

Änderungsversuche an Absaugklappen-
flügel 23012 mit Vorflügel

Übersicht:

Es werden Ergebnisse von Messungen am Absaugklappenflügel 23012 mit Vorflügel mitgeteilt. Durch zusätzlichen Anbau eines Vorflügels wird der Anstellwinkelbereich gesunder Flügelströmung vergrössert. Der Absaugklappenflügel zeigt eine verhältnismässig geringe Empfindlichkeit des c_a max hinsichtlich der Lage des Vorflügels. Weitere Messungen bestätigen die schon früher gemachte Erfahrung, dass ein unmittelbar vor dem Klappenspalt liegender Schlitz (Vorschlitz) die Anliegmenge im günstigen Sinne beeinflusst.

Mit $c_0 = 0,02$ und 52° Klappenausschlag wurde $c_a = 3,9$ erreicht, bei zusätzlichem Anbau einer Spreizklappe von 80 % Tiefenverhältnis $c_a \sim 4,0$.

Gliederung:

- I Bezeichnungen
- II Einleitung
- III Modell und Versuchseinrichtung
- IV Messwerte
- V Ergebnisse
- VI Zusammenfassung
- VII Schrifttum.

Der Bericht umfasst:

17 Seiten mit
12 Bildern.

AERODYNAMISCHE VERSUCHSANSTALT GOETTINGEN E.V.

Institut Windkanäle

Der Institutsleiter:

R. Seiferth
(R. Seiferth)

Bearbeiter:

W. Krüger
(W. Krüger)

gesehen:

A. Betz
(A. Betz)

Göttingen, den 12.5.1942

Bericht 42/W/21.

I. Bezeichnungen:

$$C_L = \frac{L}{q \cdot S} \quad \text{Auftriebsbeiwert}$$

$$C_Q = \frac{Q}{q \cdot S} \quad \text{Mengenbeiwert}$$

$$C_p = \frac{P_R}{q} \quad \text{Druckbeiwert}$$

$$C_{p_v} = \frac{P_v}{q} \quad \text{Druckverlustbeiwert}$$

$$C_{p_{st}} = \frac{p_{st}}{q} \quad \text{statischer Druckbeiwert}$$

$$q = \frac{\rho}{2} v^2 \quad (\text{kg/m}^2) \quad \text{Staudruck der Anströmgeschwindigkeit}$$

$$v \quad (\text{m/s}) \quad \text{Anströmgeschwindigkeit}$$

$$\alpha \quad (^\circ) \quad \text{geometr. Anstellwinkel}$$

$$\alpha_{st} \quad (^\circ) \quad \text{Anstellwinkel beim Streckungsverhältnis } \Lambda = \infty$$

$$p_x \quad \text{Druck im Wölbhohlraum}$$

$$p_v \quad (\text{kg/m}^2) \quad \text{Druckverlust durch die Strömung an den Klappen}$$

$$p_{st} \quad (\text{kg/m}^2) \quad \text{statischer Druck in der Außenströmung in der Gegenrichtung des Anströmströmtes}$$

$$l \quad (\text{m}) \quad \text{Flügelstiel}$$

$$l_{kl} \quad (\text{m}) \quad \text{Klappentiefe}$$

$$l_s \quad (\text{m}) \quad \text{Spreizklappenstiel}$$

$$l_v \quad (\text{m}) \quad \text{Vorflügelstiel}$$

$$\eta_{kl} \quad \text{Klappenanschlag}$$

$$\eta_s \quad \text{Spreizklappenanschlag}$$

$$\delta \quad (\text{m}) \quad \text{Vorschlitzweite}$$

$$h \quad (\text{m}) \quad \text{Stufenhöhe}$$

II. Einleitung:

Durch Absaugung oder auch durch Ausblasen von Luft in der Nähe der Hinterkante eines Flügels mit Klappe kann die Klappenwirkung erheblich verbessert werden, wie aus den zahlreichen in Göttingen durchgeführten Messungen hervorgeht. Bei hinreichend grosser Saug- oder Blasmenge werden die theoretisch zu erwartenden Werte für c_a und $dc_a/d\alpha_{\infty}$ auch bei erheblichen Klappenanschlägen in einem beschränkten α -Bereich erreicht, bei sehr grossem Mengenüberschuss sogar übertroffen. Genau wie beim Flügel ohne Grenzschichtbeeinflussung treten bei hohen Anstellwinkeln starke Abweichungen von der theoretischen $c_a - \alpha$ -Charakteristik auf, bis beim kritischen Anstellwinkel trotz der Grenzschichtbeeinflussung Ablösung eintritt. In diesem Falle hat sich nach rechnerischen

Untersuchungen von A. W a l z [1] das kritische Grenzschichtprofil, welches Ablösung bewirkt, schon vor der Stelle ausgebildet, an der der Saug - oder Blasspalt liegt. Durch weitere Steigerung der Menge lässt sich der kritische Anstellwinkel noch zu etwas grösseren Werten hinausschieben, weil hierdurch infolge der durch Senkenwirkung bedingten Beschleunigung der Grenzschicht vor dem Spalt das kritische Grenzschichtprofil wieder in die Gegend des Spaltes verlegt wird. Diese Verbesserung von $c_a \max$ wird aber nur durch sehr starke Vergrösserung der Menge erreicht, so dass die hohen c_a - Werte sehr teuer erkauft werden. Wenn es gelingt, den Impulsverlust, den die Grenzschicht bis zum Saug - bzw. Blasspalt erleidet, durch zusätzliche Massnahmen vor dem Spalt zu verringern, so muss die Uebereinstimmung zwischen theoretischem und tatsächlichem c_a bis zu höheren Anstellwinkeln erhalten bleiben. Zur Klärung dieser Frage wurden Versuche an folgenden Anordnungen vorbereitet:

- 1.) Absaugeklappenflügel mit Vorflügel
- 2.) Absaugeklappenflügel mit heruntergezogener Profilhase zum Zwecke der Herabsetzung der Unterdruckspitze am vorderen Profiltail
- 3.) Absaugeklappenflügel, wie unter 1), jedoch mit zusätzlicher Absaugung oder Ausblasung kleiner Mengen kurz hinter der ersten Unterdruckspitze.

In dem vorliegenden Bericht werden die Ergebnisse der Messungen am Absaugeklappenflügel 23012 mit zusätzlichem Vorflügel mitgeteilt.

