

Ueber eine neue Möglichkeit der Steigerung
des Höchstauftriebes von Hochgeschwindigkeitsprofilen.

Übersicht :

Es werden Meßergebnisse für einen Laminarflügel mit einer Spreizklappe an der Nase mitgeteilt. Durch eine derartige Klappe gelingt es, im günstigsten bisher gemessenen Fall den Höchstauftriebsbeiwert des Flügels von 0,85 auf 1,32 zu steigern. Bei gleichzeitiger Anwendung einer Nasenspreizklappe und einer normalen hinteren Spreizklappe von $l_k = 0,3$ l wurde im günstigsten Falle $c_{a \max} = 2,42$ gemessen. In diesem Falle beträgt die Verbesserung des $c_{a \max}$ durch die Nasenspreizklappe $\Delta c_{a \max} \approx 0,72$. Die mitgeteilten Werte, die bei einer Reynolds - Zahl von $5,7 \cdot 10^5$ gemessen wurden, sind als vorläufige Ergebnisse zu betrachten. Weitere Messungen in dieser Richtung sind in Vorbereitung.

Gliederung :

- I. Einleitung
- II. Modellbeschreibung und Versuchseinrichtung
- III. Definitionen und Meßergebnisse
- IV. Zusammenfassung und Folgerungen.

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

Der Bericht umfaßt :
8 Seiten mit
5 Abbildungen

Aerodynamische Versuchsanstalt Göttingen e.V.
Institut Windkanäle

Der Institutsleiter : Bearbeiter : gesehen :

H. Lippert

W. Krüger

Alb. Betz

Göttingen, den 17.12.1943

Bericht Nr. 43/W/64

I. Einleitung.

Windkanaluntersuchungen an einer ummantelten Luftschraube, die demnächst mitgeteilt werden, hatten gezeigt, daß der Schub der Ummantelung am Stand und bei kleinen Fortschrittsgraden durch Anbringung eines Spreizkragens an der Nase sehr erheblich gesteigert werden kann. Besonders groß war diese Verbesserung bei Ummantelungen, deren Profil am Eintritt einen sehr kleinen Krümmungsradius hatte. Es lag nahe, anzunehmen, daß auch im ebenen Falle bei Schnellflugprofilen durch eine Nasenspreizklappe Verbesserungen des Höchstauftriebes möglich sind. Diese Annahme wird durch die anschliessend wiedergegebenen Versuchsergebnisse bestätigt. Die Messungen wurden in dankenswerter Weise von Herrn A. W a l z in ein bereits laufendes Versuchsprogramm eingeschaltet und durchgeführt.

II. Modellbeschreibung und Versuchseinrichtung.

Der Versuchsflügel hatte folgende Baugrößen : Spannweite $b = 0,68$ m, Tiefe $l = 0,20$ m, Bezugsflügelfläche $F = 0,136$ m², Umrißform : Rechteck, Flügelstreckung $\Lambda = 3,4$. Er wurde mit und ohne Endscheiben untersucht. Die Endscheiben waren elliptisch (Hochachse 0,4 m, Längsachse 0,3 m). Das Profil hatte ein Dickenverhältnis von $d/l = 0,15$ bei einer Dickenrücklage von 0,6 l. Es wurde von A. W a l z, AVA, entwickelt. Die Profilform und die Koordinaten sind dem Bild 1 zu entnehmen. Bei den Messungen wurden wahlweise geändert : Tiefe, Lage und Winkel der hinteren Spreizklappe, sowie Tiefe, Lage Winkel und Wölbung der Nasenspreizklappe. Die gewölbten Nasenspreizklappen waren so am Flügel angebracht, daß ihre Sehne etwa durch den Krümmungsmittelpunkt der Profilnase ging. Man erhält so bis zu sehr großen Ausschlagwinkeln der Klappe einen stetigen Uebergang zur Flügelsaugseite. Die hauptsächlich untersuchten Anordnungen sind im Bild 2 wiedergegeben. Die Messung wurde im Windkanal des Kaiser-Wilhelm-Institutes (0,73 x 1,03 m elliptisch) durchgeführt. Die Reynolds-Zahl betrug bei den Messungen $Re = 5,7 \cdot 10^5$. (Bei einem Turbulenzgrad des Kanals von etwa 1,07 ist also die effektive Reynolds - Zahl $Re_{eff} = 6,1 \cdot 10^5$).

