

LAMINARPROFILE FUER SEGELFLUGZEUGE

von RICHARD EPPLER.

1. EINLEITUNG.

Der Weg zu den bekannten NACA-Laminarprofilen der 6-Serie ist im wesentlichen durch drei grundsätzliche Fortschritte gekennzeichnet. Der erste ist die Theorie der Stabilität der laminaren Grenzschicht, die zeigte, dass die Grenzschicht bei grösseren Reynolds-Zahlen nur dort laminar erhalten werden kann, wo der Druck in der angrenzenden Potentialströmung abfällt beziehungsweise die Geschwindigkeit zunimmt (Literaturverzeichnis Nr. 1). Der zweite ist die Berechnung von Profilen aus vorgegebener Geschwindigkeitsverteilung, die allerdings erst befriedigende Ergebnisse lieferte, als mit Hilfe des Verfahrens von THEODORSEN eine hinreichende Exaktheit erreicht wurde (L.2). Der dritte war die Möglichkeit, mit Hilfe von genügend grossen und genügend laminaren Windkanälen die Grenzschichttheorie zu bestätigen (L.3) und die Laminareffekte an den berechneten Profilen zu messen (L.4).

Wenn nun neue Profile berechnet werden, die ebenso gut die gewünschten Laminareffekte zeigen sollen, dann ist auch hier sicher ein gewisser Grad von Exaktheit beim Berechnungsverfahren nötig, der garantiert, dass mit Sicherheit die Strecken des Druckabfalls in Abhängigkeit vom Anstellwinkel erfasst werden. Die Art dieser Strecken muss jedoch nicht unbedingt so wie bei den NACA-Profilen gewählt werden. Im folgenden wird eine andere Möglichkeit zur Erzielung von langen Druckabfallstrecken und entsprechenden Laminareffekten beschrieben. Das bei der Beispielrechnung verwendete Verfahren entspricht an Exaktheit dem THEODORSEN-Verfahren, ist jedoch wesentlich einfacher zu handhaben. Darüber wird an anderer Stelle berichtet werden.

2. DAS PRINZIP DER NACA-6-SERIE.

Um den Grundgedanken der neuen Profile klar herausstellen zu können, müssen wir auf das Prinzip der NACA-6-Serie kurz eingehen. In Fig. 1 (Seite 57) sind die wichtigsten theoretischen Druckverteilungen für das Beispiel des Profils NACA 64,-012 gezeichnet. Dabei ist wie üblich das Geschwindigkeitsquadrat über der Längskoordinate x (in % der Profiltiefe) aufgetragen. Man hat also Druckabfall, wo die gezeichneten Linien ansteigen und umgekehrt. Das Profil ist in bekannter Weise so gestaltet, dass bei symmetrischer Anblasung der Druck von der Nase ab bis $x = 40$ (2. Ziffer in der NACA-Numerierung) auf beiden Seiten abfällt. Bei einer positiven Anstellung des Profils entsteht auf der Oberseite ein zusätzlicher Druckanstieg, auf der Unterseite ein zusätzlicher Druckabfall. Von einem c_1 (Auftriebsbeiwert) von etwa 0,12 ab (3. Ziffer in der NACA-Numerierung) überwiegt auf der Oberseite der zusätzliche Druckanstieg von der Nase ab. Es entsteht dort eine Saugspitze, die zum Grenzschichtumschlag führt. Von diesem c_1 ab ist dann nur noch die Unterseite laminar. Trotz des zusätzlichen Druckabfalls nimmt aber dort die Länge der laminaren Grenzschicht nicht zu. Dies würde erst bei sehr hohen c_1 -Werten in Frage kommen, die in Wirklichkeit gar nicht mehr auftreten.

Im Polardiagramm sind die Widerstandsverminderungen infolge der laminaren Strecken deutlich zu erkennen. Grundsätzlich hat man, wie in Fig. 2 (Seite 57) skizziert ist, von negativen c_1 herkommend einen Laminareffekt der Oberseite bis $c_1 = + 0,12$, bei positiven c_1 bis $c_1 = - 0,12$ einen Effekt der Unterseite. Besonders günstig ist der Bereich um $c_1 = 0$ herum, die Laminardelle, innerhalb derer Ober- und Unterseite gleichzeitig laminar gehalten werden können.

Bei Wölbung des Profils mit Hilfe der Mittellinien $a = 1$ (L.4) wird im wesentlichen das ganze Polardiagramm von $c_1 = 0$ nach dem c_1 des stossfreien Eintritts verschoben, beispiels-