III. Modell und Versuchseinrichtung:

Die Messungen wurden im Göttinger Kanal VI mit der Düse 4,7 x 7,0 m (elliptisch) durchgeführt. Die Windgeschwindigkeit betrug bei den meisten Versuchen 30 m/s. Bauliche Ausführung des Flügels und Versuchsaufbau entsprechen im Wesentlichen den früher durchgeführten Absaugeversuchen [2]. Der Flügel hatte eine Spannweite von 3,0 m und eine Flügeltiefe von 0,6 m, sowie kreisförmige Endscheiben von 1,2 m Durchmesser.

ser. Um bei den hohen Auftrieben die Durchbiegung klein zu halten, wurde im Gegensatz zu früheren Versuchen in der Mitte der Spannweite eine zusätzliche Aufhängung angebracht. Die drei Aufhängedrähte wurden über einen ausserhalb des Strahms liegenden Querträger an die Waagen geführt. Form und Grösse der Absaugeklappe ($l_{KL}/l = 0,20$) gehen aus Bild 1 hervor. Das verstellbare Zwischenstück ermöglichte die Untersuchung verschiedener Vorschlitzweiten. Der Vorflügel ($l_V/l = 0,14$) war an den Enden in einer Kreisscheibe II (Bild 2) im Punkt P exzentrisch gelagert, deren Drehpunkt M_{II} wiederum exzentrisch zu dem Drehpunkt M_I einer grösseren, drehbaren Kreisscheibe I angeordnet war. Beide Kreisscheiben trugen am Umfang Nuten und konnten durch die Rasten R_I und R_{II} festgelegt werden. Mit dieser Verstelleinrichtung war es möglich, schnell und einfach genügend dicht liegende Stellungen der Vorflügeldrehachse einzustellen. Die Spaltweite zwischen Vorflügelhinterkante und Flügel konnte durch Drehung um den Punkt P verändert und durch besondere Hebel festgelegt werden. Bei einigen Messungen wurde an der Absaugeklappe zusätzlich eine Spreizklappe vom Tiefenverhältnis $l_S/l = 0,2$ angebracht. Zur Erzielung einer gleichmässigen c_Q - Verteilung längs Flügelspannweite musste in der Ebene des Flügelhinterholms eine ziemlich starke Verkleinerung der Strömungsquerschnitte vorgenommen werden. Durch die hiermit verbundene Drosselung erhält man nach Versuchen ohne Wind eine befriedigende c_Q - Verteilung.

IV. Messwerte.

Gemessen wurden der Auftrieb, die Absaugemenge und der Druck im Flügelinnern (zwischen den Holmen) bei verschiedenen Anstellwinkeln. Die aus dem Druck im Flügelinnern bestimmten c_p - Werte sind wegen der starken Drosselung in der Hinterholmebene nicht mit den früheren Messungen vergleichbar, worauf im Abschnitt V näher eingegangen wird. Die Messung des Widerstandes war bei dem Versuchsaufbau nicht möglich. Auch das Längsmoment, das an sich aus der Auftriebsmessung errechnet werden kann, ist wegen grosser Reibungsmomente sehr unzuverlässig und wird in diesem Bericht nicht wiedergegeben.

V. Ergebnisse.

Die Messergebnisse sind in den Bildern 3 - 12 zusammengestellt. Die folgende Tabelle gibt einen Ueberblick über die

gemessenen Anordnungen:

Nr.	Bild	Vorflügelage	Zwischenstück		η_{kl}	n_s	Absaugung
			h/l	δ/l			
1	3	anliegend	0	0 0,005 0,010	45	0	mit
2	4	anliegend	0 0,005	0	45	0	mit
3	5	verschiedene	0	0	0	0	ohne
4	6	anliegend und günstigste	0	0	0 45	0	ohne
5	7	verschiedene	0	0,005	45	0	mit
6	8	günstigste	0	0,005	30 45 52	0	mit
7	9	günstigste	0	0,005	45 52	30	mit

Bild 3, Vorschlitzeinfluss:

Von den drei untersuchten Stellungen des Zwischenstücks $\delta/l = 0, 0,005$ und $0,010$ war $\delta/l = 0,005$ die günstigste. Alle weiteren Messungen mit Absaugung wurden bei dieser Stellung durchgeführt. Durch Strömungsbeobachtung wurde, übereinstimmend mit einem früheren Versuch am gleichen Profil [3], festgestellt, dass die Anliegmenge etwa gleich der Mindestmenge ist, wenn ein Vorschlitz vorhanden ist, während sie ohne Vorschlitz wesentlich grösser ist als die Mindestmenge. Die Mindestmengen stimmen gut mit der früheren Messung überein (gestrichelte Kurve für $\delta/l = 0,005$), während die c_p - Werte wesentlich höher liegen. Dies ist, wie schon im vorigen Abschnitt bemerkt wurde, auf die starken Drosselverluste in der Hinterholmebene zurückzuführen. Der gemessene c_p - Wert erfasst die Summe aus der statischen Druckabsenkung in der Aussenströmung an der Stelle des Saugspaltes und dem Druckverlust bei der Einströmung in den Flügel, also

$c_p = c_{p_{St}} + c_{p_v}$. Der zweite Anteil wächst mit c_Q^2 und seine Grösse ist von den baulichen Verhältnissen im Flügelinnern abhängig. Da die Strömungswege im Flügel sicherlich nicht modellähnlich ausgeführt werden, verliert der gemessene c_p - Wert seinen Sinn. Lediglich die Differenz $c_p - c_{p_v} = c_{p_{St}}$ kann vom Modellversuch auf die Grossausführung übertragen werden. Es sind daher in allen Kurvenblättern zusätzlich die ohne Wind gemessenen c_{p_v} - Werte mit eingetragen. Diese wachsen annähernd quadratisch mit c_Q . Man sieht, dass $c_{p_{St}} = c_p - c_{p_v}$ mit wachsendem c_a kleiner wird. Diese Tendenz konnte auch aus Druckverteilungsmessungen an einem Absaugeklappenflügel festgestellt werden. Es ist anzunehmen, dass hierfür die mit dem Anstellwinkel wachsende Entwölbung des Profils massgebend ist.

Bild 4, Stufeneinfluss:

In Uebereinstimmung mit früheren Messergebnissen wird durch die Stufe h eine eindeutige Verkleinerung der Mindestmenge erreicht. Diese Verbesserung tritt im wesentlichen bei c_a - Werten unterhalb $c_a = 3,0$ in Erscheinung. In diesem c_a - Bereich wird offenbar auch die Druckziffer $c_{p_{St}}$ durch die Stufe verkleinert. Da für das untersuchte Profil in der Hauptsache die grossen c_a - Werte interessieren, wurden alle weiteren Messungen ohne Stufe durchgeführt.

Bild 5, Einfluss der Vorflügelage, ohne Klappenausschlag, ohne Absaugung.

Der Flügel ohne Klappe und ohne Absaugung zeigt eine sehr grosse Empfindlichkeit im $c_{a \max}$ hinsichtlich der Lage des Vorflügels. Bei der günstigsten gemessenen Vorflügelstellung (7/0/30) beträgt die Verbesserung gegenüber dem glatten Profil: $\Delta c_{a \max} = 0,73$, $\Delta \alpha_{\max} = 6,5^\circ$

Bild 6, Klappen- und Vorflügeleinfluss ohne Absaugung.

Bei dem Flügel mit Klappenausschlag ist $c_{a \max}$ von der Stellung des Vorflügels nicht sehr stark abhängig. Die einzelnen Ergebnisse der Auftriebsmessungen mit verschiedener

Vorflügelstellung sind im Bild nicht wiedergegeben. Die günstigste Stellung liefert $\Delta c_{a \max} = 0,47$, $\Delta \alpha_{\max} = 4,5^\circ$.

Bild 7, Einfluss der Vorflügelage, mit Klappenausschlag, mit Absaugung.

Auch für den Flügel mit Absaugung ist der Einfluss der Vorflügelage auf $c_{a \max}$ nicht sehr gross. Die günstigste gemessene Vorflügelage (5/4/25) ist gegenüber der des Flügels ohne Klappenausschlag um 3,5 % der Flügeltiefe nach hinten, um ~ 1 % nach unten verschoben.

Bild 8, Einfluss des Klappenausschlags, mit Vorflügel, mit Absaugung.

