

Hochauftrieb.

Zusammenstellung und Vergleich verschiedener  
Bauarten und Methoden.

Uebersicht:

Der Bericht enthält in 7 Tabellen und 2 Kurvenblättern eine Zusammenfassung und einen Vergleich der mit verschiedenen Methoden erreichbaren Höchstauftriebsbeiwerte. Es wird versucht, die Abhängigkeit des Bauaufwandes vom Höchstauftrieb kurvenmässig darzustellen.

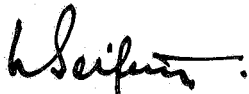
Der Bericht umfasst

3 Seiten mit  
2 Abbildungen und  
7 Tabellen

AERODYNAMISCHE VERSUCHSANSTALT GÖTTINGEN E.V.

Institut Windkanäle

Institutsleiter



R. Seiferth

Bearbeiter



W. Krüger

Göttingen, dem 2.VIII.43.

Bericht 43 W 38

Deutsche  
Forschungsanstalt  
für Luft-  
und Raumfahrt e. V.  
Hist. Archiv  
Bunsenstraße 10  
3400 Göttingen

### Zweck der Untersuchung:

Die Zusammenstellung soll zeigen, wo die bisher erreichten Grenzen des Höchstauftriebes bei Anwendung der verschiedenen Methoden liegen. Bei der grossen Anzahl vorhandener Messungen ist es kaum möglich, sämtliche Untersuchungen zu diesem Vergleich heranzuziehen. Es erscheinen in der Zusammenstellung daher nur die wichtigsten Messergebnisse von Profilen mit normalen Landehilfen, mehreren Sonderbauarten sowie die mit rotierenden Zylindern erzielten Werte.

### Ergebnisse:

Die Ergebnisse sind in 7 Tabellen und 2 Kurvenblättern zusammengefasst.

Kurvenblatt 1 lässt erkennen, dass durch Verwendung von Klappen, Spalten und Flächenvergrösserung in Tiefenrichtung eine Steigung des Höchstauftriebes bis zu  $c_{a \max} \approx 4,0$  erreichbar ist.

Eine weitere Verbesserung wurde durch Anwendung der Grenzschichtbeeinflussung an Absauge- bzw. Blasklappenprofilen erreicht. Mit tragbaren Saug- bzw. Blasmengen ( $c_Q \approx 0,025$ ) erreicht man  $c_{a \max} \approx 5,0$ . Für weitere Erhöhung des  $c_{a \max}$  mit dieser Methode ist eine sehr erhebliche Steigerung des Mengenbeiwertes  $c_Q$  erforderlich, die bisher nicht tragbar erscheint.

Sehr hohe Auftriebsbeiwerte (bis  $c_{a \max} = 12$  und höher) werden mit rotierenden Zylindern und rotierenden Flächen erzielt. Die Anwendungsmöglichkeit dieser Methode ist eine konstruktive Frage.

Die Messungen an Flügeln mit Klappen und Spalten lassen erkennen, dass mit wachsendem  $c_{a \max}$  auch der erforderliche Bauaufwand erheblich steigt. Es wurde versucht, die Abhängigkeit des Bauaufwandes von  $c_{a \max}$  kurvenmässig zu erfassen durch Einführung einer Bauaufwandsziffer (Kbl. 2). Dem glatten Profil wird die Ziffer 0 zugeordnet, einem Flügel mit einer drehbaren Klappe die Ziffer 1, Ein Flügel mit einer in Tiefenrichtung verschiebbaren Klappe erhielt die Ziffer 2, mit verschiebbarer Klappe und verschiebbarem Vorflügel die Ziffer 4 u.s.w.

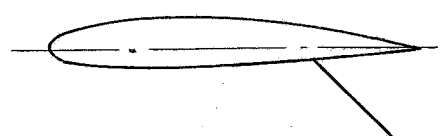
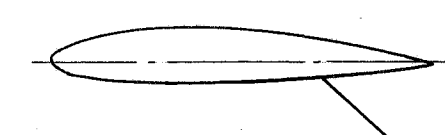
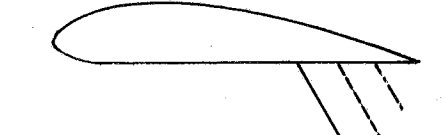
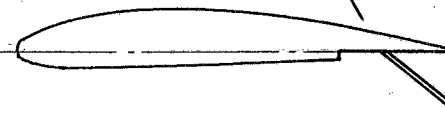
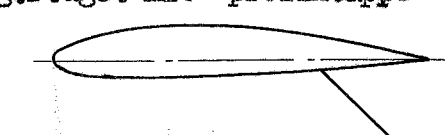
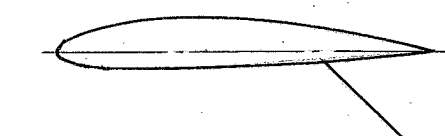
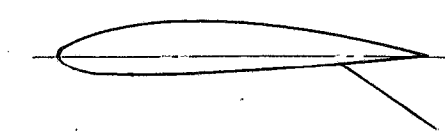
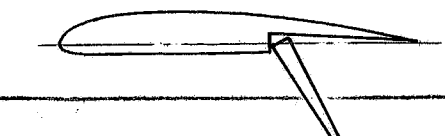
Man erhält, wenn alle Messungen nach diesem System aufgetragen werden, die Kurven des Kbl. 2. Die obere Grenzkurve zeigt ein sehr starkes Anwachsen des Bauaufwandes mit wachsendem  $c_{a \max}$ . Der Anstieg ist steiler, wenn man das  $c_{a \max}$  jeweils auf die tatsächlich vorhandene Flügelfläche bezieht (entsprechend der vergrösserten Flügeltiefe).