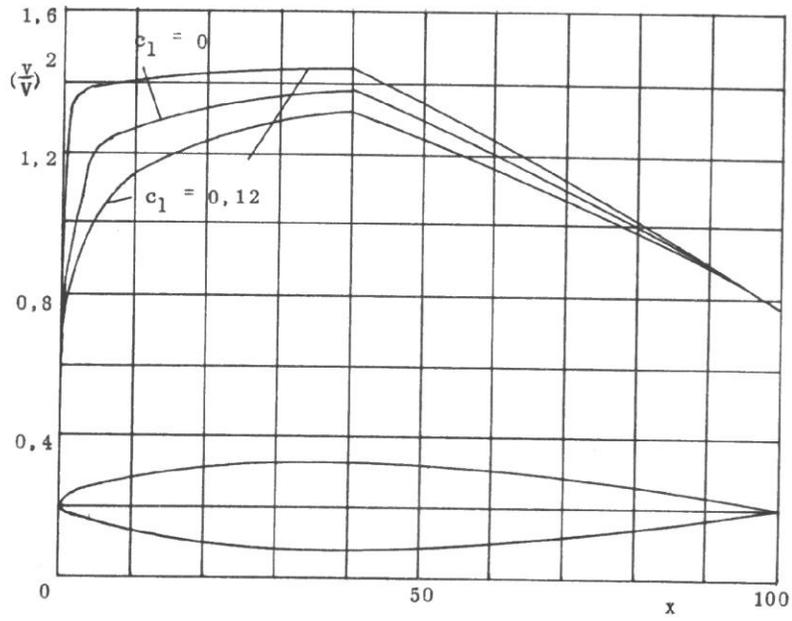


Fig. 1

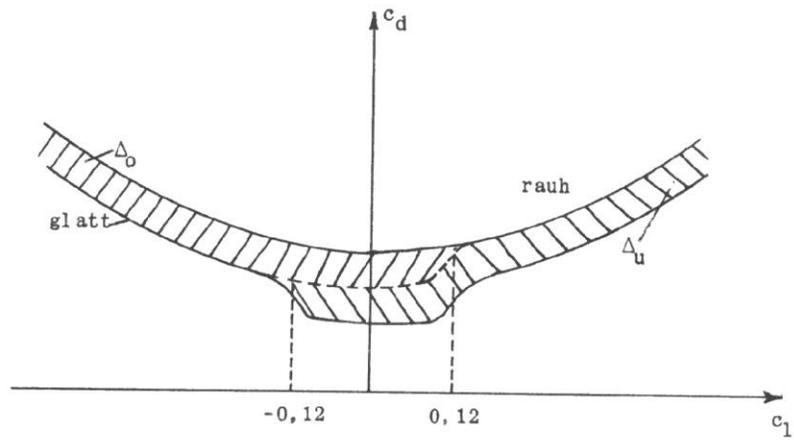


Fig. 2

weise beim Profil NACA 64₁-612 nach $c_1 = 0,6$ (4. Ziffer der NACA-Numerierung).

Allgemein kann man den Laminareffekt vergrössern, indem man die Druckabfallstrecke vergrössert, etwa bis $x = 50, 60$ oder 70 . Dabei vergrössert sich aber auch der notwendige Druckanstieg im hinteren Teil des Profils, und es hat sich gezeigt, dass im Re-Zahlbereich der Segelflugzeuge dadurch andere Nachteile entstehen (L.5), die Profile werden nicht mehr besser.

3. DIE NEUEN PROFILE.

Der Grundgedanke der neuen Profile ist an den Figuren von Ziff. 5 zu erkennen. Beim symmetrischen Profil und $c_1 = 0$ wird auf beiden Seiten in der Nähe der Nase ein Druckminimum zugelassen, sodass jetzt praktisch kein Laminareffekt vorhanden ist. Die Druckverteilung ist jedoch so beschaffen, dass schon bei kleiner positiver Anstellung, nämlich bei $c_1 = 0,1$ die zusätzliche Druckabnahme auf der Unterseite das Druckminimum ausgleicht. Nun wird dort die Laminarhaltung durch die zusätzliche Druckverteilung unterstützt, und dadurch, kann der Beginn des Druckanstiegs viel weiter schadlos hinausgeschoben werden als bei den Laminarprofilen der NACA 6-Serie.

Es kann noch nicht genau angegeben werden, was hier unter „schadlos“ zu verstehen ist, denn es existiert noch keine bindende Methode zur Berechnung der turbulenten Ablösungsstelle. Sicher ist jedenfalls, dass der Verzicht auf gleichzeitigen Laminareffekt von Ober- und Unterseite auf der jeweils laminaren Seite der neuen Profile entweder die Ablösungsgefahr vermindert, oder bei gleicher Ablösungsgefahr längere Strecken ohne Druckanstieg ermöglicht. Wie die genauen Möglichkeiten sind, muss das Experiment klären, über das leider noch nicht berichtet werden kann.

Weiterhin ist erwiesen, dass der Druckanstieg in der hier verwendeten Form, also erst steil, dann flacher, günstiger ist, weil die Grenzschicht im Anfang, wo sie noch dünn ist, einen stärkeren Druckanstieg überwinden kann als später, wenn sie durch den vorangehenden Druckanstieg schon verdickt ist (L.8).

Das zu erwartende Polardiagramm der neuen Profile ist in Fig. 3 (Seite 39.) skizziert. Die Laminareffekte der einzelnen Seiten sind wesentlich stärker als bei Fig. 2, aber sie überdecken sich nicht mehr.