Für $\eta_{kl} = 45^\circ$ ist zum Vergleich die Grenzkurve des Flügels ohne Vorflügel eingezeichnet. Bis $c_a \approx 2,5$ sind die Mindestmengen gleich. Darüber macht sich der Einfluss des Vorflügels sehr deutlich bemerkbar. Die plötzliche Vergrößerung von $dc_{q \min} / dc_a$ in der Gegend von $c_a = 3,4$ lässt darauf schliessen, dass von hier ab die c_a -Erhöhung im Wesentlichen durch Senkenwirkung erreicht wird, während sie für $c_a < 3,4$ auf eine Verbesserung des Grenzschicht-Geschwindigkeitsprofils zurückzuführen ist.

Bild 9, Einfluss einer zusätzlichen Spreizklappe.

Messungen am gleichen Profil mit Absaugeklappe und Spreizklappe wurden bereits durchgeführt [3] und hatten als günstigsten Spreizklappenwinkel etwa 30° ergeben. Bild 9 zeigt die Verbesserung der Mindestmenge durch die Spreizklappe.

Bild 10, 11, $c_a = f(\alpha_\infty, c_q)$.

Die Kurven wurden aus den Auftragungen der Bilder 8 und 9 gewonnen. Für $\eta_{kl} = 45^\circ$, $\eta_s = 0$, ist der Vorflügel einfluss auf den Verlauf des Auftriebes mit dem Anstellwinkel zu entnehmen. Für $c_q = 0,015$ beträgt die Verbesserung: $\Delta c_{a \max} \approx 0,57$, $\Delta \alpha_{\max} = 5,4^\circ$.

Bild 12, Zusammenstellung der Hauptergebnisse.

Zum Vergleich ist der $c_a - \alpha_\infty$ -Verlauf, der sich theoretisch ergibt, eingezeichnet. Die Uebereinstimmung zwi-

schen Theorie und Messung ist im Bereich anliegender Strömung bemerkenswert gut.

Der theoretische Verlauf $c_a = f(\alpha_\infty)$ für das Profil ohne Klappenausschlag wurde nach der für Joukowsky-Profile gültigen Beziehung:

$$c_{a_{th}} = 4\pi \frac{R}{t} \sin(\alpha_\infty + \beta_0)$$

berechnet [4], worin t die Profiltiefe, R der Radius des Abbildungskreises und β_0 der Nullauftriebswinkel. Aus einer theoretischen Untersuchung an einer ebenen geknickten Platte [5] wurde die Verschiebung der Nullauftriebsrichtung durch Klappenausschlag bestimmt.

VI. Zusammenfassung.

Am Profil 23012 mit Absaugeklappe wurde der Einfluss eines Vorflügels auf den Zusammenhang zwischen Auftrieb, Anstellwinkel und Absaugemenge untersucht. Es zeigte sich, dass durch den Vorflügel die Mindestmenge bei hohem c_a herabgesetzt wird, und dass die Flügelströmung bis zu höheren Anstellwinkeln anliegend erhalten bleibt. Voruntersuchungen am Flügel ohne Vorflügel bestätigten die schon früher festgestellte vorteilhafte Wirkung eines Vorschlitzes auf die Grösse der Absaugemenge, die zum Wiederanlegen einer abgerissenen Klappenströmung erforderlich ist. Der Flügel mit Klappenausschlag und Absaugung ist in Bezug auf $c_{a \max}$ wesentlich unempfindlicher auf Lage des Vorflügels als der Flügel ohne Klappenausschlag. Allerdings sind die Absolutbeträge der c_a - und α_{\max} -Vergrösserung durch den Vorflügel bei ausgeschlagener Klappe kleiner als beim glatten Profil. Eine Messung des Flügels mit $\eta_{kl} = 45^\circ$ ohne Vorflügel ergab für $Re = 1,28 \cdot 10^6$ und $Re = 1,70 \cdot 10^6$ keine Unterschiede. Die Hauptergebnisse gehen aus Bild 12 hervor und seien in der folgenden Tabelle nochmals zusammengestellt:

	η_{KL}	η_B	c_Q	$c_{a \max}$	$\alpha_{\infty \max}$
ohne Vorflügel	0	0	0	1,27	10,8
mit Vorflügel	0	0	0	2,00	17,5
ohne Vorflügel	45	0	0	2,11	8,0
mit Vorflügel	45	0	0	2,58	12,5
ohne Vorflügel	45	0	0,015 0,020	3,00 3,20	4,2 4,5
mit Vorflügel	45	0	0,015 0,020	3,57 3,79	9,3 11,8
mit Vorflügel	45	30	0,015 0,020	3,68 3,90	8,8 8,2
mit Vorflügel	52	0	0,015 0,020	3,56 3,90	4,3 7,0
mit Vorflügel	52	30	0,015 0,020	3,73 4,02	2,7 7,8

VII. Schrifttum.

- [1] A. W a l z , Theoretisches zur Grenzschichtabsaugung (Bericht in Vorbereitung).
- [2] B. R e g e n s c h e i t - O. S c h r e n k , Versuche mit Absaugeklappenflügeln verschiedener Wölbung und Wölbungslage. FB 1061.
- [3] B. R e g e n s c h e i t , Absaugeklappenflügel 23012, Teilbericht einer systematischen Dickenreihe. FB 1543.
- [4] O. S c h r e n k - A. W a l z , Theoretische Verfahren zur Berechnung von Druck- und Geschwindigkeitsverteilungen. Jahrbuch 1939 d.Dt.-Luftf.Forsch.

[5] F. K e u n e , Auftrieb einer geknickten ebenen Platte.
Lufo 1936 , Band 13, Lfg. 1 S. 85
Lufo 1937 , Band 14, Lfg. 11 S.558.



Bild 1: Profil 23012 mit Absaugeklappe und Vorflügel.

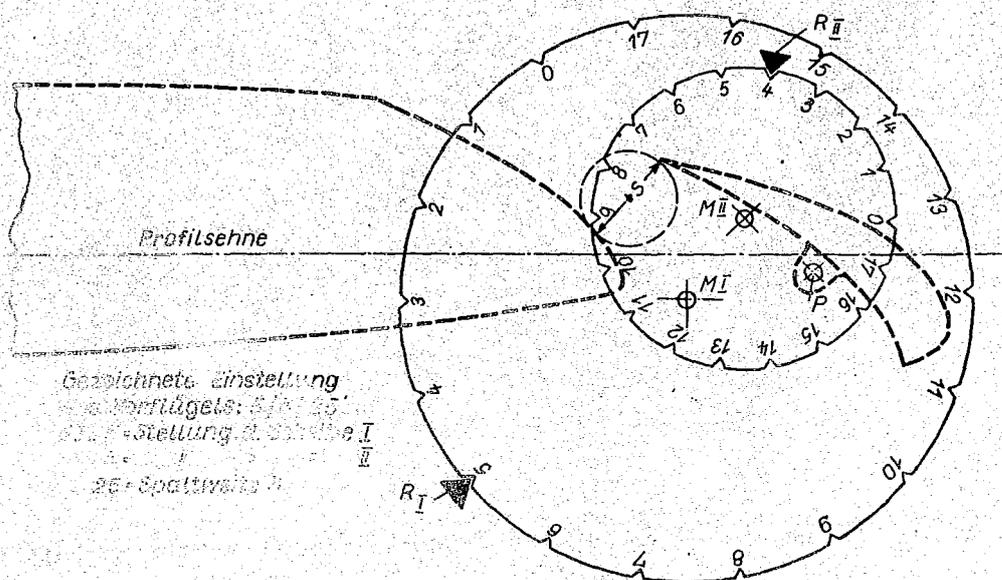


Bild 2: Schematische Darstellung der Vorflügelverstellung am Modell.