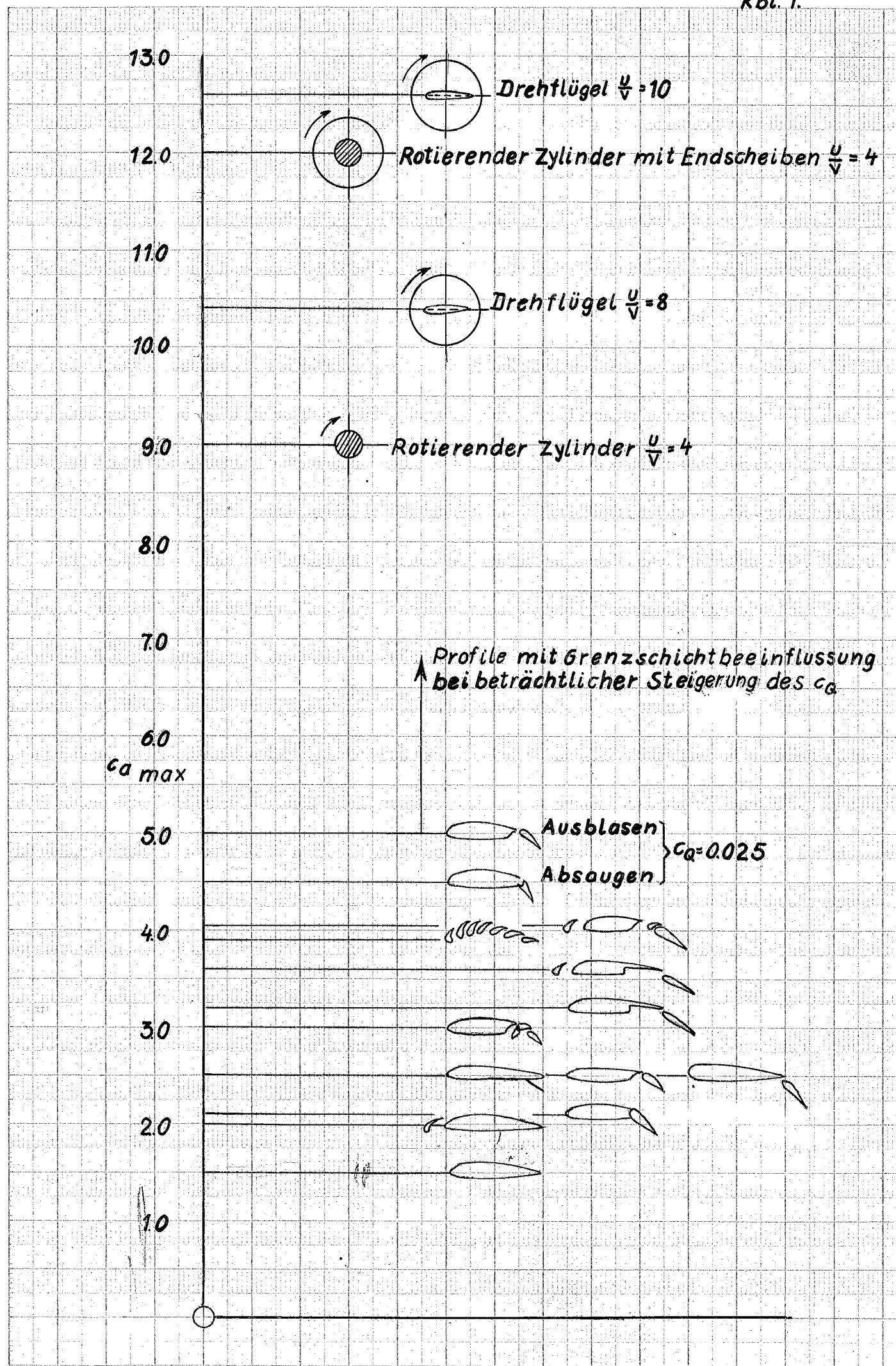
#### Folgerungen:

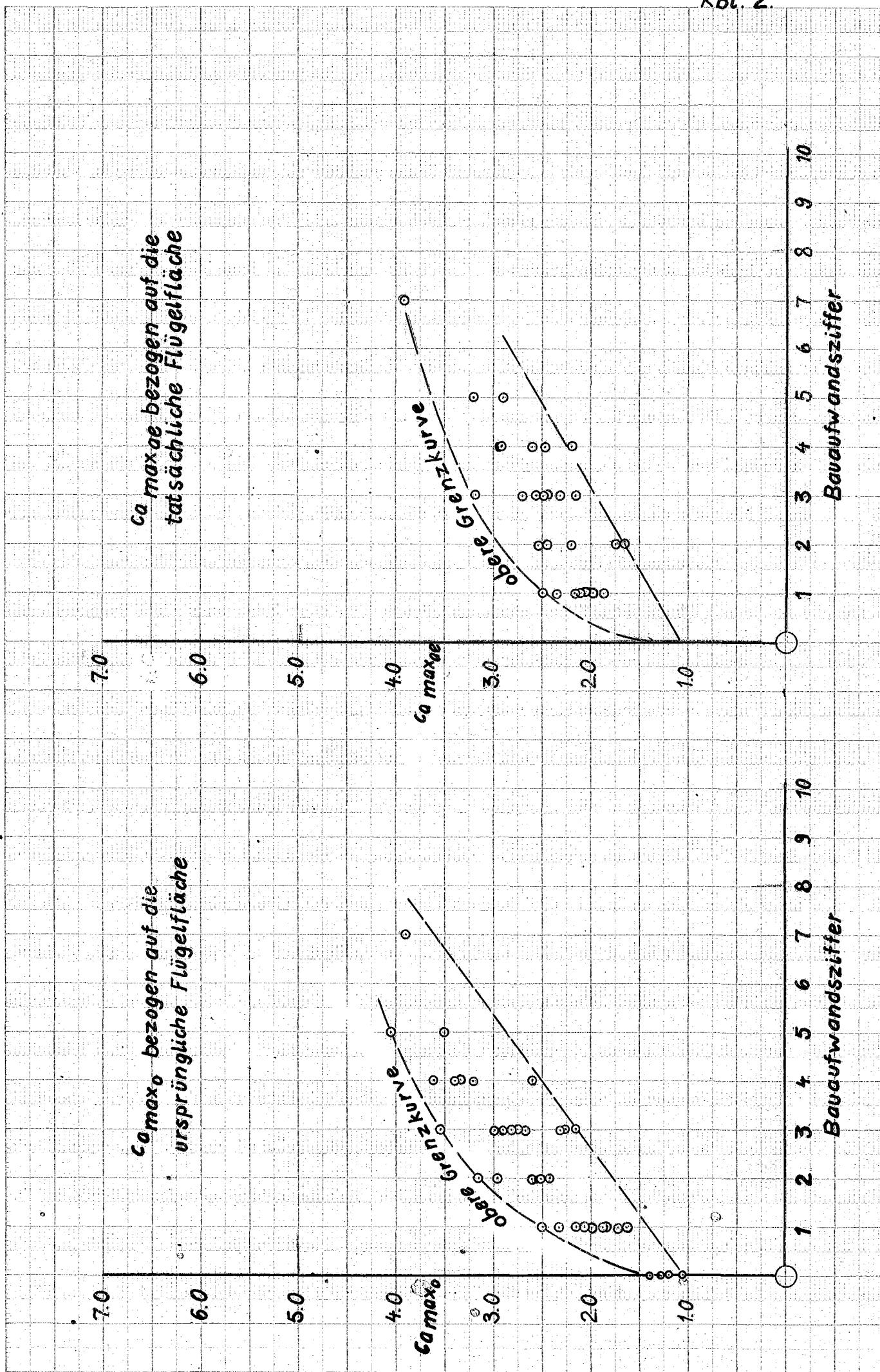
Wenn auch die obige Definition der Bauaufwandsziffer willkürlich ist, so kann man doch mit ziemlicher Sicherheit aus der Auftragung schliessen, dass es unwahrscheinlich ist, hohe  $c_{a \max}$  Werte ( $> 4,0$ ) ohne Verwendung vieler Klappen und Spalte, also ohne wesentliche Komplikationen, zu erreichen.

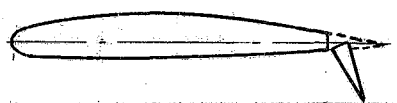
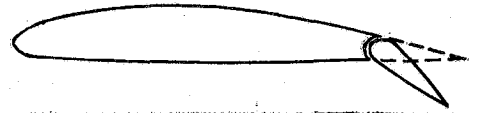
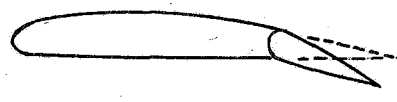
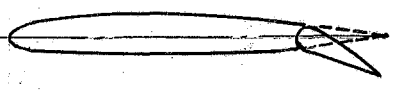
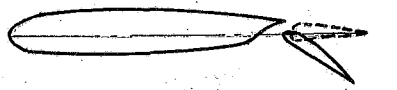
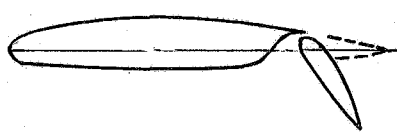
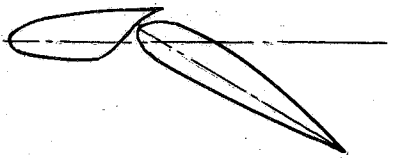
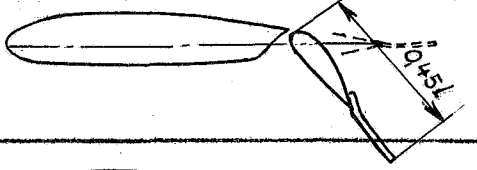

