

Fluguntersuchungen zur Bestimmung von Luftschraubenprofil-
beiwerten durch Impulsmessungen im Schraubenstrahl.

Von E. Eujen und K. Solf.

Übersicht:

Es wurde untersucht, ob die im Windkanal erprobte Methode, aus dem gemessenen Achsial- und Drehimpuls des Schraubenstrahles die Eigenschaften der Luftschraubenprofile zu berechnen, auch im Fluge zu befriedigenden Ergebnissen führt. Flugversuche hätten gegenüber Windkanalmessungen den Vorteil, dass hohe Mach-Zahlen mit großen Fortschrittsgraden erreichbar sind. Untersucht wurde eine Dreiblattschraube am Flugzeugmuster He 70. Die Messungen erstreckten sich auf den Bereich $r = 0,5R$ bis $r = 0,958R$; besonders eingehend wurde der Profilschnitt bei $0,7R$ vermessen. Es zeigte sich, dass bei sorgfältiger Durchführung der Versuche gute Ergebnisse zu erzielen sind.

Gliederung:

- I. Bezeichnungen.
- II. Einleitung und Aufgabenstellung.
- III. Grundlagen des Meßverfahrens.
- IV. Versuchsanordnung und -durchführung.
- V. Auswertung und Ergebnisse der Messungen.
- VI. Diskussion der Meßergebnisse.
- VII. Zusammenfassung.
- VIII. Schrifttum.

Der Bericht umfasst:
42 Seiten mit
34 Bildern.

AERODYNAMISCHE VERSUCHSANSTALT GÖTTINGEN e.V.
Institut für Forschungsflugbetrieb und Flugwesen.

Der Institutsleiter: Die Sachbearbeiter: gesehen:

Stüper

Eujen, Solf.

Alb. Betz

Göttingen, den 22. Mai 1944

B 44/F/06.

I. Bezeichnungen.

G/F	Flächenbelastung des Flugzeugs.
v_0	Fluggeschwindigkeit, bzw. ungestörte Anströmgeschwindigkeit der Schraube.
$q_0 = \frac{\rho}{2} v_0^2$	Ungestörter Staudruck.
$c_g = \frac{G}{F \cdot q_0}$	Beiwert der Gesamtluftkraft am Flugzeug.
α	Anstellwinkel des Flugzeugs (Bezugslinie ist die Schraubenschraube).
R	Radius der Luftschraube.
r	Radius eines Blattschnittes.
r_1	Radius des Meßortes (Sondenmitte).
s	Abstand des Meßortes (Sondenmitte) von der Schraubenebene.
$x = \frac{r}{R}$	} Dimensionslose Radien bzw. Abstände.
$x_1 = \frac{r_1}{R}$	
$\xi = \frac{s}{R}$	
n	Drehzahl der Luftschraube.
ω	Winkelgeschwindigkeit der Luftschraube.
$\lambda = \frac{v_0}{R}$	Fortschrittsgrad.
$w_1 = v_{st}$	Wirksame Geschwindigkeit im Schraubenstrahl am Meßort.
$q_1 = q_{st}$	Wirksamer Staudruck im Schraubenstrahl am Meßort.
ε_0	Gesamtdruck in der ungestörten Strömung.
ε_1	Gesamtdruck hinter der Luftschraube.
$\Delta g = \varepsilon_1 - \varepsilon_0$	Gesamtdruckdifferenz.
p_0	Statischer Druck in der ungestörten Strömung.
p'_0	Statischer Druck unmittelbar vor der Luftschraube.
p'_1	Statischer Druck unmittelbar hinter der Luftschraube.
p_1	Statischer Druck am Meßort.

v_w	Wirksame Fortschrittsgeschwindigkeit
w_w	Wirksame Profilgeschwindigkeit
$w_a/2$	Achsiale induzierte Geschwindigkeit
$w_t/2$	Tangentiale induzierte Geschwindigkeit.
w_{t1}	Tangentiale Störungsgeschwindigkeit am Meßort.
Δv_w	Achsiale Störungsgeschwindigkeit her-rührend vom Rumpf.
$a = \frac{w_a}{2v_0}$ $a' = \frac{w_t}{2r\omega}$ $\delta = \frac{\Delta v_w}{v_0}$	Dimensionslose induzierte Geschwindigkeit.
φ_w	Wirksamer Fortschrittswinkel.
β_d	Druckseiten-Steigungswinkel.
α_d	Druckseiten-Anstellwinkel
α_t	Drallwinkel $\operatorname{tg} \alpha_t = \frac{w_t}{v_w}$
α_r	Anströmwinkel der Meßsonden in radialer Richtung.
S	Schub der Gesamtschraube.
M	Drehmoment der Gesamtschraube.
$k_s = \frac{S}{\frac{\rho}{2} \cdot \pi \cdot R^2 \cdot R \cdot \omega^2}$	Schubziffer der Gesamtschraube
$k_\ell = \frac{M}{\frac{\rho}{2} \cdot \pi \cdot R^2 \cdot R \cdot R^2 \cdot \omega^2}$	Leistungsziffer der Gesamtschraube
$\eta = \lambda \frac{k_s}{k_\ell}$	Wirkungsgrad der Gesamtschraube
$\frac{dk_s}{dx} = \frac{\frac{ds}{dr/R}}{\frac{\rho}{2} \cdot \pi \cdot R^2 \cdot R \cdot \omega^2}$	Schubziffer des Schraubenelements
$\frac{dk_\ell}{dx} = \frac{\frac{dM}{dr/R}}{\frac{\rho}{2} \cdot \pi \cdot R^2 \cdot R \cdot R^2 \cdot \omega^2}$	Leistungsziffer des Schraubenelements
$\eta_x = \lambda \frac{d k_s / dx}{d k_\ell / dx}$	Wirkungsgrad des Schraubenelements
dA, dW	Auftrieb und Widerstand des Schraubenelements
c_a, c_{wp}	Auftriebs- und Profilwiderstandsbeiwert des Blattprofils.

II. Einleitung und Aufgabenstellung.

Zur Steigerung der Flugleistungen spielt neben der Aerodynamik der Flugzeugzelle und der Triebwerksgestaltung der Wirkungsgrad der Luftschraube eine maßgebende Rolle. Er wird vor allem von der Formgebung des Schraubenblattes beeinflusst und zwar umso stärker, je mehr sich die örtlichen Geschwindigkeiten am Blatt der Schallgeschwindigkeit nähern. Dieser „Mach-Zahl-Einfluß“ gewinnt an Bedeutung, da Fluggeschwindigkeit und Höhe sich immer noch laufend steigern. Aus dieser Tatsache ergibt sich bei dem Entwurf von Luftschrauben die Aufgabe, einer Verschlechterung des Wirkungsgrades infolge hoher Blattspitzengeschwindigkeiten durch geeignete Gestaltung des Blattes entgegenzuwirken. Möglichkeiten hierzu bietet die Auswahl zweckmäßiger Umriß- und Profilformen. Sie setzt jedoch eine eingehende Kenntnis des Einflusses der Mach-Zahl auf diese beiden Parameter voraus, die in erster Linie nur durch Versuche zu erlangen ist. Untersuchungen an Profilen im Hochgeschwindigkeitskanal stoßen bekanntlich auf erhebliche Schwierigkeiten, da für Luftschraubenprofile sehr hohe Mach-Zahlen erreicht werden müssen. Douglas und Coombes [1] zeigten eine andere Versuchsmethode auf, indem sie aus dem gemessenen Impuls des Schraubenstrahles die Eigenschaften der Luftschraubenprofile berechneten. Ihre Messungen führten zu befriedigenden Ergebnissen, obwohl auch dieser Methode bei der Anwendung im Windkanal gewisse grundsätzliche Mängel anhaften, weil erstens wegen der begrenzten Blasgeschwindigkeit im Kanal hohe Mach-Zahlen nur durch höchste Drehzahlen erreichbar sind, für die wiederum die Festigkeit der Modellschrauben nicht mehr ausreicht, und zweitens die dabei erzielten Fortschrittsgrade weit unter den im Fluge interessierenden bleiben.

Diese genannten Schwierigkeiten hätten Messungen am fliegenden Flugzeug nicht, sofern es meßtechnisch möglich wäre, die Impulsmethode im Flugversuch anzuwenden. Der Klärung dieser Frage dienten die im folgenden beschriebenen Versuche. Da ein Flugzeugmuster, an dem sich hohe Mach-Zahlen erreichen ließen, nicht zur Verfügung stand und es bei diesen Vorversuchen noch nicht in erster Linie auf hohe Blattspitzengeschwindigkeiten ankam, wurden die Untersuchungen mit dem Flugzeugmuster Heinkel He 70 vorgenommen.

III. Grundlagen des Meßverfahrens.

Die Beiwerte e_a und o_{wp} eines Schraubenprofils an einer Stelle r des Schraubenradius R lassen sich berechnen, wenn die Mittelwerte dS und dM von Schub und Drehmoment auf einem Ringelement $2\pi r dr$, der Fortschrittswinkel φ_w sowie die Geschwindigkeit w_w an der betreffenden Stelle bekannt sind. φ_w und w_w ihrerseits kann man unter vereinfachenden Annahmen durch Impulsbetrachtungen aus Schub und Drehmoment gewinnen. Darum lag es nahe, dS und dM durch solche Größen auszudrücken, die der direkten Messung zugänglich sind. Das geschah in der unter [1] zitierten Arbeit.

Bei einer im Flugzeug eingebauten Schraube ist jedoch der Unterschied zwischen den Strömungsverhältnissen in der Schraubenebene und denen an den Meßorten hinter der Schraube bereits so groß, dass er nicht mehr vernachlässigt werden kann. Darum erscheint es zweckmäßig, die Beziehungen zwischen Schub und Drehmoment und den eigentlichen Meßgrößen unter Berücksichtigung der vorliegenden besonderen Bedingungen im Zusammenhang darzustellen.

Es mögen bezeichnet werden:

mit Index 1 die Verhältnisse am Meßort,

mit Index 0 die Verhältnisse vor der Schraube
(ungestörter Staudruck usw.),

ohne Index die Verhältnisse in der Schraubenebene.

Sofern es sich um Größen unmittelbar vor oder hinter der Schraube handelt, werden sie zusätzlich mit ' gekennzeichnet.

Der auf ein Ringelement der Schraube wirkende Schub ergibt sich aus der Differenz der Mittelwerte der unmittelbar vor und hinter dem Ringelement $2\pi r dr$ wirkenden statischen Drücke p'_1 , p'_0 zu

$$dS = 2\pi \cdot r \cdot dr \cdot (p'_1 - p'_0).$$

Wir machen nun dS mit der Schraubenfläche und der Umfangsgeschwindigkeit $R \omega$ dimensionslos, dividieren also die Gleichung durch $\frac{\rho}{2} \cdot \pi \cdot R \cdot R^2 \cdot \omega^2$. Benutzt man dann noch statt r den dimensionslosen Radius $x = \frac{r}{R}$ und den Fortschrittsgrad der Blattspitze $\lambda = \frac{v_0}{R\omega}$, so erhält man

$$\frac{dk_s}{dx} = 2\lambda^2 \cdot x \cdot \frac{p'_1 - p'_0}{q_0} \quad (1)$$

Die Druckdifferenz $p_1' - p_0'$ ist kaum zu messen. Sie ist aber auch gleich der Differenz der Gesamtdrücke g_0 in der ungestörten Strömung und g_1 hinter der Schraube, vermindert um den Staudruck der hinter der Schraube herrschenden Drehgeschwindigkeit w_t . Denn es gilt vor der Schraube, wenn v_w die Achsialgeschwindigkeit im Strahl in unmittelbarer Nähe der Schraubenebene bedeutet,

$$g_0 = p_0 + \frac{\rho}{2} \cdot v_w^2 = p_0' + \frac{\rho}{2} \cdot v_w^2 ,$$

hinter der Schraube

$$g_1 = p_1' + \frac{\rho}{2} \cdot v_w^2 + \frac{\rho}{2} \cdot w_t^2 ,$$

also

$$p_1' - p_0' = g_1 - g_0 - \frac{\rho}{2} \cdot w_t^2 = g_1 - g_0 - \frac{\rho}{2} \cdot \frac{r_1^2}{r^2} \cdot w_{t1}^2$$

g_1 und g_0 sind als Gesamtdrücke einfach zu messen. $\frac{\rho}{2} \cdot w_t^2$ hat den Charakter eines Korrekturgliedes und ist normalerweise klein gegen $g_1 - g_0$. Darum darf man hier die Änderung der Drehgeschwindigkeit auf dem Wege von der Schraube zum Meßort vernachlässigen, d.h. $r_1^2/r^2 = 1$ setzen. Aber auch der Staudruck $\frac{\rho}{2} \cdot w_{t1}^2$ ist direkt kaum zu messen, da er nur einen kleinen Bruchteil des ganzen Staudrucks beträgt. Es besteht jedoch die Möglichkeit, diese Messung durch die zweier anderer Größen zu ersetzen.

Bezeichnen nämlich w_1 die resultierende Geschwindigkeit im Strahl, q_1 den zugehörigen Staudruck und α_{t1} den Drallwinkel, um den die Strömung durch die Schraube in tangentialer Richtung abgelenkt wird, so ist

$$w_{t1} = w_1 \cdot \sin \alpha_{t1} , \text{ und } \frac{\rho}{2} \cdot w_{t1}^2 = q_1 \cdot \sin^2 \alpha_{t1} .$$

Hier sind nun α_{t1} und q_1 mit Hakensonde bzw. Prandtlrohr durchaus meßbar. Über die grundsätzliche Schwierigkeit, die darin besteht, dass der gesuchte Druck $\frac{\rho}{2} \cdot w_{t1}^2$ durch ein Produkt gemessener Größen berechnet werden muss, wird auf Seite 23 noch zu sprechen sein.

Bezeichnet man noch $g_1 - g_0$ mit Δg , so hat man schließlich für die Schubziffer des Schraubenelements

$$\frac{dk_s}{dx} = 2 \lambda^2 \cdot x \left[\frac{\Delta g}{q_0} - \frac{q_1}{q_0} \cdot \sin^2 \alpha_{t1} \right] \quad (2)$$

Der Ort $x = \frac{r}{R}$ am Schraubenblatt ist wohl zu unterscheiden vom Ort $x_1 = \frac{r_1}{R}$, an dem sich das Meßgerät hinter der Schraube befindet. Damit die Messung von $\frac{dk_s}{dx}$ korrekt vorgenommen werden kann, müssen beide Punkte auf derselben Stromlinie liegen. Liegt der Meßort so nahe im Abstand $s = \xi \cdot R$ hinter der Schraubenebene, dass man von der Krümmung der Stromlinie absehen kann, und ist die Stromlinie um den Winkel α_r (siehe Bild 2) gegen die Schraubennachse geneigt, so besteht zwischen x und x_1 die Beziehung

$$x_1 = x + \xi \cdot \tan \alpha_r.$$

Die Messung von ξ und α_r ermöglicht mithin die richtige Zuordnung von Meßpunkt und zugehörigem Blattschnitt.

Zur Bestimmung von $\frac{dk_s}{dx}$ muss man also im Fluge messen: Die Gesamtdruckdifferenz Δg , die Staudrücke q_0 und q_1 , die Ablenkungswinkel α_t und α_r sowie den Fortschrittsgrad .

Um eine Beziehung zwischen der Leistungsziffer des Schraubenelementes $d k_e/dx$ und meßbaren Größen des Schraubenstrahls zu finden, betrachten wir den Drehimpuls des Strahles. Das von einem Ringelement der Schraube $2\pi \cdot r \cdot dr$ aufgenommene Moment dM kann der Änderung des Drehimpulses dJ der Luftmenge gleichgesetzt werden, die pro Sekunde durch das Ringelement strömt. Diese ist

$$2\pi \cdot r \cdot dr \cdot \rho \cdot v_w .$$

Infolge der Verdrängung durch den Rumpf und der Strahleinschnürung tritt diese Luftmenge in der Meßebe mit der Geschwindigkeit v_{w1} durch die Fläche $2\pi \cdot r_1 \cdot dr_1$. Da vor der Schraube keine Strahldrehung vorhanden ist und der Drehimpuls hinter der Schraube konstant bleibt, ist seine Änderung pro Sekunde beim Durchtritt durch die Schraubenebene gleich dem Drehimpuls dJ , den die angegebene Luftmenge hinter der Schraube hat, nämlich

$$dJ = 2\pi \cdot r_1 \cdot dr_1 \cdot \rho \cdot v_{w1} \cdot r_1 \cdot w_{t1} ,$$

wo w_{t1} wieder die tangentielle Strömungsgeschwindigkeit ist.

v_{w1} und w_{t1} kann man wie oben durch die resultierende Strahlgeschwindigkeit w_1 und den Drallwinkel α_{t1} ausdrücken:

$$v_{w1} = w_1 \cdot \cos \alpha_{t1} , \quad w_{t1} = w_1 \cdot \sin \alpha_{t1} ;$$

daraus ergibt sich

$$dJ = 2\pi \cdot r_1^2 \cdot dr_1 \cdot \rho \cdot \omega_1^2 \cdot \sin 2\alpha_{t1}$$

Das äquivalente Element des Drehmoments dM kann man schreiben

$$dM = d k_z \cdot \frac{g}{2} \cdot \pi \cdot R^2 \cdot R \cdot R^2 \cdot \omega^2$$

Setzt man beide Ausdrücke gleich und benutzt die gleichen Abkürzungen wie oben, so erhält man

$$\frac{d k_z}{dx} = 2\lambda^2 \cdot x_1^2 \cdot \frac{dx_1}{dx} \cdot \frac{q_1 \cdot \sin 2\alpha_{t1}}{q_0} \quad (3)$$

Die Größe $\frac{dx_1}{dx}$, d.h. also das Verhältnis der Stromliniendichte am Meßort zu der am Schraubenblatt, ergibt sich aus

$$\frac{dx_1}{dx} = \frac{d}{dx} \cdot (x + \xi \cdot \operatorname{tg} \alpha_r) = 1 + \xi \frac{d(\operatorname{tg} \alpha_r)}{dx}$$

Um sie zu bestimmen, muss man also α_r längs des Radius $r = x \cdot R$ messen und erhält $\frac{d \operatorname{tg} \alpha_r}{dx}$ als Steigung der Kurve $\operatorname{tg} \alpha_r$ über x . Dieser Wert kann noch vom Fortschrittsgrad λ abhängen, so dass man die Messung für verschiedene λ -Werte vornehmen muss.