III. Definitionen und Meßergebnisse.

Abweichend von den üblichen Bezeichnungen werden folgende Größen benutzt :

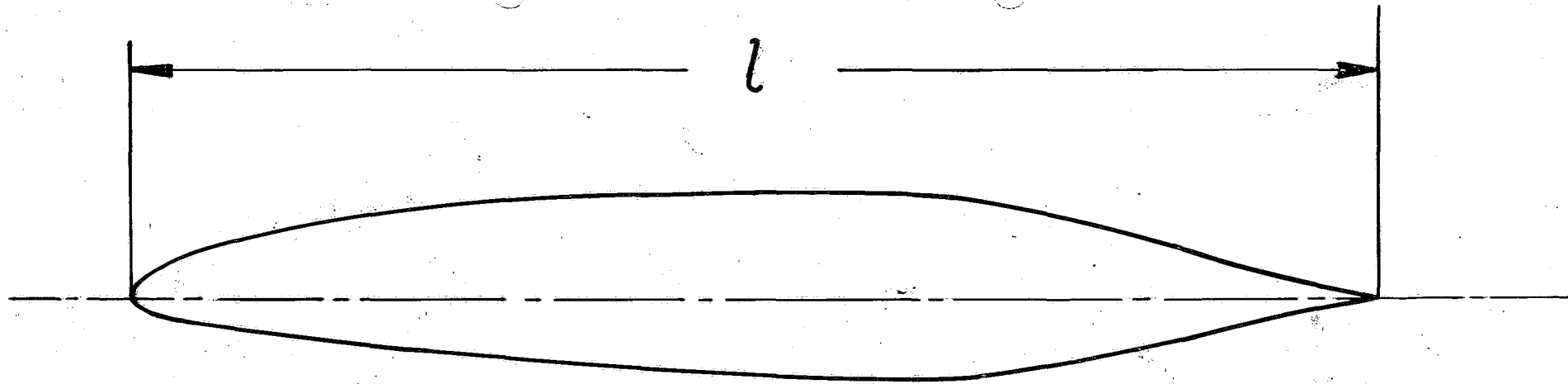
| | |
|----------|---------------------------------------|
| l_N | Tiefe der Nasenspreizklappe |
| η_N | Winkelausschlag der Nasenspreizklappe |
| ρ_N | Nasenradius der Nasenspreizklappe |
| f_N | Wölbung der Nasenspreizklappe. |

In den Bildern 3 und 4 ist der Auftriebs und Längsmomentbeiwert in Abhängigkeit vom Anstellwinkel wiedergegeben. Wegen der sehr hohen Belastung des Strahles ($\frac{P}{\rho} = 0,23$) und der damit verbundenen Ungenauigkeit der Anstellwinkelkorrektur wurde auf diese Korrektur verzichtet. Die Ergebnisse sind also in Abhängigkeit vom geometrischen Anstellwinkel des Flügels im Kanal aufgetragen. Der Auftriebsbeiwert e_a ist bezogen auf die ursprüngliche Flügelfläche $F = 0,136 \text{ m}^2$, der Momentenbeiwert e_M auf dieselbe Flügelfläche und die ursprüngliche Flügeltiefe $l = 0,2 \text{ m}$. Der Momentenbezugspunkt liegt $0,065 l$ vor der Flügelnase auf der Sehne. Der Momentenbeiwert wurde nicht umgerechnet auf die Querachse durch $l/4$, weil e_w und damit e_n nicht bekannt war. Für die Beurteilung der Momentenänderung durch die Nasenspreizklappe dürfte die Auftragung genügen. Die Auftragungen $e_a = f(\alpha_g)$ zeigen, daß durch die Nasenspreizklappe eine ähnliche Wirkung erzielt wird, wie durch den Vorflügel beim normalen Profil. Der Anstellwinkelbereich gesunder Strömung wird durch beide Auftriebshilfen wesentlich erweitert. Der Höchstauftrieb ist stark abhängig vom Einstellwinkel der Nasenspreizklappe. In den Bildern sind jeweils die Ergebnisse bei günstigstem Einstellwinkel mitgeteilt. Strömungsbeobachtungen zeigten, daß sich der vordere Staupunkt mit wachsendem Anstellwinkel nach der Eintrittskante der Nasenspreizklappe hin bewegt. Beim Zustand des höchsten Auftriebes erhält man einen Strömungszustand wie er im Bild 5 schematisch angedeutet ist. Die Auftragungen des Momentbeiwertes in Abhängigkeit vom Auftriebsbeiwert lassen erkennen, daß die bei gleichem e_a durch die Nasenspreizklappe

hervorgerufene Aenderung des Längsmomentes nur sehr gering ist und daher sicher wesentlich leichter zu beherrschen ist, als beispielsweise die durch die normale Spreizklappe hervorgerufenen Aenderungen.

