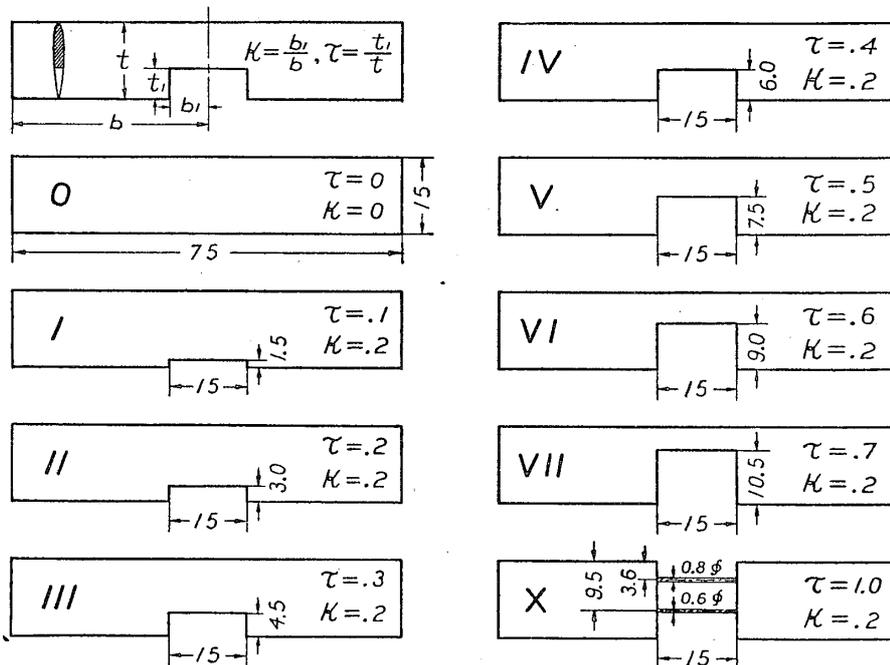


## 「切り抜き」のある翼の風洞試験成績 (5)

岡 本 哲 史

### 1. 試験の目的及び範囲

前報告(彙報第108号)に於いて矩形の切り抜きを有する対称翼 Göttingen 459 の翼に就いて切り抜きの幅を増大するために起る性能の變化を試験したが、本試験はその續きとして Göttingen 459 の翼型に就いて切り抜きの幅を  $k=0.2$  に一定にして深さを  $\tau=0.1 \sim 1.0$  の間で變へ、切り抜きの深さに依る翼の性能の變化を風洞試験したものである。試験は本所 1.5 米風洞に於いて約 30 米 / 秒の風速の下に迎角約  $-25^\circ$  から  $+24^\circ$  の間でその揚力及び抗力を測定した。



第 1 圖 模 型 翼

試験を行つた翼は第 1 圖に示したもので原翼の主要寸法は次の様である。

翼幅 75 寸, 弦長 15 寸, 縦横比 5, 翼面積 1125 寸<sup>2</sup>

切り抜きのある翼の凡てを通じて切り取つた部分の翼の断面は第1圖に示す様に切り口は翼弦に直角に切り下したまゝである。

## 2. 係数の算出

### (i) 揚力係数及び抗力係数

$$c_z = \frac{F_z}{qS} \quad , \quad c_x = \frac{F_x}{qS} - \Delta c_x$$

茲で	$F_z$ , $c_z$	揚力及び揚力係数
	$F_x$ , $c_x$	抗力(境界修正を施さざる)及び抗力係数
	$S$	原翼の翼面積
	$q$	岐点圧
	$\Delta c_x$	抗力係数の境界修正

境界修正はプラントルの式に依つて抗力係数及び迎角  $\alpha$  に施す。即ち

$$\Delta c_x = 0.00796 c_z^2$$

$$\Delta \alpha^\circ = 0.456 c_z$$

なほ、翼  $X$  の抗力係数は二本の圓柱状支柱の抗力をも含めたまゝ算出した。以上は原翼の翼面積に就いて算出した係数であるが之を切り抜きのある翼の翼面積  $S'$  (原翼の翼面積から切り取つた部分の面積を減じたもの) に就いて算出した揚力係数及び抗力係数は夫々次の様に表はす。

$$c'_z = \frac{F_z}{qS'} \quad , \quad c'_x = \frac{F_x}{qS'} - \Delta c'_x$$

### (ii) 「モーメント」係数及び風圧中心係数

$$c_m = \frac{M}{qSt} \quad , \quad c_p = \frac{-c_m}{c_z \cos \alpha + c_x \sin \alpha}$$

茲で	$M$ , $c_m$	翼の前縁の周りの「モーメント」及び「モーメント」係数
	$c_p$	風圧中心係数(原翼の弦長の decimal)
	$t$	原翼の弦長

「モーメント」の符號は翼首を上げる様なモーメントを+にとる。

切り欠きのある翼の翼面積  $S'$  について計算した「モーメント」係数は次の様に表はす。

$$c'_m = \frac{M}{qS't}$$

### 3. 結 果

測定の結果は前掲の諸式を用ひて第 2 表—第 10 表及び第 6 圖—第 15 圖に示してある。

#### (i) 揚力係數

原翼の翼面積について算出した揚力係數は第 6 圖に示す通りである。この實驗結果を計算結果と比較して見よう。理論的計算<sup>(1)</sup>によれば矩形の切り欠きを有する翼の揚力と原翼の揚力の比  $L$  は次式で與へられる。

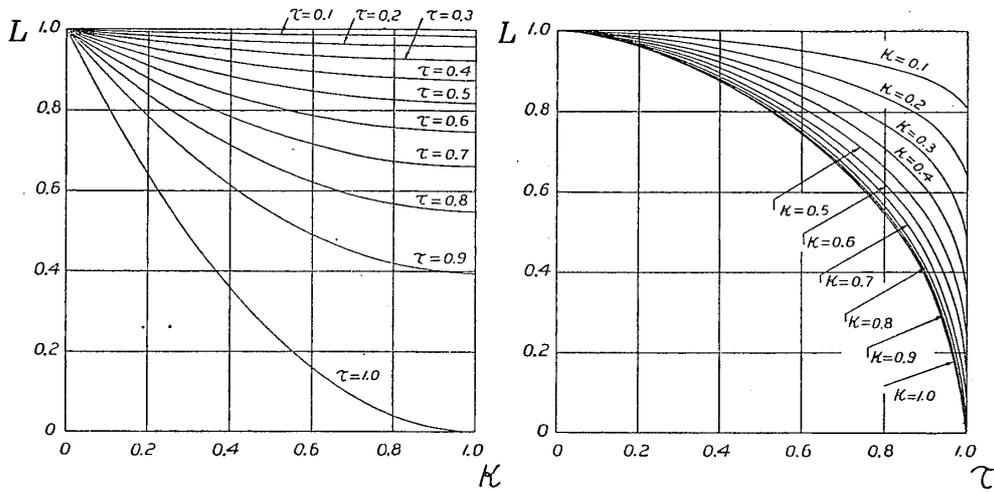
$$L = 1 - \frac{1}{\pi}(\pi - \theta_1 - \sin\theta_1)k(2 - k)$$

$L$  の値を色々の  $k$  及び  $\tau$  の値に對して計算すれば第 1 表及び第 2 圖に示す様になる。

第 1 表  $L$  の 値

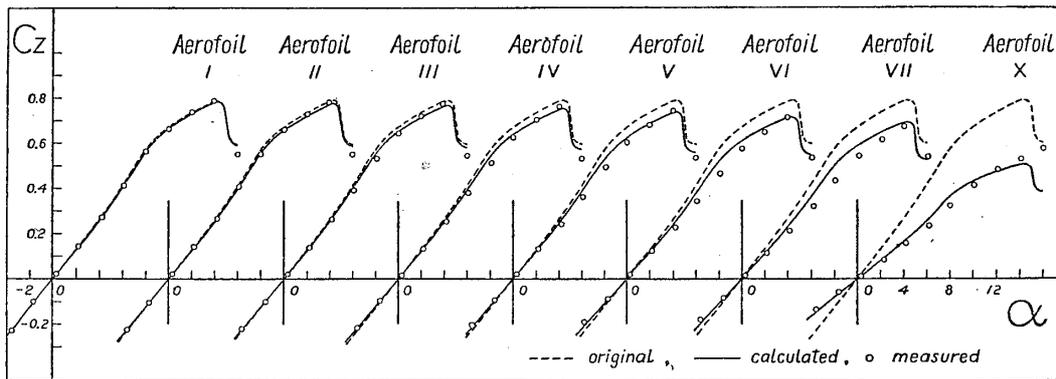
$\tau$ $k$	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1.0
0.1	0.9974	0.9923	0.9853	0.9764	0.9655	0.9521	0.9355	0.9145	0.8852	0.8100
0.2	0.9950	0.9854	0.9722	0.9554	0.9346	0.9092	0.8779	0.8379	0.7825	0.6400
0.3	0.9930	0.9793	0.9606	0.9368	0.9073	0.8714	0.8270	0.7704	0.6919	0.4900
0.4	0.9912	0.9740	0.9505	0.9206	0.8837	0.8386	0.7828	0.7119	0.6133	0.3600
0.5	0.9896	0.9695	0.9420	0.9070	0.8637	0.8107	0.7455	0.6623	0.5468	0.2500
0.6	0.9884	0.9659	0.9351	0.8958	0.8474	0.7882	0.7150	0.6218	0.4925	0.1600
0.7	0.9874	0.9631	0.9297	0.8872	0.8347	0.7705	0.6912	0.5903	0.4502	0.0900
0.8	0.9868	0.9610	0.9258	0.8810	0.8256	0.7579	0.6743	0.5678	0.4200	0.0400
0.9	0.9863	0.9598	0.9235	0.8772	0.8201	0.7503	0.6641	0.5543	0.4018	0.0100
1.0	0.9862	0.9594	0.9227	0.8760	0.8183	0.7478	0.6607	0.5498	0.3958	0.0000