In der Gleichung (3) tritt noch der Ausdruck $q_1 \cdot \sin 2\alpha_{t1}$ auf. Er enthält zwar nur die Werte q_1 und α_{t1} , die auch zur Bestimmung von $d k_z/dx$ gemessen werden. Es liegen jedoch in der Messung von Δg , $q_1 \cdot \sin^2 \alpha_{t1}$ und $q_1 \cdot \sin 2\alpha_{t1}$ noch prinzipielle Schwierigkeiten, auf die etwas näher eingegangen werden soll.

Da bei den vorliegenden Messungen nicht nur die örtlichen Profilbeiwerte des Schraubenblattes, sondern auch nach Möglichkeit die Schub- und Leistungsziffern der Gesamtschraube sich ergeben sollen, wären an sich die Mittelwerte von Δg , $q_1 \cdot \sin^2 \alpha_{t1}$ und $q_1 \cdot \sin 2\alpha_{t1}$ auf dem Umfang $2\pi r_1$ zu messen. Mißt man, wie es auch hier geschah, statt dessen den zeitlichen Mittelwert an einem Punkte des Umfangs, so kann das Ergebnis nur dann völlig exakt werden, wenn die Strömung kreis-symmetrisch ist. Wenn letzteres infolge des Einbaues der Schraube vor dem Rumpf nicht der Fall ist, müssen hierdurch auftretende Fehlerquellen nach Möglichkeit ausgeschaltet werden (siehe S. 12.).

Eine weitere Frage betrifft die Messung der zeitlichen Mittelwerte der Drücke selbst. Im allgemeinen ist ja das Mittel eines Produktes (bezw. einer Funktion) nicht gleich dem Produkt der Mittel der einzelnen Faktoren (bezw. nicht gleich derselben Funktion der Mittel der Argumente). Bei dem Ausdruck $q_1 \cdot \sin^2 \alpha_{t1}$ spielt das aber keine Rolle, weil diese Größe nur als Korrekturglied zu Δg hinzutritt und dann der mögliche Fehler an ihr zu vernachlässigen ist. Bei der Messung des Mittelwertes $q_1 \cdot \sin 2\alpha_{t1}$ jedoch muss, wie auch schon Douglas und Coombes [1] erwähnen, ein Gerät verwandt werden, bei dem der angezeigte Druck hinreichend genau proportional zu $q_1 \cdot \sin 2\alpha_{t1}$ ist.

Aus den Werten von $d k_s/dx$ ergibt sich der örtliche Wirkungsgrad η_x nach der Formel und dk_e/dx

$$\eta_x = \lambda \cdot \frac{d k_s/dx}{d k/dx} = \lambda \cdot \frac{x}{x_1^2 \cdot \frac{d x_1}{d x}} \cdot \frac{\frac{\Delta g}{q_0} - q_1 \cdot \sin^2 \alpha_{t1}}{\frac{q_1}{q_0} \cdot \sin 2\alpha_{t1}} \quad (4)$$

Durch Integration der Schub- und Drehmomentenverteilung längs des Radius ergeben sich die Schub- und Leistungsziffern der Gesamtschraube k_s und k_e und schliesslich der Wirkungsgrad

$$\eta = \lambda \cdot \frac{k_s}{k_e} \quad (5)$$

Im folgenden soll noch kurz der Weg skizziert werden, auf dem die Berechnung der Profilbeiwerte c_a und c_{wp} durchgeführt wurde. Durch Zerlegung der Kräfte und Momente in Richtung der effektiven Anströmung bzw. senkrecht dazu ergibt sich mit Hilfe des Fortschrittswinkels φ_w

$$\begin{aligned} dA &= dS \cdot \cos \varphi_w + \frac{dM}{r} \cdot \sin \varphi_w \\ dW &= - dS \cdot \sin \varphi_w + \frac{dM}{r} \cdot \cos \varphi_w \end{aligned} \quad (6)$$

Bezeichnet man mit

$$a = \frac{w_a}{2 \cdot v_0} \quad \text{die von der Schraube selbst her- rührende Zusatzgeschwindigkeit in achsialer Richtung am Blatt (weit hinten also } 2a!)$$

$$a' = \frac{w_t}{2r\omega} \quad \text{die entsprechende Zusatzgeschwin- digkeit in tangentialer Rich- tung (hinter der Schraube also } 2a'!)$$

$$\delta = \frac{\Delta v_w}{v_0}$$

den Mitstrom des Rumpfes am Blatt

so ist das Quadrat der Anströmgeschwindigkeit

$$v_w^2 = v_0^2 (1 + a + \delta)^2 + r^2 \cdot \omega^2 (1 - a')^2.$$

Ist die Anzahl der Blätter z und die Blattiefe an der Stelle r gleich ℓ , so erhält man c_a und c_{wp} aus den Gleichungen

$$c_a \cdot \frac{z}{\pi R} \cdot \lambda^2 (1 + a + \delta)^2 + x^2 (1 - a')^2 = \frac{dk_s}{dx} \cdot \cos \varphi_w + \frac{1}{x} \cdot \frac{dk}{dx} \cdot \sin \varphi_w, \quad (7)$$

$$c_{wp} \cdot \frac{z}{\pi R} \cdot \lambda^2 (1 + a + \delta)^2 + x^2 (1 - a')^2 = - \frac{dk_s}{dx} \cdot \sin \varphi_w + \frac{1}{x} \cdot \frac{dk}{dx} \cdot \cos \varphi_w.$$

Der Fortschrittswinkel φ_w ergibt sich aus den Geschwindigkeiten am Blatt

$$\operatorname{tg} \varphi_w = \frac{v_0 (1 + a + \delta)}{r \cdot \omega (1 - a')} = \frac{\lambda (1 + a + \delta)}{x (1 - a')} \quad (8)$$

Weiter braucht man die von der Schraube selbst induzierten Geschwindigkeiten $a \cdot v_0$ und $a' \cdot r \omega$. Unter Anwendung des Impulssatzes auf die axiale und tangentiale Strömung ergeben sie sich aus den äquivalenten Werten von Schub und Drehmoment. Hierbei muss natürlich die endliche Blattzahl berücksichtigt werden. Näherungsweise können die induzierten Geschwindigkeiten hinter einer Schraube mit endlich vielen Blättern in der Form

$$k \cdot a \cdot v_0 \quad \text{bzw.} \quad k \cdot a' \cdot r \omega \quad \text{angesetzt werden,}$$

wo k von der Blattzahl und dem Fortschrittsgrad abhängt. Der Wert von k ist aus den Diagrammen bei Walchner [2] zu entnehmen.

Setzt man die zeitliche Änderung des Axialimpulses gleich dem Schub und die Änderung des Drehimpulses gleich dem Drehmoment, so erhält man die beiden Impulsgleichungen

$$\begin{aligned} dS &= 2\pi \cdot dr \cdot \rho \cdot v_0 (1 + \delta + a) \cdot 2k \cdot a \cdot v_0, \\ dM &= 2\pi \cdot r^2 \cdot dr \cdot \rho \cdot v_0 (1 + \delta + a) \cdot 2k \cdot a' \cdot r \omega, \end{aligned} \quad (9)$$

bzw. dimensionslos

$$\begin{aligned} \frac{dk_s}{dx} &= 8x \cdot \lambda^2 (1 + \delta + a) \cdot k \cdot a, \\ \frac{dk}{dx} &= 8x^3 \lambda (1 + \delta + a) \cdot k \cdot a'. \end{aligned} \quad (10)$$

Der geometrische Anstellwinkel α_d ist

$$\alpha_d = \beta_d - \varphi_w$$

So hat man 6 Gleichungen für die 6 Unbekannten

$$a, a', \varphi_w, \alpha_d, c_a, c_{wp}$$

Es ist hier noch zu bemerken, dass in den Gleichungen (9) die linken Seiten eigentlich noch durch die Glieder z.d.W. $\sin \varphi_w$ bzw. z.d.W. $\cos \varphi_w$ zu ergänzen wären, da in den Zusatzgeschwindigkeiten a bzw. a' der Einfluß der Reibung nicht mit erfasst wird, während in den gemessenen Werten von dS und dM die Reibungseinflüsse enthalten sind.

Glücklicherweise zeigte sich jedoch bei der Rechnung, dass dieses Glied keine Rolle spielt. Man darf daher mit den Gleichungen (10) rechnen und erhält

$$\frac{a'}{a} = \frac{\frac{dk_s}{dx}}{\frac{dk_s}{dx}} \cdot \frac{\lambda}{x^2}$$

und

$$a = \frac{-(1 + \delta) + \sqrt{(1 + \delta)^2 + \frac{\frac{dk_s}{dx}}{2x \cdot \lambda^2 \cdot k}}}{2}$$

Zusammen mit

$$\operatorname{tg} \varphi_w = \frac{\lambda(1 + \delta + a)}{x(1 - a')}$$

und der Funktion

$$k = k(x, \operatorname{tg} \varphi_w)$$

sind somit a , a' und φ_w durch Iteration nach k leicht zu bestimmen.

IV. Versuchsanordnung und -durchführung.

Wie im vorhergehenden Abschnitt dargelegt, müssen hinter der Luftschraube folgende Größen gemessen werden: Gesamtdruck g_{st} , Staudruck q_{st} , tangentialer Strömungswinkel α_t ¹⁾ und radialer Strömungswinkel α_r (Für die Winkelbezeichnungen vergl. Bild 2). Die Messung erfolgte mit den üblichen Vierfinger-Hakensonden, die gerade zur Verfügung standen. Sie hatten allerdings nicht

1) Da es sich im folgenden nur noch um die am Meßort vorkommenden Größen handelt, erübrigt sich der Index 1. Um aber hervorzuheben, dass q und g Meßwerte im Schraubenstrahl bedeuten, bezeichnen wir sie von hier ab mit q_{st} und g_{st} .

ganz die für eine genaue Mittelwertbildung des Dralles notwendige Eichcharakteristik. Diese muß ja, wie erwähnt, dem Gesetz $\Delta p = \text{const.} \cdot q \cdot \sin 2\alpha$ genügen. Die für die Messung benutzten Sonden zeigten bei größeren Anströmwindeln α Abweichungen hiervon. Der Einbau der Sonden brachte zudem eine Nullpunktverschiebung mit sich, so dass bei $\alpha = 0$ nicht $\Delta p = 0$ war; deren Nachkorrektur wäre schwierig, die hierauf erforderliche nochmalige Eichung aus technischen Gründen unmöglich gewesen. Darum wurde der Drallmittelwert aus den einzeln gemessenen Mittelwerten von α_t und q_{st} berechnet. Wie die Skizze über die Anordnung der Meßstellen (Bild 2) sowie auch Bild 3 zeigen, sind zwei Meßsonden verwendet worden. Diese Anordnung wurde aus folgender Überlegung gewählt: Es ist für den Erfolg der Messungen ausschlaggebend, dass die drei erstgenannten Meßgrößen mit größter Genauigkeit erfasst werden. Die Erfüllung dieser Forderung ist hinsichtlich des tangentialen Strömungswinkels α_t besonders schwierig, da jeder unbeabsichtigt erzeugte Schiebewinkel des Flugzeugs das Meßergebnis verfälschen muss. Der Einfluß derartiger Schräganströmungen kann jedoch eliminiert werden, wenn zwei gegenüberliegende Meßsonden in entsprechender Weise zusammengeschaltet werden wie es im vorliegenden Fall erfolgt ist. Durch die Zusammenschaltung, die im übrigen auch für den Gesamtdruck g_{st} und Staudruck q_{st} vorgenommen wurde, ergeben sich die Mittelwerte der an den oberen und unteren Meßstellen herrschenden Strömungsverhältnisse, wodurch auch die durch den Rumpfeinfluss hervorgerufene Unsymmetrie der Strömung nach Möglichkeit ausgeglichen wurde. Den Anbau der Meßsonden an das Versuchsflugzeug gibt Bild 3 wieder. Die Sonden waren hierbei in einem Halter befestigt, der auf einem mit einer Führung versehenen senkrechten Rohrträger in verschiedene Abstände von der Schraubensachse gebracht und dort festgeklemmt werden konnte. Durch diese Verschiebbarkeit längs des Radius konnte das Strömungsfeld hinter der Schraube bis zur Schraubenspitze hin erfasst werden, zur Nabe hin wurde die Meßmöglichkeit durch die Motorverkleidung begrenzt. In dem Halter waren die Sonden in einem Kugelgelenk gelagert, durch das in ausreichendem Maße Einstellmöglichkeiten zur Justierung sowohl in horizontaler wie vertikaler Richtung gegeben war. Außerdem konnten die Sonden, allerdings nur in verhältnismäßig engen Grenzen, in der Richtung der Schraubensachse verschoben werden. Von dieser Möglichkeit wurde jedoch nur einmal Gebrauch gemacht, da die Justie-

rung mit Hilfe des Kugelgelenks sich nicht als besonders günstig erwies. Es ließ sich nämlich sehr schwer vermeiden, dass sich die Sonde bei Verstellung in der einen Ebene auch in der anderen mit verstellte. Alle wiedergegebenen Messungen wurden sämtlich bei rückwärtigster Sondenstellung (Abstand von Blattmitte 0,12R) durchgeführt, nachdem ein Vergleich mit den entsprechenden Messungen bei einer mittleren Sondenstellung praktisch keine Abweichungen ergab. Besondere Mühe verursachte die Justierung der Sonden relativ zur Luftschraube, da es darauf ankam, die möglichen Winkelfehler auf jeden Fall innerhalb der erstrebten Meßgenauigkeit zu halten.

In Bezug auf die vertikale Ebene (α_p -Richtung) war dies noch verhältnismäßig einfach. Nachdem mittels Wasserwaage die Luftschraubenachse horizontal ausgerichtet war, wurden zunächst nach Beobachtung durch einen senkrecht zur Flugzeug-Symmetrieebene aufgestellten Theodoliten die beiden Rohrträger genau vertikal justiert und danach mit Hilfe einer kleinen Aufsatzlibelle die Sonden in ihren Haltern horizontal ausgerichtet. Für die horizontale Ebene (α_t -Richtung) war das Verfahren wesentlich mühevoller. Die verlangte Einstellgenauigkeit konnte jedoch auf folgende Weise erreicht werden: Auf die Meßsonde wurde senkrecht zur Sondenachse ein plangeschliffener Spiegel aufgesetzt. Vor dem Flugzeug wurde genau in Richtung der Luftschraubenachse und auf diese ausgerichtet, ein Theodolit aufgestellt; hinter diesen ebenfalls genau in Schraubenachserichtung ein Lot aufgehängt. (Die Ausrichtung des Lotes auf die Schraubenachse konnte in einfacher Weise durch Herumkippen des Theodolit-Fernrohres erfolgen). Beobachtete man nunmehr durch das Fernrohr das Lot in dem Sonden Spiegel, so kam dieses nur dann mit dem Fadenkreuz zur Deckung, wenn die Sonde in der durch Schraubenachse und Lot gebildeten Ebene stand. Die Genauigkeit dieses Verfahrens war bei den gewählten Abständen des Theodoliten und Lotes vom Spiegel außerordentlich hoch, nachdem die Hauptschwierigkeit - die Festlegung der Luftschraubenachsrichtung - in befriedigender Weise gelöst war.