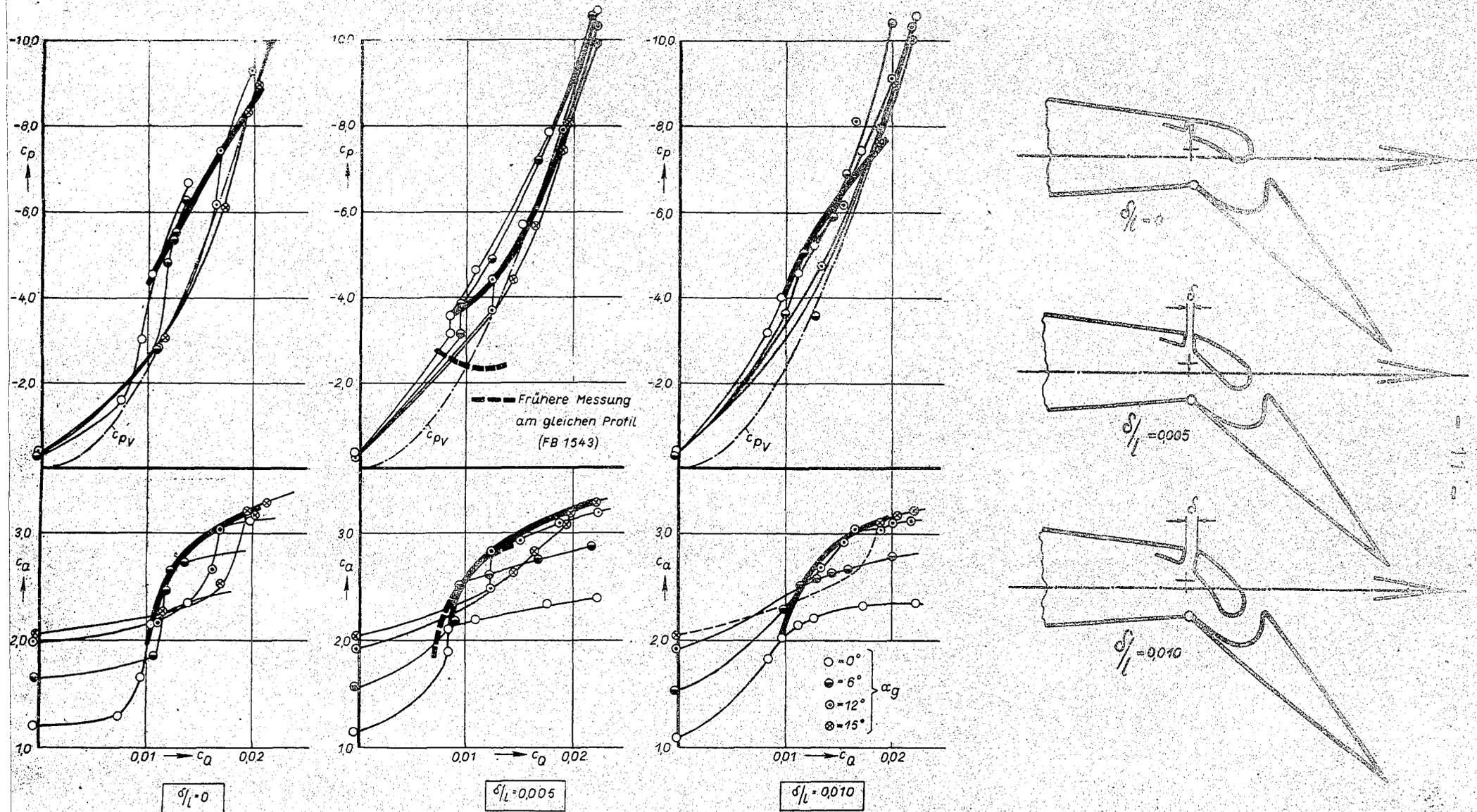


Bild 3: Einfluss eines Vorschlitzes auf die Profilkennwerte. Vorflügel anliegend
 $\eta_{kl} = 45^\circ$, $h/l = 0$, $Re = 1,28 \cdot 10^6$

