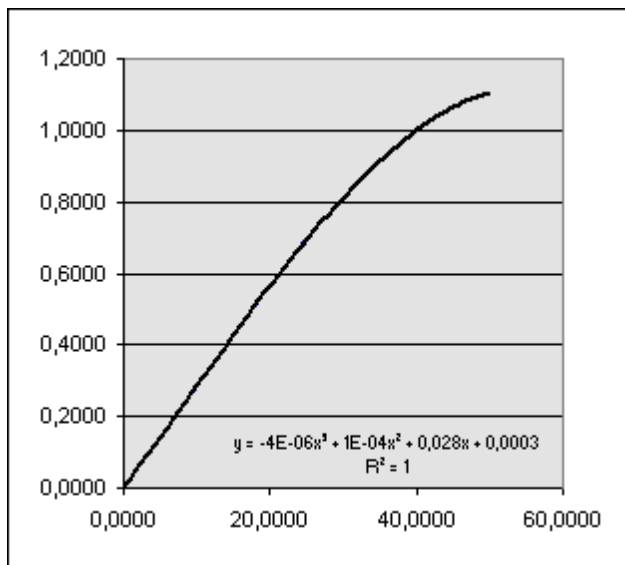
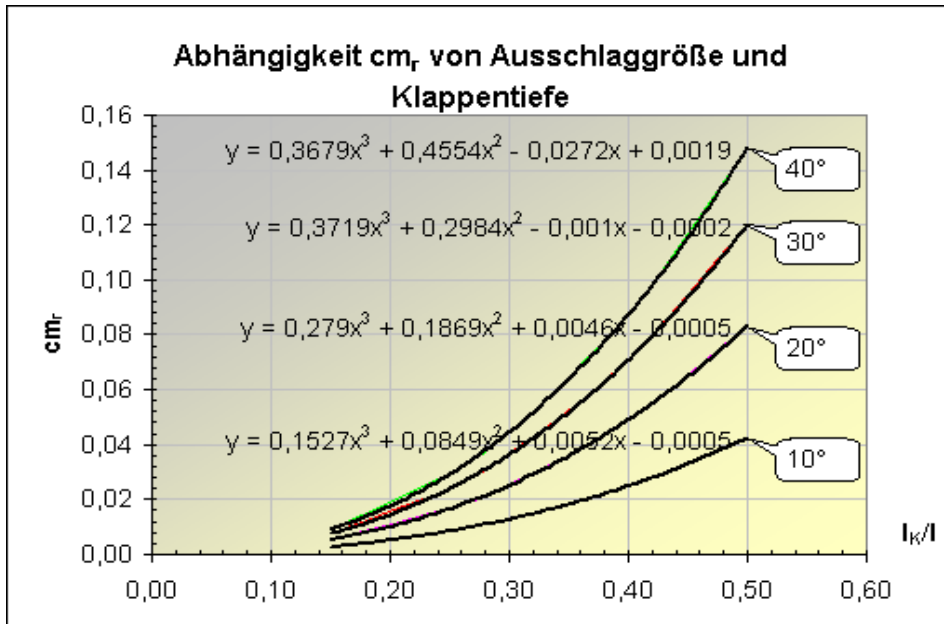
ERMITTLUNG von RUDERMOMENTEN

ca	f	x	cp	xr	cmr	ca	K
0,00	219,7793	15,5713	0,1099	0,0779	0,0086	0,00	K10° 1,0000
0,50	264,8034	16,1540	0,1324	0,0808	0,0107	0,50	1,2499
1,00	308,1103	16,5561	0,1541	0,0828	0,0128	1,00	1,4906
IK/I=0,15;ζ=10°							
0,00	431,3417	15,5296	0,2157	0,0776	0,0167	0,00	K20° 1,0000
0,50	466,3749	15,8603	0,2332	0,0793	0,0185	0,50	1,1042
1,00	498,6054	16,1176	0,2493	0,0806	0,0201	1,00	1,1997
IK/I=0,15;ζ=20°							
0,00	623,1828	15,4697	0,3116	0,0773	0,0244	0,00	K30° 1,0000
0,50	642,2469	15,6880	0,3211	0,0784	0,0252	0,50	1,0451
1,00	658,9959	15,8690	0,3295	0,0793	0,0261	1,00	1,0848
IK/I=0,25;ζ=30°							
0,00	765,7249	15,3647	0,3829	0,0768	0,0294	0,00	K40° 1,0000
0,50	772,5509	15,5001	0,3863	0,0775	0,0299	0,50	1,0178
1,00	769,8345	15,6319	0,3849	0,0782	0,0301	1,00	1,0229
IK/I=0,25;ζ=40°							