Das Versuchsflugzeug He 70 ist serienmäßig mit einer Zweiblatt-Luftschraube fester Steigung ausgerüstet. Für die vorliegenden Versuche war jedoch eine Verstellmöglichkeit sehr erwünscht, um einen größeren Betriebsbereich erfassen zu können. Es wurde daher eine passende dreiflügelige VDM-Verstellschraube eingebaut. Ihr Blattprofil zeigt Bild 4, während

Bild 5 den Steigungs-, Profiltiefen- und Profildickenverlauf wiedergibt. Für die Berechnung der Profilpolaren aus den Meßergebnissen ist es sehr wichtig, den geometrischen Steigungswinkel des Blattes genau zu kennen. Er wurde vor dem Einbau der Schraube für eine bestimmte Stellung des Blattes durch Ausmessung auf der Richtplatte ermittelt und mit der Stellungsanzeige im Führersitz (übliche Stellungsuhr) in Beziehung gebracht. Die Versuche, wie auch öftere Kontrollen, zeigten, dass sich an der Zuordnung von Blattstellung zur Anzeige nichts änderte und auch beim Umfahren der Schraube auf andere Steigungen die ursprüngliche Steigung jederzeit reproduzierbar war.

Der Anbau der Meßsonden an das Flugzeug wurde von vornherein so gestaltet, dass ohne Benutzung des Motorgehäuses oder Motorträgers eine in sich starre Verbindung zwischen dem oberen und unteren Sondenträgerteil bestand, und somit der Aufbau als Ganzes im großen Windkanal der AVA geeicht werden konnte. Auf diese Weise erübrigte sich einmal eine Neujustierung der Sonden am Flugzeug nach erfolgter Eichung, und zum anderen wurden alle Beeinflussungen der Sondenanzeige durch die Halterung mit eingeeicht.

Die Winkeleinstellung der Sonden bei der Eichung im Kanal ist auf die geometrische Sonden - Nullrichtung bezogen. Kleine Unsymmetrien im Bau der Sonden wie auch der Einfluß der Halterungen haben die aerodynamische Nullrichtung der Sonden gegenüber der geometrischen etwas verschoben. Eine entsprechende Nachkorrektur wurde jedoch wegen der bereits dargelegten Justierschwierigkeiten nicht vorgenommen. Die Berechtigung hierfür ergab sich aus der Tatsache, dass hinsichtlich des Drallwinkels α_t die beiden Sonden zufällig so gegeneinander eingestellt waren, dass ihre Nullpunktsabweichungen sich bei Zusammenschaltung kompensierten. Für die radialen Winkel α_r sind die Nullpunktverschiebungen ohnehin ohne Bedeutung, da diese Größen oben und unten getrennt gemessen werden. Die Eichkurven der Winkel-Meßgrößen ändern sich etwas, wenn die Anströmung nicht in der Meßebeane erfolgt, sondern z.B. größere Schiebewinkel auftreten. Bei der Gesamtdruckanzeige ist der Einfluß der Schräganströmung ziemlich erheblich, wie als Beispiel Bild 6 zeigt. Auf die Folgerungen, die hieraus für die Zusammenschaltung der Meßgrößen entstehen, wird später eingegangen. (S.16).

Zur Ermittlung des Fortschrittsgrades λ , der als wesentliche Größe den Betriebszustand der Schraube kennzeichnet, müssen eine Reihe weiterer Meßgrößen bei dem Versuch erfasst werden: der ungestörte Flugstaudruck q_0 (kg/m^2), der barometrische Druck b (mm QS), die Luftschraubendrehzahl n (U/min), die Lufttemperatur t ($^{\circ}\text{C}$) und der Anstellwinkel α des Flugzeugs. Der Flugstaudruck wurde einem an einem Ausleger am Flügel angebrachten Prandtlrohr entnommen, das zuvor in bekannter Weise mit Hilfe einer statischen Schleppsonde geeicht war. Die Registrierung des Staudrucks wie auch aller anderen Drücke erfolgte mit drei DVL-Zweifachschreibern, deren Zeitmarkierung durch eine Wetterkontaktuhr zentral gesteuert wurde. Der statische Druck des Prandtl-Rohres war zugleich auf eine Druckmeßdose zur Aufzeichnung des Druckes b aufgeschaltet (Meßbereich 0 - 3 km Höhe).

Für die Bestimmung der Drehzahlen kam zuerst ein schreibendes DVL-Gerät zur Anwendung, später erfolgte aus Vereinfachungsgründen Ablesung an dem eingebauten Drehzahlmesser.

Die Lufttemperatur wurde an dem eingebauten elektrischen Fernthermometer abgelesen; die Genauigkeit dürfte leider infolge der Anzeigetragheit und der Abhängigkeit des Geräts von der Batteriespannung nicht mehr als $\pm 1^{\circ}$ betragen haben.

Das Prandtlrohr für die Staudruckmessung war mit einer Vierfinger-Winkelsonde für Anstellwinkel und Schiebewinkelmessung kombiniert. Der Schiebewinkel bzw. der diesem entsprechende Differenzdruck an den Hakenrohren war auf ein Anzeigegerät im Führersitz geschaltet. Es war damit dem Flugzeugführer die Möglichkeit gegeben, während der Messung bestimmte Schiebewinkel einzuhalten. Diese Winkel wurden so bestimmt, dass die für den Strahldrall maßgebende Größe Δp_{at} - der Differenzdruck an den tangentialen Richtungssonden - an der oberen und unteren Sonde den gleichen Wert erhielt. Eine entsprechende Eichung des Schiebewinkelanzeigegeräts wurde vor jeder neuen Meßreihe durchgeführt. Der für die Bildung der Gesamtdruckdifferenz Δg notwendige Gesamtdruck in der ungestörten Strömung ist wegen der starken Verfälschung des Gesamtdrucks am Prandtlrohr infolge Schräganblasung nicht diesem entnommen sondern einer gesonderten Venturi-Gesamtdrucksonde mit großer Unempfindlichkeit gegen Schräganströmung.

Die Impulsmessungen im Strahl erfolgten im allgemeinen bei den Schraubenstellungsanzeigen 11° und 12° . Die Anzeige 12° entspricht dabei der Startstellung der Schraube und einem

Einstellwinkel der Blätter $\beta_d = 19,6^\circ$ (bezogen auf den Profilschnitt in 70% des Radius). Die Anzeige 11° entspricht der Vollgas-Horizontalflugstellung mit einem Blatteinstellwinkel $\beta_d = 25,6^\circ$. Diese Stellung zeichnete sich auch dadurch aus, dass mit ihr bei der zulässigen Höchstgeschwindigkeit des Flugzeugs im Vollgas-Bahneigungsflug gerade die zulässige maximale Motordrehzahl erreicht wurde. Somit bedeutet dieser Flugzustand die Grenze der bei den Versuchen erzielbaren Blattspitzengeschwindigkeit. Die Mach-Zahl betrug hierbei annähernd $Ma = 0,95$. Bei Flugversuchen sind Messungen bei konstantem Fortschrittsgrad meßtechnisch sehr schwierig, daher wurden alle Messungen bei konstanter Gasdrosselstellung unter Variation der Fluggeschwindigkeit ausgeführt. Bei diesem Verfahren ergibt sich ein bestimmter Zusammenhang zwischen Geschwindigkeit und Drehzahl wie Bild 7 zeigt. Außerdem ist zu beachten, dass sich mit der Fluggeschwindigkeit auch die Mach-Zahlen am Luftschraubenblatt in bestimmter Weise ändern (Vergl. Bild 8).

V. Auswertung und Ergebnisse der Messungen.

Es wurde bereits im vorigen Abschnitt darauf hingewiesen, dass die Beeinflussung der Meßwerte im Strahl durch Schräganströmung der Sonden sowie durch die geringen Unterschiede der Sonden selbst bezüglich der Messung mit zusammenschalteten Sonden besondere Beachtung erforderte. Infolge der unsymmetrischen Anordnung der Schraube gegenüber dem Rumpf treten besonders in dem radialen Strömungswinkel α_r oben und unten große Unterschiede auf, die außerdem noch mit dem Flugzustand variieren. Bevor demnach Eichkurven für zusammenschaltete Meßsonden aufgestellt werden konnten, musste das radiale Strömungsfeld am Ort der Sonden abhängig von Sondenstellung und Flugzustand ermittelt werden. Diese α_r -Messungen waren außerdem zur Bestimmung der Stromlinienneigungen erforderlich. Das Ergebnis der Richtungsmessungen ist in Bild 9 und 10 durch Angabe der Richtungspfeile am jeweiligen Meßort dargestellt. Die Eichkurven für zusammenschaltete Sonden sind für die untersuchten Betriebszustände mit einer den Flugzustand kennzeichnenden Meßgröße (α bzw. c_g) als Parameter aufgestellt. Sie berücksichtigen dabei die jeweilige Zuordnung der radialen Strömungswinkel an den oberen und unteren Sonden.

Bei der Messung der radialen Richtung der Stromlinien wurden

nicht nur die hierzu nötigen Meßgrößen bestimmt, sondern auch alle für die Bestimmung des Strahlimpulses notwendigen, da hierfür kein zusätzlicher Meßaufwand nötig war. Auf diese Weise konnte ein erster Überblick über die Verteilung von Schub und Drehmoment längs des Schraubenradius gewonnen werden.

Das Ergebnis zeigen die Bilder 11 bis 13, in denen für die Blattsteigung $\beta_d = 25,6^\circ$ mit dem Fortschrittsgrad λ als Parameter die Schub- und Leistungsziffer des Schraubenelements $\frac{d k_s}{dx}$ bzw. $\frac{d k_l}{dx}$, sowie der örtliche Wirkungsgrad η_x über dem dimensionslosen Radius $x = \frac{r}{R}$ aufgetragen sind.

Die Integration der Schub- und Drehmomentverteilung über dem Radius liefert die Schub- und Leistungsbeiwerte der Schraube (Bild 14). Diese ersten Messungen wurden sämtlich bei der Gasdrosselstellung Vollgas ausgeführt. Hierbei konnte jedoch der Nullschubzustand der Schraube nicht erreicht werden, weil den Messungen durch zulässige Höchstgeschwindigkeit des Flugzeugs und Höchstdrehzahl des Motors Grenzen gesetzt waren. Um den Nullschub in den Meßbereich einzubeziehen, wurden auch Messungen mit gedrosseltem Motor durchgeführt und zwar bei Leerlauf und einer in den Abbildungen mit Drosselstellung 3 bezeichneten mittleren Gasdrosselstellung. Auch hierbei wurden die Neigungen der Stromlinien am Meßort ermittelt.

Das Ziel der weiteren Untersuchungen war nun die Bestimmung der Profilpolare für den Blattschnitt $0,7R$. Diese Beschränkung erschien im Sinne der Aufgabenstellung - Prüfung der Anwendbarkeit der Impulsmethode im Fluge - als zweckmäßig. In den Bildern 15 bis 17 sind für zwei Blattsteigungswinkel bei den gewählten Gasdrosselstellungen die gemessenen Ausgangswerte der Gesamtdruckdifferenz $\frac{\Delta p}{q_0}$, des Drallwinkels α_t sowie des Staudrucks im Schraubenstrahl q_{st}/q_0 abhängig vom Fortschrittsgrad wiedergegeben. Hieraus wurden zunächst die in den Bildern 18

bis 22 dargestellten Werte von $\frac{dk_s}{dx}$, $\frac{dk_l}{dx}$ und η_x , sodann die Profilbeiwerte c_a und c_{wp} berechnet. Letztere sind in den Bildern 23 und 24 abhängig vom Druckseitenanstellwinkel α_d , in den Bildern 25 und 26 als Polaren dargestellt.

Die auf vorstehende Weise erhaltenen Abhängigkeiten der Beiwerte vom Anstellwinkel und die Polaren können nicht ohne weiteres mit Profilmessungen im Windkanal verglichen werden, da bei Messungen mit konstanter Drosselstellung die Mach-Zahlen des Luftschraubenblattes nicht konstant sind, sondern mit wachsendem Fortschrittsgrad größer werden. Der Zusammenhang zwischen Mach-Zahl Ma und Fortschrittsgrad λ bei konstanter Gasdrossel-

stellung ist in Bild 8 wiedergegeben.

Grundsätzlich kann man auch aus Flugmessungen zu Polaren konstanter Mach-Zahl gelangen, wenn zur Interpolation genügend viele Drosselstellungen durchgemessen werden. Die vorliegenden Messungen reichen hierzu nicht aus. Es konnte lediglich eine Polare berechnet werden, für die die Mach-Zahl nirgends den Wert $M_a = 0,5$ überschritt. Die Ergebnisse dieser Auswertung zeigen die Bilder 27 bis 32.

Leider bestand nicht die Möglichkeit, die nach dem Impulsverfahren gewonnenen Schub- und Drehmomentenwerte der Gesamtschraube (Bild 14) mit einer Meßnahe zu kontrollieren. Es gibt jedoch eine Methode, wenigstens den Nullschubfortschrittsgrad der Schraube zu messen und damit eine gewisse Prüfung des Ergebnisses der Impulsmessungen zu erhalten. Der Betriebszustand des Nullschubs zeichnet sich dadurch aus, dass bei ihm die direkte Schubwirkung der Schraube auf das Flugzeug verschwindet. Soweit man annehmen darf, dass hierbei der Einfluß des Schraubenstrahles auf die in ihm liegenden Flugzeugteile vernachlässigbar ist, müssen dann die Widerstandsbeiwerte des Flugzeugs mit laufender Schraube und ohne Schraube gleich werden. Nach dieser Methode wurde zunächst die Polare des Flugzeugs mit stehender Schraube erflogen und dann der aus Modellmessungen bekannte Widerstandsbeiwert der stehenden Schraube von dem Gesamtwiderstandsbeiwert abgezogen. Damit hat man die Polare des „Flugzeugs ohne Schraube“ (Bild 33). Ferner wurden bei einigen Drosselstellungen die Polaren des Flugzeugs im Bereich des Nullschubs erflogen. Die Schnittpunkte dieser verschiedenen Polaren mit der Polare ohne Schraube ergeben den Fortschrittsgrad des Nullschubs (Bild 34), im vorliegenden Falle mit befriedigender Genauigkeit den Wert $\lambda = 0,43$.

VI. Diskussion der Meßergebnisse

Für die Beurteilung der Meßergebnisse ist zunächst hervorzuheben, dass sie sich als gut reproduzierbar erwiesen. Denn die einzelnen Meßpunkte stammen meist von einer Reihe verschiedener Flüge her, zwischen denen zum Teil sogar längere Pausen lagen. Auch ein zwischendurch notwendig gewordener Motorwechsel, bei dem die Gondenträger abgenommen und wieder eingebaut werden mussten, hatte keinen meßbaren Einfluß auf die Ergebnisse.

Während bei der freifahrenden Schraube sich der Strahl hinter der Schraube einschnürt, zeigen die Strömungsbilder im vorliegenden Falle eine mehr oder minder starke Strahlverbreiterung, die auf den Einfluß des Rumpfes zurückzuführen ist. Naturgemäß wird das Strömungsfeld durch den Betriebszustand des Motors (etwa Vollgas gegenüber Leerlauf) beeinflusst, besonders stark aber durch den Anstellwinkel des ganzen Flugzeugs. Die Bilder 9 und 10 zeigen, dass die Strömungsrichtungen bei kleinen Anstellwinkeln oben und unten noch einigermaßen symmetrisch verlaufen, bei großen Anstellwinkeln jedoch gänzlich unsymmetrisch werden. Dieser Tatsache ist bei der Aufstellung der Nickkurven für zusammengeschaltete Sonden Rechnung getragen. Für die Auswertung der Meßergebnisse ist jedoch ein weiterer sich aus dem Strömungsbilde ergebender Gesichtspunkt von Bedeutung. Der durch die Sonde bestimmte Meßort liegt auf Stromlinien, die je nach dem Anstellwinkel von verschiedenen Radien des Schraubenblattes herkommen. Man würde also bei Variation des Flugzustandes verschiedene Profilschnitte vermessen. Will man bei ein- und demselben Profilschnitt einen größeren Bereich des Fortschrittsgrades durchmessen, so muss man notwendigerweise die Sonden entsprechend den gemessenen radialen Strömungsrichtungen längs des Radius verschieben. Bei den ersten Messungen, deren Ergebnisse in den Bildern 11 bis 14 wiedergegeben sind, konnten diese Verschiebungen noch nicht vorgenommen werden, da sie ja, wie oben erwähnt, zur Bestimmung der Stromlinienneigung dienten. Die Sonden standen jeweils in gleichen Abständen von der Schraubensachse. Infolgedessen sind besonders an den inneren Meßstellen, wo die Neigungsunterschiede größere Werte annehmen, die Meßergebnisse nicht ganz exakt. Es wurde bei der Auswertung eine aus den oberen und unteren Strömungsrichtungen gemittelte konstante Neigung für den ganzen Meßbereich zugrunde gelegt. Die größten Fehler traten beim kleinsten Abstand zwischen den Sonden und der Schraubensachse auf. In diesem Falle betrug der Unterschied zwischen den Lagen des tatsächlich gemessenen und des „mittleren“ Profils bis zu 3⁰/₀ des Schraubenradius. Auf Grund dieser Tatsache kann den Ergebnissen nur eine bedingte Genauigkeit zugesprochen werden; außerdem konnte in den Schub- und Drehmomentverteilungskurven (Bild 11 und 12) für den Bereich $x < 0,5$, in dem kleine Meßstellen mehr liegen, nur ein wahrscheinlicher Verlauf gezeichnet werden.