Durch das Polardiagramm wird eine an die NACA-Numerierung angelehnte Bezeichnung der neuen Profile nahegelegt. Wenn dort eine Ueberdeckung der Laminareffekte in einem c_1 -Bereich von $2,0,1$ durch eine Ziffer 1 an dritter Stelle gekennzeichnet wird, dann muss jetzt bei einem Abstand der beiden Laminareffekte von $2,0,1$ die Ziffer - 1 genommen werden. Die Bezeichnung der Länge des Laminarbereiches, der Wölbung und der Dicke kann ohne Aenderung beibehalten werden. An Stelle der Serienbezeichnung NACA 6 tritt der Buchstabe E. Das Profil E 8 (-1) - 012 hat also laminare Strecken bis $x = 30$, einen Abstand der Laminareffekte von $2,0,1$, keine Wölbung und 12% Dicke.

Mit dieser Numerierung sind die Profile auf den beigegebenen Tafeln eindeutig gekennzeichnet. Die Figuren und Zahlentafeln (Seiten 51 bis 60) entsprechen genau denjenigen des NACA-Rep. 824 (L.4) und können ebenso wie dort verwendet werden. Die Koordinaten der gewölbten Profile sind ebenfalls schon berechnet. Sie bekommen allerdings erst dann Interesse, wenn die Profile wirklich vermessen werden.

Im Einzelnen sind bis jetzt die Serien E 6 (-1) und E 8 (-1) berechnet worden. Bei der ersten Serie sind die Druckverteilungen nicht ganz exakt so, dass bei $c_1 = 0,1$ auf der Unterseite schon sofort genau bis $x = 60$ kein Druckanstieg mehr vorhanden ist. Vielmehr zeigt hier die Druckverteilungslinie vor allem bei den dickeren Profilen noch eine kleine Wölbung. Dies rührt vom Berechnungsverfahren her, das hier ohne Iteration angewandt wurde. Die Folge davon ist, dass die Laminareffekte nicht plötzlich einsetzen, sondern über einen kleinen c_1 -Bereich verteilt. Diese Tatsache wäre leicht durch eine Iteration zu beheben gewesen. Sie erschien jedoch nicht ungünstig, da somit der starke Druckanstieg auf der Hinterseite nicht plötzlich kommt, sondern durch einen schwächeren Druckanstieg vorbereitet wird. Diese Profile wird man also dort verwenden, wo man wegen relativ kleinen Re-Zahlen, etwa im Bereich der Flügelspitzen von Segelflugzeugen, laminare Ablösungen befürchtet. Bei ihnen wird der Umschlag schon vor dem starken Druckanstieg ermöglicht und begünstigt.

Bei der E 8 (-1) Serie ist der konstante Druck des mit $\alpha = 0,9^\circ$ ($c_1 \approx 0,1$) angestellten Profils auf der Unterseite durch einmalige Iteration sehr genau erreicht. Dies sind also typische Laminarprofile, welche die Effekte sehr deutlich zeigen werden. Bei den dickeren von ihnen ist wohl auch die Grenze dessen erreicht, was man an Druckanstieg auf der Hinterseite zulassen kann. Eine Vermessung kann dort schon die Folge von Ablösungen zeigen. Trotzdem bleibt zu hoffen, dass mindestens die dünneren dieser Profile sich als besonders günstig erweisen, da ein ziemlich plötzlicher Druckanstieg von der turbulenten Grenzschicht leichter zu überwinden scheint als ein langsamer. Diese Tatsache wird beispielsweise durch den hohen Druckanstieg auf der Hinterseite des mit überkritischer Re-Zahl angeströmten Kreiszylinders bekräftigt. Zudem sind auf Grund neuerer, im Druck befindlicher Untersuchungen über das Verhalten des Totwassers nach der Ablösung örtliche Ablösungen nicht unbedingt sehr schädlich, wenn sie in der Nähe der Hinterkante und bei schon ziemlich hohen Druck stattfinden. In dieser Richtung sind die E 8-Profile sicher nicht ungünstig.

Es ist beabsichtigt, ausser den hier bekanntgegebenen Serien E 8 (-1) und E 6 (-1) auch noch die Serie E 8 (-2) zu berechnen, da ein grösserer Abstand der beiden Laminareffekte durchaus noch erträglich ist, und dadurch der Druckanstieg an der Hinterseite noch mehr abgeschwächt wird.

4. DIE VGR- UND NACHTEILE DER NEUEN PROFILE.

Die beschriebenen Profile haben nun zwei wesentliche Vorteile. Zunächst ist es angenehm, dass zwei Bereiche mit kleinem Widerstand vorhanden sind. Wölbt man die Profile mittels der bewährten NACA-Mittellinie $a = 1$ etwa so, dass der stossfreie Eintritt nach $c_1 = 0,8$ oder $0,9$ kommt, dann erhält man Profile, die für den Segelflug besonders günstig sind. Der eine Laminareffekt kommt dann in einen c_1 -Bereich über dem Wert $c_1 = 1$. Das ist derjenige, der für den günstigsten Kreisflug entscheidend ist (L.6). Der andere fällt auf die niedrigen c_1 -Werte, die für den Geradeausflug wichtig sind (L.7). Man kreist also mit weitgehend laminarer Unterseite und fliegt über Land mit weitgehend laminarer Oberseite.

Ausserdem sind die berechneten Nasenradien relativ gross und damit die Saugspitzen in der Nähe der Nase relativ klein, wie man aus den Tabellen für $\Delta v_a/V$ entnehmen kann. Da der Druckanstieg hinter der Saugspitze der Nase weitgehend verantwortlich ist für das „Abreisen“ der Strömung bei hohen c_1 -Werten, dürften die neuen Profile günstige Werte von $c_1 \max$ ergeben.