ERMITTLUNG von RUDERMOMENTEN

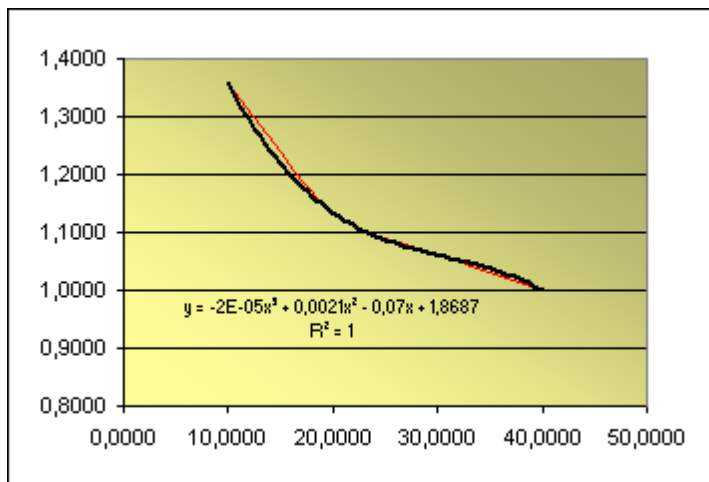
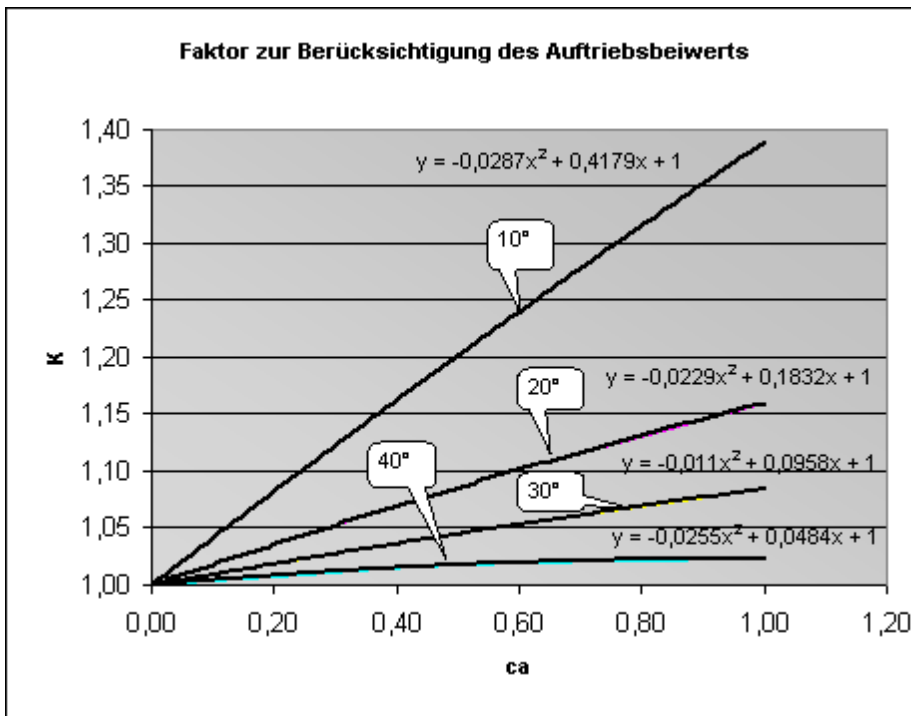
l_k/l	f	x	c_p	x_r	c_{m_r}	l_k/l
0,15	120,2534	9,1598	0,0601	0,0458	0,0028	0,15
0,15	234,7919	9,1265	0,1174	0,0456	0,0054	0,15
0,15	336,8033	9,0504	0,1684	0,0453	0,0076	0,15
0,15	417,2335	8,9071	0,2086	0,0445	0,0093	0,15
0,25	219,7793	15,5713	0,1099	0,0779	0,0086	0,25
0,25	431,3417	15,5296	0,2157	0,0776	0,0167	0,25
0,25	623,1828	15,4697	0,3116	0,0773	0,0241	0,25
0,25	765,7249	15,3647	0,3829	0,0768	0,0294	0,25
0,30	271,6428	18,9462	0,1358	0,0947	0,0129	0,30
0,30	533,4236	18,9143	0,2667	0,0946	0,0252	0,30
0,30	771,0776	18,8349	0,3855	0,0942	0,0363	0,30
0,30	945,3877	18,8422	0,4727	0,0942	0,0445	0,30
0,40	395,6221	25,2771	0,1978	0,1264	0,0250	0,40
0,40	778,6371	25,2456	0,3893	0,1262	0,0491	0,40
0,40	1128,3667	25,1665	0,5642	0,1258	0,0710	0,40
0,40	1394,5298	25,0933	0,6973	0,1255	0,0875	0,40
0,50	541,5172	31,3735	0,2708	0,1569	0,0425	0,50
0,50	1064,5079	31,3482	0,5323	0,1567	0,0834	0,50
0,50	1539,5807	31,2770	0,7698	0,1564	0,1204	0,50
0,50	1879,3520	31,5280	0,9397	0,1576	0,1481	0,50