Von den mit dem Fortschrittsgrad λ als Parameter aufgetragenen Kurven $\frac{d k_p}{dx}$ und η_x (Bild 12 und 13) verdienen die mit $\lambda = 0,40$ bezeichneten insofern besonderes Interesse, als sich in ihnen der Einfluß der hohen Blattspitzengeschwindigkeit bemerkbar macht; denn das starke Ansteigen von $\frac{d k_p}{dx}$ und der entsprechende Abfall von η_x oberhalb $x = 0,8$ dürfte darauf zurückzuführen sein, dass die Blattprofile hier infolge höherer Mach-Zahlen einen merklich größeren Widerstand erleiden.

Bei den im Bild 14 aufgetragenen Charakteristiken der Gesamtschraube fällt zunächst auf, dass die Flugmessungen

Werte ergeben, die von den Modellmeßwerten mit wachsendem Fortschrittsgrad mehr und mehr abweichen. Zu einem Teil beruhen diese Abweichungen auf den oben erwähnten Ungenauigkeiten bei der Bestimmung des Meßwertes; zum anderen darauf, dass es sich bei den Flugmessungen um eine eingebaute Schraube, bei den Modellversuchen jedoch um eine freifliegende handelt. Im ganzen Umfang sind die Abweichungen allerdings hiermit wohl nicht zu erklären. Bei Extrapolation der Kurve k_g für den Blattsteigungswinkel $\beta_d = 25,6^\circ$ ergibt sich für den Nullschub ein Fortschrittsgrad, der wesentlich höher liegt als der aus den Widerstandsmessungen am Gesamtflugzeug ermittelte Wert $\lambda = 0,43$ (siehe Seite 18). Analoge Erscheinungen traten im übrigen auch bei den späteren Vollgasmessungen am Profilschnitt $x = 0,7$ auf.

Das zeigt sich schon bei der Betrachtung der Meßwerte auf den Bildern 15 und 16. Sowohl die Gesamtdruckdifferenz $\frac{\Delta p}{\rho}$, die im wesentlichen die Schubziffer k_g liefert, als auch der Drallwinkel α_p , der für die Größe von k_c maßgebend ist, liegen bei den Vollgasmessungen beträchtlich höher als bei den Messungen mit gedrosseltem Motor. Allerdings gehören bei gleichem Fortschrittsgrad zu verschiedenen Drosselstellungen auch verschiedene Mach-Zahlen (vergl. Bild 8), so dass besonders bei den höheren Fortschrittsgraden Unterschiede in den Meßergebnissen erklärlich sind. Doch sind auch bei kleinen Fortschrittsgraden, wo Mach-Einflüsse sich kaum bemerkbar machen können, Abweichungen vorhanden, deren Erklärung bislang noch aussteht. Bei Drosselstellung 3 wurden die Meßpunkte nur bis $\lambda = 0,36$ durch eine Kurve ausgeglichen, da die höheren Meßwerte fehlerhaft waren.

Wie nach den Meßergebnissen zu erwarten ist, ergeben sich bei der Vollgasmessung für die örtliche Schub- bzw. Leistungsziffer

wie gesagt

$\frac{dk_1}{dx}$ und $\frac{dk_2}{dx}$ merklich größere Werte als bei den Messungen mit gedrosseltem Motor. Eine Erklärung für diese Erscheinung steht bisher noch aus. Sicher ist nur, dass sie nicht auf Meßfehler zurückzuführen ist, da einerseits die Messungen bei Vollgas und gedrosseltem Motor unter genau gleichen Versuchsbedingungen vorgenommen wurden, andererseits die Wiederholung der Messungen nach längerer Zeit dasselbe Resultat ergab.

Die Messungen bei Drosselstellung 3 und Leerlauf liegen ziemlich nahe zusammen; ihr Verlauf erscheint natürlicher als der für Vollgas gemessene. Diese Auffassung wird gestützt durch den Wert des Nullschubfortschrittsgrades für $\beta_a = 25,6^\circ$ (Bild 20). Die Schubverteilung längs des Schraubenradius bei Nullschub der Schraube geht in der Nähe von $r = 0,7R$ durch Null. Insofern wird für diesen Zustand die Messung am Einzelschnitt $x = 0,7$ vergleichbar mit der Messung an der Gesamtschraube. Diese ergab, wie früher erwähnt, ebenfalls den Wert $\lambda = 0,43$. Es verdient, hier noch erwähnt zu werden, dass die Differenz der Nullschubfortschrittsgrade für $\beta_a = 25,6^\circ$ und $19,6^\circ$ genau der Blattverstellung um 6° entspricht.

Bei den örtlichen Wirkungsgraden (Bild 21 und 22) sind die Abweichungen zwischen den Vollgasmessungen und den Messungen mit gedrosseltem Motor verhältnismäßig gering. Ein systematischer Gang mit der Drosselstellung ist beim Vergleich der Ergebnisse für die beiden Blattsteigungswinkel nicht zu erkennen. Im ganzen kann die Darstellung als erster Anhaltspunkt für eine Beurteilung der Genauigkeit bei der Ermittlung des Wirkungsgrades dienen.

Die aus den örtlichen Schraubencharakteristiken errechneten Polaren des Blattprofils müssten für beide Blattsteigungswinkel zusammenfallen. Wie die Auftragungen in den Bildern 25 und 26 zeigen, weichen sie jedoch zum Teil von einander ab. Der Verlauf des Auftriebsbeiwertes c_a über dem Anstellwinkel α_a stimmt, abgesehen von den Vollgasmessungen, befriedigend überein. Die Abweichungen in den Polaren sind daher hauptsächlich auf Unterschiede in den Profilwiderstandsbeiwerten zurückzuführen. Diese Differenzen erklären sich aus dem Meßverfahren, bei dem der Widerstand als Differenz zweier nahezu gleich großer Zahlwerte berechnet werden muss.

Vereinigt man alle Meßpunkte der drei Drosselstellungen, für die die Mach-Zahl $Ma < 0,5$ ist, so ergeben sich fast überall zusammenhängende Punktfolgen, durch die sich ziemlich glatte ausgleichende Kurven legen lassen wie die Bilder 27 bis 29

zeigen.

Die aus ihnen errechneten Charakteristiken sowie Profilpolaren zeigen im allgemeinen einen befriedigenden Verlauf. Abweichungen zwischen den Abhängigkeiten $\sigma_a(\alpha)$ für $\beta_d = 25,6^\circ$ und $\beta_d = 19,6^\circ$ sind praktisch nicht vorhanden. Für $\frac{d \sigma_a}{d \alpha}$ erhält man im Mittel den Wert 5,0; der Nullauftriebswinkel beträgt $\alpha_d = - 5,8^\circ$.

Leider gibt es für das vorliegende Schraubenprofil keine Windkanalmessungen. Es können lediglich Messungen an ähnlichen Profilen zum Vergleich herangezogen werden, z.B. G5 428 und 564. Diese besitzen jedoch erstens nur 30% Wölbungsrücklage gegenüber 40% im vorliegenden Fall und zweitens eine scharfe Hinterkante. Ihr Nullauftriebswinkel beträgt $\alpha_d = - 4,7^\circ$. Unter Berücksichtigung der größeren Wölbungsrücklage würde man für das Schraubenprofil nach Rechnungen von Müller [3] einen Nullauftriebswinkel $\alpha_d = - 5,7^\circ$ erhalten, der mit dem gemessenen übereinstimmt. Der mittlere Auftriebsgradient der beiden Vergleichsprofile stimmt ebenfalls mit dem gemessenen Wert überein.

Zwischen den Widerstandsbeiwerten sind stärkere Abweichungen vorhanden. Abgesehen davon, dass sich für die beiden gemessenen Steigungswinkel zwei verschiedene Kurven ergeben, liegen die σ_w -Werte des Schraubenprofils im ganzen wesentlich höher als die der Vergleichsprofile. Ein großer Teil der Widerstandsvergrößerung ist auf die abgeschnittene Hinterkante und die größere Rauigkeit zurückzuführen. Nach Messungen von Swaty [4] beträgt die Widerstandsvergrößerung durch Abschneiden der Hinterkante (2,5% der Tiefe) bei $\sigma_a = 0^\circ$ etwa 20%/o, bei mittleren σ_a -Werten etwa 10%/o.

Eine gewisse Unsicherheit muss bei der Umrechnung der Schraubencharakteristik in die Profilbeiwerte in Kauf genommen werden, da der Mittstrom des Rumpfes vorläufig nur rechnerisch abgeschätzt werden konnte. Die Nabe und Motorverkleidung wurden für den Anstellwinkel $\alpha = 0^\circ$ durch eine gut passende Quellverteilung ersetzt und daraus die gesuchten Zusatzgeschwindigkeiten am Ort des Blattes errechnet.²⁾ Sie ergab sich in axialer Richtung im Mittel zu $\delta = - 0,02$. Da die Rechnung den

2) Eine passende Quellverteilung konnte uns von D. Kuchemann und J. Weber zur Verfügung gestellt werden, wofür wir ihnen auch an dieser Stelle danken.

sichtigtes Schieben eliminiert. Der Unsymmetrie des Strömungsfeldes in radialer Richtung wurde durch entsprechende Einstellung der Meßsonden Rechnung getragen. Aus den gemessenen Ausgangswerten wurden zunächst die Schub- und Leistungsziffern des Schraubenelements, hieraus dann der örtliche Wirkungsgrad sowie die Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte des Blattprofils errechnet. Aus den Ergebnissen geht hervor, dass die Meßgenauigkeit für alle gesuchten Größen ausreichend ist mit Ausnahme der c_w -Werte. Letztere ergaben sich als Differenz zweier nahezu gleich großer Zahlen, da im vorliegenden Falle wegen relativ kleiner Mach-Zahlen die Absolutwerte des Widerstandes noch klein waren. Bei großen Mach-Zahlen am Blatt mit den entsprechend großen Widerstandsbeiwerten dürfte auch die Meßgenauigkeit der c_w -Werte wesentlich größer werden.

Um einen möglichst weiten Mach-Zahlbereich in den Messungen zu erfassen, wurden außer bei Vollgas auch Messungen bei gedrosseltem Motor vorgenommen. Die Vollgasmessungen zeigten Abweichungen, die nicht allein auf die größeren Mach-Zahlen zurückzuführen sind und noch weiterer Klärung bedürfen.

VIII. Schrifttum.

- [1] G.P. Douglas a. L.F. Coombes: The measurement of torque grading along an airscrew blade. A.R.C.R.s.M. 992.
- [2] O. Walchner: Berechnung der Eigenschaften einer Luftschraube von gegebener Form. Ringbuch der Luftfahrttechnik I 0 7.
- [3] H. Müller: Einfluß des Profils auf die Eigenschaften der Polare. Ringbuch der Luftfahrttechnik I A 3.
- [4] F. Swaty: Untersuchung über die Beeinflussung der Beizahlen des Profils NACA 0018 durch Kurzungen an der Profilhinterkante. Jahrbuch der Luftfahrtforschung 1940, S. 58.

Einfluß einer Schräganblasung des Rumpfes nicht erfasst, ist beabsichtigt, die Messungen in dieser Richtung zu vervollständigen.

Es bestand noch die Frage, wie weit berücksichtigt werden muß, daß während des Vorbeidrehens des Schraubenblattes vor der Meßsonde kurzzeitig größere Drallwinkel auftreten, wovon schon Douglas und Coombes ¹ in ihrem Bericht hinwiesen. Hierdurch können Meßsonden, die gegen Schräganblasung empfindlich sind, im Mittel falsche Werte anzeigen. Das trifft besonders für die Messung des Gesamtdruckes durch das Prandtlrohr zu, während die Staudruckmessung als solche bis zu größeren Winkeln der Schräganströmung unempfindlich ist. Darum wurden Vergleichsmessungen für den Gesamtdruck durchgeführt, bei denen das Prandtlrohr durch eine Venturisonde mit großer Unempfindlichkeit gegen Schräganströmung ersetzt wurde. Es zeigten sich jedoch keine merklichen Abweichungen. Dies Ergebnis berechtigt zu der Annahme, dass auch bei der Messung des Drallwinkels α_T eine richtige Mittelwertbildung erfolgt ist, obwohl die Richkurve bei großen Winkeln nicht mehr linear ist. In diesem Zusammenhang wurde auch die Frage diskutiert, ob bei der Bildung des Produktes $q \cdot \sin 2\alpha$ aus dem Mittelwert q und α_T gegenüber der direkten Messung über

$p_{q\alpha}$ Fehler entstehen. Zur Nachprüfung dienende Flugversuche konnten vorerst noch nicht durchgeführt werden, doch zeigten entsprechende Messungen im Windkanal keine wesentlichen Abweichungen. Es scheint demnach so, als ob die Frage der Richkurvencharakteristik der Meßsonden von untergeordneter Bedeutung ist. Möglicherweise werden die Fehler größer, wenn man unmittelbar hinter der Blatthinterkante mißt.

VII. Zusammenfassung.

Es wurde untersucht, ob das bereits im Windkanal benutzte Meßverfahren, die Eigenschaften einer Luftschraube aus Impulsmessungen im Schraubenstrahl zu bestimmen, auch im Flugversuch anwendbar ist und zu befriedigenden Ergebnissen führt.

Zu diesem Zweck wurden an einem Flugzeugmuster He 70 mit Dreiblattschraube bei zwei verschiedenen Blattsteigungswinkeln gemessen:

1. Die Gesamtdruckdifferenz vor und hinter der Schraube, 2. der Staudruck im Strahl und 3. der Drallwinkel. Durch geeignete Zusammenschaltung zweier Meßsonden wurden Fehler durch unbeab-

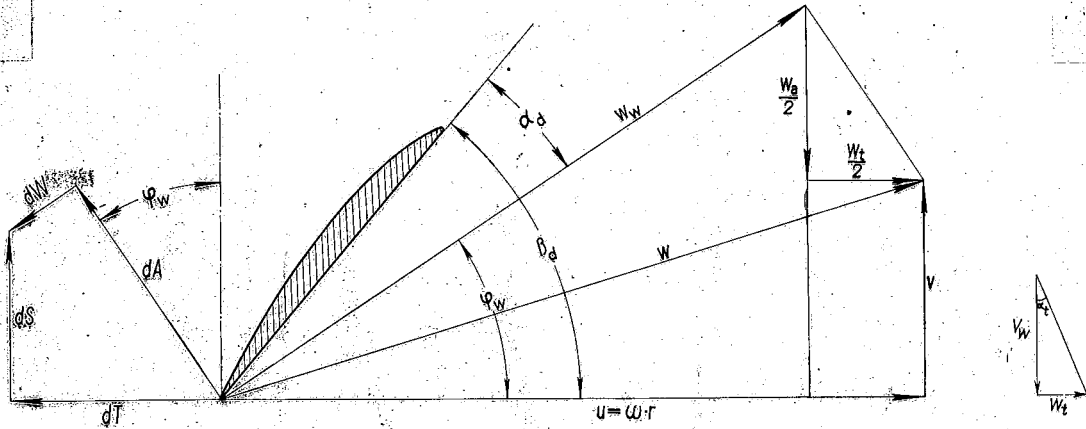


Bild 1. Geschwindigkeits- und Kräfteplan am Blattelement.