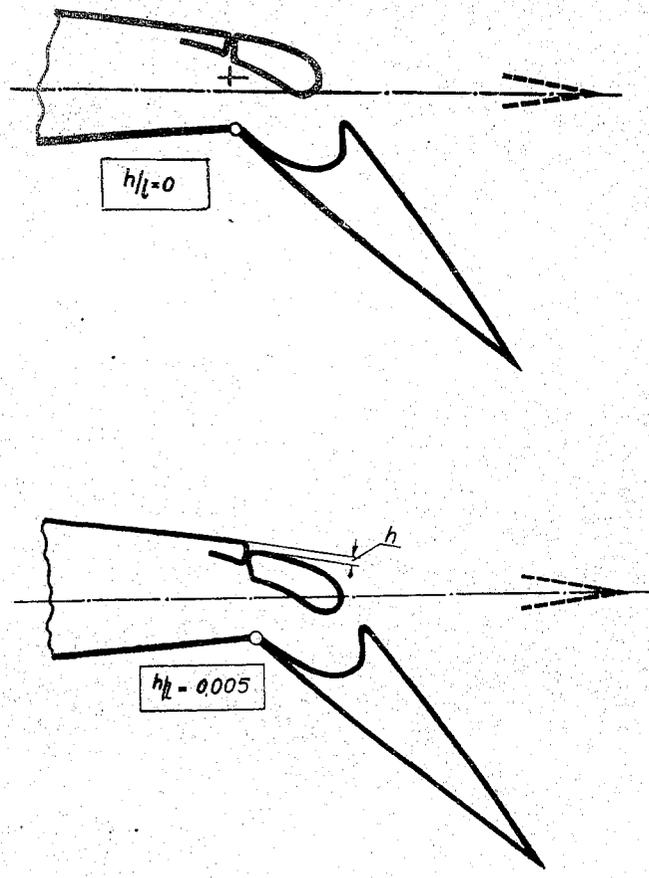
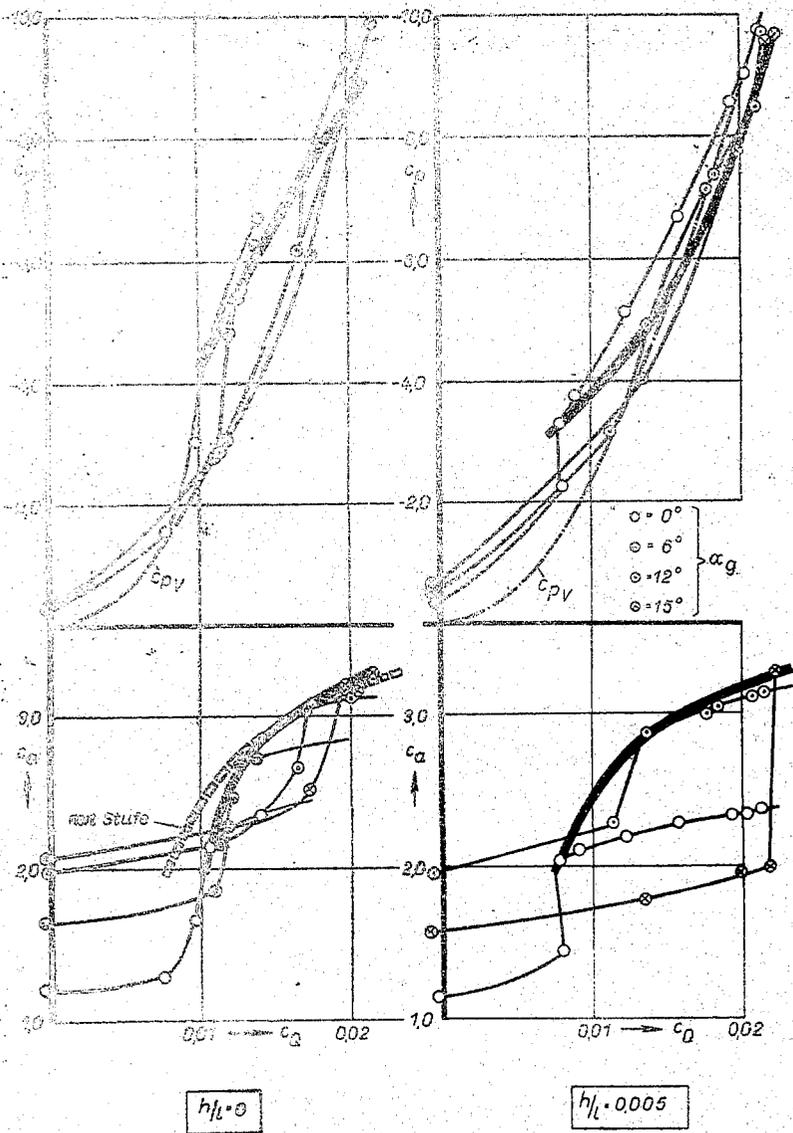
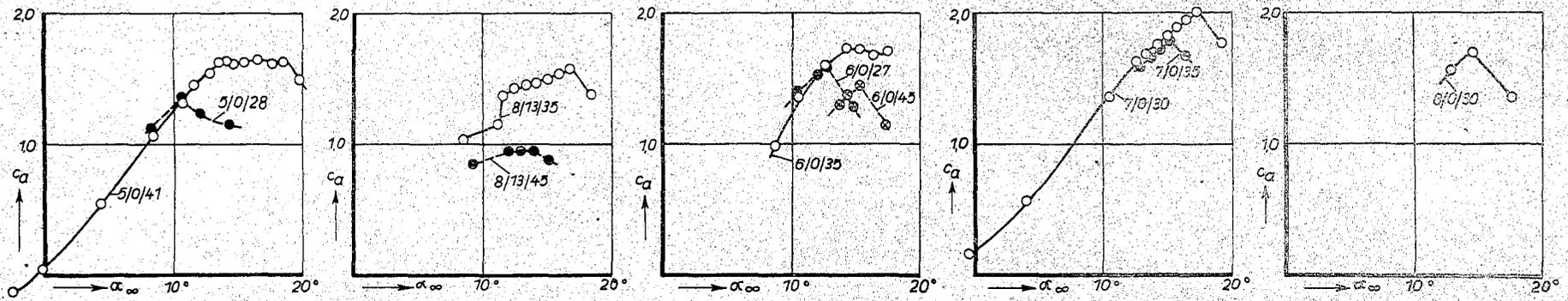


Bild: 4 Einfluss einer Stufe h auf die Profil-
kennwerte. Vorflügel anliegend $\alpha_{g1} = 45^\circ$,
 $\delta/l = 0$, $Re = 1,28 \cdot 10^6$



Vorflügelage		
x/l	z/l	s/l
○ 0,130	-0,023	0,068
● 0,138	-0,035	0,047

x/l	z/l	s/l
○ 0,117	0,012	0,058
● 0,108	0,020	0,075

x/l	z/l	s/l
● 0,153	-0,012	0,045
○ 0,148	-0,003	0,058
⊗ 0,140	0,008	0,075

x/l	z/l	s/l
○ 0,157	0,025	0,050
● 0,152	0,031	0,058

x/l	z/l	s/l
○ 0,150	0,051	0,050

Günstige Lage des Vorflügels bei $\alpha_{kl} = 0^\circ$: 7/0/30
 $x/l = 0,157$
 $z/l = 0,025$
 $s/l = 0,050$

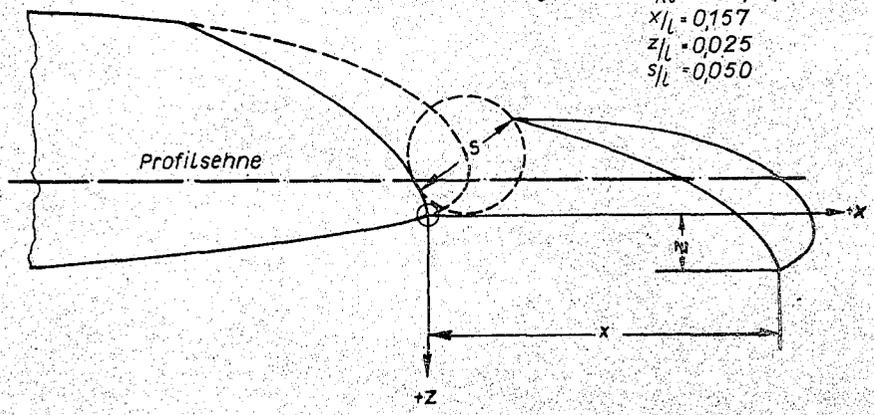


Bild 5: Einfluss der Vorflügelage auf
 $c_a = f(\alpha_\infty); c_{a0} = 0; \eta_{kl} = 0$
 $h/l = 0; \delta/l = 0; Re = 1,7 \cdot 10^6$