α	c_m	f
0,0000	0,0000	0,0000
10,0000	0,0425	0,2867
20,0000	0,0834	0,5632
30,0000	0,1204	0,8127
40,0000	0,1481	1,0000

ERMITTLUNG von RUDERMOMENTEN

ca	f	x	cp	xr	cmr	ca	K10°
0,00	120,2534	9,1598	0,0601	0,0458	0,0028	0,00	1,0000
0,50	139,6676	9,4776	0,0698	0,0474	0,0033	0,50	1,2017
1,00	157,5505	9,7118	0,0788	0,0486	0,0038	1,00	1,3891
IK/l=0,25; ζ=10°							
0,00	234,7919	9,1265	0,1174	0,0456	0,0054	0,00	K20°
0,50	250,6026	9,2847	0,1253	0,0464	0,0058	0,50	1,0000
1,00	263,6344	9,4302	0,1318	0,0472	0,0062	1,00	1,0858
IK/l=0,25; ζ=20°							
0,00	623,1828	15,4697	0,3116	0,0773	0,0241	0,00	K30°
0,50	642,2469	15,6880	0,3211	0,0784	0,0252	0,50	1,0000
1,00	658,9959	15,8690	0,3295	0,0793	0,0261	1,00	1,0451
IK/l=0,25; ζ=30°							
0,00	765,7249	15,3647	0,3829	0,0768	0,0294	0,00	K40°
0,50	772,5509	15,5001	0,3863	0,0775	0,0299	0,50	1,0000
1,00	769,8345	15,6319	0,3849	0,0782	0,0301	1,00	1,0178
IK/l=0,25; ζ=40°							