Wir wollen aber auch einen möglichen Nachteil der neuen Profile nicht verschweigen. Bei ihnen wird oft nach einer längeren Strecke schwachen Druckanstiegs ein plötzlicher stärkerer Anstieg verlangt. Hier kann es sein, dass relativ frühzeitige Ablösungen auftreten. Trotzdem dürfte es aber lohnend erscheinen, mit Hilfe einer guten Windkanalvermessung die günstigsten Möglichkeiten der Profile zu erforschen.

5. DIE DRUCKVERTEILUNGSDIAGRAMME UND PROFILTABELLEN.

Seiten 61 bis 69

LITERATURVERZEICHNIS.

1. H. SCHLICHTING, Grenzschichttheorie, Karlsruhe 1951;
2. Th. THEODORSEN, Airfoil Contour Modification Based on E-Curve Method of Calculation Pressure Distribution, NACA ARR No L4G04, 1944;
3. G.B. SCHUBAUER, H.K. SKRAMSTAD, Laminar boundary layer oscillations and stability of laminar flow, National Bureau of Standards Research Paper 1772.
4. I.H. ABBOT, A.E. von DOENHOFF and L.S. STIVERS, Summary of Airfoil Data, NACA-Report 824, Washington 1945;
5. L.K. LOFTIN Jr, H.A. SMITH, Aerodynamic Characteristics of 15 NACA Airfoil Sections at seven Reynolds Numbers, NACA Technical Note 1945 (1948);
6. R. EPPLER, Der günstigste Kreisflug von Segelflugzeugen, Z. f. Flugwiss. 1954, S 15;

7. K. NICKEL, Die günstigste Geschwindigkeit im Streckensegelflug, Thermik Band 2 (1949), S. 168;
8. F.X. WORTMANN, Ein Beitrag zum Entwurf von Laminarprofilen für Segelflugzeuge und Hubschrauber, Zeitschr. für Flugwiss. 3(1955) S

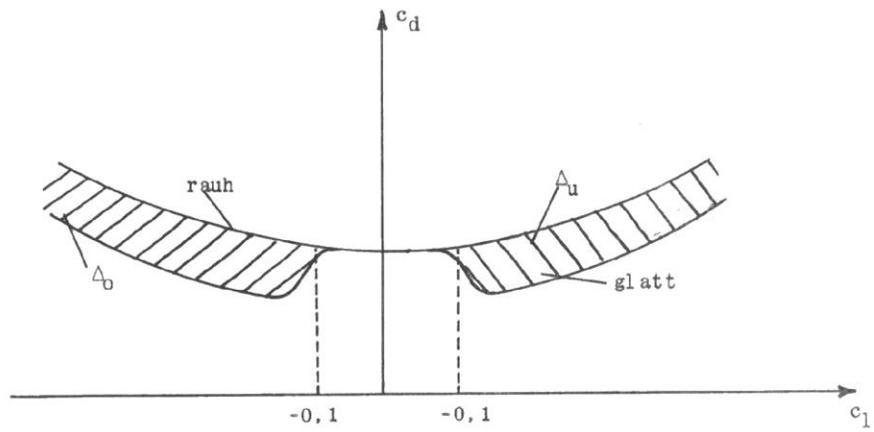


Fig. 3

E 6(-1)-006

x	y	$(v/V)^2$	v/V	$\Delta v_a/V$
0,00	0,00	0,000	0,000	3,354
0,38	0,62	0,853	0,923	2,116
1,50	1,19	1,271	1,127	1,293
3,40	1,65	1,261	1,123	0,853
6,09	2,03	1,229	1,108	0,625
9,54	2,34	1,206	1,098	0,489
13,67	2,59	1,189	1,090	0,398
18,41	2,79	1,175	1,084	0,332
23,68	2,92	1,165	1,079	0,282
29,40	2,99	1,157	1,075	0,243
35,45	3,00	1,149	1,072	0,211
41,74	2,94	1,143	1,069	0,184
48,16	2,81	1,138	1,067	0,161
54,58	2,61	1,132	1,064	0,141

x	y	$(v/V)^2$	v/V	$\Delta v_a/V$
60,93	2,30	1,107	1,052	0,122
67,16	1,90	1,064	1,031	0,104
73,17	1,48	1,026	1,013	0,088
78,83	1,09	0,993	0,997	0,074
84,04	0,74	0,965	0,982	0,061
88,67	0,46	0,942	0,970	0,050
92,61	0,25	0,922	0,960	0,039
95,78	0,12	0,907	0,952	0,029
98,11	0,04	0,896	0,947	0,019
99,52	0,01	0,888	0,943	0,009
100,00	0,00	0,885	0,941	0,000