IV. Zusammenfassung und Folgerungen.

Durch Verwendung einer Nasenspreizklappe an einem Laminarprofil konnte der Höchstauftrieb um $\Delta c_{a \max} = 0,47$ gesteigert werden. Bei gleichzeitiger Verwendung einer Nasenspreizklappe und einer normalen Spreizklappe von $l_K/l = 0,3$ am Profilende betrug die Steigerung $\Delta c_{a \max} = 1,57$. Die Aenderung des Längsmomentes durch die Nasenspreizklappe war unwesentlich. Der Anstellwinkelbereich gesunder Strömung wird, ähnlich wie beim Vorflügel, wesentlich vergrössert. Die Erhöhung des Anstellwinkels bei $c_{a \max}$ ist aber bei einem Laminarprofil weniger nachteilig als bei einem normalen Profil, weil infolge der spitzen Nase der grösste Anstellwinkel absolut kleiner bleibt. Es ist fraglich, ob mit einem Vorflügel bei sehr spitzen Profilen ähnliche Wirkungen erzielt werden können, wie bei normalen Profilen. Die Nasenspreizklappe könnte also bei Hochgeschwindigkeitsprofilen den Vorflügel ersetzen, wobei der bauliche Aufwand und die Störungen der Profiloberfläche im eingefahrenen Zustand wahrscheinlich geringer zu halten sind als beim automatischen Vorflügel. Weitere Versuche sind in Vorbereitung. Hierbei sollen u.a. mehrere Zwischenstellungen der Nasenspreizklappe untersucht werden, um zu erkennen, wie sich das Längsmoment beim Ausfahren der Klappe bis zum günstigsten Winkel verändert.



$l = 1000 \text{ mm}$

| x/l | $\frac{y_o}{l}$ | $\frac{y_u}{l}$ | x/l | $\frac{y_o}{l}$ | $\frac{y_u}{l}$ |
|-------|-----------------|-----------------|-------|-----------------|-----------------|
| 0 | 0 | 0 | 0,40 | 0,083 | 0,056 |
| 0,025 | 0,025 | 0,016 | 0,50 | 0,085 | 0,062 |
| 0,050 | 0,036 | 0,022 | 0,60 | 0,085 | 0,065 |
| 0,075 | 0,044 | 0,026 | 0,70 | 0,075 | 0,060 |
| 0,100 | 0,050 | 0,029 | 0,80 | 0,051 | 0,041 |
| 0,15 | 0,060 | 0,034 | 0,90 | 0,021 | 0,017 |
| 0,200 | 0,068 | 0,039 | 0,95 | 0,009 | 0,006 |
| 0,25 | 0,074 | 0,044 | 1,00 | 0 | 0 |
| 0,30 | 0,078 | 0,049 | | | |
| 0,35 | 0,081 | 0,052 | | | |