Versuche, durch automatisches Ausblasen und Absaugen geringer Mengen an verschiedenen Stellen der Profilloberfläche den Auftrieb wesentlich zu steigern, waren bisher wenig erfolgreich. Von der Methode zwangsläufiger Grenzschichtbeeinflussung darf man sich wohl noch einige Verbesserungen hinsichtlich  $c_{a \max}$  und  $c_{Q \min}$  versprechen, wenn man die Absauge- bzw. Blasmenge kontinuierlich über die Tiefe des Profils verteilt und die Teilmengen der örtlichen Belastung der Grenzschicht anpasst. Dieses Verfahren bedeutet natürlich eine erhebliche bauliche Erschwerung.

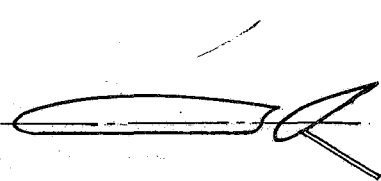
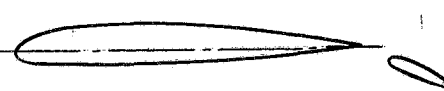
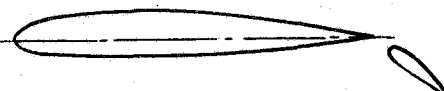
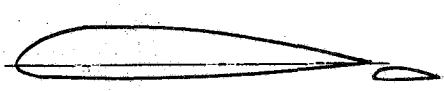
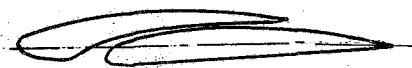
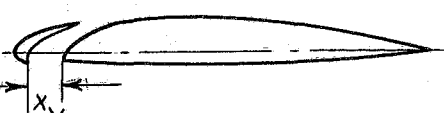
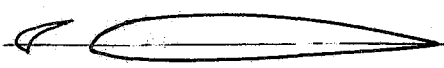
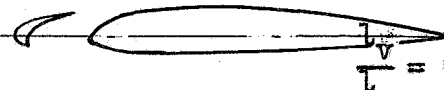
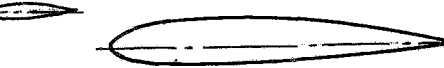
Tbl. 1

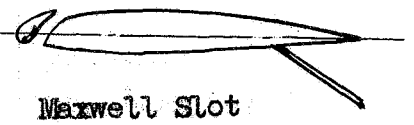

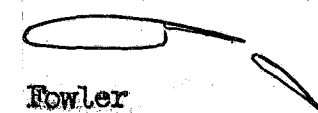
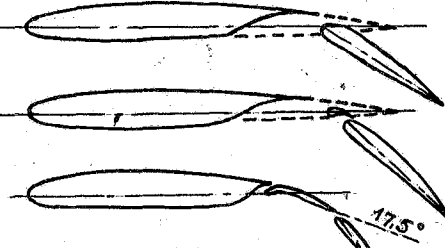
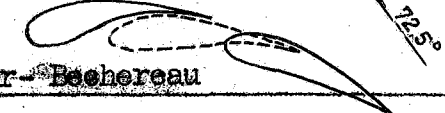

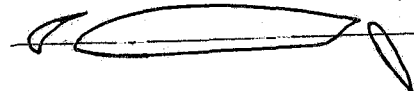
Anordnung	Profil	Quelle	$\Lambda = \frac{b^2}{F}$	d/l	$l_K/l$	$\eta_K$	Re	$c_{a \max}$	$\alpha_{c_{a \max}}$	$\Delta c_{a \max}$	$\Delta \alpha_{c_{a \max}}$	$(A/W)_{c_{a \max}}$	$\frac{c_{a \max}}{c_{w \min}} \eta = 0$	Bemerkungen	
	192	FB 1655 Wysocki	7	0,12	0,30	0	$2,2 \cdot 10^5$	1,20	16	-	-	9,50	86		
						20		1,65	-	-	-	118			
						40		1,86	0,45	-	5,40	133			
						60		1,99	0,66	-4,5	4,30	142			
	743	"	5	0,14	0,30	0	$3 \cdot 10^5$	1,07	17,5	-	-	7,50	112		
						20		1,54	13,5	0,47	-4,0	160			
						40		1,90	13,5	0,83	-4,0	198			
						60		1,87	11,0	0,80	-6,5	195			
	284	"	5	0,175	0	$7,1 \cdot 10^5$	1,40	14,5	-	-	7,80	93			
					0,15		2,05	11,5	0,65	-3,0	4,80	137			
					0,25		2,12	11,5	0,72	-3,0	3,80	141			
					0,35		2,16	11,5	0,76	-3,0	3,40	144			
	Clark Y	NACA TN 422 Weick, Harris 1932	6	0,115	0	$6 \cdot 10^5$	1,27	14,0	-	-	9,10		Drehachslage $\frac{XD}{l} =$ / 1,0 0,93 0,90		
					0,20		2,27	14,0	1,00	0	4,20				
					0,30		2,45	13,0	1,18	-1,0	3,60				
					0,40		2,52	12,5	1,25	-1,5	3,90				
Allg. Flügel mit Spreizklappe 	Verschiedene	Jahrbuch d. Lufo 1939 Schrenk S.I 79			0,20	75	$> 2 \cdot 10^6$			0,66				Mittelwerte aus deutschen und ausländischen Messungen	
										0,81					
										0,97					
										1,14					
										1,28					
Allg. Flügel mit Spreizklappe 	NACA 2409 2412 2415 2418 2421	FB 642 Kramer, Doetsch	5		0,20	0	$2,7 \cdot 10^6$	1,43	20,6	-	-	8,4	213		
								1,35	20,0	-	-	8,6	190		
								1,28	19,2	-	-	9,3	164		
								1,18	23,0	-	-	9,0	151		
								1,16	24,0	-	-	5,0	141		
	NACA 2409 2412 2415 2418 2421	"	"	5		0,20	60	"	2,07	19,0	0,64	-1,6	4,2	308	
									2,40	24,5	1,05	+4,5	3,9	338	
									2,50	24,5	1,22	+5,3	4,0	320	
									2,48	23,0	1,30	0	4,0	317	
									2,46	21,5	1,30	-2,5	4,1	300	
	743 Z a p	FB 1655 Wysocki	5	0,14	0,30	0	$3 \cdot 10^5$	1,07	17,5	-	-	9,1	107		
						20		1,55	14,0	0,48	-3,5	5,3	155		
						40		1,97	13,5	0,90	-4,0	4,5	197		
						60		2,05	10,7	0,98	-6,8	3,8	205		
						97		2,09	10,7	1,02	-6,8	3,3	209		
	192	FB 1655	7	0,12	0,4	0	$7,1 \cdot 10^5$	1,20	14,0	-	-	6,2	89		
			6					0,12	60	1,65	12,5	0,45	-1,5		3,9