Nasenradius 0,402
 $dc_1/d\alpha = 1,050 \cdot 2\pi$

E 6(-1)-009

x	y	$(v/V)^2$	v/V	$\Delta v_a/V$
0,00	0,00	0,000	0,000	2,488
0,38	0,83	0,680	0,824	1,861
1,48	1,62	1,230	1,109	1,246
3,35	2,28	1,303	1,141	0,849
6,00	2,85	1,297	1,139	0,629
9,40	3,34	1,284	1,133	0,494
13,47	3,75	1,271	1,128	0,403
18,14	4,07	1,260	1,123	0,337
23,34	4,31	1,251	1,118	0,287
28,97	4,45	1,242	1,115	0,247
34,93	4,50	1,235	1,111	0,214
41,13	4,44	1,228	1,108	0,187
47,45	4,28	1,222	1,105	0,163
53,78	3,97	1,214	1,102	0,143

x	y	$(v/V)^2$	v/V	$\Delta v_a/V$
60,05	3,52	1,171	1,082	0,123
66,25	2,91	1,099	1,049	0,104
72,30	2,27	1,039	1,019	0,087
78,06	1,67	0,988	0,994	0,073
83,40	1,13	0,946	0,973	0,060
88,17	0,70	0,912	0,955	0,048
92,27	0,38	0,885	0,941	0,037
95,58	0,17	0,864	0,929	0,027
98,01	0,05	0,849	0,921	0,018
99,50	0,01	0,839	0,916	0,009
100,00	0,00	0,835	0,914	0,000

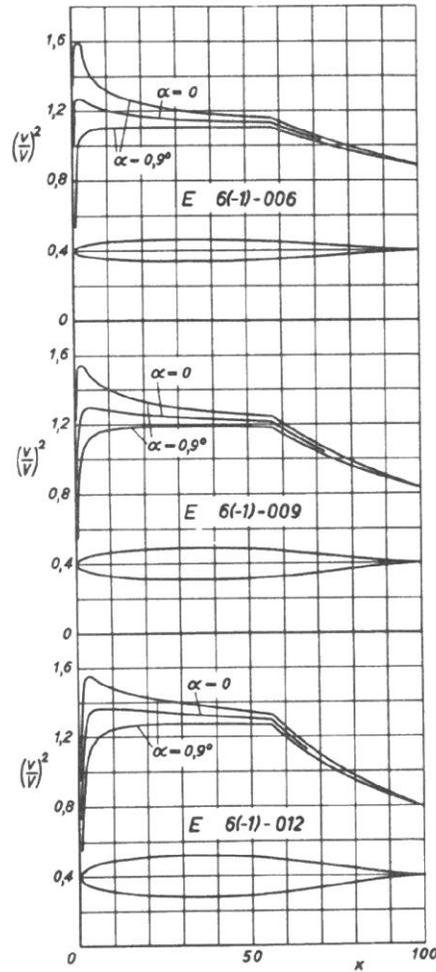
Nasenradius 0,909
 $dc_1/d\alpha = 1,072 \cdot 2\pi$

E 6(-1)-012

x	y	$(v/V)^2$	v/V	$\Delta v_a/V$
0,00	0,00	0,000	0,000	1,978
0,37	1,05	0,541	0,735	1,626
1,45	2,04	1,161	1,077	1,186
3,30	2,91	1,328	1,152	0,840
5,91	3,67	1,358	1,165	0,630
9,26	4,33	1,361	1,167	0,498
13,27	4,90	1,356	1,164	0,407
17,87	5,35	1,349	1,161	0,341
22,99	5,69	1,341	1,058	0,291
28,54	5,91	1,334	1,055	0,250
34,41	6,00	1,326	1,052	0,218
40,52	5,95	1,319	1,048	0,190
46,74	5,74	1,311	1,145	0,166
52,97	5,37	1,300	1,140	0,145

x	y	$(v/V)^2$	v/V	$\Delta v_a/V$
59,16	4,75	1,236	1,112	0,124
65,34	3,93	1,131	1,064	0,103
71,44	3,07	1,049	1,024	0,086
77,29	2,25	0,981	0,991	0,071
82,75	1,53	0,927	0,963	0,058
87,68	0,94	0,884	0,940	0,046
91,93	0,51	0,850	0,922	0,036
95,37	0,23	0,825	0,908	0,026
97,92	0,07	0,807	0,898	0,017
99,48	0,01	0,796	0,892	0,008
100,00	0,00	0,791	0,889	0,000

Nasenradius 1,461
 $dc_1/d\alpha = 1,094 \cdot 2\pi$



E 6(-1)-015

x	y	(v/V) ²	v/V	$\Delta v_a/V$
0,00	0,00	0,000	0,000	1,641
0,37	1,26	0,435	0,660	1,430
1,43	2,47	1,075	1,037	1,118
3,25	3,54	1,334	1,155	0,825
5,82	4,49	1,409	1,187	0,629
9,12	5,33	1,435	1,195	0,501
13,07	6,05	1,442	1,201	0,412
17,60	6,64	1,441	1,200	0,346
22,64	7,08	1,437	1,199	0,295
28,10	7,37	1,431	1,196	0,254
33,89	7,50	1,424	1,193	0,221
39,90	7,45	1,416	1,190	0,193
46,03	7,21	1,406	1,186	0,168
52,17	6,74	1,391	1,179	0,147

x	y	(v/V) ²	v/V	$\Delta v_a/V$
58,28	5,97	1,290	1,140	0,124
64,43	4,95	1,161	1,078	0,102
70,57	3,86	1,056	1,027	0,084
76,51	2,83	0,972	0,986	0,069
82,11	1,92	0,908	0,953	0,056
87,13	1,19	0,857	0,926	0,044
91,58	0,64	0,818	0,905	0,034
95,17	0,29	0,790	0,889	0,025
97,82	0,09	0,769	0,877	0,016
99,45	0,01	0,757	0,870	0,008
100,00	0,00	0,752	0,867	0,000