-5-

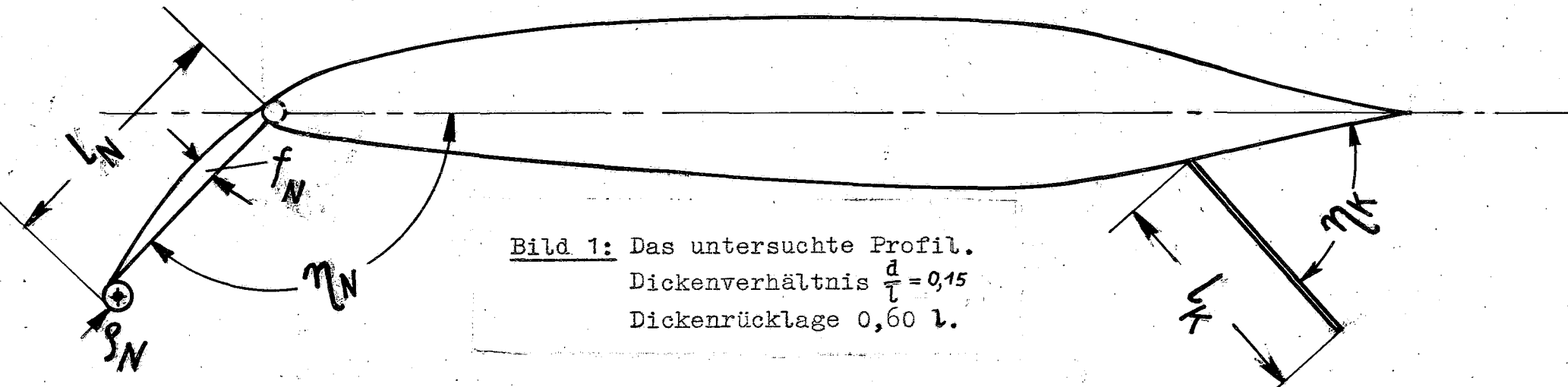


Bild 1: Das untersuchte Profil.
 Dickenverhältnis $\frac{d}{l} = 0,15$
 Dickenrücklage $0,60 l$.

| Zeichen | Anordnung | $\frac{l_K}{l}$ | $\frac{l_N}{l}$ | η_K | η_N | $\frac{f_N}{l_N}$ | $\frac{g_N}{l_N}$ |
|---------|-----------|-----------------|-----------------|----------|----------|-------------------|-------------------|
| ○ | | / | / | / | / | / | / |
| ● | | 0,2 | / | 60° | / | / | / |
| ◐ | | 0,3 | / | 60° | / | / | / |
| □ | | / | 0,1 | / | 125° | 0 | 0,15 |
| △ | | / | 0,1 | / | 135° | ~0,1 | 0,15 |
| ▲ | | 0,2 | 0,1 | 60° | 115° | ~0,1 | 0,15 |
| ▼ | | 0,2 | 0,2 | 60° | 135° | ~0,1 | 0,125 |
| ▲ | | 0,3 | 0,2 | 60° | 135° | 0,25 | 0,125 |
| ■ | | 0,2 | 0,2 | 60° | 135° | 0,25 | 0,125 |

Bild 2: Die untersuchten Anordnungen.