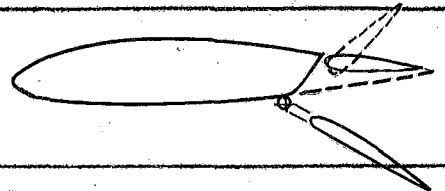
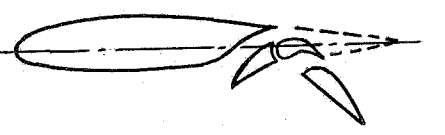
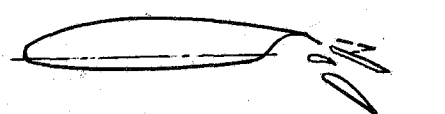
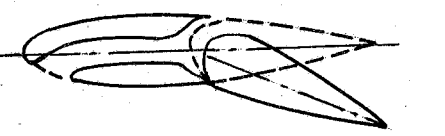
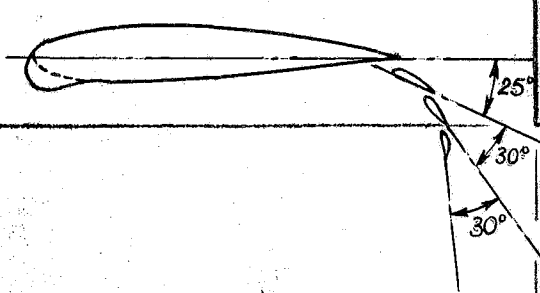
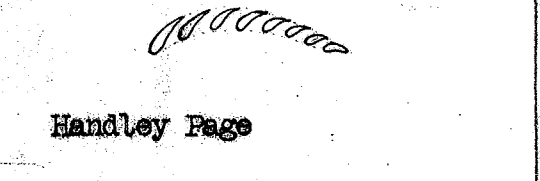


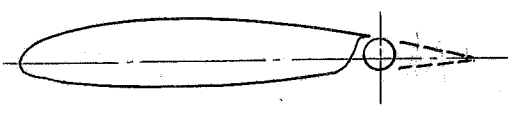
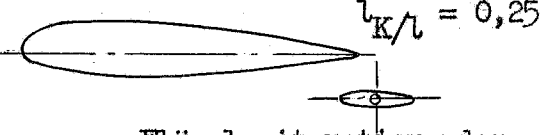
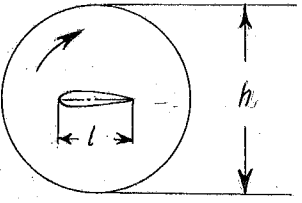
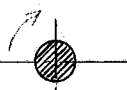
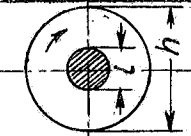