Nasenradius 2,155
 $dc_1/d\alpha = 1,117 \cdot 2\pi$

E 6(-1)-018

x	y	(v/V) ²	v/V	$\Delta v_a/V$
0,00	0,00	0,000	0,000	1,403
0,36	1,48	0,357	0,597	1,269
1,41	2,89	0,984	0,992	1,049
3,20	4,17	1,322	1,150	0,805
5,73	5,31	1,451	1,205	0,626
8,98	6,33	1,507	1,227	0,504
12,86	7,20	1,528	1,236	0,416
17,33	7,92	1,537	1,240	0,350
22,29	8,47	1,537	1,240	0,299
27,67	8,83	1,534	1,239	0,258
33,37	9,00	1,528	1,236	0,224
39,29	8,95	1,519	1,233	0,196
45,33	8,67	1,507	1,228	0,171
51,37	8,12	1,486	1,219	0,149

x	y	(v/V) ²	v/V	$\Delta v_a/V$
57,40	7,20	1,365	1,168	0,125
63,53	5,96	1,188	1,090	0,101
69,70	4,65	1,060	1,030	0,083
75,74	3,41	0,963	0,981	0,067
81,46	2,31	0,888	0,943	0,054
86,69	1,43	0,832	0,912	0,043
91,24	0,77	0,789	0,888	0,033
94,96	0,34	0,757	0,870	0,024
97,73	0,11	0,736	0,858	0,016
99,43	0,02	0,723	0,850	0,008
100,00	0,00	0,717	0,847	0,000

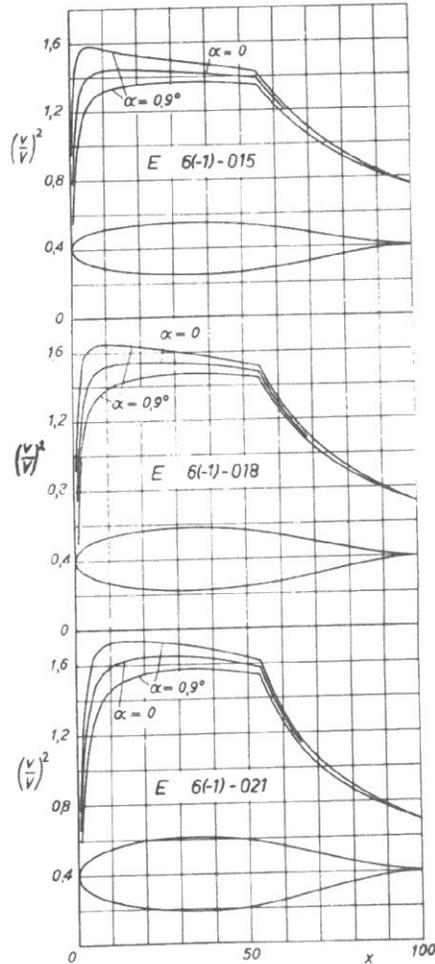
Nasenradius 2,997
 $dc_1/d\alpha = 1,139 \cdot 2\pi$

E 6(-1)-021

x	y	$(v/V)^2$	v/V	$\Delta v_a/V$
0,00	0,00	0,000	0,000	1,225
0,35	1,69	0,297	0,545	1,136
1,39	3,32	0,894	0,946	0,981
3,15	4,80	1,297	1,139	0,782
5,65	6,13	1,482	1,217	0,620
8,84	7,32	1,573	1,254	0,505
12,66	8,35	1,615	1,271	0,419
17,06	9,20	1,636	1,279	0,354
21,95	9,85	1,643	1,282	0,303
27,24	10,29	1,644	1,282	0,262
32,85	10,50	1,639	1,280	0,228
38,68	10,45	1,630	1,277	0,199
44,62	10,14	1,614	1,271	0,174
50,57	9,50	1,586	1,259	0,151

x	y	$(v/V)^2$	v/V	$\Delta v_a/V$
56,51	8,43	1,428	1,195	0,125
62,62	6,98	1,212	1,101	0,100
68,84	5,45	1,062	1,031	0,081
74,96	3,99	0,951	0,975	0,066
80,82	2,71	0,869	0,932	0,053
86,19	1,67	0,808	0,899	0,042
90,90	0,90	0,762	0,873	0,032
94,76	0,40	0,728	0,853	0,023
97,63	0,12	0,705	0,840	0,015
99,40	0,02	0,691	0,832	0,007
100,00	0,00	0,686	0,828	0,000