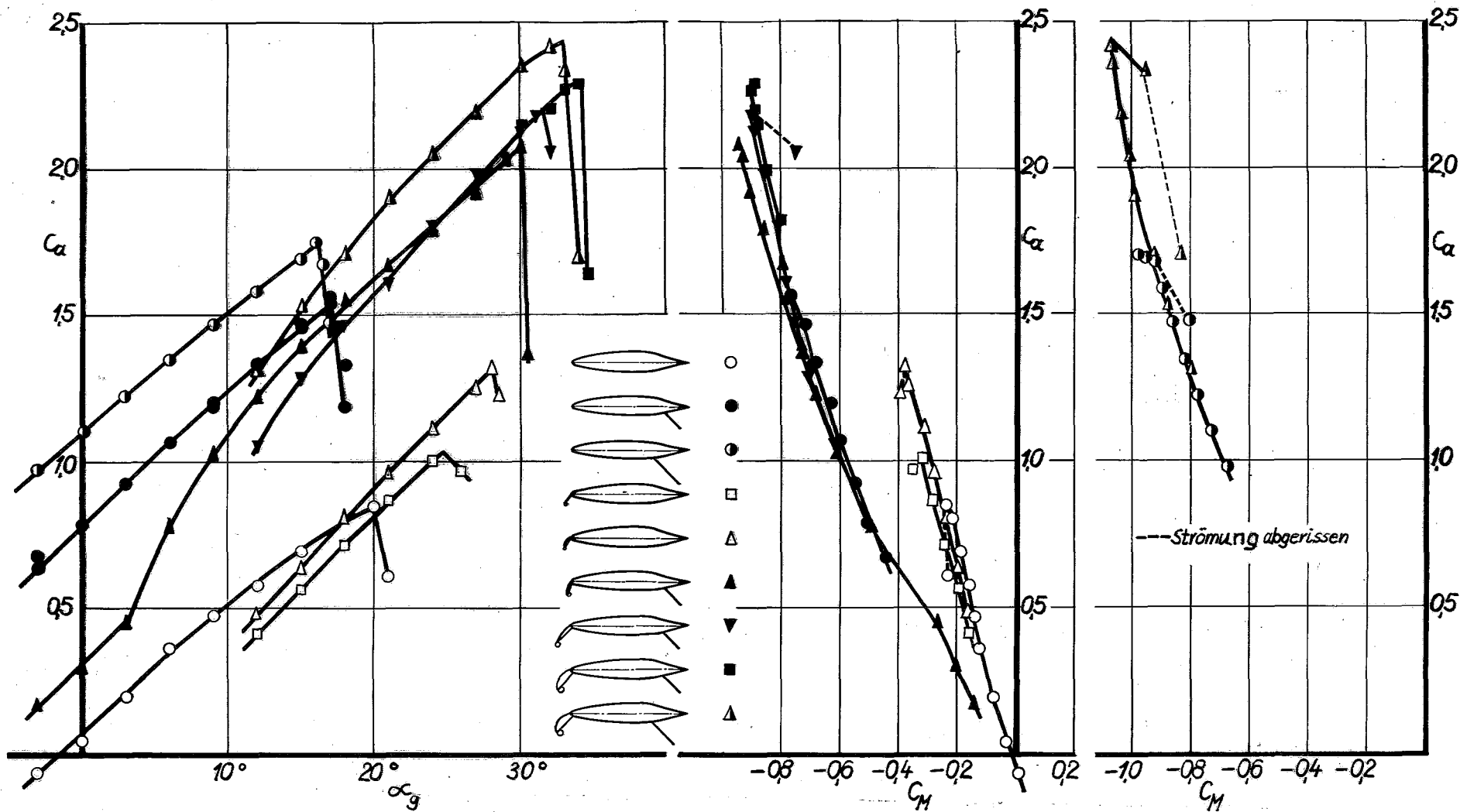


Bild 3: Flügel ohne Endscheiben.
 Zusammenhang zwischen Auftriebsbeiwert, Längsmomen-
 tenbeiwert und geometrischem Anstellwinkel. $Re=5,7 \cdot 10^5$.