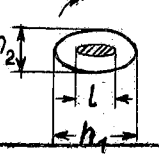
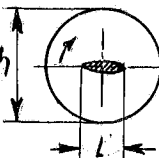
Anordnung	Profil	Quelle	$\Lambda$	$d/l$	$l_K / l$	$\eta_K$	$Re$	$c_{a \max}$	$\alpha_{c_{a \max}}$	$\Delta c_{a \max}$	$\Delta \alpha_{c_{a \max}}$	$(A/W)_{c_{a \max}}$	$\frac{c_{a \max}}{c_{w \min} \eta = 0}$	Bemerkungen
	829	FB 1655 Wysocki	7	0,12	0,15	0 60	$2,9 \cdot 10^5$	0,95 1,63	14,0 9,0	- 0,68	- -5,0	10,2 6,3	100 172	
	Clark Y	NACA TR 554 Weizinger 1936	6	0,115	0,20	50 opt 60 "	$6,0 \cdot 10^5$	1,67 2,02		0,50 0,77		4,3 4,9		Spalt offen Spalt geschlossen
	859	FB 1655 Wysocki	7	0,126	0,33 0,33 0,28	0 13 20	$2,9 \cdot 10^5$	1,32 1,51 1,65	14,0 12,5 12,5	- 0,19 0,33	- -1,5 -1,5	10,4 7,8 7,3	94 108 118	
	B 106-0,4 R	FB 543 Schiller	5	0,137	0 0,1 0,2 0,3 0,4	0 76 opt 80 " 60 " 60 "	$6,1 \cdot 10^5$	1,08 1,74 1,85 1,82 1,68	14,5 14,2 15,0 13,0 10,0	- 0,66 0,77 0,74 0,60	- -0,3 +0,3 -1,3 -4,5	8,3 5,1 3,9 3,8 3,3	108 174 185 182 168	
	NACA 2412	FB 762 Doetsch, König	5	0,12	0,2	0 20 45	$1,55 \cdot 10^6$	1,27 11,80 2,34	19,0 19,0 21,0	- 0,53 1,07	- 0 +2,0	9,1 7,5 5,5	106 150 195	
	743	FB 1655 Wysocki	5	0,14	0,30	0 15 45 60	$3,1 \cdot 10^5$	1,05 1,38 1,77 11,84	16,5 15,5 13,5 11,0	- 0,33 0,72 0,79	- -1,0 -3,0 -5,5	8,51 6,2 5,0 4,4	82 108 138 144	
	743	FB 1655 Wysocki	5	0,14	0,68	0 15 45 60	$3,1 \cdot 10^5$	1,37 11,35 1,42 1,27	18,5 16,5 11,5 6,5	- -0,02 0,05 -0,10	- -2,0 -7,0 -12,0	8,1 4,8 2,6 1,8	67 66 70 62	
	743	FB 1655 Wysocki	5	0,14	0,30	-20 10 45	$3,1 \cdot 10^5$	0,60 1,47 1,97	19,5 15,0 11,0			6,0 6,7 4,4		
	859	FB 1655 Wysocki	7	0,126	0,435	-25 4 10	$2,9 \cdot 10^5$	0,99 1,41 1,48	18,5 14,0 14,0			6,0 9,2 7,7		

Anordnung	Profil	Quelle	$\Lambda$	a/l	$l_K/l$	$\eta_K$		Re	$c_{a \max}$	$\alpha_{c_{a \max}}$	$\Delta c_{a \max}$	$\Delta \alpha_{c_{a \max}}$	$(A/W)_{c_{a \max}}$	$\frac{c_{a \max}}{c_{w \min} \sqrt{1-\lambda}}$	Bemerkungen
						Spalt	Spalt								
	828	FB 1655 Wysocki	7	0,10	Q: 0,335 Spalt: 0,25 Spaltkeil: 0,315 Spinnkeil: 0,25	-25	0	$2,9 \cdot 10^5$	0,77	16,2	-0,16	+2,5	4,3	75	
						0	0		0,93	13,7	-	-	9,8	91	
						10	0		1,20	11,7	0,27	-2,0	8,5	118	
	NACA 23012 23012	NACA TR 573 Platt, Abbott 1936	5	0,12	0 0,20	0	30	$7,3 \cdot 10^5$	1,12	15,0	-	-	12,2	112	
									1,91	14	0,79	-1,0	7,6	74	
		AVA-Bericht 6, Wiss 4, 17.VIII.35		0,20	0,15	ohne Kl.	30	$3 \cdot 5 \cdot 10^5$	1,15	$\alpha_{\infty} = 13,0$	-	$\Delta \alpha_{c_{a \max}}$			
									1,39	12,0	0,24	-1,0			
									1,84	10,0	0,69	-3,0			
	P II p	ZAHJ Nr. 159 Krassilski- koff 1934		0,14	0,20	ohne Kl.	30	$3 \cdot 5 \cdot 10^5$	1,45	$\alpha_{\infty} = 15,0$	-	-			
									1,45	13,5	0	-1,5			
									2,05	7,5	0,60	-7,5			
	743	FB 1655 Wysocki	7	0,14	-	-	-	$2,9 \cdot 10^5$	1,07	16,5	-	-	9,2	100	ohne Spalt mit Spalt
									1,18	16,5	0,11	0	9,2	56	
	192	FB 1655 Wysocki	5	0,12	$\frac{l_V}{l} = 0,104$	-	-	$7,1 \cdot 10^5$	1,21	17,5	-	-	7,5	92	ohne Vorflügel $x_V/l = 0,020$ 0,060 0,112
									1,46	24,5	0,25	7,0	5,6	111	
									1,75	26,5	0,54	9,0	5,4	133	
									1,70	27,0	0,49	9,5	5,1	129	
	755	FB 1655 Wysocki	5	0,12	ohne Vorfl.	-	-	$2,9 \cdot 10^5$	0,95	15,5	-	-	9,4	79	
									1,48	26,5	0,53	11,0	4,6	123	
									1,64	25,5	0,69	11,0	4,0	137	
	NACA 23012	FB 1623 Krüger	5 mit Endwirbel	0,12					1,27	$\alpha_{\infty} = 10,8$	-	-			
									2,00	17,5	0,73	6,7			
	Clark y	NACA TR 428 Weick, Pamber 1932		0,115	$\frac{l_V}{l} = 0,145$			$6 \cdot 10^5$	1,30	14,0	-	-			ohne Vorflügel mit "
									1,81	26,5	0,47	12,5			