Nasenradius 3,996
 $dc_1/d\alpha = 1,162 \cdot 2\pi$



E 8(-1)-006

x	y	$(v/V)^2$	v/V	$\Delta v_a/V$
0,00	0,00	0,000	0,000	3,405
0,39	0,61	0,860	0,927	2,130
1,51	1,17	1,264	1,124	1,286
3,42	1,62	1,250	1,118	0,846
6,15	1,99	1,216	1,103	0,620
9,62	2,30	1,193	1,092	0,484
13,78	2,56	1,176	1,084	0,394
18,56	2,75	1,163	1,078	0,329
23,89	2,89	1,153	1,074	0,280
29,66	2,99	1,144	1,070	0,241
35,76	3,03	1,137	1,066	0,209
42,09	3,00	1,131	1,064	0,183
48,57	2,92	1,126	1,061	0,160
55,06	2,80	1,121	1,059	0,140

x	y	$(v/V)^2$	v/V	$\Delta v_a/V$
61,44	2,63	1,117	1,057	0,122
67,60	2,39	1,112	1,055	0,106
73,47	2,10	1,108	1,053	0,092
78,91	1,73	1,094	1,046	0,078
83,92	1,25	1,012	1,006	0,063
88,48	0,79	0,952	0,976	0,050
92,43	0,43	0,906	0,952	0,038
95,66	0,19	0,872	0,934	0,028
98,04	0,06	0,848	0,921	0,018
99,51	0,01	0,834	0,913	0,009
100,00	0,00	0,828	0,910	0,000

Nasenradius 0,475
 $dc_1/d\alpha = 1,053 \cdot 2\pi$

E 8(-1)-009

x	y	$(v/V)^2$	v/V	$\Delta v_a/V$
0,00	0,00	0,000	0,000	2,551
0,38	0,81	0,696	0,834	1,874
1,50	1,58	1,225	1,107	1,238
3,38	2,22	1,288	1,135	0,840
6,09	2,77	1,275	1,129	0,620
9,54	3,25	1,260	1,123	0,487
13,66	3,66	1,247	1,117	0,397
18,39	3,98	1,236	1,112	0,332
23,68	4,23	1,226	1,107	0,282
29,40	4,41	1,218	1,104	0,243
35,44	4,50	1,211	1,101	0,211
41,71	4,50	1,205	1,098	0,184
48,13	4,41	1,199	1,095	0,161
54,56	4,26	1,194	1,093	0,141

x	y	$(v/V)^2$	v/V	$\Delta v_a/V$
60,88	4,02	1,188	1,090	0,123
66,99	3,68	1,182	1,087	0,107
72,81	3,24	1,175	1,084	0,092
78,20	2,69	1,149	1,072	0,078
83,22	1,94	1,015	1,007	0,061
87,89	1,23	0,925	0,962	0,048
91,99	0,67	0,859	0,927	0,037
95,39	0,30	0,814	0,902	0,026
97,91	0,09	0,782	0,884	0,017
99,48	0,01	0,764	0,874	0,008
100,00	0,00	0,757	0,870	0,000

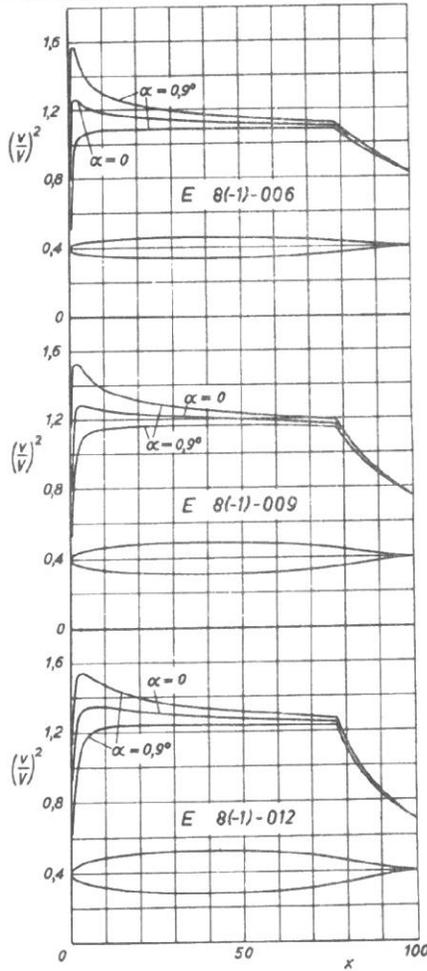
Nasenradius 0,855
 $dc_1/d\alpha = 1,077 \cdot 2\pi$

E 8(-1)-012

x	y	$(v/V)^2$	v/V	$\Delta v_a/V$
0,00	0,00	0,000	0,000	2,005
0,38	1,03	0,553	0,744	1,633
1,48	2,02	1,162	1,078	1,179
3,34	2,86	1,321	1,149	0,832
6,00	3,60	1,340	1,158	0,622
9,41	4,26	1,341	1,158	0,491
13,47	4,81	1,332	1,154	0,401
18,15	5,24	1,316	1,147	0,335
23,40	5,57	1,303	1,142	0,285
29,08	5,83	1,294	1,137	0,245
35,08	5,98	1,285	1,134	0,213
41,31	6,00	1,278	1,131	0,186
47,69	5,91	1,273	1,128	0,162
54,08	5,73	1,267	1,126	0,142

x	y	$(v/V)^2$	v/V	$\Delta v_a/V$
60,35	5,44	1,263	1,124	0,124
66,40	5,01	1,258	1,122	0,108
72,16	4,45	1,254	1,120	0,093
77,49	3,71	1,215	1,102	0,078
82,49	2,68	1,016	1,008	0,060
87,27	1,70	0,897	0,947	0,046
91,53	0,92	0,813	0,902	0,035
95,10	0,41	0,759	0,871	0,025
97,77	0,13	0,721	0,849	0,016
99,44	0,01	0,701	0,837	0,008
100,00	0,00	0,693	0,832	0,000