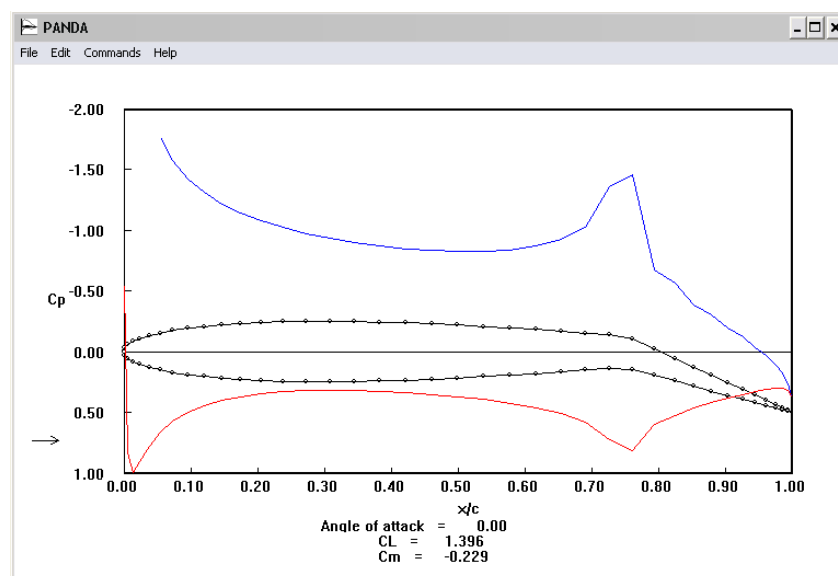
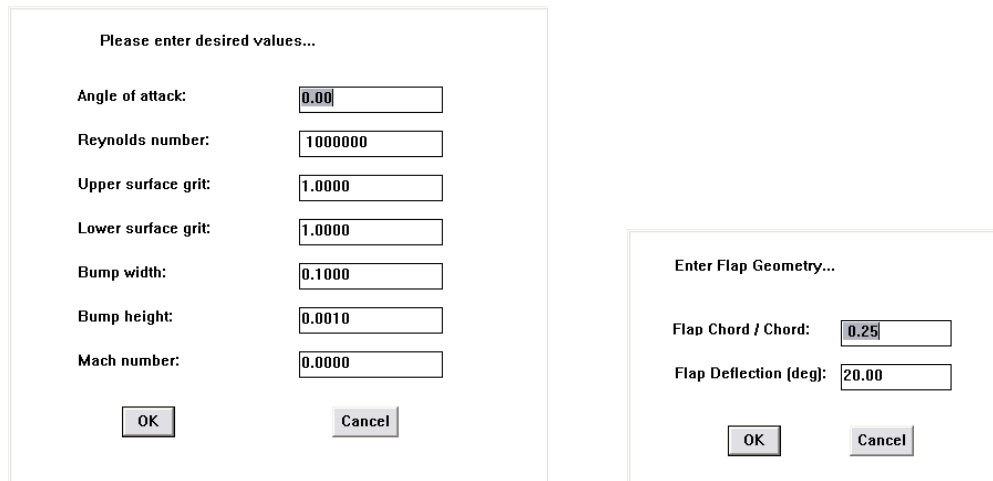
ζ	f
10,0000	1,3891
20,0000	1,1602
30,0000	1,0848
40,0000	1,0229

Durchführung im Detail

Zunächst wurde das symmetrische Profil NACA 0009 (mit 9% Profildicke) bei verschiedenen Klappenlängen und Ausschlagsgrößen untersucht. Die folgenden Parameter wurden dabei zugrundegelegt.

NACA009	Ausschlaggröße ζ
l_K/l	
0,15	10°; 20°;30° & 40°
0,25	10°; 20°;30° & 40°
0,3	10°; 20°;30° & 40°
0,4	10°; 20°;30° & 40°
0,5	10°; 20°;30° & 40°

Die Berechnung der Druckverteilungen erfolgte jeweils mit dem Programm „PANDA“ der Firma Desktop Aeronautics, Inc., Stanford, USA. Dieses ist ein sehr handliches Werkzeug und erlaubt die Speicherung der an der Ober- und Unterseite des Profils berechneten lokalen Drücke. Man gibt zunächst das gewünschte Profil an, wobei 4-stellige NACA-Profilen automatisch generiert werden. Für das ausgewählte Profil kann dann im Menüpunkt „Change Parameters“ der Anstellwinkel, die Re-Zahl usw. eingegeben werden und nach Bestätigung erfolgt sofort die Berechnung. Im Dialogfeld „Flap Deflection“ wird das Verhältnis Klappentiefe zu Flügeltiefe und die Ausschlagsgröße angegeben und nach neuerlicher Bestätigung erfolgt die Kalkulation.