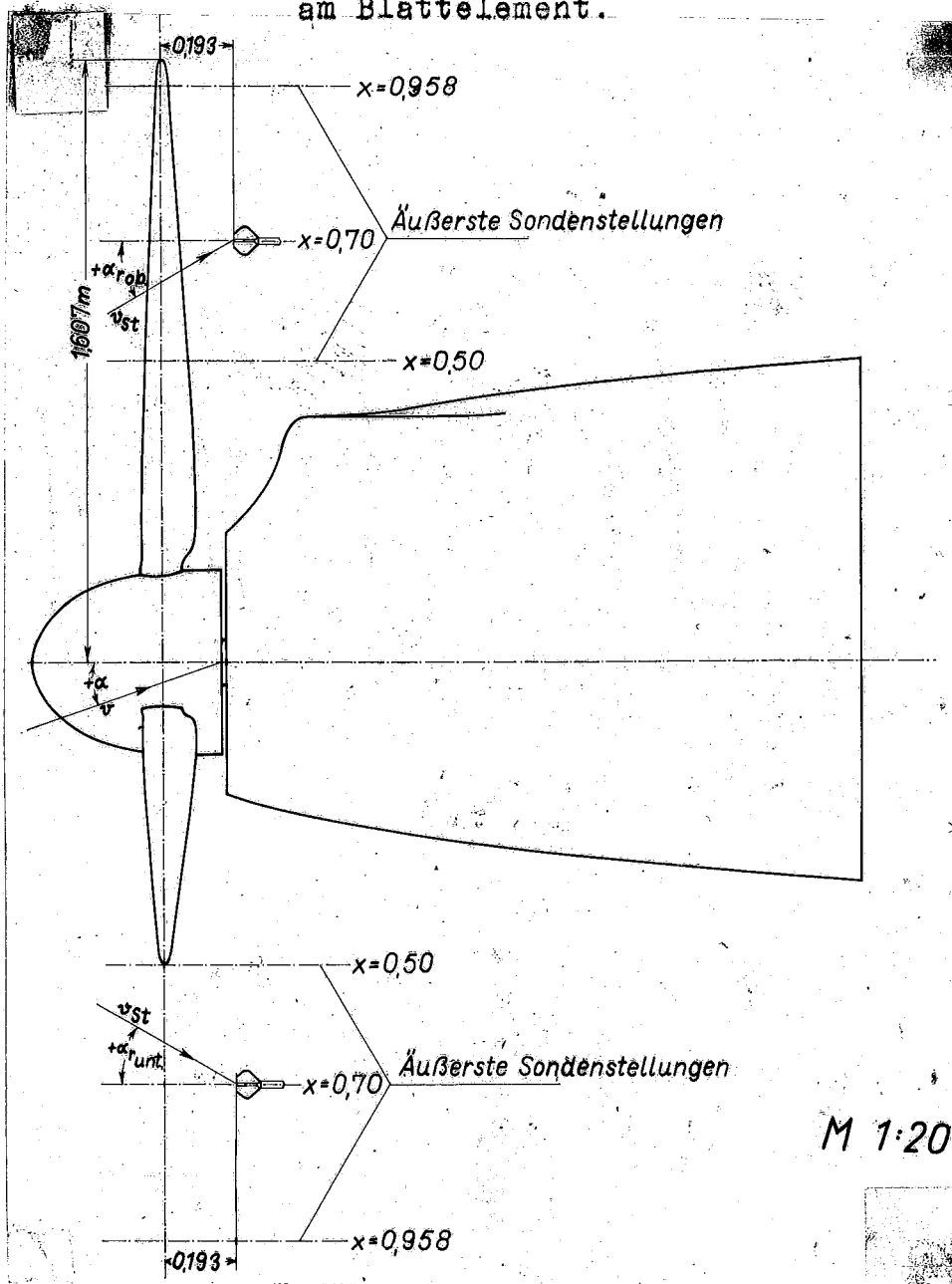


Bild 2. Anordnung der Meßstellen und Winkelbezeichnungen.

7020

Bild 3. Anbau der Meßsonden am Flugzeug.

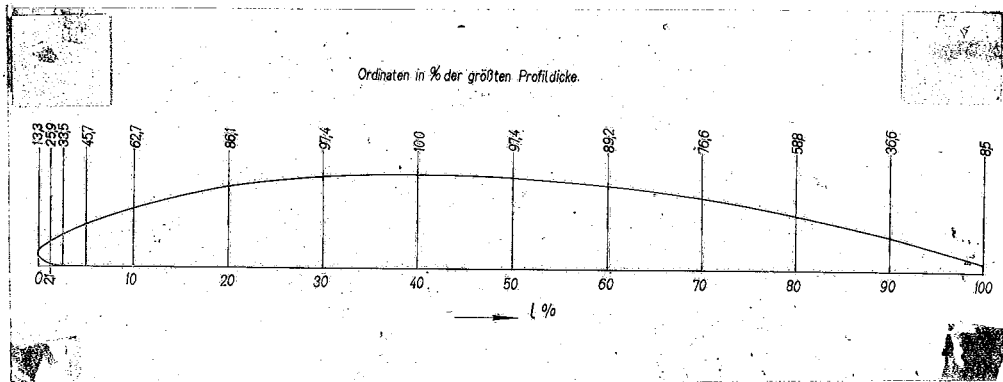


Bild 4. Aufmaße des Schraubenprofils.

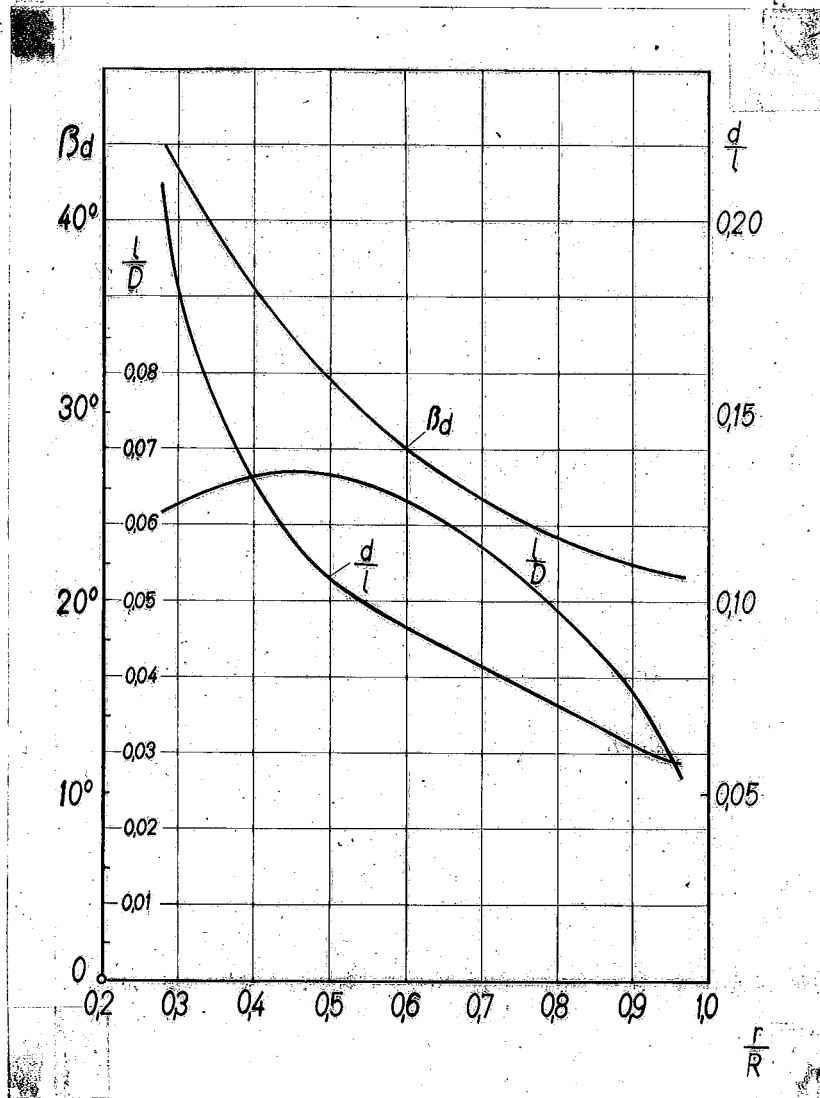


Bild 5. Steigungs-, Profiltiefen und Profildickenverlauf.

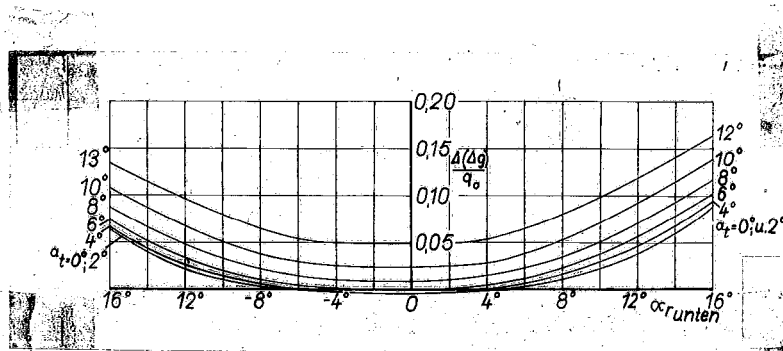


Bild 6. Korrektur der Gesamtdruckanzeige infolge Schräganströmung.

D-B.

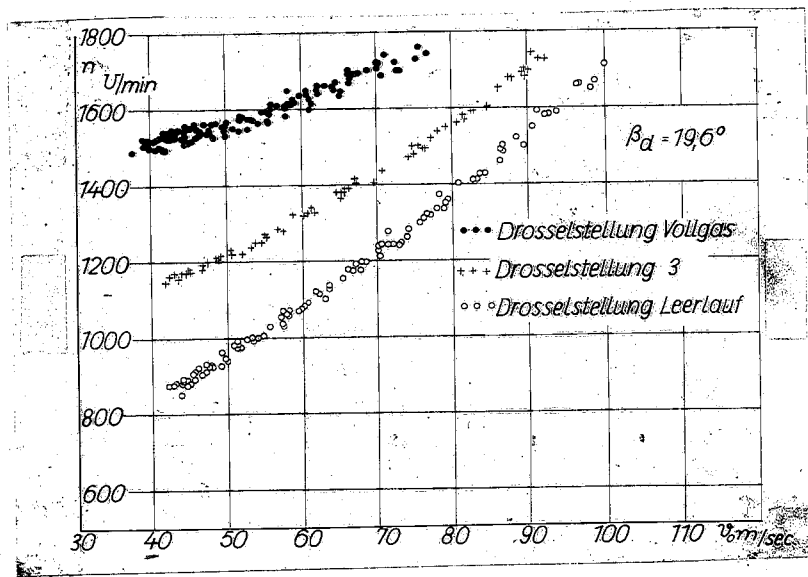
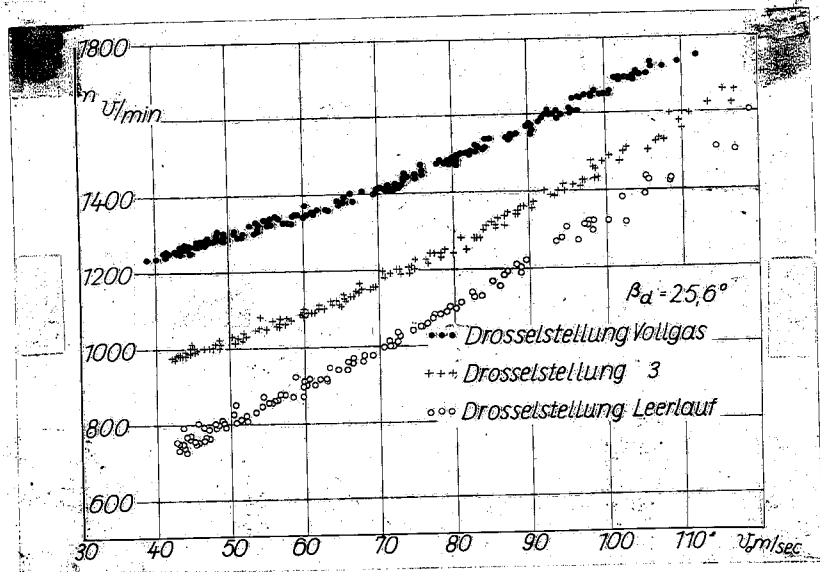


Bild 7. Abhängigkeit der Luftschraubendrehzahl von der Flugeschwindigkeit.

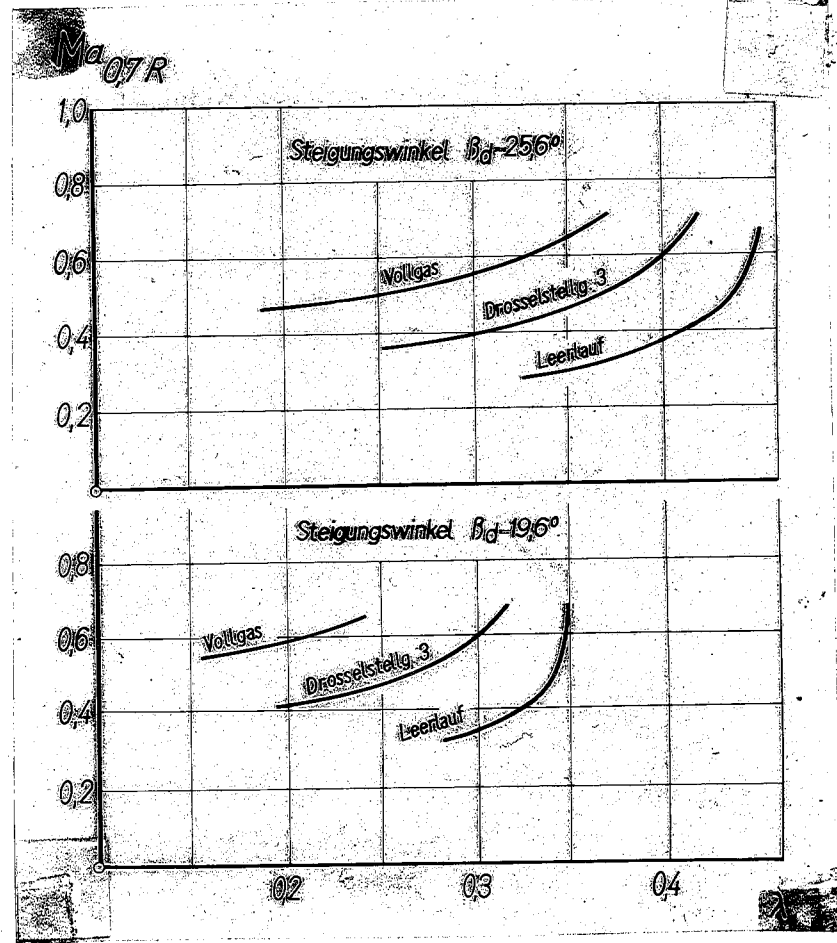


Bild 8. Abhängigkeit der Mach-Zahl $Ma_{0,7R}$ vom Fortschrittsgrad.

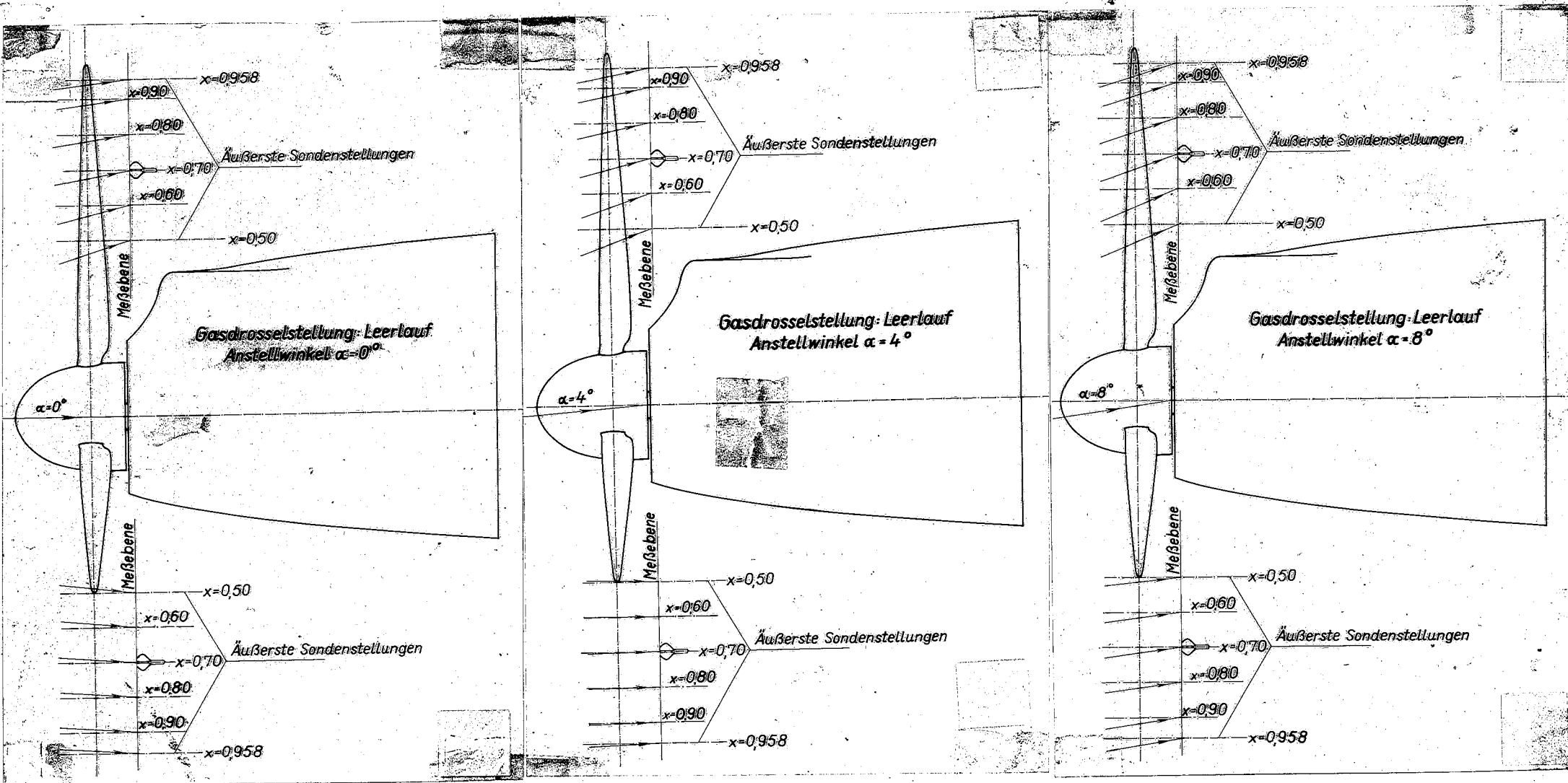


Bild 9. Radiale Strömungsrichtungen in der Meßebene bei Leerlauf und verschiedenen Anstellwinkeln α des Flugzeugs.