Nasenradius 1,406
 $dc_1/d\alpha = 1,102 \cdot 2\pi$



E 8(-1)-015

x	y	$(v/V)^2$	v/V	$\Delta v_a/V$
0,00	0,00	0,000	0,000	1,661
0,37	1,25	0,448	0,669	1,438
1,46	2,44	1,081	1,040	1,112
3,30	3,48	1,331	1,154	0,817
5,93	4,41	1,392	1,180	0,620
9,29	5,24	1,413	1,189	0,493
13,31	5,94	1,412	1,188	0,404
17,93	6,49	1,397	1,182	0,337
23,15	6,92	1,383	1,176	0,287
28,79	7,25	1,373	1,172	0,247
34,74	7,46	1,364	1,168	0,214
40,91	7,50	1,357	1,165	0,187
47,25	7,40	1,351	1,162	0,164
53,60	7,20	1,345	1,160	0,143

x	y	$(v/V)^2$	v/V	$\Delta v_a/V$
59,81	6,85	1,340	1,158	0,125
65,80	6,32	1,335	1,155	0,109
71,51	5,62	1,330	1,153	0,094
76,78	4,70	1,272	1,128	0,078
81,78	3,40	1,010	1,005	0,059
86,66	2,16	0,867	0,931	0,045
91,07	1,17	0,771	0,878	0,033
94,82	0,51	0,712	0,844	0,024
97,63	0,15	0,671	0,819	0,015
99,41	0,01	0,650	0,806	0,007
100,00	0,00	0,640	0,800	0,000

Nasenradius 2,103
 $dc_1/d\alpha = 1,126 \cdot 2\pi$

E 8(-1)-018

x	y	$(v/V)^2$	v/V	$\Delta v_a/V$
0,00	0,00	0,000	0,000	1,416
0,37	1,46	0,367	0,606	1,275
1,44	2,87	0,997	0,998	1,045
3,25	4,11	1,327	1,152	0,798
5,85	5,23	1,427	1,195	0,615
9,17	6,23	1,484	1,218	0,495
13,13	7,08	1,496	1,223	0,407
17,71	7,74	1,480	1,217	0,340
22,88	8,26	1,466	1,211	0,289
28,48	8,68	1,455	1,206	0,249
34,39	8,94	1,446	1,202	0,216
40,52	9,00	1,438	1,199	0,188
46,81	8,90	1,432	1,197	0,165
53,11	8,67	1,426	1,194	0,144

x	y	$(v/V)^2$	v/V	$\Delta v_a/V$
59,28	8,27	1,421	1,192	0,126
65,20	7,65	1,415	1,190	0,110
70,86	6,81	1,409	1,187	0,094
76,07	5,71	1,327	1,152	0,078
81,07	4,14	0,999	1,000	0,057
86,04	2,62	0,838	0,915	0,043
90,62	1,42	0,732	0,856	0,032
94,54	0,62	0,670	0,818	0,022
97,50	0,18	0,626	0,791	0,014
99,37	0,01	0,605	0,778	0,007
100,00	0,00	0,595	0,771	0,000

Nasenradius 2,903
 $dc_1/d\alpha = 1,151 \cdot 2\pi$

E 8(-1)-021

x	y	$(v/V)^2$	v/V	$\Delta v_a/V$
0,00	0,00	0,000	0,000	1,231
0,36	1,68	0,306	0,553	1,139
1,42	3,30	0,907	0,952	0,976
3,20	4,75	1,310	1,145	0,777
5,77	6,06	1,473	1,214	0,611
9,04	7,24	1,555	1,247	0,496
12,95	8,23	1,584	1,259	0,410
17,47	9,00	1,568	1,252	0,342
22,61	9,61	1,552	1,246	0,291
28,17	10,10	1,540	1,241	0,251
34,03	10,42	1,530	1,237	0,218
40,11	10,50	1,522	1,234	0,190
46,37	10,39	1,516	1,231	0,166
52,63	10,14	1,510	1,229	0,145

x	y	$(v/V)^2$	v/V	$\Delta v_a/V$
58,75	9,69	1,505	1,227	0,127
64,61	8,98	1,499	1,224	0,110
70,22	8,02	1,492	1,221	0,095
75,36	6,73	1,380	1,175	0,078
80,85	4,88	0,986	0,993	0,055
85,42	3,09	0,808	0,899	0,041
90,15	1,67	0,696	0,834	0,030
94,25	0,73	0,632	0,795	0,021
97,36	0,21	0,587	0,766	0,014
99,34	0,01	0,565	0,752	0,007
100,00	0,00	0,555	0,745	0,000

Nasenradius 3,904
 $dc_1/d\alpha = 1,176 \cdot 2\pi$