Die abgespeicherte Datei ist eine Textdatei und hat folgendes Format:

```

VERSUCH.TXT - Editor
Datei Bearbeiten Format Ansicht ?
! Pressure Distribution from PANDA
! Angle of attack = 0.0000
!
! x          yup          ylo          CpuP          Cplo
!
0.000000    0.000000    0.000000    1.000000    1.000000
0.001541    0.005158    -0.005158    -3.654663    0.002266
0.006156    0.010127    -0.010127    -3.119639    0.943168
0.013815    0.014890    -0.014890    -2.535470    0.970968
0.024472    0.019419    -0.019419    -2.105053    0.833758
0.038060    0.023683    -0.023683    -1.789727    0.694612
0.054497    0.027647    -0.027647    -1.575831    0.580514
0.073680    0.031274    -0.031274    -1.406050    0.490509
0.095491    0.034528    -0.034528    -1.285309    0.421880
0.119797    0.037377    -0.037377    -1.180750    0.368600
0.146447    0.039792    -0.039792    -1.103229    0.329023
0.175276    0.041753    -0.041753    -1.031309    0.299389
0.206107    0.043245    -0.043245    -0.976477    0.278628
0.238751    0.044265    -0.044265    -0.923163    0.265023
0.273005    0.044816    -0.044816    -0.882163    0.257168
0.308658    0.044910    -0.044910    -0.841287    0.255048
0.345491    0.044568    -0.044568    -0.810499    0.256526
0.383277    0.043818    -0.043818    -0.779642    0.263128
0.421783    0.042693    -0.042693    -0.758174    0.271849
0.460770    0.041230    -0.041230    -0.737030    0.285736
0.500000    0.039469    -0.039469    -0.725856    0.300910
0.539229    0.037452    -0.037452    -0.715803    0.322009
0.578217    0.035221    -0.035221    -0.718316    0.344477
0.616723    0.032818    -0.032818    -0.723422    0.374658
0.654508    0.030283    -0.030283    -0.749059    0.408433
0.691342    0.027655    -0.027655    -0.781083    0.453694
0.726995    0.024972    -0.024972    -0.866547    0.514109
0.761249    0.022270    -0.022270    -0.972577    0.595289
0.793893    0.019583    -0.019583    -1.095869    0.830846
0.824724    0.016946    -0.016946    -1.237929    1.167303
0.853553    0.014392    -0.014392    -1.394074    1.654626
0.880203    0.011953    -0.011953    -1.562758    2.347713
0.904508    0.009663    -0.009663    -1.738466    3.342421
0.926320    0.007551    -0.007551    -1.927470    4.687792
0.945503    0.005649    -0.005649    -2.126178    6.415313
0.961940    0.003984    -0.003984    -2.330822    8.575039
0.975528    0.002583    -0.002583    -2.537999    11.201163
0.986185    0.001467    -0.001467    -2.741594    14.441186
0.993844    0.000657    -0.000657    -2.946183    18.321659
0.998459    0.000165    -0.000165    -3.146862    22.804322
1.000000    0.000000    0.000000    -3.34092    27.94092
end
    
```