(1) 筆者：種々の切り欠きを有する翼の揚力に就いて，航究研究所彙報第 105 號 (1933) p. 242.



第 2 圖

與へられた  $k, \tau$  の値に對する  $L$  を求め之を原翼の揚力係數に乗すればその  $k, \tau$  の値に對應せる翼の揚力係數が求められるわけである。かくの如くして切り抜きのある翼の揚力係數を計算し之を實驗で得た結果と比較すれば第 3 圖に示す様になる。圖に於いて點線は原翼の揚力係數を示し、實線は原翼の揚力係數に基いて計算から求めた切り抜きのある翼の揚力係數である。實測の結果は圓記號で示してある。



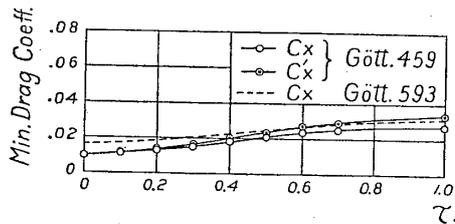
第 3 圖 計算値と實測値との比較

第 3 圖で見る様に計算から求めた結果は  $\tau$  が大になるに従ひ實驗結果と差異を生じて来る。而もこの差異は迎角が  $4^\circ$  から  $12^\circ$  位の間が最も著しい。前報告に述べておいた様に、この範圍の迎角に於いては原翼の揚力係數の寸法効果が著しく現はれる所でレイノルド數の

小さい場合は揚力曲線に隆起を生じ、この隆起はレイノルド数の増大と共に消滅する。この揚力曲線の隆起の起るわけは翼の下面に沿ふ流れの剝離點に依るものと考へられ、切り欠きのある翼に於いては流れの剝離點が略切り口の端に在り、そのために揚力曲線の隆起が縮小するのであらうと解釋しておいた。従つて今の比較の結果に於いても、計算値が原翼の揚力係數に基いたものであるから、原翼の揚力曲線の隆起はそのまゝ切り欠きのある翼の揚力曲線に現はれ、そのために迎角  $4^\circ$  から  $12^\circ$  までの間で計算値と實測値との差異が著しく大きくなつてゐるのであらうと思はれる。従つて計算値と實測値との比較は前報告にも述べた様に、かなり大きなレイノルド數の下で實驗せねば嚴密なことは解らないが、以上のレイノルド數の小さい時の實驗結果に依つても實際に用ひられてゐる  $k, \tau$  の範圍内では計算式を使つても差支へないと思ふ。

## (ii) 抗力係數

原翼の翼面積について算出した抗力係數は第 8 圖に示す通りである。



第 4 圖  $\tau$  による最小抗力係數の變化

最小抗力係數の  $\tau$  に依る變化は第 4 圖に示す様に  $\tau$  の増大するに従つて抗力も増す。圖に於いて點線は Göttingen 593 翼についての實驗結果を示すものであるが、之と今の Göttingen 459 翼の實驗結果とを比較すれば、兩者の間にはある一定値の抗力の差があるだけで  $\tau$  に依る最小抗力係數の變化の様

は同じものである。また第 14 圖の揚抗極線を見れば切り欠きのある翼の誘導抗力は原翼のそれと殆んど變化なく、たゞ切り離された翼に至つて誘導抗力が増して來る。このことは前報告の切り欠きの幅を増大した場合に於いても同様な結果を得てゐるが、之は既に J. ACKERET の實驗<sup>(1)</sup>に依つて知られてゐる所である。即ち ACKERET の實驗結果に依れば翼の後縁に切り欠きを施す時は翼の形狀抗力が増し誘導抗力は原翼のそれと變化はない。翼の前縁に切り欠きを施すと翼の形狀抗力は殆んど變化しないが誘導抗力が著しく増大する。對稱翼（その代表として Göttingen 459 翼を選んだわけであるが）の場合は切り欠きの幅及び深さの大小に拘らず、上述の ACKERET の結果の如く後縁の切り欠きのために形狀抗力が増し誘導抗力は變化しない。然し Göttingen 593 の様な非對稱翼についての實驗結果<sup>(2)</sup>を見れば、切り欠きの幅を増大する時は形狀抗力が増し誘導抗力は變化しないが、切り欠きの深さを増大する場合は形狀抗力は増し誘導抗力もまた幾分増して來る。對稱翼の場合は、

(1) Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen. Lieferung III. p. 92.

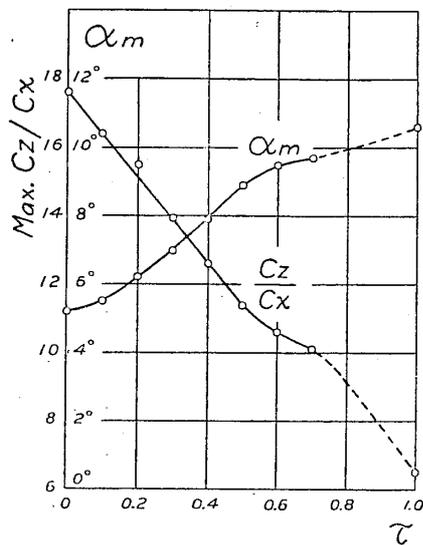
(2) 航空研究所彙報 (1933) 第 102 號 p. 115, 第 106 號 p. 295.

切り抜きに依る最小抗力係数の変化は切り抜きに依る最小形状抗力係数の変化を表はしてゐる。

今迄の試験に於いては、切り取つた部分の翼の断面は切口が翼弦に直角に切り下ろしたまゝの形であるがこの断面の形を變へれば勿論形状抗力は變つて来る。この断面を變へた場合の試験は、今の系統試験の終り次第着手する積りである。

### (iii) 「モーメント」係数、風圧中心係数

モーメント係数は第 10, 11 圖に示す如く切り抜きの深さが増すに従つて減少する。風圧中心係数は第 12 圖に示す如く  $\tau$  に依つては殆んど變化しないと見てもよい。但し  $\tau=1.0$  の場合は他のものと少し異つてゐる。之は Göttingen 593 翼の試験に於いても同様な結果を示してゐるから、翼型の如何に拘らず一般に次の事が云へると思ふ。即ち翼の後縁を切り抜く時は風圧中心は前方に移動し、その變化は切り抜きの深さに依つては殆んど影響がなく、主として切り抜きの幅に依るものであると考へられる。



第 5 圖  $\tau$  による最大揚抗比及び最大揚抗比を與へる迎角の變化

結果を示してゐるから、翼型の如何に拘らず一般に次の事が云へると思ふ。即ち翼の後縁を切り抜く時は風圧中心は前方に移動し、その變化は切り抜きの深さに依つては殆んど影響がなく、主として切り抜きの幅に依るものであると考へられる。

### (iv) 揚抗比

揚抗比は第 13 圖に示す様に迎角が失速角を越えれば  $\tau$  に依つて全然變化しない。失速角を越えた迎角に於いては  $k$  に依つても揚抗比は變化しないから、失速後の揚抗比は切り抜きには全然無關係らしい。最大揚抗比及びそれを與へる迎角の  $\tau$  に依る變化は第 5 圖に示す通りである。

本試験中御指導を賜つた和田教授に感謝の意を表す。また風洞試験で御助力された福井悌吉氏の御好意を謝す。

(於航究研究所風洞部)