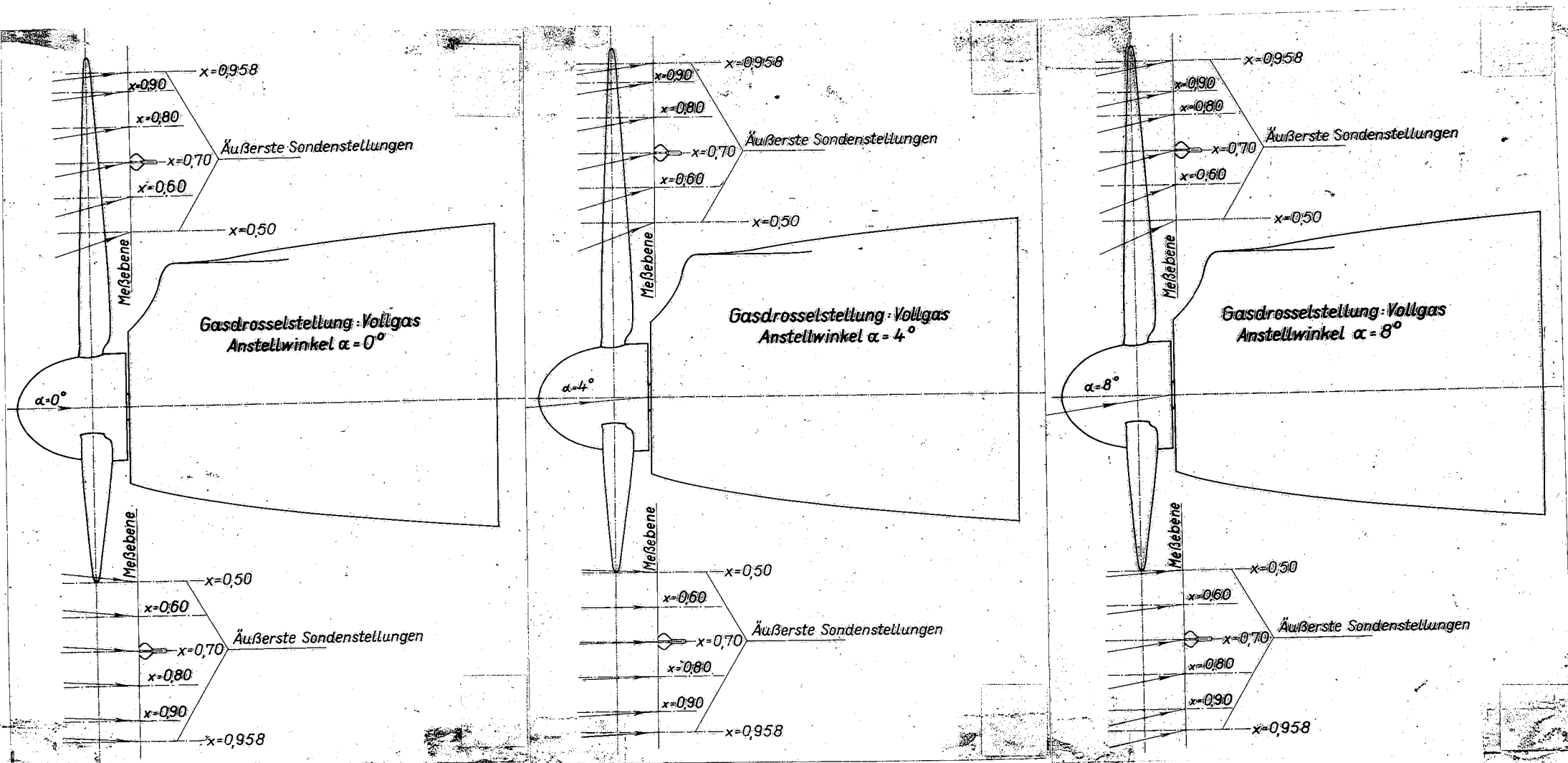


Bild 10. Radiale Strömungsrichtungen in der Meßebe-
bei Vollgas und verschiedenen Anstellwinkeln α
des Flugzeugs.

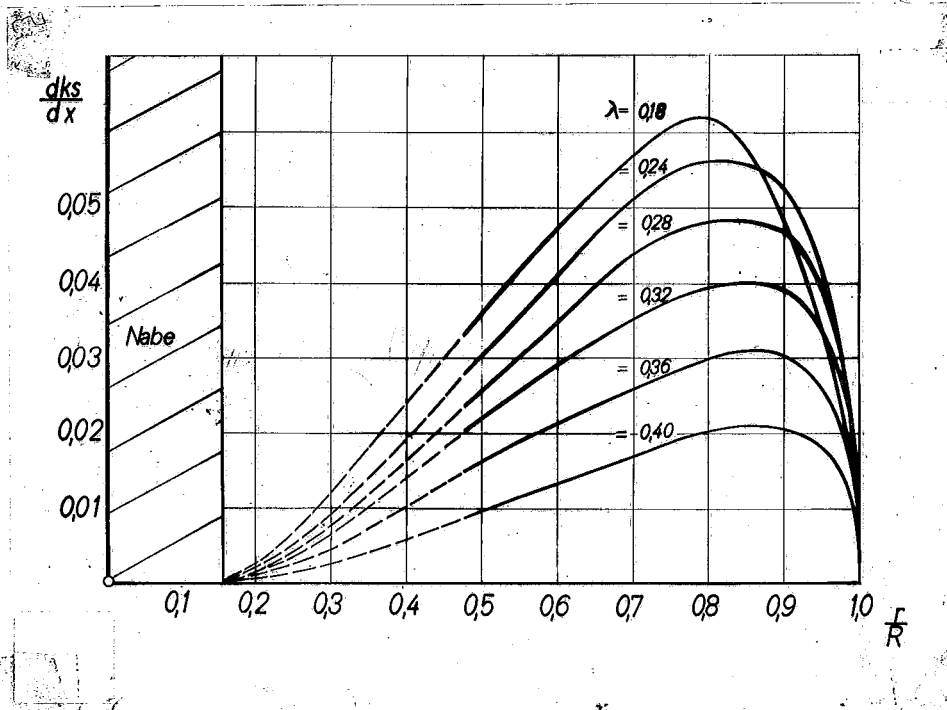


Bild 11. Schubverteilung über dem Schraubenradius bei verschiedenen Fortschrittsgraden ($\beta_d = 25,6^\circ$).

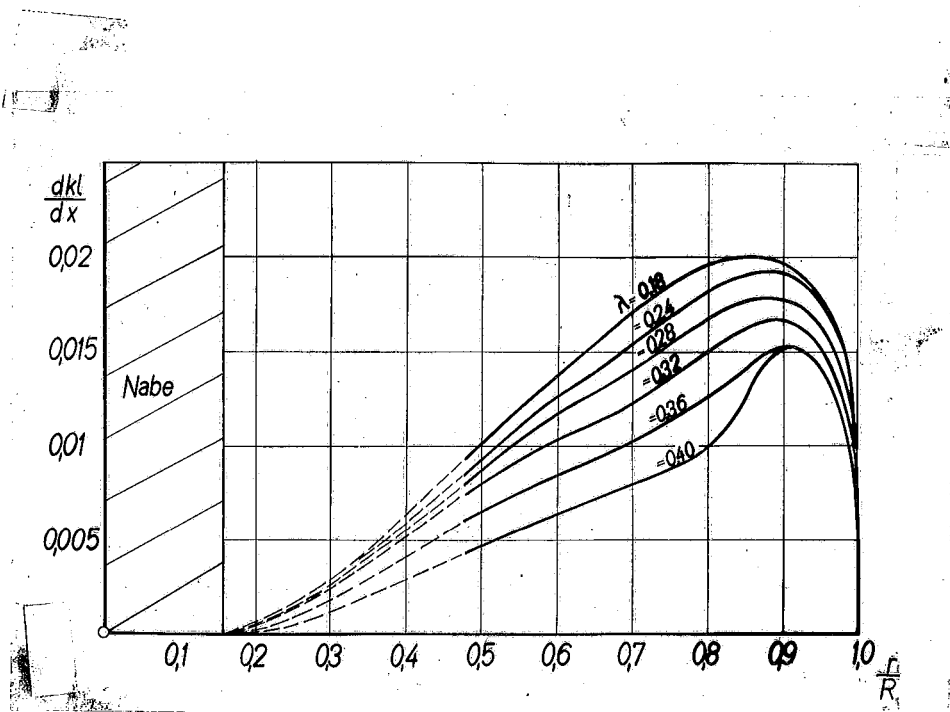


Bild 12. Drehmomentverteilung über dem Schraubenradius bei verschiedenen Fortschrittsgraden ($\beta_d = 25,6^\circ$).

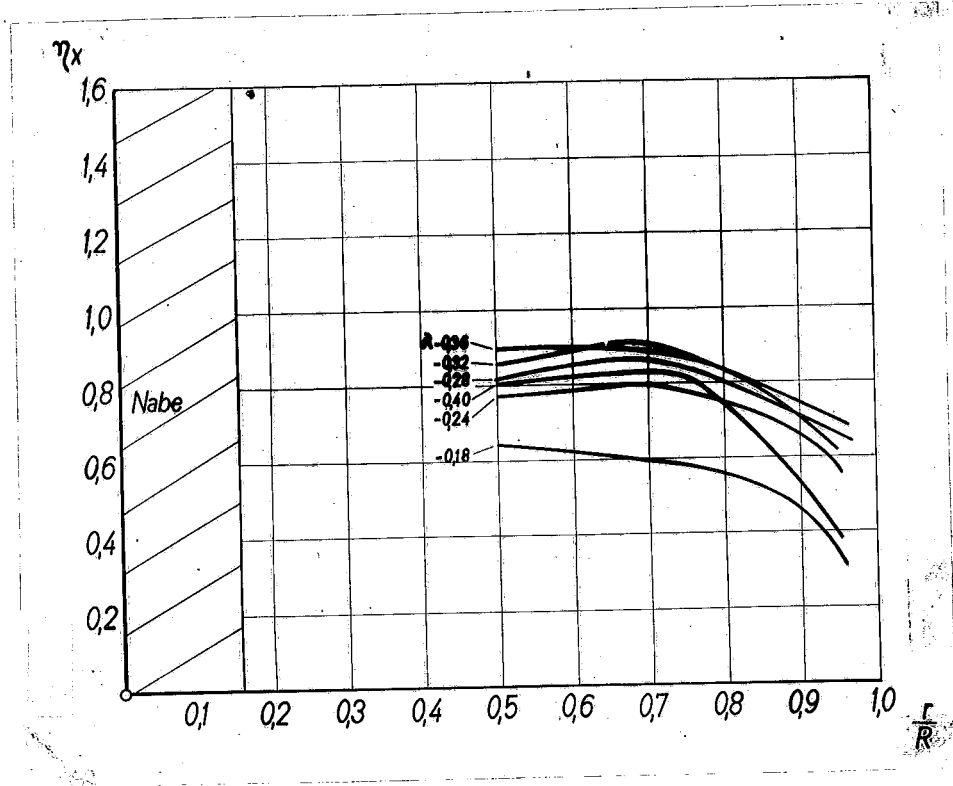


Bild 13. Wirkungsgradverteilung über dem Schraubenradius bei verschiedenen Fortschrittsgraden ($\beta_d = 25,6^\circ$).

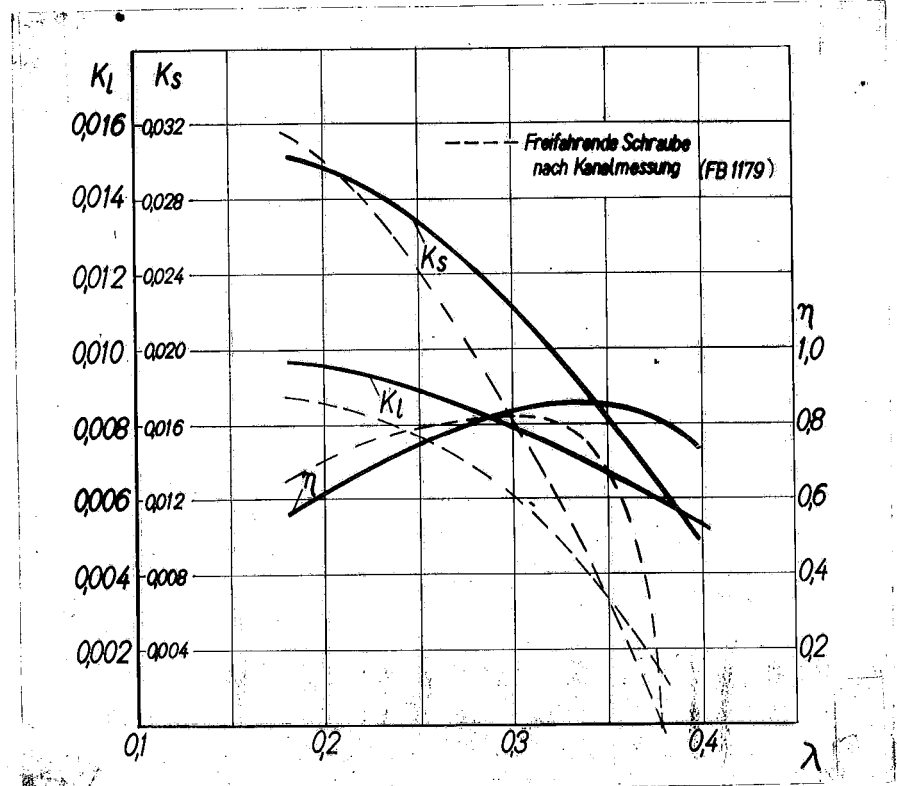


Bild 14. Leistungscharakteristik der Gesamtschraube.

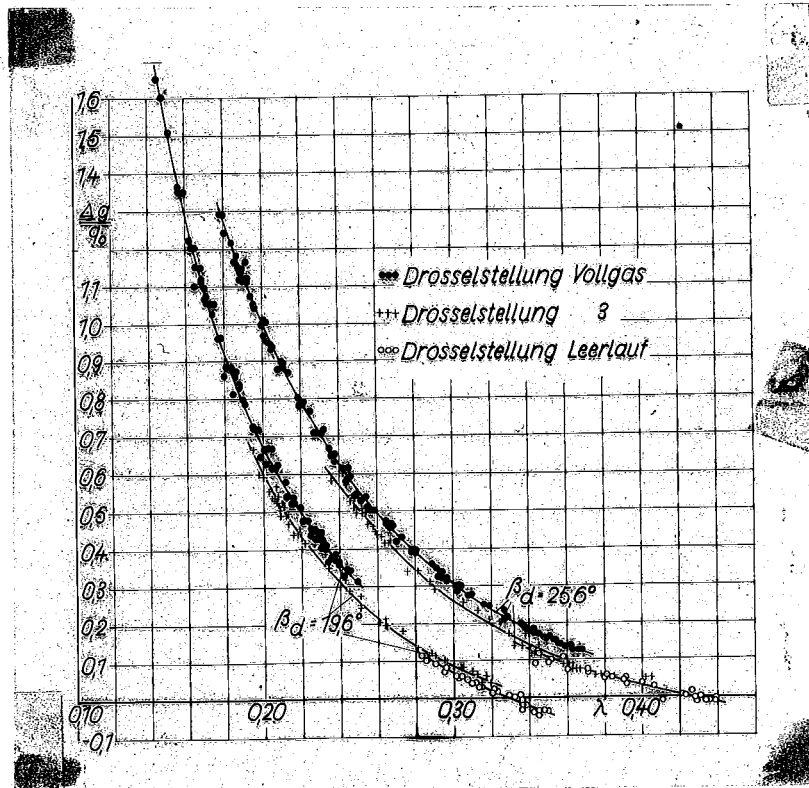


Bild 15. Gesamtdruckdifferenz für den Profilschnitt $x = 0,7$ bei zwei Steigungswinkeln und drei Gasdrosselstellungen, abhängig vom Fortschrittsgrad.