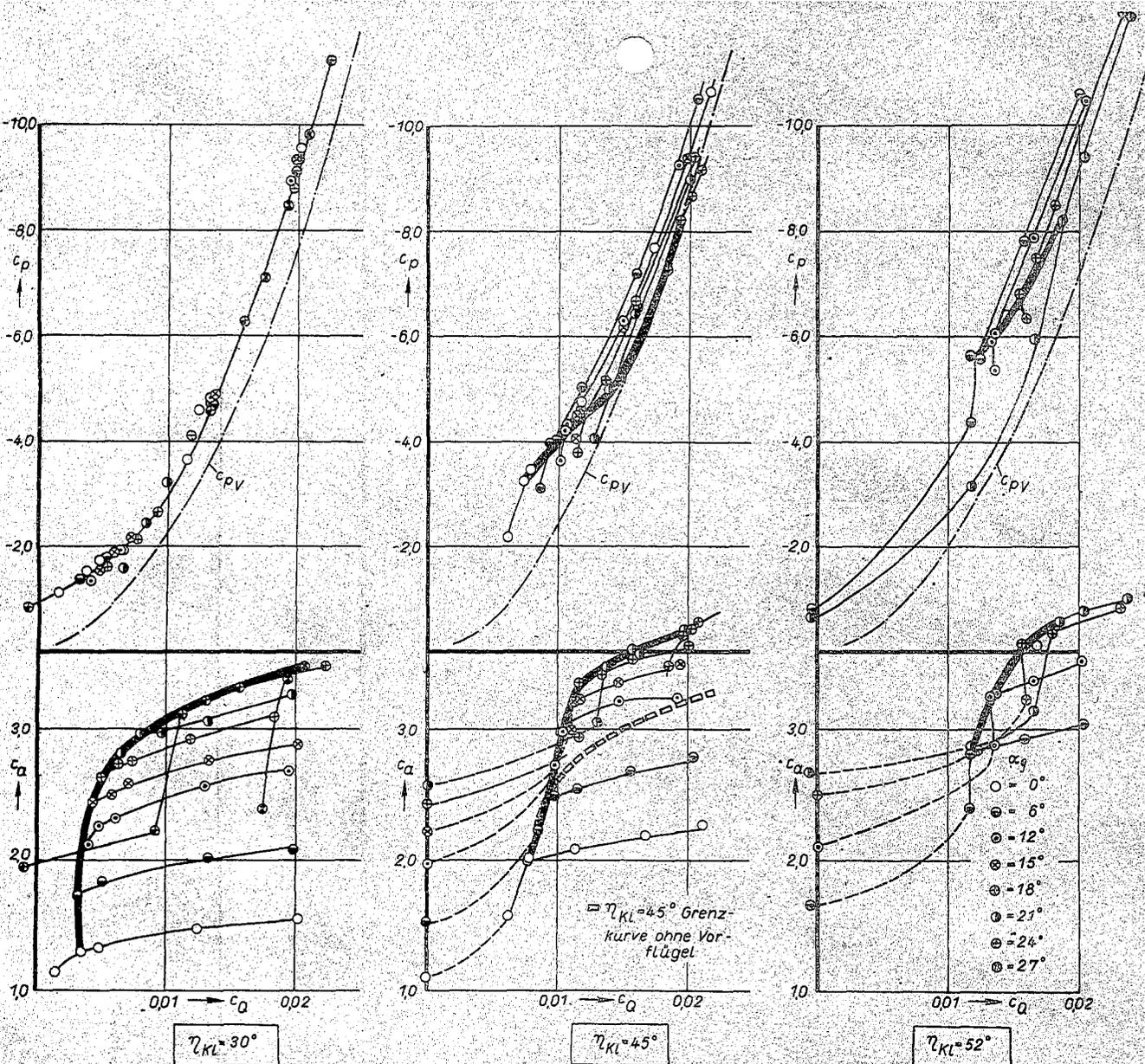


Bild 8: Einfluss des Klappenausschlages auf die Profilkennwerte Vorflügel in günstiger Lage (5/4/25: $x/l = 0,122$, $z/l = 0,034$, $s/l = 0,042$), $h/l = 0$, $\delta/l = 0,005$, $Re = 1,28 \cdot 10^6$

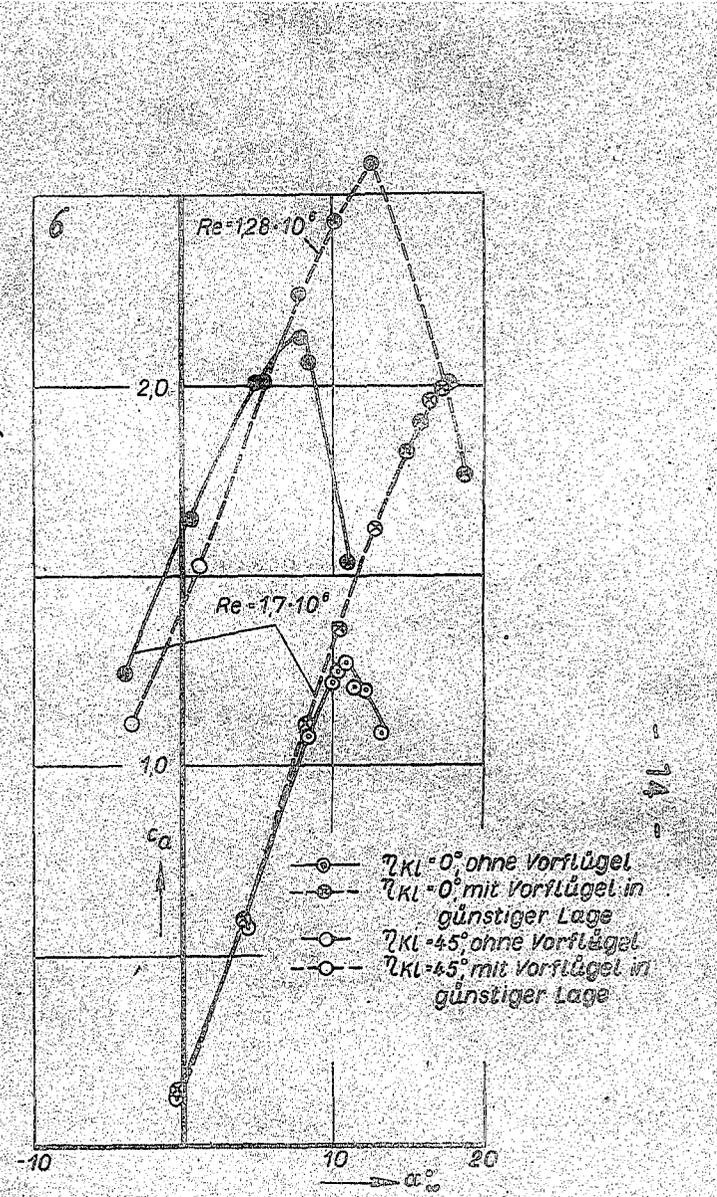


Bild 6: Klappen- und Vorflügel- einfluss auf $c_a = f(\alpha_\infty)$ ohne Absaugung.