## 第 2 表

## Original aerofoil

Average atm. press. = 763.7 mm Hg

Average atm. temp. = 20.0°C

 $q = 5.611 \text{ gr/cm}^2$ 

$\alpha$	$c_z$	$c_x$	$c_m$	$c_p$	$c_z/c_x$
- 25.4°	- 0.642	0.3381	0.255	0.351	- 1.898
- 23.4	- 0.615	0.3034	0.240	0.349	- 2.028
- 21.4	- 0.589	0.2686	0.226	0.349	- 2.193
- 19.4	- 0.572	0.2384	0.209	0.338	- 2.401
- 17.4	- 0.613	0.1965	0.203	0.316	- 3.118
- 15.4	- 0.634	0.1673	0.204	0.311	- 3.791
- 13.3	- 0.798	0.0752	0.182	0.229	- 10.608
- 11.4	- 0.733	0.0605	0.176	0.240	- 12.167
- 9.4	- 0.657	0.0475	0.170	0.259	- 13.836
- 7.5	- 0.526	0.0352	0.135	0.256	- 14.952
- 5.5	- 0.367	0.0236	0.084	0.228	- 15.530
- 3.6	- 0.229	0.0162	0.049	0.215	- 14.123
- 1.6	- 0.100	0.0116	0.021	0.206	- 8.638
+ 0.3	+ 0.023	0.0098	- 0.005	0.209	+ 2.337
2.2	0.144	0.0115	- 0.027	0.190	12.522
4.2	0.271	0.0157	- 0.054	0.200	17.236
6.1	0.421	0.0241	- 0.101	0.241	17.448
8.0	0.572	0.0355	- 0.144	0.253	16.101
10.0	0.673	0.0479	- 0.167	0.248	14.058
12.0	0.739	0.0594	- 0.170	0.230	12.446
13.9	0.787	0.0740	- 0.176	0.225	10.630
16.0	0.598	0.1700	- 0.202	0.325	3.516
18.0	0.585	0.1996	- 0.205	0.332	2.933
20.0	0.576	0.2438	- 0.216	0.346	2.363
22.0	0.596	0.2705	- 0.232	0.355	2.204
24.0	0.625	0.3047	- 0.246	0.355	2.051

## 第 3 表

## Aerofoil I

Average atm. press. = 762.1 mm Hg

Average atm. temp. = 20.5°C

 $q = 5.609 \text{ gr/cm}^2$ 

$\alpha$	$c_z$	$c_x$	$c_m$	$c_p$	$c_z/c_x$	$c_z'$	$c_x'$	$c_m'$
-- 25.4°	-- 0.660	0.3507	0.255	0.341	-- 1.881	-- 0.673	0.3579	0.260
-- 23.4	-- 0.621	0.3051	0.244	0.354	-- 2.034	-- 0.633	0.3113	0.249
-- 21.4	-- 0.597	0.2748	0.229	0.349	-- 2.171	-- 0.609	0.2804	0.234
-- 19.4	-- 0.582	0.2383	0.213	0.338	-- 2.444	-- 0.594	0.2432	0.217
-- 17.4	-- 0.573	0.2008	0.210	0.347	-- 2.851	-- 0.584	0.2049	0.214
-- 15.4	-- 0.597	0.1720	0.200	0.321	-- 3.471	-- 0.609	0.1755	0.204
-- 13.3	-- 0.799	0.0756	0.184	0.232	-- 10.569	-- 0.815	0.0771	0.188
-- 11.4	-- 0.736	0.0616	0.175	0.239	-- 11.940	-- 0.751	0.0629	0.179
-- 9.4	-- 0.643	0.0476	0.162	0.252	-- 13.513	-- 0.656	0.0486	0.165
-- 7.5	-- 0.511	0.0355	0.126	0.247	-- 14.383	-- 0.521	0.0362	0.129
-- 5.5	-- 0.360	0.0241	0.087	0.234	-- 14.938	-- 0.367	0.0246	0.088
-- 3.6	-- 0.232	0.0175	0.053	0.227	-- 13.280	-- 0.237	0.0179	0.054
-- 1.7	-- 0.100	0.0127	0.021	0.207	-- 7.858	-- 0.102	0.0130	0.021
+ 0.3	+ 0.024	0.0116	-- 0.000	0.004	+ 2.078	+ 0.025	0.0118	-- 0.000
2.2	0.146	0.0139	-- 0.030	0.207	10.475	0.149	0.0142	-- 0.031
4.2	0.273	0.0173	-- 0.058	0.212	15.803	0.279	0.0177	-- 0.059
6.1	0.414	0.0254	-- 0.100	0.241	16.295	0.422	0.0259	-- 0.102
8.0	0.564	0.0362	-- 0.143	0.253	15.583	0.576	0.0369	-- 0.146
10.0	0.666	0.0482	-- 0.164	0.247	13.826	0.680	0.0492	-- 0.167
12.0	0.742	0.0596	-- 0.173	0.235	12.446	0.757	0.0608	-- 0.177
13.9	0.791	0.0761	-- 0.181	0.230	10.396	0.807	0.0777	-- 0.184
16.0	0.553	0.1711	-- 0.191	0.330	3.231	0.564	0.1746	-- 0.195
18.0	0.565	0.2021	-- 0.203	0.339	2.796	0.577	0.2062	-- 0.207
20.0	0.584	0.2464	-- 0.220	0.348	2.369	0.596	0.2514	-- 0.225
22.0	0.607	0.2758	-- 0.236	0.355	2.199	0.619	0.2814	-- 0.241
24.0	0.638	0.3153	-- 0.254	0.358	2.023	0.651	0.3217	-- 0.260

## 第 4 表

## Aerofoil II

Average atm. press. = 760.6 mm Hg

Average atm. temp. = 20.9°C

 $q = 5.607 \text{ gr/cm}^2$ 

$\alpha$	$C_z$	$C_x$	$C_m$	$C_p$	$C_z/C_x$	$C_z'$	$C_x'$	$C_m'$
- 25.4°	- 0.656	0.3481	0.255	0.343	- 1.884	- 0.683	0.3626	0.265
- 23.4	- 0.621	0.3114	0.236	0.340	- 1.995	- 0.647	0.3244	0.246
- 21.4	- 0.591	0.2746	0.223	0.343	- 2.153	- 0.616	0.2860	0.233
- 19.4	- 0.580	0.2399	0.209	0.334	- 2.416	- 0.604	0.2499	0.218
- 17.4	- 0.566	0.1960	0.195	0.326	- 2.888	- 0.590	0.2042	0.204
- 15.4	- 0.593	0.1716	0.195	0.316	- 3.457	- 0.618	0.1787	0.204
- 13.3	- 0.789	0.0755	0.178	0.227	- 10.446	- 0.822	0.0786	0.185
- 11.4	- 0.721	0.0607	0.170	0.236	- 11.881	- 0.751	0.0632	0.177
- 9.4	- 0.634	0.0482	0.146	0.230	- 13.154	- 0.660	0.0502	0.152
- 7.5	- 0.499	0.0365	0.120	0.240	- 13.672	- 0.520	0.0380	0.125
- 5.5	- 0.356	0.0260	0.082	0.229	- 13.696	- 0.371	0.0271	0.085
- 3.6	- 0.228	0.0194	0.050	0.220	- 11.742	- 0.237	0.0202	0.052
- 1.7	- 0.105	0.0153	0.024	0.227	- 6.889	- 0.110	0.0159	0.025
+ 0.3	+ 0.024	0.0132	- 0.004	0.164	+ 1.795	+ 0.025	0.0137	- 0.004
2.2	0.144	0.0149	- 0.029	0.203	9.671	0.150	0.0155	- 0.031
4.2	0.270	0.0189	- 0.056	0.208	14.265	0.281	0.0197	- 0.059
6.1	0.409	0.0263	- 0.094	0.229	15.551	0.426	0.0274	- 0.098
8.0	0.552	0.0366	- 0.138	0.250	15.068	0.575	0.0381	- 0.144
10.0	0.662	0.0479	- 0.161	0.243	13.820	0.690	0.0499	- 0.167
12.0	0.733	0.0585	- 0.172	0.236	12.537	0.764	0.0609	- 0.179
13.9	0.785	0.0750	- 0.178	0.228	10.464	0.818	0.0781	- 0.185
16.0	0.551	0.1720	- 0.190	0.328	3.204	0.574	0.1792	- 0.197
18.0	0.560	0.1955	- 0.197	0.333	2.865	0.583	0.2036	- 0.206
20.0	0.570	0.2447	- 0.213	0.344	2.331	0.594	0.2549	- 0.222
22.0	0.602	0.2785	- 0.233	0.351	2.162	0.627	0.2901	- 0.242
24.0	0.636	0.3126	- 0.249	0.351	2.036	0.633	0.3256	- 0.259