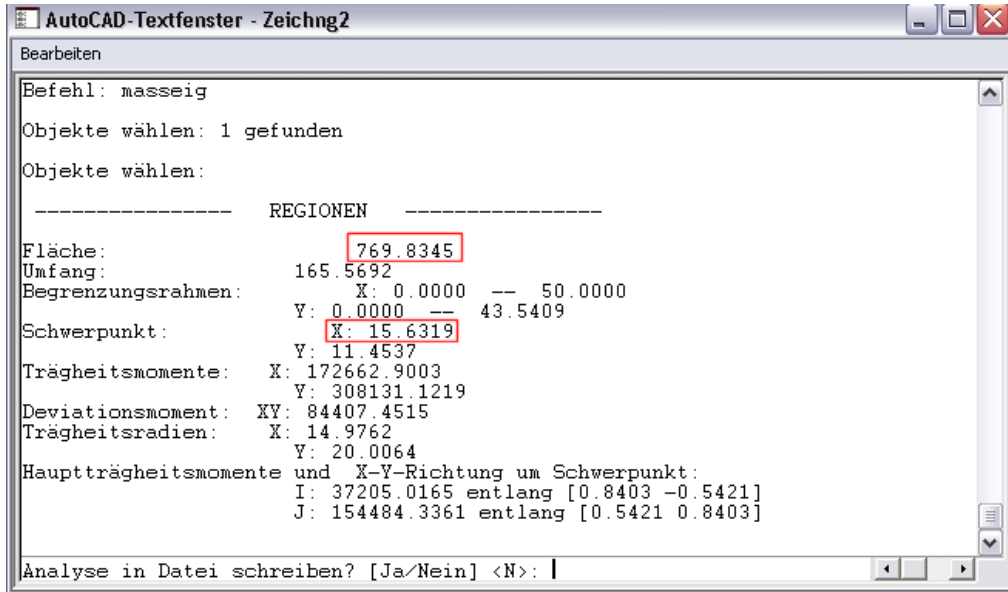
Die Differenz der Druckverläufe an Oberseite (CpuP) und Unterseite (Cplo) des Profils wird mit EXCEL berechnet und ein Script zum Ausführen einer Polylinie für AUTO-CAD erstellt. Dabei muss noch ein geeigneter Zeichnungsmaßstab gewählt werden, um im Zeichenprogramm vernünftig arbeiten zu können. Die Scriptdatei hat dann so auszusehen:

```

versuch.txt - Editor
Datei Bearbeiten Format Ansicht ?
pline
0,0
0.3082,36.56929
1.2312,40.62807
2.763,35.06438
4.8944,29.38811
7.612,24.84339
10.8994,21.56345
14.736,18.96539
19.0982,17.07189
23.9594,15.4935
29.2894,14.32252
35.0552,13.30698
41.2214,12.55105
47.7502,11.88186
54.601,11.39331
61.7316,10.96335
69.0982,10.67025
76.6554,10.4277
84.3566,10.30023
92.154,10.22766
100,10.26766
107.8458,10.37812
115.6434,10.62793
123.3446,10.9808
130.9016,11.57492
138.2684,12.34777
145.399,13.80656
152.2498,15.67866
158.7786,24.26715
164.9448,14.52567
170.7106,10.907
176.0406,8.19896
180.9016,6.81967
185.264,5.22262
189.1006,4.23491
192.388,3.05217
195.1056,2.25364
197.237,1.28592
198.7688,0.62456
199.6918,-0.1954
200,0
    
```

Die sich im AUTO CAD ergebende Polylinie wird mit einem Koordinatenkreuz versehen und an der Stelle der Ruderachse eine Senkrechte gezeichnet. Entlang dieser Linie wird der vordere Teil der Druckverlaufslinie sowie die horizontale Abszisse abgeschnitten und aus dem Rest eine Region gebildet, die wieder in den Ursprung mit der Koordinate 0/0 verschoben wird. Mit dem Befehl Masseigenschaften erhält man dann die Fläche und deren Schwerpunkt.

AutoCAD gibt nachfolgend dargestellte Ergebnisse aus, von denen für die weitere Berechnung die rot eingerahmte Fläche und der Abstand des Flächenschwerpunktes x benötigt werden.



Unter Berücksichtigung des Maßstabs für x (Profiltiefe) und y (Größe des c_p -Wertes) ist die Fläche gleich dem mittleren c_p bzw. c_a des Ruders (im vorliegenden Fall war der Flächenwert durch 2000 zu dividieren).

Für die Ermittlung des Ruder- bzw. Scharniermoments gilt:

$$C_{mR} = C_{aR} \cdot X_{DR}$$

X_{DR} entspricht dem Schwerpunktabstand der c_p -Fläche. Hierbei ist wiederum der Maßstab zu berücksichtigen. Da für die Gesamttiefe mit der Länge 1 in der Zeichnung 200 mm gewählt wurden ist durch 200 zu dividieren.

Auf dem Blatt „Tabelle 1“ sind diese Rechnungen durchgeführt und die Ergebnisse im Diagramm dargestellt.

Entwicklung einer Formel für die Berechnung

Um das Rudermoment berechnen zu können ist die Kenntnis des Momentenbeiwerts erforderlich damit die im Blatt „Theorie“ angegebene Momentengleichung gelöst werden kann. Da das Ablesen des Beiwerts von Diagrammen vermieden werden sollte, wurde nach einer Gleichung gesucht, die den Verlauf der Momentenbewerte in Abhängigkeit von der Ausschlaggröße, dem Verhältnis von Ruderklappentiefe zu Flügeltiefe und auch den eventuell vorhandenen Auftriebseinfluss berücksichtigt. Die Vorgehensweise ist aus den Blättern „Trendermittlung-cmr“ und „Trend-ca-Einfluss“ ersichtlich.