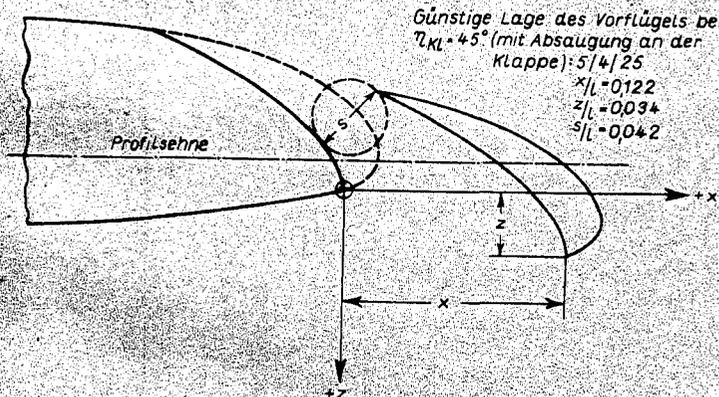
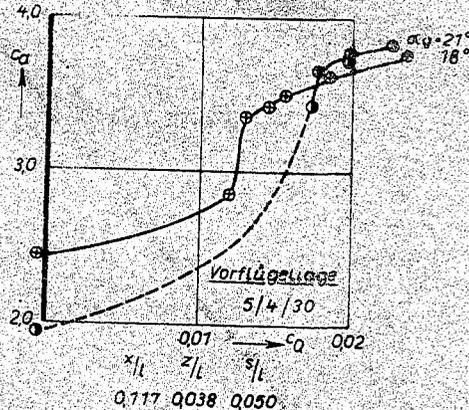
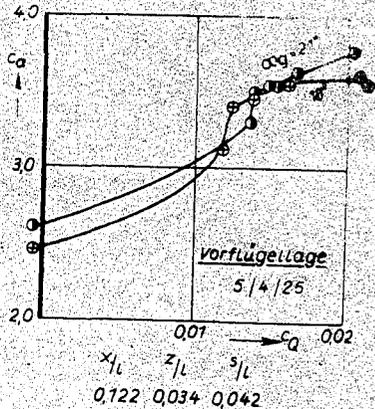
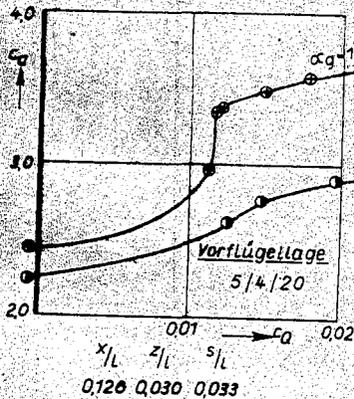
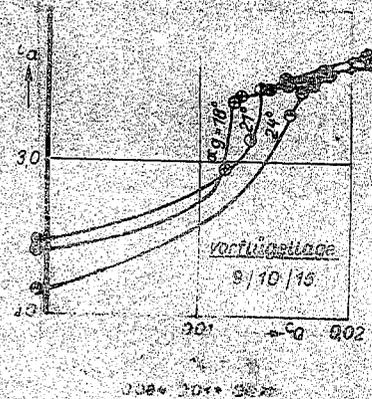
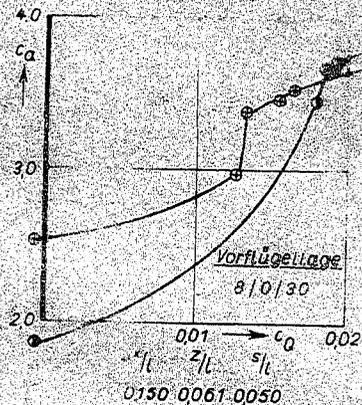
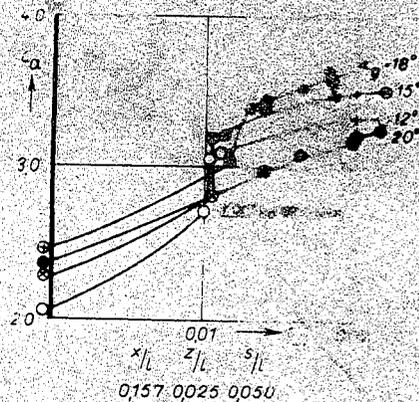
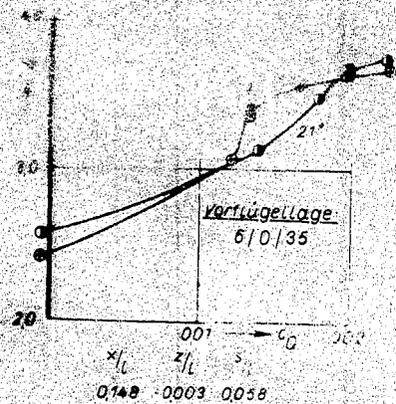


Bild 7: Einfluss der Vorflügellage auf $c_d = f(c_q, \alpha_q)$

$\eta_{kl} = 45^\circ, h/l = 0, s/l = 0.005,$
 $Re = 1,28 \cdot 10^6$

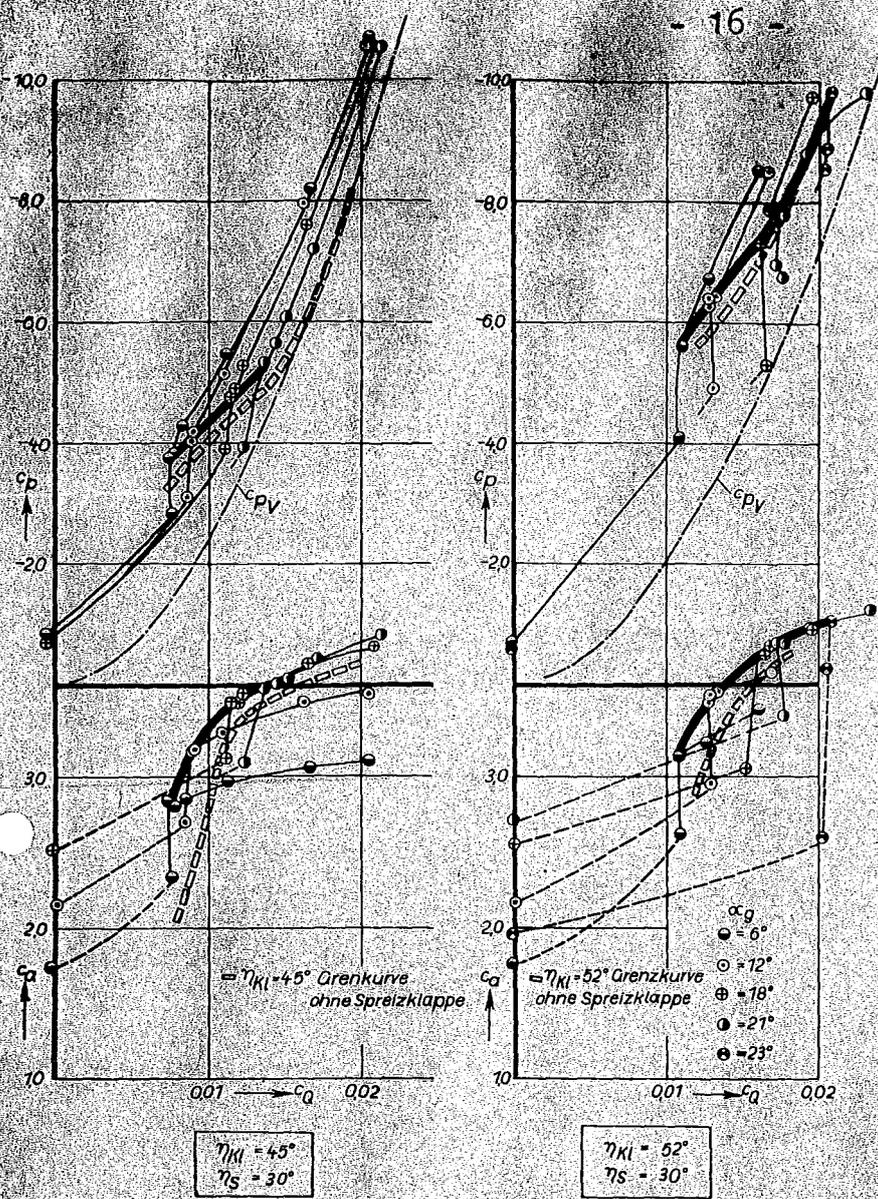


Bild 9: Einfluss einer zusätzlichen Spreizklappe auf die Profilkennwerte Vorflügel in günstiger Lage (5/4/25 : $x/l = 0,122$, $z/l = 0,034$, $s/l = 0,042$)
 $h/l = 0$, $\delta/l = 0,005$, $Re = 1,28 \cdot 10^6$