## 第 5 表

## Aerofoil III

Average atm. press. = 758.9 mm Hg

Average atm. temp. = 21.4°C

 $q = 5.600 \text{ gr/cm}^2$ 

$\alpha$	$C_z$	$C_x$	$C_m$	$C_p$	$C_z/C_x$	$C_z'$	$C_x'$	$C_m'$
- 25.4°	- 0.627	0.3380	0.246	0.345	- 1.855	- 0.667	0.3596	0.261
- 23.4	- 0.602	0.3022	0.230	0.342	- 1.992	- 0.640	0.3215	0.245
- 21.4	- 0.576	0.2707	0.217	0.341	- 2.126	- 0.612	0.2880	0.230
- 19.4	- 0.564	0.2362	0.206	0.337	- 2.386	- 0.600	0.2513	0.219
- 17.4	- 0.568	0.1998	0.198	0.330	- 2.841	- 0.604	0.2126	0.211
- 15.4	- 0.581	0.1740	0.197	0.325	- 3.337	- 0.618	0.1851	0.210
- 13.3	- 0.778	0.0750	0.172	0.222	- 10.371	- 0.827	0.0798	0.183
- 11.4	- 0.711	0.0614	0.166	0.234	- 11.581	- 0.757	0.0653	0.176
- 9.4	- 0.633	0.0498	0.152	0.240	- 12.701	- 0.673	0.0530	0.161
- 7.5	- 0.485	0.0370	0.116	0.239	- 13.108	- 0.516	0.0394	0.124
- 5.5	- 0.350	0.0273	0.079	0.225	- 12.828	- 0.373	0.0290	0.084
- 3.6	- 0.220	0.0220	0.047	0.212	- 10.009	- 0.234	0.0234	0.050
- 1.6	- 0.100	0.0177	0.022	0.215	- 5.650	- 0.106	0.0188	0.023
+ 0.3	+ 0.023	0.0154	- 0.002	0.093	+ 1.461	+ 0.024	0.0164	- 0.002
2.2	0.143	0.0169	- 0.028	0.197	8.467	0.152	0.0180	- 0.030
4.2	0.269	0.0219	- 0.054	0.201	12.265	0.286	0.0233	- 0.058
6.1	0.393	0.0285	- 0.088	0.223	13.772	0.418	0.0303	- 0.094
8.1	0.533	0.0383	- 0.130	0.244	13.922	0.567	0.0407	- 0.139
10.0	0.645	0.0489	- 0.154	0.240	13.184	0.686	0.0520	- 0.164
12.0	0.721	0.0596	- 0.163	0.227	12.102	0.767	0.0634	- 0.174
13.9	0.778	0.0744	- 0.175	0.227	10.454	0.827	0.0791	- 0.186
16.1	0.545	0.1713	- 0.187	0.327	3.182	0.580	0.1822	- 0.198
18.0	0.546	0.1946	- 0.189	0.325	2.807	0.581	0.2070	- 0.201
20.0	0.555	0.2396	- 0.206	0.342	2.316	0.590	0.2549	- 0.219
22.0	0.578	0.2735	- 0.220	0.345	2.114	0.615	0.2910	- 0.234
24.0	0.612	0.3051	- 0.236	0.346	2.005	0.651	0.3246	- 0.251

## 第 6 表

## Aerofoil IV

Average atm. press. = 760.5 mm Hg

Average atm. temp. = 20.6°C

 $q = 5.611 \text{ gr/cm}^2$ 

$\alpha$	$C_z$	$C_x$	$C_m$	$C_p$	$C_z/C_x$	$C_z'$	$C_x'$	$C_m'$
- 25.4°	- 0.605	0.3300	0.230	0.334	- 1.834	- 0.658	0.3587	0.250
- 23.4	- 0.587	0.3005	0.220	0.334	- 1.955	- 0.638	0.3266	0.239
- 21.4	- 0.569	0.2707	0.207	0.329	- 2.100	- 0.618	0.2942	0.225
- 19.4	- 0.557	0.2374	0.197	0.326	- 2.348	- 0.606	0.2580	0.214
- 17.4	- 0.559	0.1966	0.189	0.320	- 2.845	- 0.608	0.2137	0.206
- 15.4	- 0.588	0.1715	0.194	0.316	- 3.430	- 0.639	0.1864	0.211
- 13.4	- 0.766	0.0761	0.170	0.223	- 10.062	- 0.832	0.0827	0.185
- 11.4	- 0.695	0.0632	0.159	0.229	- 10.998	- 0.756	0.0687	0.173
- 9.4	- 0.604	0.0522	0.147	0.243	- 11.571	- 0.657	0.0567	0.159
- 7.5	- 0.468	0.0406	0.107	0.227	- 11.534	- 0.509	0.0441	0.116
- 5.5	- 0.335	0.0306	0.070	0.208	- 10.958	- 0.364	0.0333	0.076
- 3.6	- 0.216	0.0248	0.047	0.214	- 8.718	- 0.235	0.0270	0.051
- 1.7	- 0.099	0.0199	0.022	0.225	- 4.955	- 0.107	0.0216	0.024
+ 0.3	+ 0.016	0.0184	- 0.001	0.031	+ 0.880	+ 0.018	0.0200	- 0.001
2.2	0.135	0.0200	- 0.025	0.184	6.725	0.146	0.0217	- 0.027
4.2	0.255	0.0248	- 0.054	0.210	10.274	0.277	0.0270	- 0.058
6.1	0.380	0.0315	- 0.084	0.221	12.073	0.413	0.0342	- 0.092
8.1	0.514	0.0412	- 0.122	0.236	12.476	0.559	0.0448	- 0.132
10.0	0.628	0.0516	- 0.150	0.239	12.171	0.683	0.0561	- 0.163
12.0	0.703	0.0607	- 0.157	0.225	11.582	0.764	0.0660	- 0.171
14.0	0.766	0.0752	- 0.166	0.218	10.182	0.832	0.0817	- 0.181
16.1	0.534	0.1723	- 0.184	0.327	3.098	0.580	0.1873	- 0.199
18.1	0.540	0.1942	- 0.188	0.328	2.781	0.587	0.2111	- 0.205
20.1	0.546	0.2373	- 0.202	0.339	2.303	0.594	0.2579	- 0.219
22.0	0.570	0.2712	- 0.217	0.344	2.103	0.620	0.2948	- 0.235
24.0	0.592	0.3000	- 0.230	0.347	1.972	0.643	0.3261	- 0.250

## 第 7 表

## Aerofoil V

Average atm. press. = 760.7 mm Hg

Average atm. temp. = 20.6°C

 $q = 5.606 \text{ gr/cm}^2$ 

$\alpha$	$c_z$	$c_x$	$c_m$	$c_p$	$c_z/c_x$	$c_z'$	$c_x'$	$c_m'$
- 25.4°	- 0.594	0.3232	0.225	0.333	- 1.838	- 0.660	0.3591	0.250
- 23.4	- 0.576	0.2961	0.217	0.335	- 1.944	- 0.640	0.3290	0.241
- 21.4	- 0.567	0.2690	0.208	0.332	- 2.106	- 0.629	0.2989	0.231
- 19.4	- 0.560	0.2380	0.198	0.326	- 2.354	- 0.622	0.2644	0.220
- 17.5	- 0.546	0.1958	0.186	0.320	- 2.791	- 0.607	0.2176	0.206
- 15.4	- 0.574	0.1718	0.182	0.303	- 3.343	- 0.638	0.1909	0.202
- 13.4	- 0.740	0.0777	0.160	0.217	- 9.526	- 0.822	0.0863	0.178
- 11.4	- 0.665	0.0645	0.155	0.232	- 10.313	- 0.739	0.0717	0.172
- 9.4	- 0.575	0.0537	0.136	0.236	- 10.711	- 0.639	0.0597	0.151
- 7.5	- 0.450	0.0417	0.100	0.221	- 10.794	- 0.500	0.0463	0.111
- 5.6	- 0.322	0.0333	0.068	0.210	- 9.664	- 0.358	0.0370	0.076
- 3.6	- 0.202	0.0263	0.041	0.201	- 7.684	- 0.225	0.0292	0.045
- 1.7	- 0.093	0.0234	0.019	0.204	- 3.966	- 0.103	0.0260	0.021
+ 0.3	+ 0.022	0.0206	- 0.007	0.306	+ 1.073	+ 0.025	0.0229	- 0.008
2.2	0.135	0.0223	- 0.029	0.211	6.054	0.150	0.0248	- 0.032
4.2	0.243	0.0271	- 0.048	0.196	8.974	0.270	0.0301	- 0.053
6.1	0.363	0.0338	- 0.081	0.221	10.746	0.404	0.0376	- 0.090
8.1	0.494	0.0433	- 0.116	0.234	11.406	0.549	0.0481	- 0.129
10.0	0.604	0.0534	- 0.142	0.235	11.311	0.671	0.0593	- 0.158
12.0	0.681	0.0626	- 0.151	0.222	10.879	0.757	0.0696	- 0.168
14.0	0.745	0.0766	- 0.164	0.222	9.731	0.828	0.0851	- 0.183
16.1	0.537	0.1718	- 0.179	0.318	3.125	0.597	0.1909	- 0.199
18.1	0.535	0.1911	- 0.185	0.326	2.797	0.594	0.2123	- 0.206
20.1	0.537	0.2360	- 0.199	0.341	2.273	0.596	0.2622	- 0.222
22.0	0.557	0.2708	- 0.212	0.343	2.058	0.619	0.3009	- 0.236
24.0	0.577	0.2973	- 0.226	0.349	1.941	0.641	0.3303	- 0.252