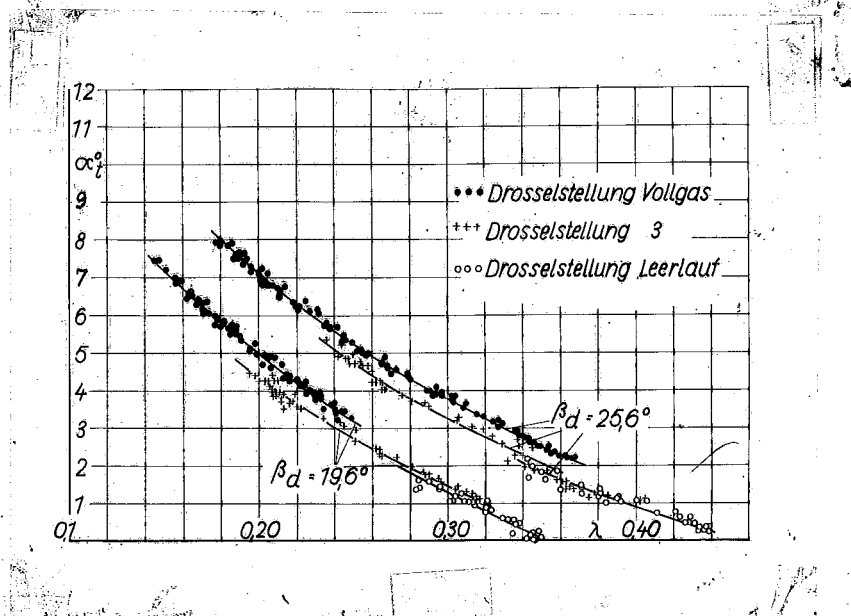


Bild 16. Drallwinkel für den Profilschnitt $x = 0,7$ bei zwei Steigungswinkeln und drei Gasdrosselstellungen, abhängig vom Fortschrittsgrad.

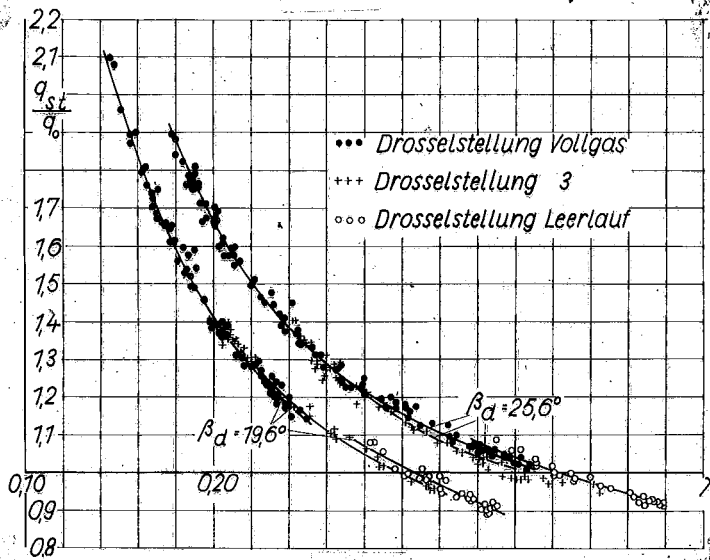


Bild 17. Staudruck im Schraubenstrahl für den Profilschnitt $x = 0,7$ bei zwei Steigungswinkeln und drei Gasdrosselstellungen, abhängig vom Fortschrittsgrad.

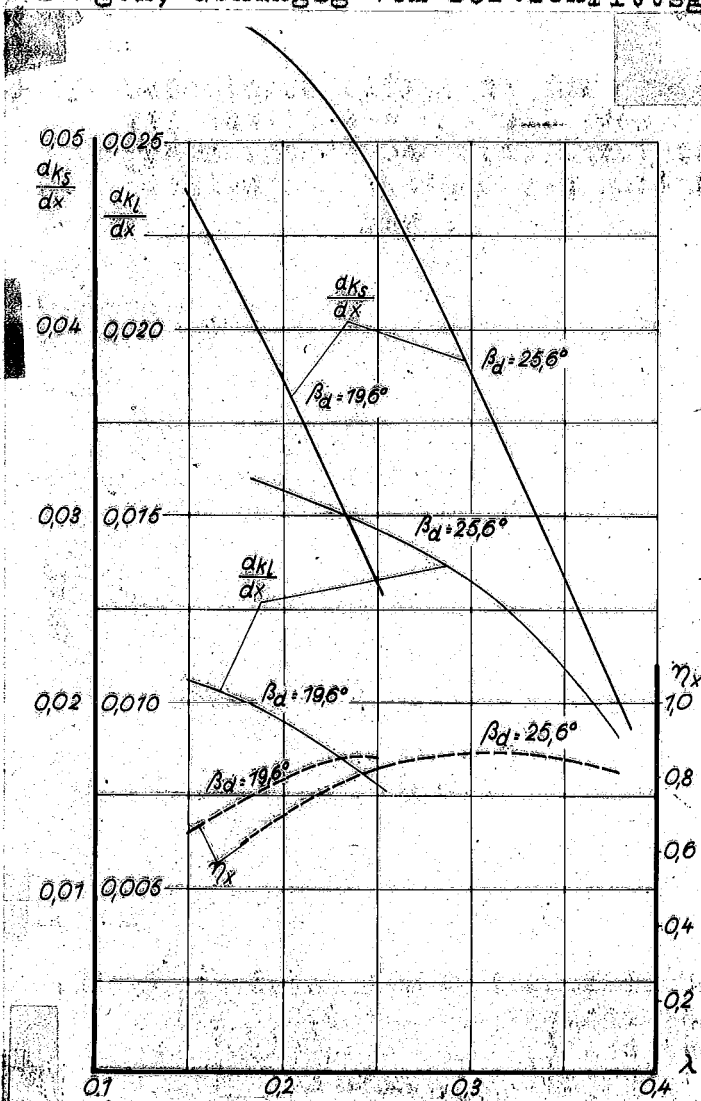


Bild 18. Leistungscharakteristik für den Profilschnitt $x = 0,7$ bei Gasdrosselstellung Vollgas.

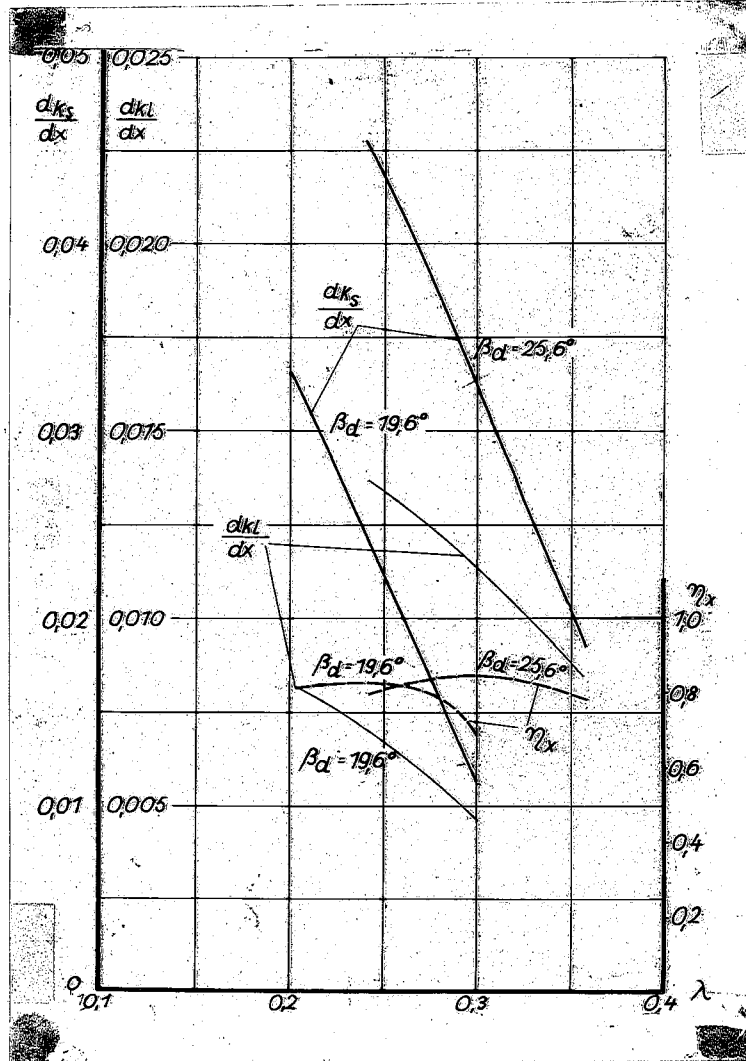


Bild 19. Leistungscharakteristik für den Profilschnitt $x = 0,7$ bei Gasdrosselstellung 3.

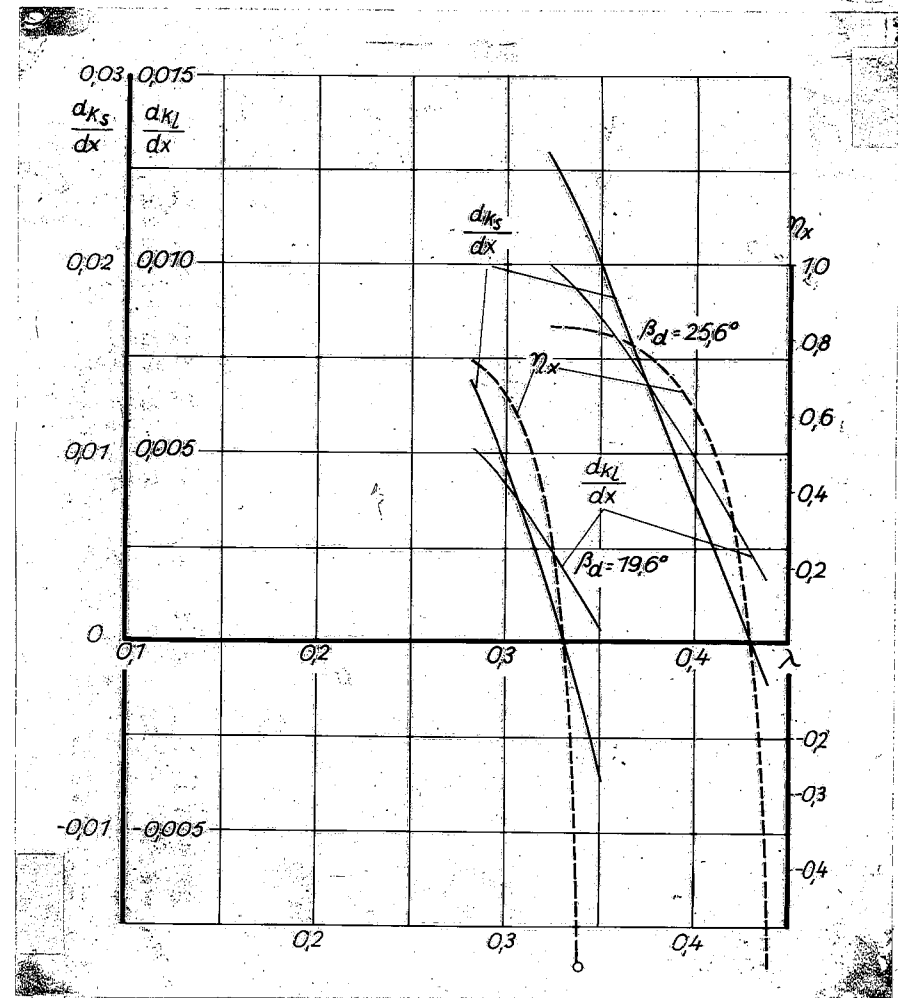


Bild 20. Leistungscharakteristik für den Profilschnitt $x = 0,7$ bei Gasdrosselstellung Leerlauf.

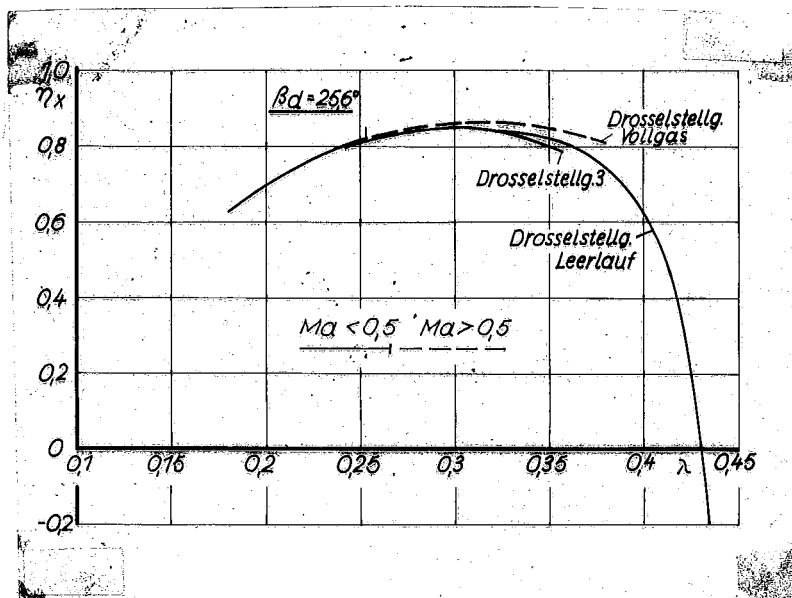


Bild 21. Wirkungsgrad am Profilschnitt $x = 0,7$ für den Steigungswinkel $\beta_d = 25,6^\circ$ und drei verschiedene Gasdrosselstellungen.

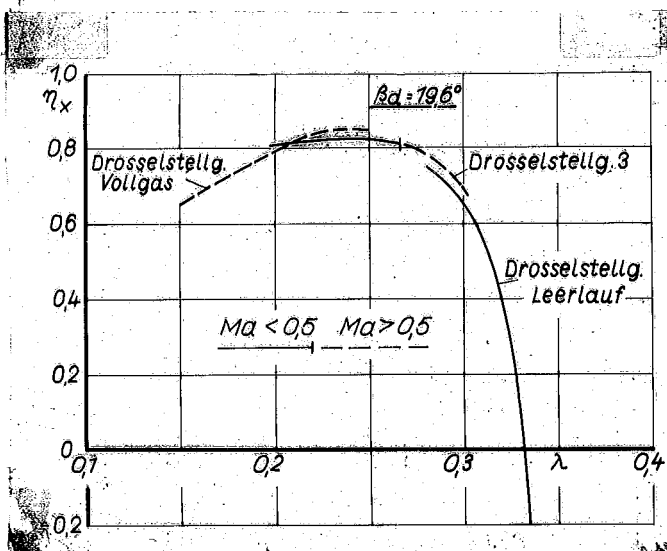


Bild 22. Wirkungsgrad am Profilschnitt $x = 0,7$ für den Steigungswinkel $\beta_d = 19,6^\circ$ und drei verschiedene Gasdrosselstellungen.

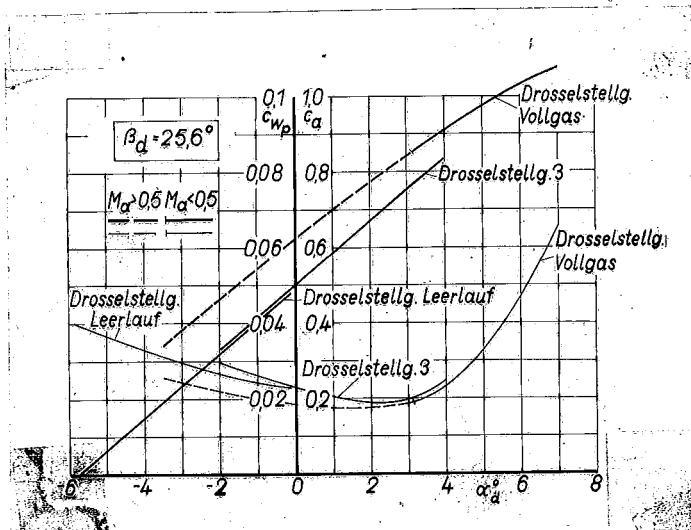


Bild 23. Beiwerte von Auftrieb und Profilwiderstand des Blattschnittes $x = 0,7$, abhängig vom Druckseitenanstellwinkel, für den Steigungswinkel $\beta_d = 25,6^\circ$ und drei verschiedenen Gasdrosselstellungen.

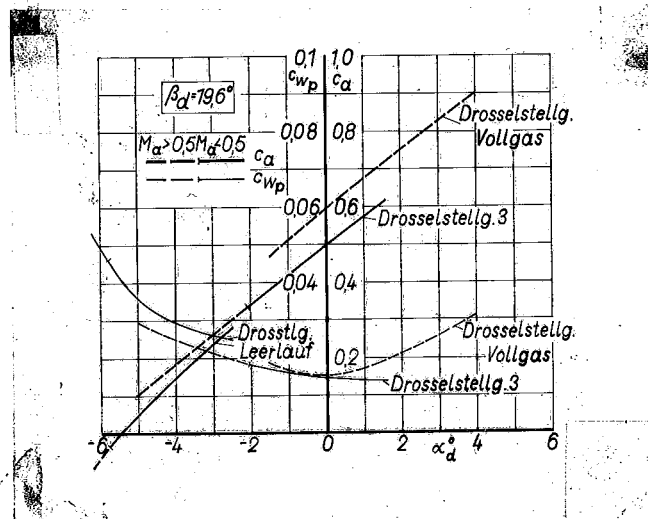


Bild 24. Beiwerte von Auftrieb und Profilwiderstand des Blattschnittes $x = 0,7$, abhängig vom Druckseitenanstellwinkel, für den Steigungswinkel $\beta_d = 19,6^\circ$ und drei verschiedenen Gasdrosselstellungen.