Anordnung	Profil	Quelle	$\Lambda$	$d/l$	$l_K/l$	$\eta_K$	Re	$c_{a \max}$	$\alpha_{c_{a \max}}$	$\Delta c_{a \max}$	$\Delta \alpha_{c_{a \max}}$	$(A/W)_{c_{a \max}}$	$\frac{c_{a \max}}{c_{w \min} \eta=0}$	Bemerkungen
 Maxwell Slot	Clark y	NACA TN 598 Gauvain	6	0,115	0,211	0	$6 \cdot 10^5$	1,26	14,0	-	-	10,7	84	glattes Profil m. Vorflügel $\frac{l_V}{l} = 0,175$ " " " $\frac{l_V}{l} = 0,300$
						0		1,81	23,0	0,55	+9,0	6,9	121	
						0		2,07	25,8	0,81	+11,8	6,4	138	
						60	$6 \cdot 10^5$	2,09	11,9	0,83	-2,2	4,9	139	ohne Vorflügel m. Vorflügel $\frac{l_V}{l} = 0,175$ " " " $\frac{l_V}{l} = 0,300$
						60		2,31	16,7	1,05	+2,7	4,7	154	
						60		2,53	21,6	1,27	+7,6	4,5	169	
 Short - Klappe	192	FB 1655 Wysocki	7	0,12	0,25	0 13	$2,9 \cdot 10^5$	1,20 1,72	16,0 12,0	- 0,52	- -4,0	9,6 8,7	91 130	
 Rowler	Clark y	NACA TN 419 NACA TN 534 Platt	6	0,115	0, 0,40 0,20 0,30	0 40 30 40	$6,1 \cdot 10^5$	1,27 3,17 2,45 2,85	16,0 14,0 15,0 15,0	- 1,90 1,18 1,58	- -2,0 -1,0 -3,0	7,0 4,2 5,2 4,6		
	NACA 2410	Jahrbuch d. D. Lufo 1939 Seiferth	4	0,10	0,40	32,5 0	$6,3 \cdot 10^5$	2,43 ~1,20	14,9 ~16,9	~1,23 -	~ -2,0 -	4,2		
			4	0,10	0,40	42,5 0	$6,3 \cdot 10^5$	2,82 ~1,20	12,6 ~16,9	~1,62 -	~ -4,3 -	4,0		
			6,67		0,27 0	17,5+55 0	$8,8 \cdot 10^5$	2,92 1,20	14,8 16,9	1,72 -	-2,1 -	4,8		
 Kellner-Bachereau	433/349	FB 1655 Wysocki	7	0,189/ 0,165	0,7	0 20	$2,2 \cdot 10^5$	1,70 3,55	21,0 21,0	- 1,85	- 0	5,6 3,0	31 64	
	B 106- 0,4R	FB 543 Schiller	5	0,137	0,2	0 80 80	$6,1 \cdot 10^5$	1,08 1,85 2,15	14,5 15,0 20,0	- 0,77 1,07	- +0,5 +5,5	8,3 5,9 4,0	108 185 215	glattes Profil ohne Vorflügel mit Vorflügel
	192	FB 1655	7	0,12	0,228	0 0 20 40	$2,9 \cdot 10^5$	1,28 1,83 2,21 2,31	16,5 21,5 18,5 18,5	- 0,55 0,93 1,03	- 5,0 2,0 2,0	8,6 8,0 7,0 5,6	68 97 117 122	Spalt offen mit Vorflügel mit Vorflügel und Klappe mit Vorflügel und Klappe