## 第 8 表

## Aerofoil VI

Average atm. press. = 764.0 mm Hg

Average atm. temp. = 19.9°C

 $q = 5.615 \text{ gr/cm}^2$ 

$\alpha$	$c_z$	$c_x$	$c_m$	$c_p$	$c_z/c_x$	$c_z'$	$c_x'$	$c_m'$
- 25.4°	- 0.587	0.3237	0.226	0.337	- 1.813	- 0.667	0.3678	0.256
- 23.4	- 0.568	0.2923	0.219	0.344	- 1.945	- 0.646	0.3322	0.249
- 21.4	- 0.561	0.2647	0.204	0.329	- 2.119	- 0.637	0.3008	0.231
- 19.5	- 0.548	0.2359	0.200	0.337	- 2.323	- 0.623	0.2681	0.228
- 17.4	- 0.544	0.1944	0.186	0.322	- 2.800	- 0.619	0.2209	0.212
- 15.4	- 0.574	0.1674	0.184	0.307	- 3.431	- 0.653	0.1902	0.209
- 13.4	- 0.703	0.0775	0.149	0.212	- 9.075	- 0.799	0.0881	0.169
- 11.4	- 0.639	0.0662	0.143	0.224	- 9.653	- 0.726	0.0752	0.163
- 9.5	- 0.543	0.0544	0.128	0.234	- 9.985	- 0.617	0.0618	0.145
- 7.5	- 0.425	0.0437	0.092	0.216	- 9.732	- 0.483	0.0497	0.105
- 5.6	- 0.307	0.0348	0.065	0.209	- 8.813	- 0.349	0.0395	0.073
- 3.6	- 0.190	0.0288	0.036	0.187	- 6.583	- 0.215	0.0327	0.041
- 1.7	- 0.088	0.0248	0.017	0.187	- 3.528	- 0.099	0.0282	0.019
+ 0.3	+ 0.019	0.0239	- 0.002	0.113	+ 0.808	+ 0.022	0.0272	- 0.002
2.2	0.125	0.0244	- 0.028	0.222	5.139	0.143	0.0277	- 0.032
4.2	0.229	0.0294	- 0.048	0.206	7.803	0.261	0.0334	- 0.054
6.1	0.345	0.0349	- 0.075	0.216	9.871	0.391	0.0397	- 0.085
8.1	0.466	0.0445	- 0.107	0.228	10.479	0.530	0.0506	- 0.121
10.0	0.578	0.0537	- 0.132	0.228	10.769	0.657	0.0610	- 0.150
12.0	0.650	0.0640	- 0.143	0.221	10.163	0.739	0.0727	- 0.163
14.0	0.713	0.0767	- 0.150	0.211	9.292	0.810	0.0872	- 0.171
16.1	0.534	0.1692	- 0.179	0.320	3.154	0.606	0.1923	- 0.203
18.1	0.528	0.1913	- 0.183	0.326	2.761	0.600	0.2174	- 0.208
20.1	0.531	0.2343	- 0.197	0.340	2.265	0.603	0.2662	- 0.224
22.1	0.546	0.2623	- 0.205	0.339	2.082	0.620	0.2981	- 0.233
24.0	0.565	0.2913	- 0.219	0.346	1.938	0.641	0.3310	- 0.249

## 第 9 表

## Aerofoil VII

Average atm. press. = 762.7 mm·Hg

Average atm. temp. = 20.3°C

 $q = 5.611 \text{ gr/cm}^2$ 

$\alpha$	$c_z$	$c_x$	$c_m$	$c_p$	$c_z/c_x$	$c_z'$	$c_x'$	$c_m'$
- 25.4°	- 0.584	0.3175	0.225	0.339	- 1.840	- 0.679	0.3692	0.262
- 23.4	- 0.562	0.2877	0.214	0.340	- 1.953	- 0.654	0.3345	0.249
- 21.5	- 0.548	0.2614	0.210	0.346	- 2.098	- 0.638	0.3040	0.244
- 19.5	- 0.544	0.2309	0.202	0.342	- 2.354	- 0.632	0.2685	0.234
- 17.5	- 0.546	0.1918	0.188	0.325	- 2.844	- 0.634	0.2230	0.219
- 15.4	- 0.572	0.1580	0.172	0.290	- 3.620	- 0.665	0.1837	0.200
- 13.4	- 0.663	0.0770	0.141	0.213	- 8.612	- 0.771	0.0895	0.164
- 11.4	- 0.599	0.0660	0.133	0.222	- 9.079	- 0.697	0.0767	0.155
- 9.5	- 0.509	0.0543	0.114	0.222	- 9.370	- 0.592	0.0631	0.132
- 7.5	- 0.398	0.0443	0.087	0.217	- 8.993	- 0.463	0.0515	0.101
- 5.6	- 0.283	0.0346	0.058	0.204	- 8.185	- 0.329	0.0402	0.068
- 3.6	- 0.179	0.0288	0.035	0.196	- 6.205	- 0.208	0.0335	0.041
- 1.7	- 0.082	0.0260	0.016	0.190	- 3.142	- 0.095	0.0302	0.018
+ 0.3	+ 0.016	0.0252	- 0.001	0.086	+ 0.643	+ 0.019	0.0293	- 0.002
2.2	0.114	0.0267	- 0.020	0.176	4.255	0.132	0.0310	- 0.023
4.2	0.212	0.0287	- 0.038	0.177	7.380	0.246	0.0334	- 0.044
6.2	0.323	0.0358	- 0.070	0.215	9.014	0.375	0.0416	- 0.081
8.1	0.435	0.0436	- 0.099	0.226	9.970	0.505	0.0507	- 0.115
10.1	0.544	0.0540	- 0.125	0.230	10.072	0.632	0.0628	- 0.146
12.1	0.614	0.0640	- 0.134	0.218	9.591	0.714	0.0744	- 0.156
14.0	0.673	0.0756	- 0.143	0.214	8.896	0.782	0.0879	- 0.167
16.1	0.539	0.1677	- 0.176	0.312	3.215	0.627	0.1950	- 0.205
18.1	0.533	0.1881	- 0.186	0.329	2.830	0.619	0.2187	- 0.216
20.1	0.530	0.2310	- 0.199	0.344	2.295	0.616	0.2686	- 0.231
22.1	0.545	0.2603	- 0.210	0.347	2.094	0.634	0.3027	- 0.244
24.0	0.561	0.2891	- 0.222	0.352	1.939	0.652	0.3362	- 0.258