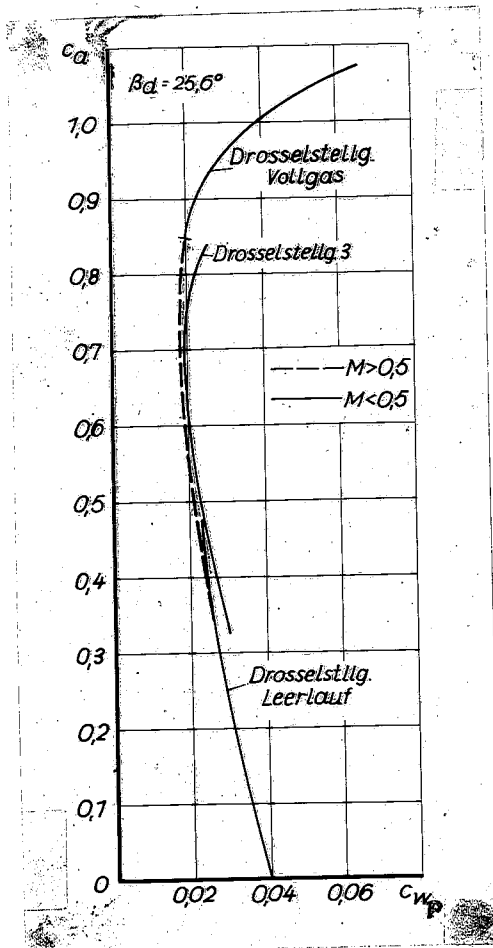


Bild 25. Polaren des Profilschnittes $x = 0,7$ für den Steigungswinkel $\beta_d = 25,6^\circ$ und drei Gasdrosselstellungen.

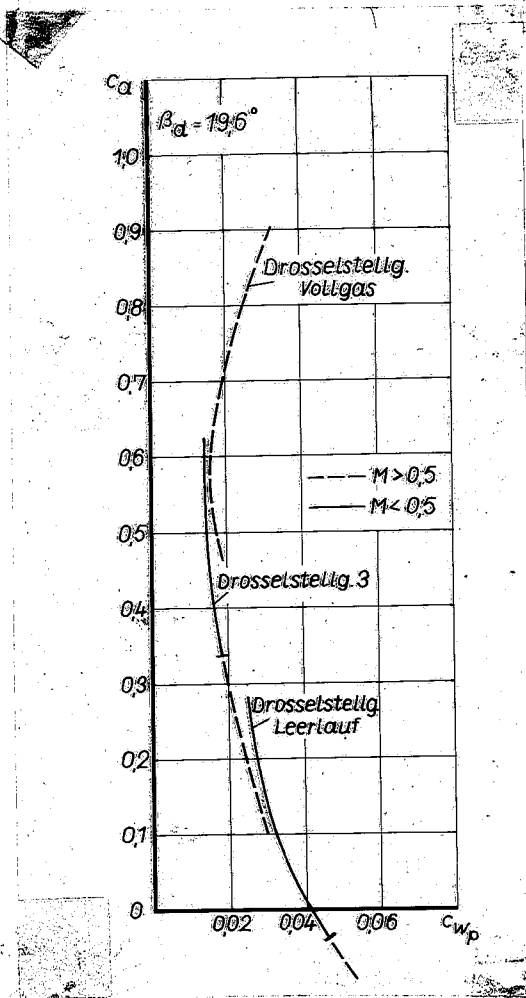


Bild 26. Polaren des Profilschnittes $x = 0,7$ für den Steigungswinkel $\beta_d = 19,6^\circ$ und drei Gasdrosselstellungen.

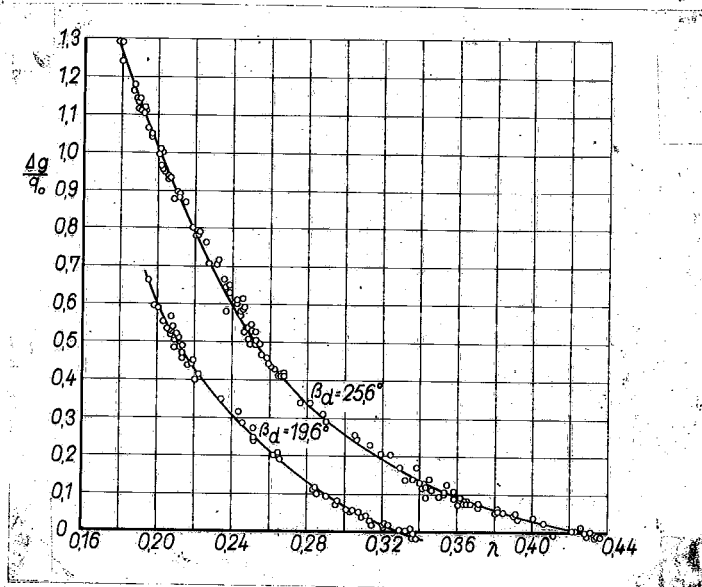


Bild 27. Gesamtdruckdifferenz für den Profilschnitt $x = 0,7$ bei zwei Steigungswinkeln, $Ma < 0,5$.

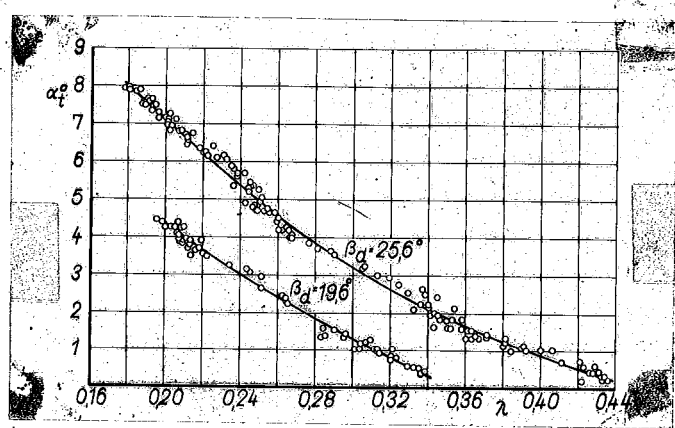


Bild 28. Drallwinkel für den Profilschnitt $x = 0,7$ bei zwei Steigungswinkeln; $Ma < 0,5$.

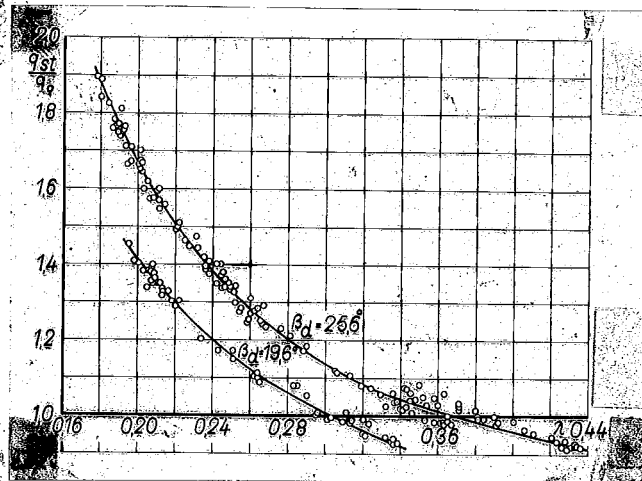


Bild 29. Staudruck im Schraubenstrahl für den Profilschnitt $x = 0,7$ bei zwei Steigungswinkeln; $Ma < 0,5$.

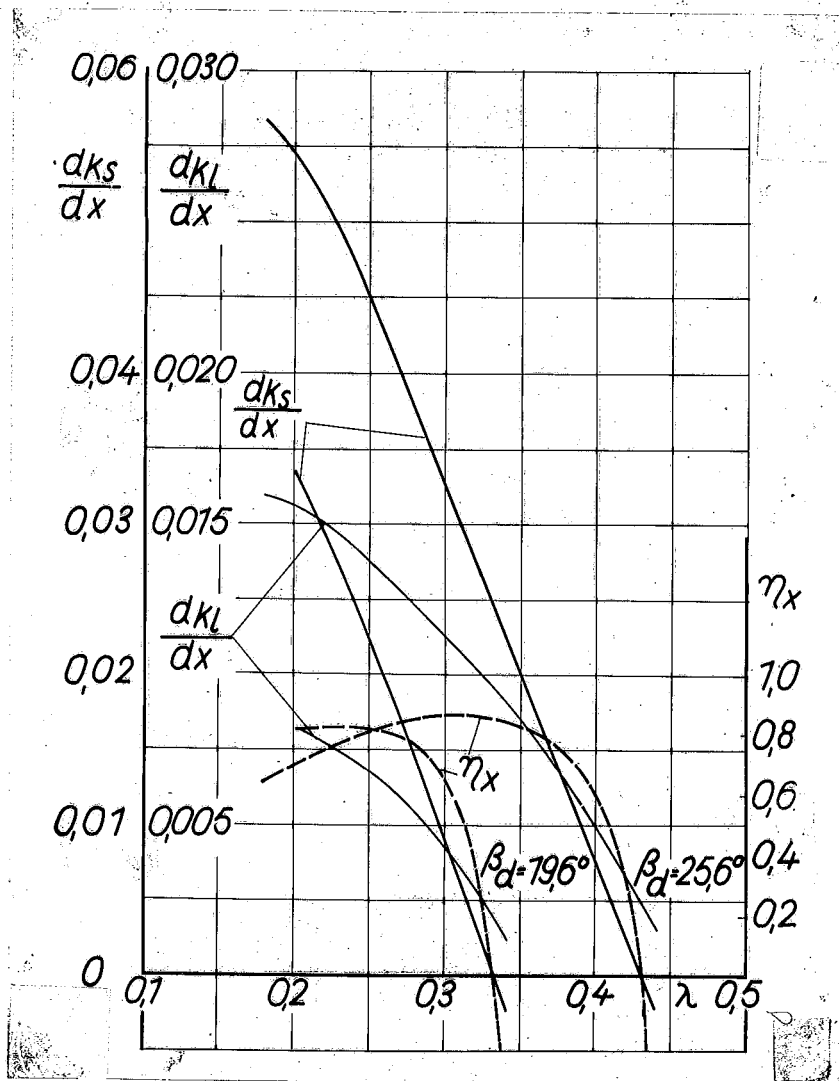


Bild 30. Leistungscharakteristik für den Profilschnitt $x = 0,7$; $Ma < 0,5$.

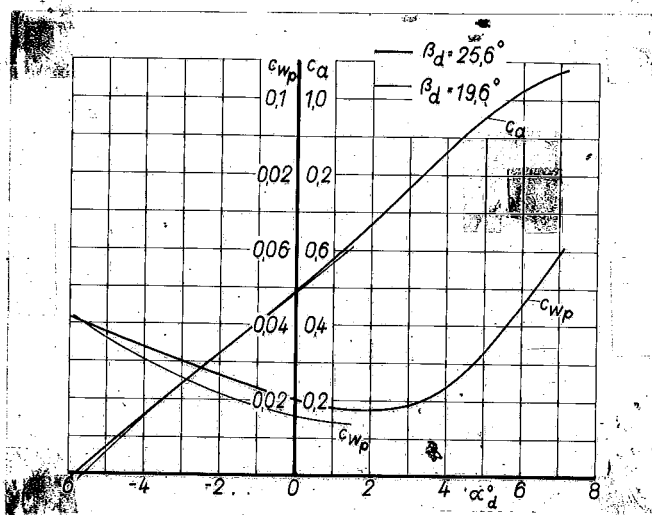


Bild 31. Beiwerte von Auftrieb und Profilwiderstand des Blattschnittes $x = 0,7$, abhängig vom Druckseitenanstellwinkel für zwei Steigungswinkel; $Ma < 0,5$.

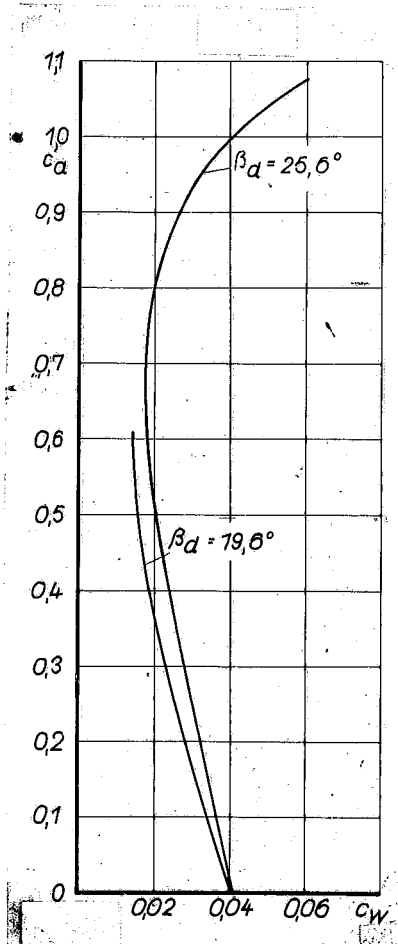


Bild 32. Polaren des Profilschnittes $x = 0,7$ für zwei Steigungswinkel; $Ma < 0,5$.

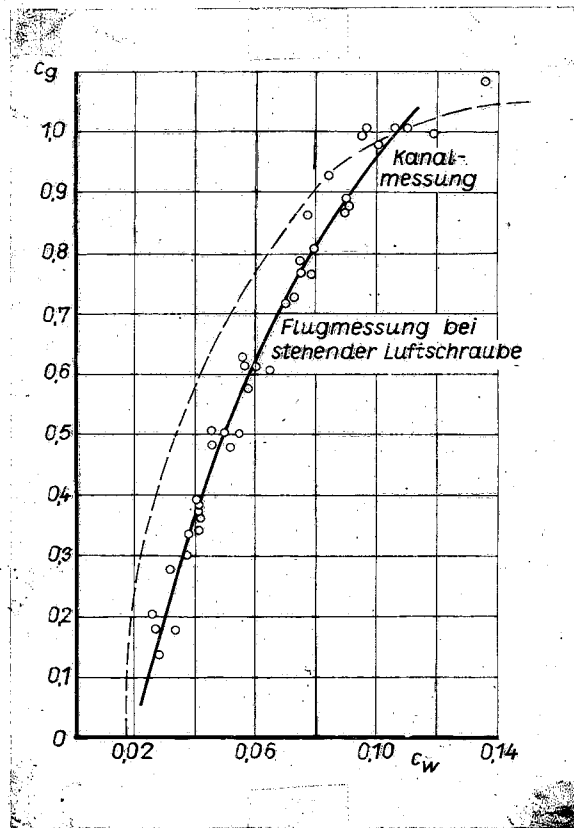


Bild 33. Polare des Flugzeugs ohne Schraube.

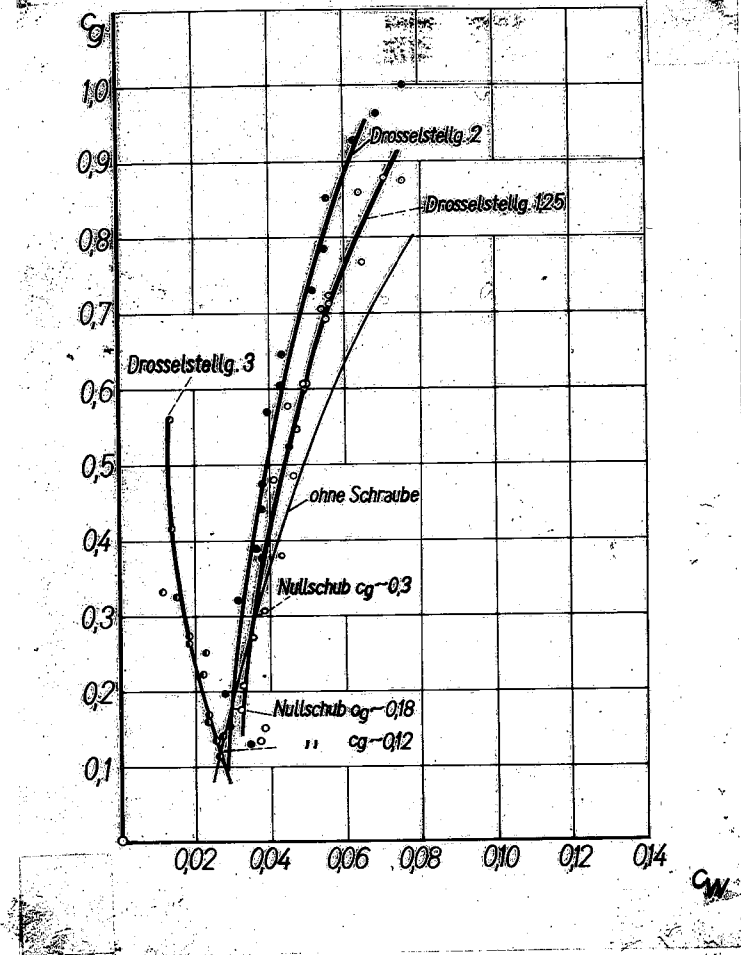


Bild 34. Polare des Flugzeugs bei verschiedenen Gasdrosselstellungen zur Bestimmung des Nullschubfortschrittsgrades.