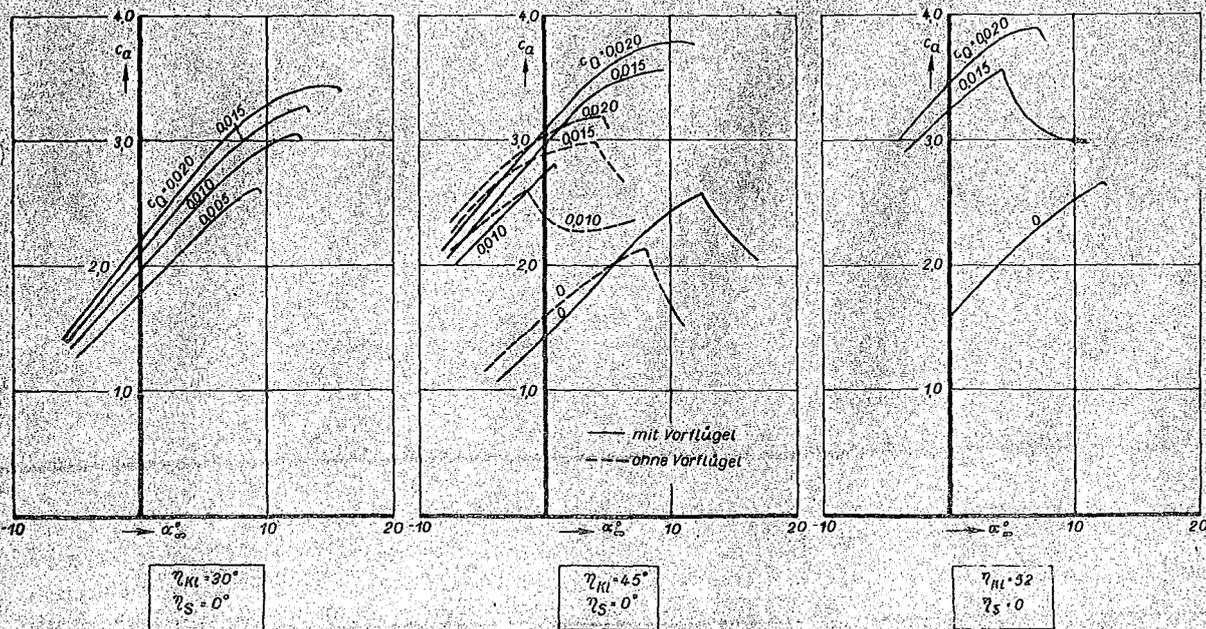


Bild 10: Auftriebsbeiwert in Abhängigkeit von α_∞ und c_Q ,
 $Re = 1,28 \cdot 10^6$

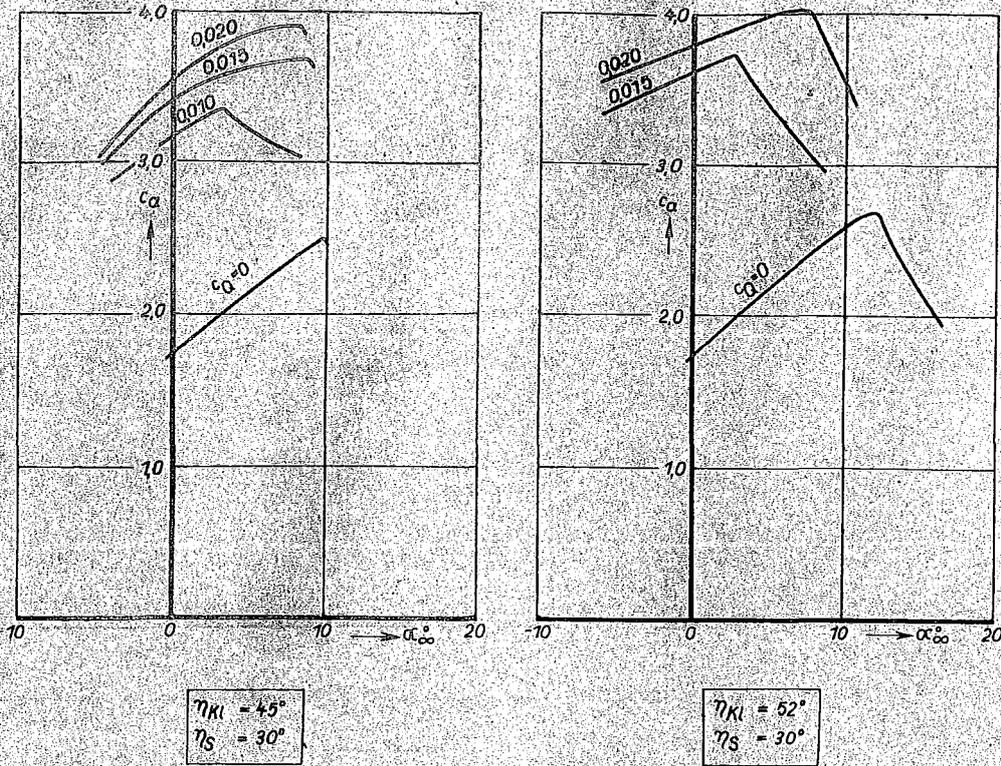


Bild 11: Auftriebsbeiwert in Abhängigkeit von α_∞ und c_Q . $Re = 1,28 \cdot 10^6$

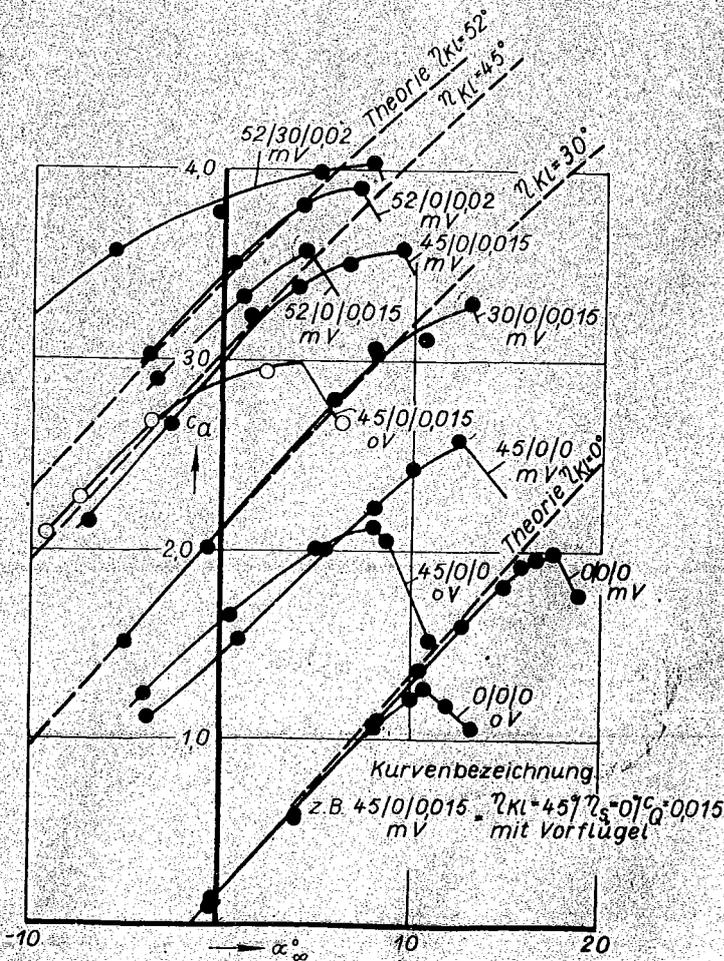


Bild 12: Auftriebsbeiwert in Abhängigkeit von α_∞ , η_{Kl} , η_S und c_Q . Vergleich mit der Theorie.