Zunächst wurde für die Kurve von $\zeta = 40^\circ$ Ausschlag eine polynomische Trendlinie 3. Ordnung erstellt. Die sich ergebende Formel erlaubt dann die Berechnung jedes Wertes durch Einsetzen des numerischen Wertes des Tiefenverhältnisses. Die Kurven für 30° , 20° und 10° Ausschlagwinkel weichen in einem bestimmten Maß von der 40° -Kurve ab. Das heißt, dass die bisherigen Ergebnisse mit einem Faktor k zu multiplizieren sind, um die Momentenbeiwerte für andere Winkel berechnen zu können.

Um den Faktor k zu bestimmen wurde aus den Kurven der Momentenbeiwerte in Abhängigkeit vom Tiefenverhältnis für $I_{\mu K}/I_{\mu(K)} = 0,5$ ein Diagramm erstellt, das die Größenänderung des Momentenbeiwerts in Abhängigkeit von der Ausschlagsgröße zeigt. Für die Diagrammkurve wurde eine polynomische Trendlinie 3. Grades ermittelt. Damit ist auch eine Formel für k bekannt und der an der Ruderklappe wirksame Momentenbeiwert auf numerischem Weg berechenbar.

$$C_{mR} = \left(0,3679 \cdot \left(\frac{I_{\mu K}}{I_{\mu(K)}} \right)^3 + 0,4554 \cdot \left(\frac{I_{\mu K}}{I_{\mu(K)}} \right)^2 - 0,0272 \cdot \frac{I_{\mu K}}{I_{\mu(K)}} + 0,0019 \right) \cdot (0,0003 + 0,028 \cdot \zeta + 0,0001 \cdot \zeta^2 - 0,000004 \cdot \zeta^3)$$

Soll bei der Ermittlung des Ruderklappenmoments auch der wirksame Auftrieb berücksichtigt werden, so ist der Momentenbeiwert mit einem weiteren Faktor k zu multiplizieren. Die Bestimmung dieses Faktors erfolgt im gleichen Verfahren, wie vorher dargestellt.

Das Diagramm in Blatt „ca-Einfluss Ik0,25“ zeigt, dass mit zunehmendem Ausschlag der Auftriebseinfluss stark abnimmt. Analog zum vorher gezeigten Verfahren gilt für den Faktor k die nachstehende Gleichung, die einerseits den Auftriebsbeiwert und andererseits den Ausschlagwinkel berücksichtigt.

$$k_{ca} = \left(1 + 0,0484 \cdot c_a - 0,0255 \cdot c_a^2\right) \cdot \left(1,8687 - 0,07 \cdot \zeta + 0,0021 \cdot \zeta^2 - 0,00002 \cdot \zeta^3\right)$$

FORMELZUSAMMENFASSUNG:

Ohne Berücksichtigung des Auftriebs:

$$M_R = I_{\mu K} \cdot s_K \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2} \cdot c_{mR}$$

bzw.:

$$M_R = I_{\mu K} \cdot s_K \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2} \cdot \left(0,3679 \cdot \left(\frac{I_{\mu K}}{I_{\mu(K)}}\right)^3 + 0,4554 \cdot \left(\frac{I_{\mu K}}{I_{\mu(K)}}\right)^2 - 0,0272 \cdot \frac{I_{\mu K}}{I_{\mu(K)}} + 0,0019\right) \cdot \left(0,0003 + 0,028 \cdot \zeta + 0,0001 \cdot \zeta^2 - 0,000004 \cdot \zeta^3\right)$$

Mit Berücksichtigung des Auftriebs:

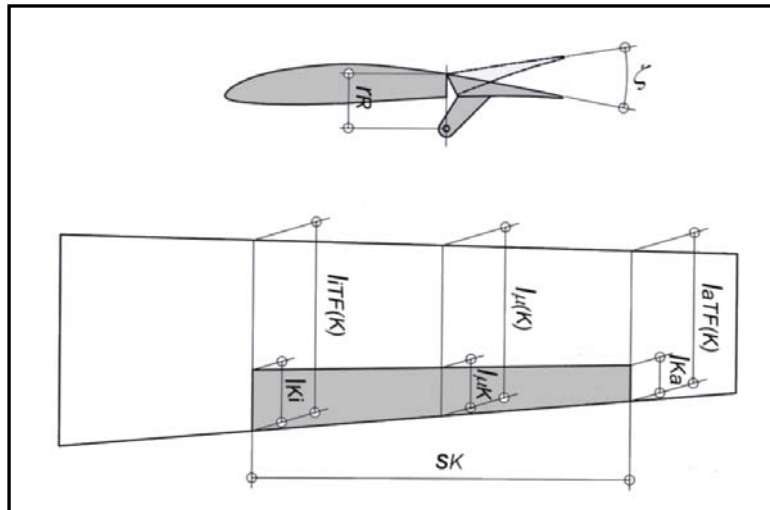
$$M_{Rca} = M_R \cdot \left(1 + 0,0484 \cdot c_a - 0,0255 \cdot c_a^2\right) \cdot \left(1,8687 - 0,07 \cdot \zeta + 0,0021 \cdot \zeta^2 - 0,00002 \cdot \zeta^3\right)$$

FORMELZEICHEN und DIMENSIONEN:

- M_RRuderklappenmoment [Nm]
- M_{Rca}Ruderklappenmoment unter Berücksichtigung des Auftriebs [Nm]
- I_{μK}(mittlere) Ersatzflügel­tiefe der Ruderklappe [m]
- I_{μ(K)}(mittlere) Ersatzflügel­tiefe im Ruderklappenbereich [m]
- ζAusschlagwinkel [°]
- vFluggeschwindigkeit [m/s]
- ρLuft­dichte [kg/m³]
- s_KSpannweite (= Länge) der Ruderklappe [m]

**BERECHNUNG
von RUDER- und
SERVOMOMENTEN**

für die Berechnung sind die
aktuellen Werte in die grünen
Eingabefenster einzutragen.



Ruderklappentiefe innen	l_{Ki}	[mm]	75
Ruderklappentiefe außen	l_{Ka}	[mm]	45
Ruderklappenspannweite	s_K	[mm]	600
Flügelteiefe an Ruderklappe innen	$l_{iTF(K)}$	[mm]	215
Flügelteiefe an Ruderklappe außen	$l_{aTF(K)}$	[mm]	135
Fluggeschwindigkeit	v	[m/s]	40
Ausschlagwinkel	ζ	[°]	10,66
Verhältnis mittlere Ruderklappentiefe zu gemittelter Fügeltiefe	$l_{uK} / l_{u(K)}$	[mm]	0,34
Ruderklappenmoment (Scharniermoment)	M_R	[Ncm]	65,91
Ruderhebellänge	r_R	[mm]	30
Servohebellänge	r_S	[mm]	8
Servomoment	M_S	[Ncm]	17,57
Servodrehwinkel erforderlich für ζ	ζ_S	[°]	43,93

Unter Berücksichtigung des Auftriebsbeiwerts:

Auftriebsbeiwert	c_a	[1]	0,4
Ruderklappenmoment (Scharniermoment)	M_R	[Ncm]	89,46
Ruderhebellänge	r_R	[mm]	30
Servohebellänge	r_S	[mm]	8
Servomoment	M_S	[Ncm]	23,85
Servodrehwinkel erforderlich für ζ	ζ_S	[°]	43,93

FORMELN:

$$M_R = l_{iK} \cdot s_K \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2} \cdot c_{mR}$$

bzw.:

$$M_R = l_{iK} \cdot s_K \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2} \cdot \left(0,3679 \cdot \left(\frac{l_{iK}}{l_{u(K)}} \right)^3 + 0,4554 \cdot \left(\frac{l_{iK}}{l_{u(K)}} \right)^2 - 0,0272 \cdot \frac{l_{iK}}{l_{u(K)}} + 0,0019 \right) \cdot (0,0003 + 0,028 \cdot \zeta + 0,0001 \cdot \zeta^2 - 0,000004 \cdot \zeta^3)$$

mit Auftriebseinfluss:

$$M_{Rc_a} = M_R \cdot (1 + 0,0484 \cdot c_a - 0,0255 \cdot c_a^2) \cdot (1,8687 - 0,07 \cdot \zeta + 0,0021 \cdot \zeta^2 - 0,00002 \cdot \zeta^3)$$