## 第 10 表

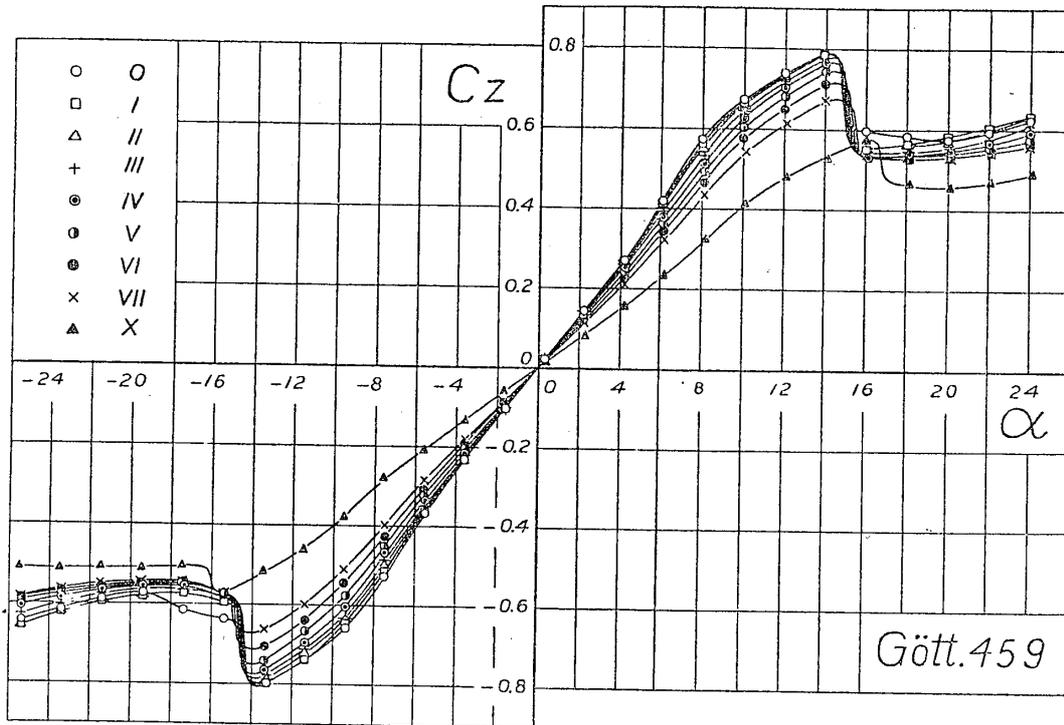
## Aerofoil X

Average atm. press. = 759.3 mm Hg

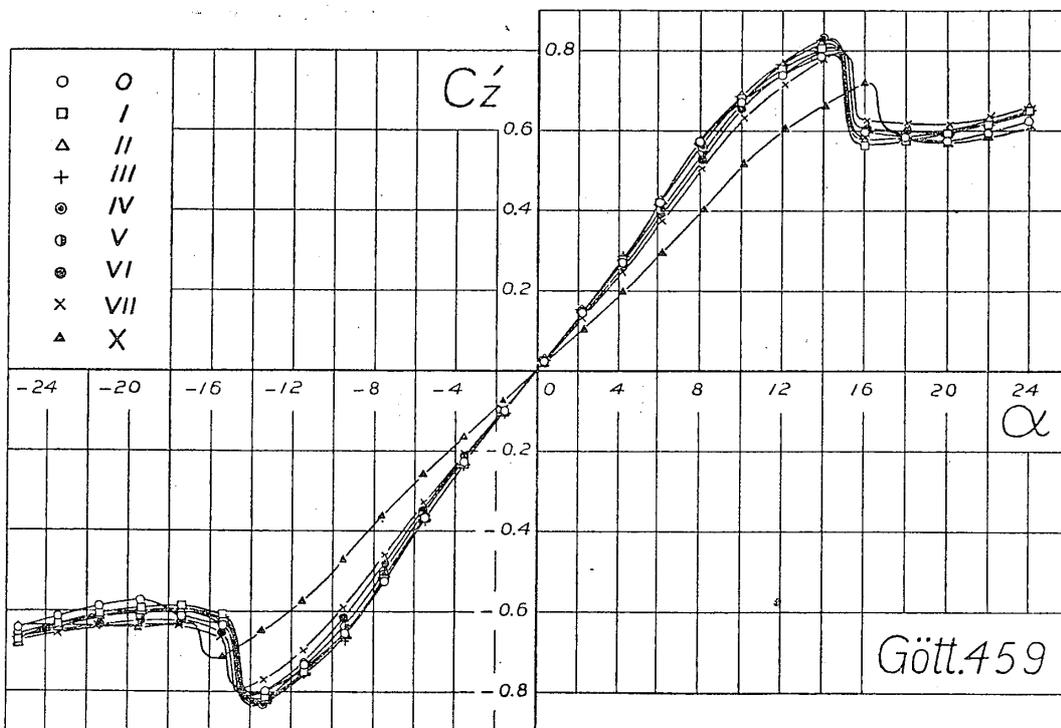
Average atm. temp. = 20.2°C

 $q = 5.611 \text{ gr/cm}^2$ 

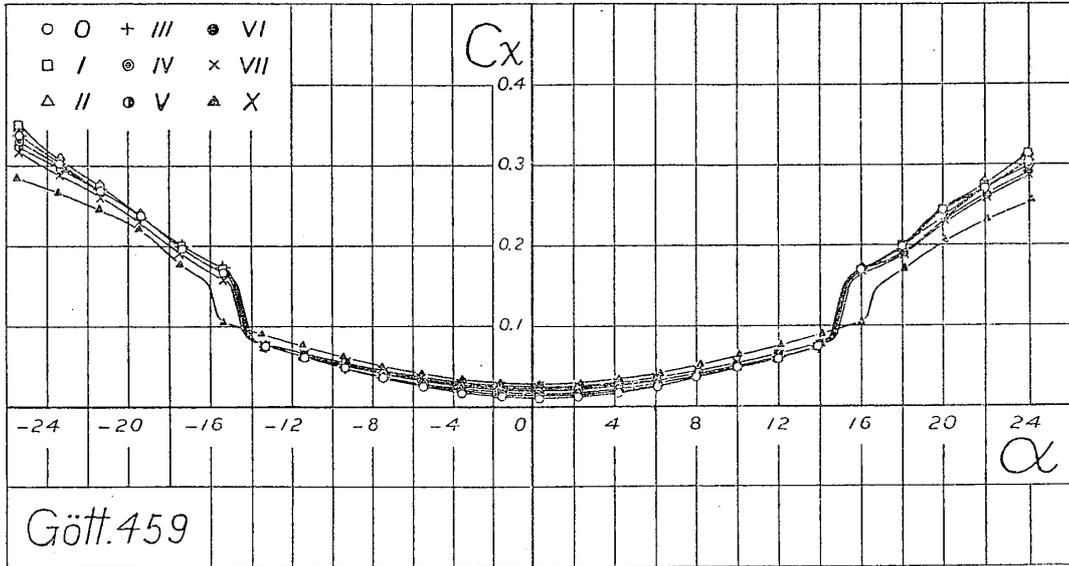
$\alpha$	$c_z$	$c_x$	$c_m$	$c_p$	$c_z/c_x$	$c_z'$	$c_x'$	$c_m'$
- 25.5°	- 0.510	0.2849	0.213	0.366	- 1.790	- 0.638	0.3561	0.267
- 23.5	- 0.515	0.2672	0.208	0.360	- 1.928	- 0.644	0.3340	0.260
- 21.5	- 0.508	0.2456	0.200	0.354	- 2.070	- 0.636	0.3070	0.249
- 19.5	- 0.513	0.2222	0.198	0.355	- 2.308	- 0.641	0.2778	0.248
- 17.5	- 0.505	0.1765	0.179	0.335	- 2.858	- 0.631	0.2206	0.224
- 15.4	- 0.571	0.1046	0.137	0.238	- 5.456	- 0.713	0.1308	0.172
- 13.5	- 0.519	0.0904	0.128	0.244	- 5.738	- 0.648	0.1130	0.160
- 11.5	- 0.461	0.0769	0.116	0.248	- 5.996	- 0.576	0.0961	0.145
- 9.5	- 0.379	0.0619	0.096	0.250	- 6.118	- 0.473	0.0774	0.120
- 7.6	- 0.289	0.0494	0.070	0.240	- 5.852	- 0.361	0.0618	0.088
- 5.6	- 0.208	0.0406	0.047	0.223	- 5.111	- 0.259	0.0508	0.059
- 3.6	- 0.133	0.0335	0.030	0.219	- 3.967	- 0.166	0.0419	0.037
- 1.7	- 0.059	0.0282	0.012	0.198	- 2.085	- 0.074	0.0353	0.015
+ 0.3	+ 0.012	0.0271	- 0.001	0.041	+ 0.450	+ 0.015	0.0339	- 0.001
2.3	0.083	0.0290	- 0.015	0.174	2.869	0.104	0.0363	- 0.018
4.2	0.158	0.0337	- 0.032	0.201	4.694	0.198	0.0421	- 0.040
6.2	0.235	0.0408	- 0.053	0.224	5.762	0.294	0.0510	- 0.067
8.2	0.322	0.0507	- 0.078	0.239	6.341	0.402	0.0634	- 0.097
10.1	0.414	0.0635	- 0.111	0.265	6.523	0.518	0.0794	- 0.139
12.1	0.482	0.0753	- 0.126	0.259	6.401	0.603	0.0941	- 0.158
14.1	0.529	0.0887	- 0.132	0.247	5.963	0.661	0.1109	- 0.165
16.0	0.577	0.1045	- 0.141	0.242	5.522	0.721	0.1306	- 0.177
18.1	0.466	0.1705	- 0.174	0.351	2.734	0.583	0.2131	- 0.218
20.1	0.457	0.2074	- 0.184	0.367	2.204	0.571	0.2593	- 0.230
22.1	0.471	0.2318	- 0.192	0.368	2.030	0.588	0.2898	- 0.241
24.1	0.490	0.2549	- 0.204	0.369	1.922	0.612	0.3186	- 0.255