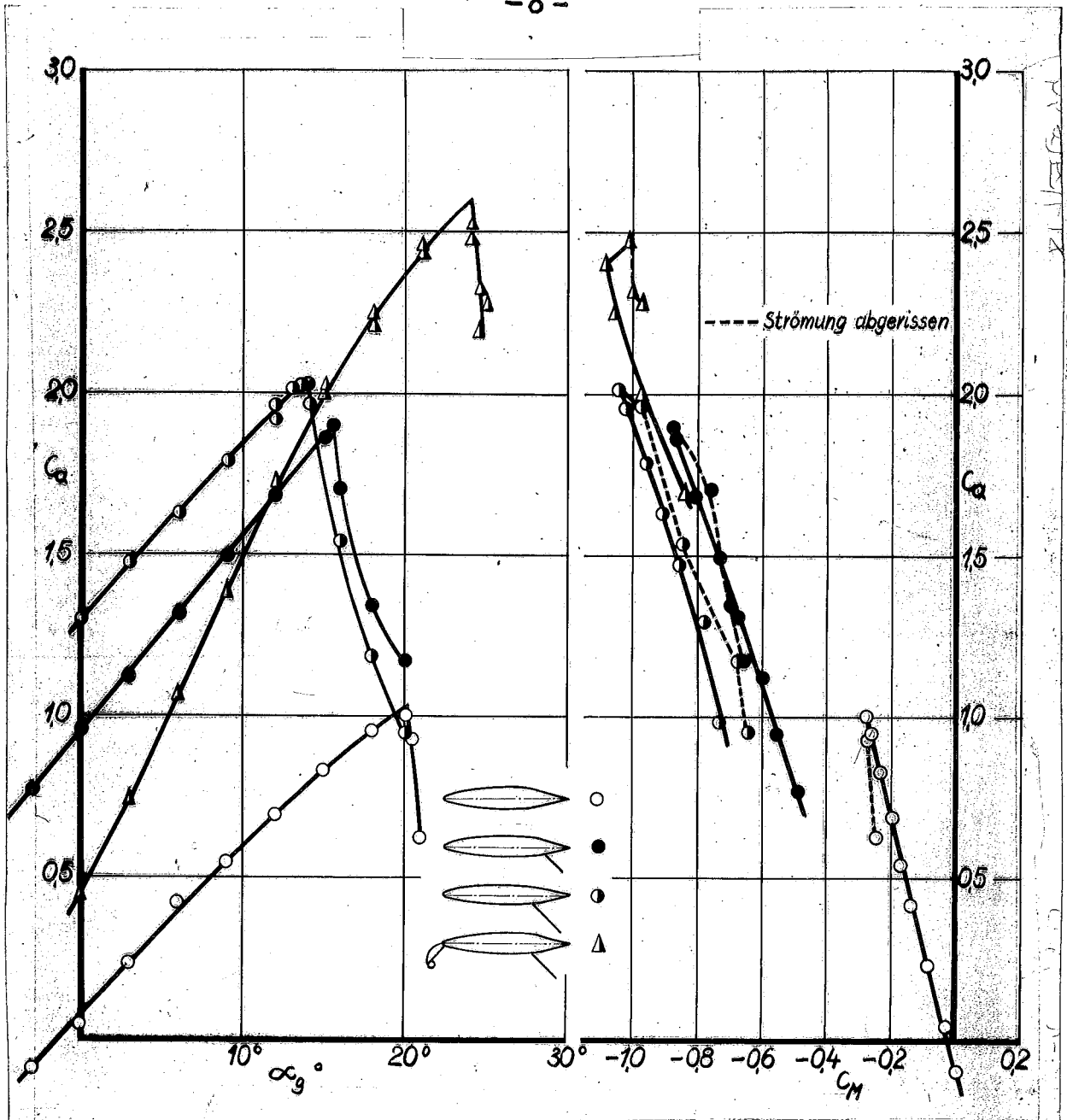


Bild 4: Flügel mit elliptischen Endscheiben
 (Hochachse 0,4 m, Längsachse 0,3 m).
 Zusammenhang zwischen Auftriebsbeiwert, Längsmomentenbeiwert und geometrischem Anstellwinkel. $Re=5,7 \cdot 10^5$.

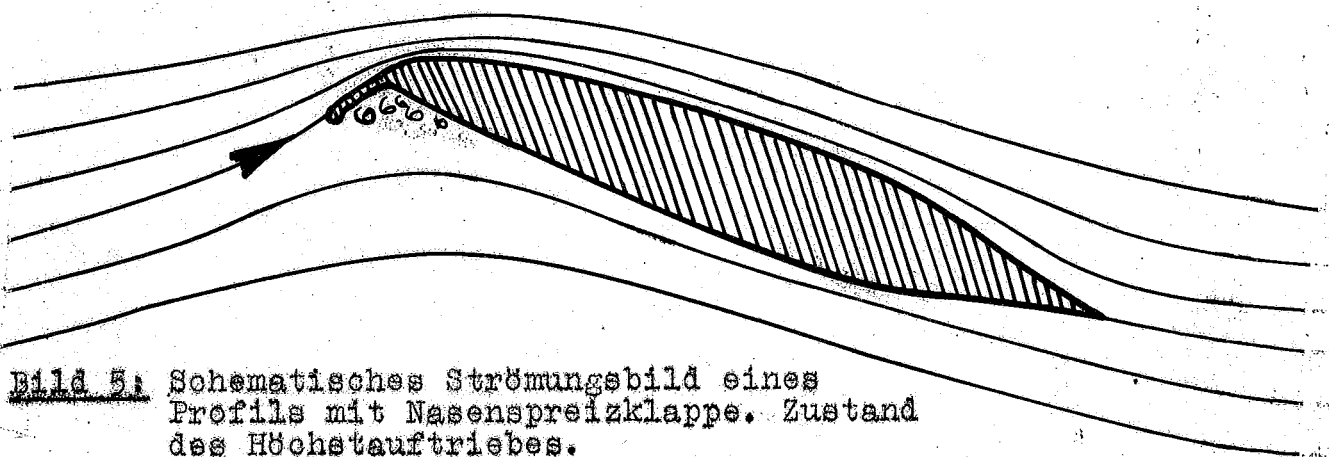


Bild 5: Schematisches Strömungsbild eines Profils mit Nasenspreizklappe. Zustand des Höchstauftriebes.