Anordnung	Profil	Quelle	$\Lambda$	$d/l$	$l_K/l$	$\eta_K$	Re	$c_{a \max}$	$\alpha_{c_{a \max}}$	$\Delta c_{a \max}$	$\Delta \alpha_{c_{a \max}}$	(A/W) $c_{a \max}$	$\frac{c_{a \max}}{c_w \min \eta=0}$	Bemerkungen
	Clark y	NACA TN 459 Weick, Platt	6	0,115	0 0 0,4	0 0	$6,1 \cdot 10^5$	1,27 2,08 3,62	14,0 30,0 21,0	-	-	8,8 4,5 3,8		glattes Profil mit Vorflügel mit Vorflügel und Fowler
	NACA 2412	FB 1510 Meier + FB 548	5	0,12	0,3	0 45	$2,1 \cdot 10^6$	1,32 2,97	18,0	1,65		4,2		
	NACA 2413	Jahrbuch d.D.Lufo. 1939 Seiferth	4	0,13	0,4	35	$6,3 \cdot 10^5$	3,22 2,61	30,4 20,3	0,61	10,1	3,00 3,7		
	NACA 2412- 34 Spitze Nase	Jahrbuch d.D.Lufo. 1939 Seiferth	4	0,12	0,325	0 35	$6,3 \cdot 10^5$	0,94 2,67	16,4 21,9	1,73	5,5	3,6	80 226	ohne Vorflügel mit "
	NACA 2416	Jahrbuch d.D.Lufo. 1939 Seiferth	4-	0,16	0,325	35	$6,3 \cdot 10^5$	2,61	20,3			3,8		ohne Vorflügel
						35		3,40	36,8			2,9	ohne Vorflügel mit Vorflügel	
						45		2,75	20,2			3,4		ohne Vorflügel mit Vorflügel
						45		3,49	35,7			2,6		
	NACA 6416	Jahrbuch d.D.Lufo. 1939 Seiferth	4	0,16	0,50	40	$6,3 \cdot 10^5$	4,05	38,3			2,3		$\frac{l_v}{l} = 0,18$
	Clark y	NACA TR 427 Weick, Shortel		0,115	0,3	0	$6,1 \cdot 10^5$	1,27	15,0	-	-	7,5	84	glattes Profil } Schlitzprofile
								1,98	12,0	0,71	-3,0	4,0	131	
								2,26	19,0	0,99	+4,0	3,8	150	
								2,60	20,0	1,33	+5,0	3,8	173	

Anordnung	Profil	Quelle	$\Lambda$	$d/l$	$l_K/l$	$\eta_K$	Re	$c_{a \max}$	$\alpha_{c_{a \max}}$	$\Delta c_{a \max}$	$\Delta \alpha_{c_{a \max}}$	$(A/W)_{c_{a \max}}$	$\frac{c_{a \max}}{c_{w \min} \eta=0}$	Bemerkungen	
	NACA 2415	Aero Digest VIII, 1938 R.F.Hall		0,15	~0,33	0 45		1,52 2,32	-	-	0,80				
	NACA 23014	Jahrbuch d.D.Luft. 1940 Staufer	5,16	0,14	0,26	0 60	$1,6 \cdot 10^6$	1,42 3,00	20,4 21,1	-	1,58	0,7	7,5 3,6	119 250	
	NACA 23012	FB 1253 Holstein	4,7	0,12		0 55		1,43 2,70							
	NACA 0020	FB 1576 Kramer		0,20	0,50	0 10 20	$1,97 \cdot 10^6$	1,14 2,10 2,58		19,000	0,96 1,44				
	NACA 6215	AVA Wiss 4 Bericht 24 1937	4,5	0,15	$l_{k1}/l = 0,13$ $l_{k2}/l = 0,10$ $l_{k3}/l = 0,07$	25	$5,6 \cdot 10^5$	1,58 3,37	21,5 16,5	-	1,79	-	6,3 4,0	42 89	ohne Hilfsflügel mit Hilfsflügeln
	Handley Page	Aeron. Journal 1921 S. 270					$1,1 \cdot 10^5$	3,92	45						

Anordnung	Quelle	$\Lambda$	Re	u/v	$\eta$	$\epsilon_a$	$\alpha$	Bemerkungen
Rotierender Zylinder	NACA TN 209 1924 Reid			2,0		max		ohne Endscheiben
				4,0		4,0		
				2,0		5,0		mit Endscheiben
				4,0		12,0		
				8,0		16,0		
				12,0		20,0		
				13,0		22,0		
 Flügel mit rotierender Walze	FB 826 Regenscheit	4	$9 \cdot 10^4$	0		1,00	15	Profil 23015
				1,0		1,20		
				2,0		1,70		
				3,0		2,07		
				4,0		2,23		
				5,0		2,27		
				6,0		2,35		
 Flügel mit rotierender Klappe	FB 1513 Küchemann		$6 \cdot 10^5$	0	0	max 1,60	max 20,0	Profil 23015
				1,0	-	2,40	21,0	
				2,0	-	2,75	21,0	
				4,0	-	3,80	18,0	
				0	45	2,10	21,0	
 Drehflügel	FB 1308 v. Holst	5,3		1,0		max 2,0		mit Endscheiben $h/b = 0,47$
				3,0		7,5		
				5,0		16,5		ohne Endscheiben
				3,0		5,3		
				5,0		7,7		
				7,0		8,3		
 rot. Zylinder	FB 1651 Küchemann	1,7		2,0		1,3		
				4,0		1,8		
				8,0		2,3		
				10,0		2,5		
 rot. Zylinder m. Endscheiben	"	12		2,0		4,0		
				4,0		11,7		
				8,0		14,9		
 Drehflügel	"	5		2,0		2,8		Kreisbogenzweileck $d/l = 0,167$
				4,0		3,4		
				8,0		2,4		
				10,0		2,2		
 Drehflügel m. Endscheiben	"	5		2,0		2,9		
				4,0		4,1		
				8,0		8,9		
				10,0		7,7		
 Drehflügel mit Endscheibe	"	5		2,0		2,9		
				4,0		4,3		
				8,0		10,4		
				10,0		12,6		