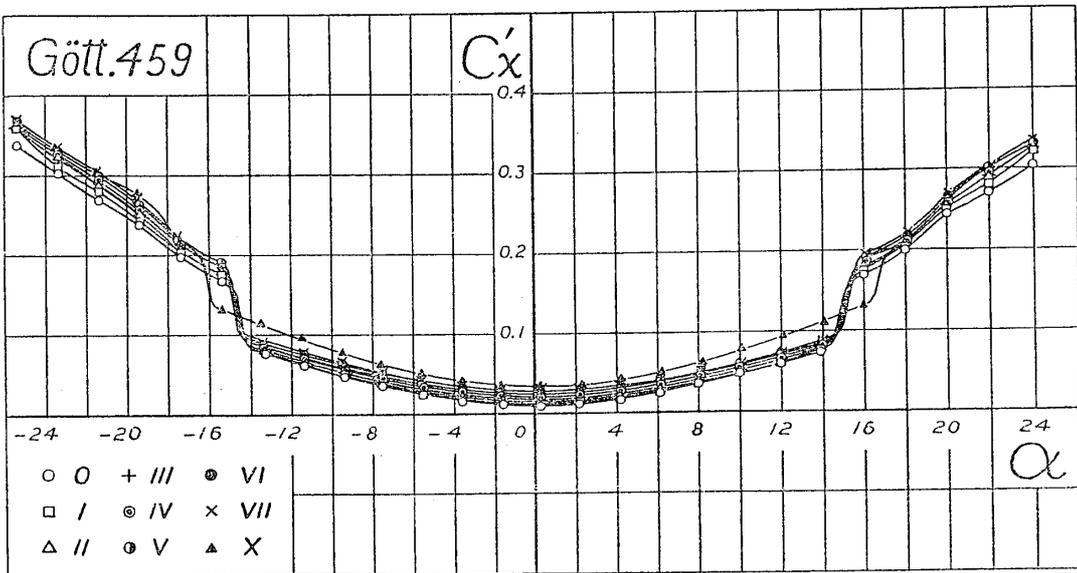
第 6 圖 揚力係数曲線(原翼の翼面積について算出)



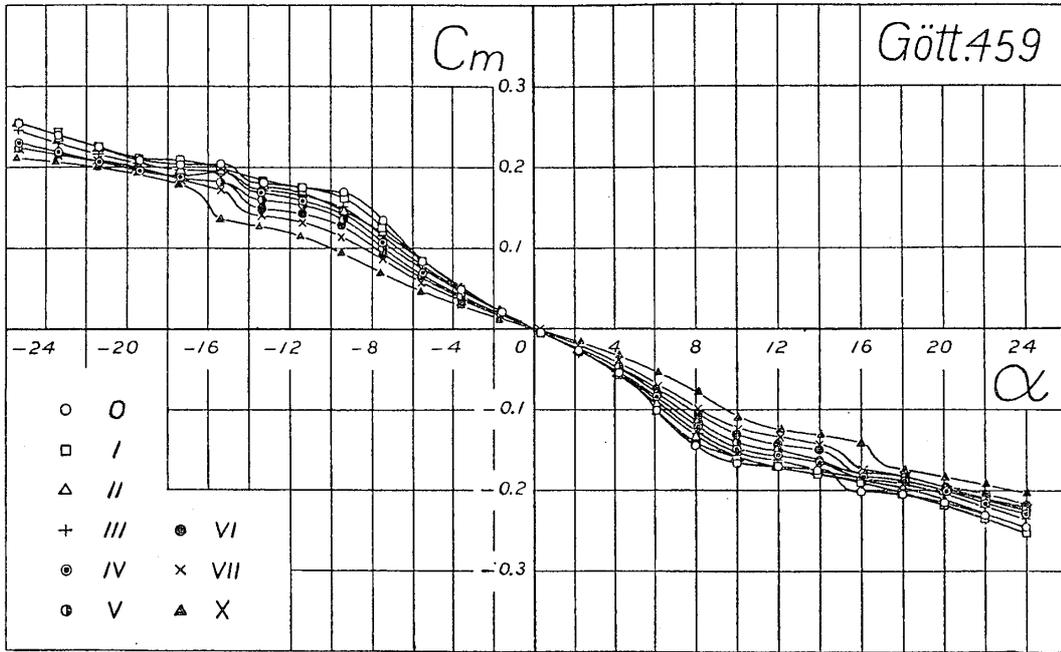
第 7 圖 揚力係数曲線(實際の翼面積について算出)



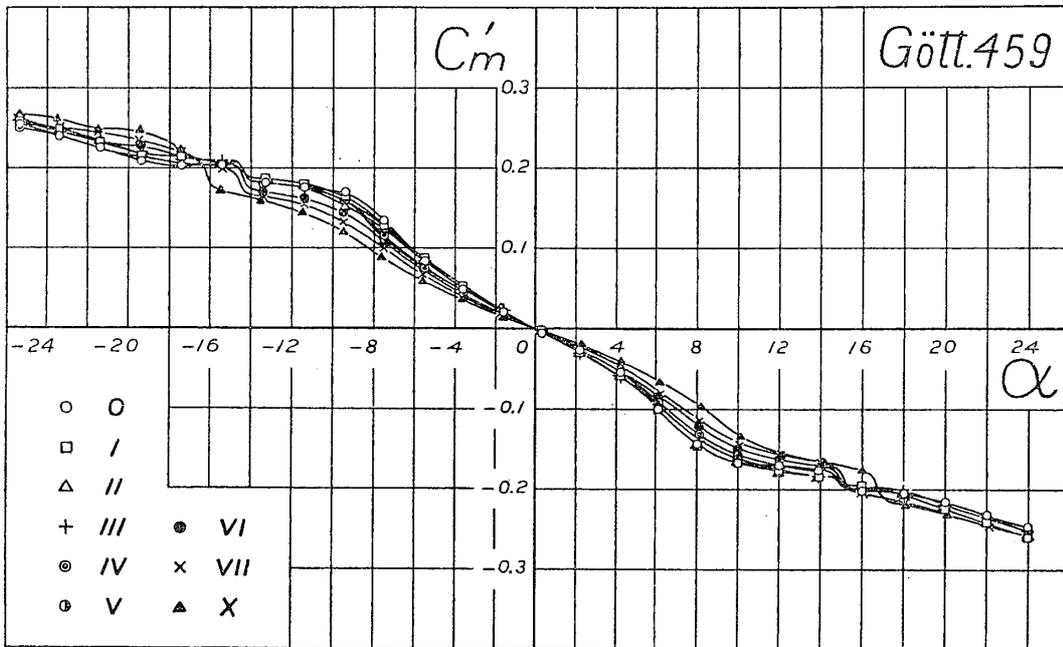
第 8 圖 抗力係數曲線(原翼の翼面積について算出)



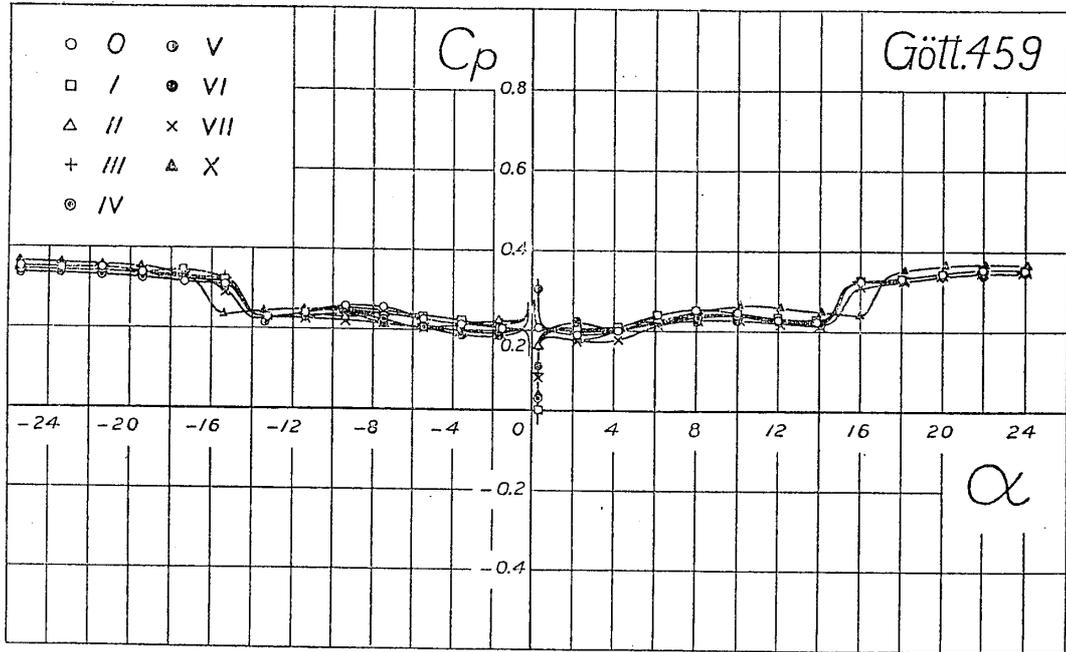
第 9 圖 抗力係數曲線(實際の翼面積について算出)



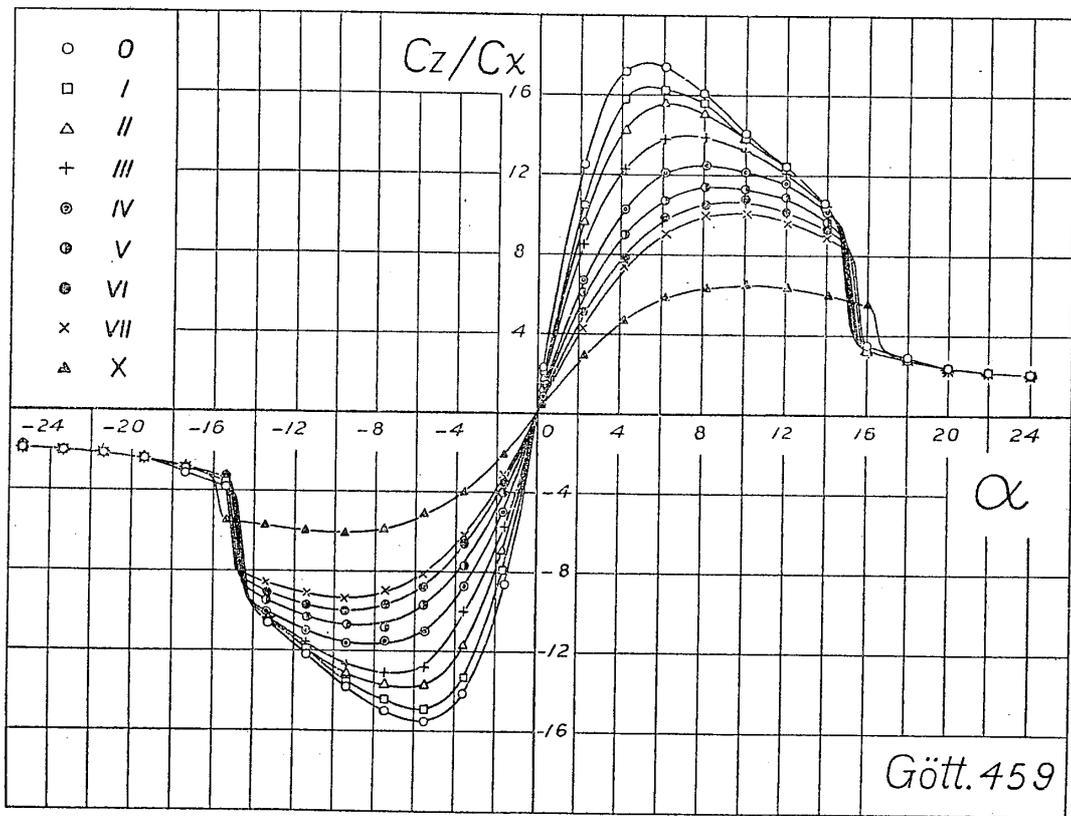
第 10 圖 モーメント係数曲線(原翼の翼面積について算出)



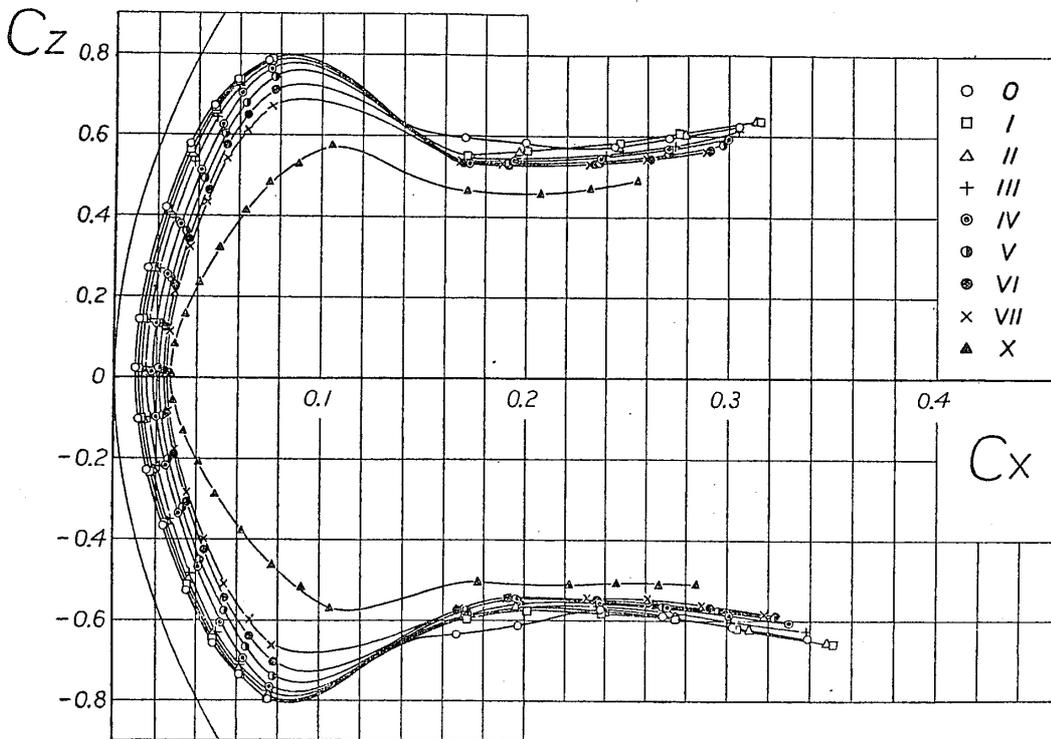
第 11 圖 モーメント係数曲線(実際の翼面積について算出)



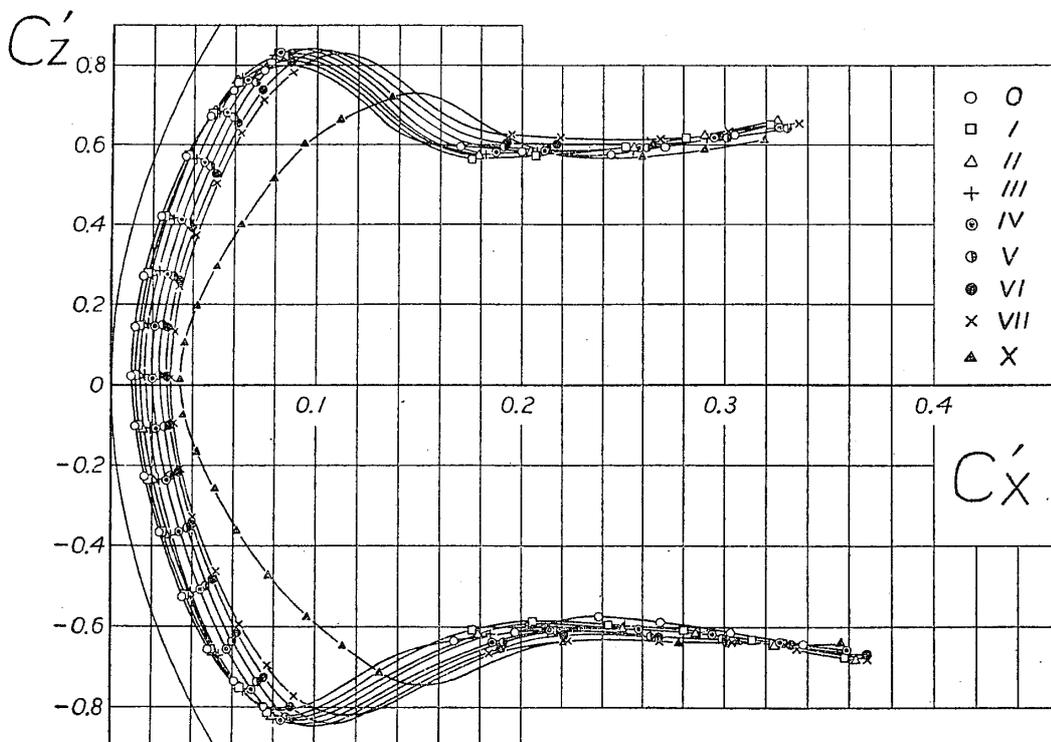
第 12 圖 風壓中心係數曲線



第 13 圖 揚抗比曲線



第 14 圖 揚抗極線(原翼の翼面積について算出)



第 15 圖 揚抗極線(實際の翼面積について算出)