

# SCHIFFBAUFORSCHUNG

WISSENSCHAFTLICH-TECHNISCHE SCHRIFTENREIHE

Herausgegeben vom Institut für Schiffbau, Rostock  
und von der Technischen Fakultät der Universität Rostock

## Untersuchung von Schiffsschrauben in schräger Anströmung

Aus dem Institut für Schiffbau, Rostock

Direktor: Dipl.-Ing. Kruppa

29. Mitteilung der Schiffbau-Versuchsanstalt

Leiter: Dr.-Ing. o. h. W. Henschke

Von Dr.-Ing. F. Gutsche, Berlin

### 1. Einleitung

Als experimenteller Teil eines umfangreicheren Forschungsvorhabens zur Untersuchung der Einflüsse homogener Schräganströmung auf die Wirkungsweise von Schiffsschrauben enthält der vorliegende Bericht die experimentelle Untersuchung von sechs 200 mm großen Modellpropellern im Freifahrversuch, bei dem der jeweils allein fahrende Propeller nicht nur in axialer Anströmung, sondern auch bei schräger Anströmung arbeitete.

Bei diesen Versuchen wurde außer Schub, Drehmoment, Drehzahl und Fortschrittsgeschwindigkeit die bei Schräganströmung quer zur Propellerwelle auftretende Querkraft gemessen.

Ein zu allgemeiner Benutzung entwickeltes rechnerisches Näherungsverfahren für die Bestimmung der Propellereigenschaften in Schräganströmung aus den Eigenschaften bei axialer Anströmung liefert außer den mit den experimentellen Beobachtungswerten zu vergleichenden Mittelwerten des ganzen Propellers die Belastungsschwankungen des ganzen Propellers sowie des einzelnen Flügels während eines Umlaufes in der homogenen Schräganströmung.

Die Kenntnis von der relativen Größe der für die Festigkeitsprobleme des einzelnen Flügels eines Verstellpropellers bedeutsamen Belastungsschwankungen ermöglicht darüber hinaus eine Abschätzung der durch die Schräganströmung erhöhten Kavitationsgefahr des Propellers bei Einschraubenantrieb.

Aus der rechnerischen Untersuchung folgt außerdem die Verlagerung des mittleren Schubangriffspunktes, die bei Einschraubenschiffen zu der bekannten, in ihrer eigentlichen Ursache aber bisher noch teilweise nicht richtig erkannten Neigung der Schiffe führt, in Geradeausfahrt bei mitschiffs liegendem Ruder vom geraden Kurs je nach Drehsinn des Propellers nach der einen oder anderen Seite abzuweichen.

#### 2.1. Stand der Technik und Aufgabenstellung

##### 2.1.1. Stand der Technik

Die Anordnung der Schiffsschrauben am Hinterende der Ein- oder Mehrschraubenschiffe oder auch am Vor-

derende von Spezialschiffen bringt es mit sich, daß die Anströmung zur Schraube in den allermeisten Fällen nicht axial, sondern schräg zur Propellerwelle gerichtet ist. Auch bei der Fahrt im Seegang schwankt die Richtung der Anströmung in Abhängigkeit von der resultierenden Querbewegung der Schraubenwelle zu der mittleren Anströmrichtung des auf die Schraubenebene zufließenden Wassers.

Es ist im Schiffsmodellversuchswesen allgemein üblich, die hierdurch zusammen mit der Schwankung der resultierenden Geschwindigkeit auftretenden Einflüsse auf die Arbeitsweise des Propellers durch Faktoren zu kennzeichnen, die einen Zusammenhang zwischen der Arbeitsweise des am Schiffskörper arbeitenden Propellers und des freifahrend allein in axialer Anströmung untersuchten Propellers herstellen sollen.

Im allgemeinen wurde dieser Einfluß durch einen Faktor  $\eta_r$  erfaßt, den man den Gütegrad der Anordnung nannte (engl. relative rotative efficiency). Für die Ermittlung der Mitstromziffer, deren Kenntnis für die Dimensionierung der Propeller, insbesondere deren Steigung, von Bedeutung ist, begnügte man sich mit der Annahme, daß die Eigenschaften des axial angeströmten Propellers bei den in der Praxis vorkommenden Schräganströmungen nicht wesentlich geändert würden.

Im Zusammenhang mit der Untersuchung des Seegangseinflusses auf die Propulsion von Schraubenschiffen veröffentlichte *Graff* [1] einige Versuchsergebnisse, die er mit freifahrenden Modellpropellern erzielte, deren Antriebswelle Stampfschwingungen verschiedener Frequenz ausführte.

In der Zusammenfassung weist er darauf hin, daß die am Hinterschiff aufwärts und nach innen gerichtete Strömung, die veränderlichen Geschwindigkeiten sowie die Bewegung des Schiffes im Seegang die Ursache sind für sehr erhebliche Schwankungen des Schubes und des Drehmoments an einem einzelnen Flügel in der Größenordnung bis etwa 100%.

Während diese Schwankungen für die Beurteilung der Festigkeit des einzelnen Flügels von Bedeutung sind, können die in der Größenordnung wesentlich kleineren, je nach Flügelzahl aber verschiedenen großen Schwankun-

gen des Gesamtschubes und des Gesamtdrehmomentes die Ursache von Schwingungserscheinungen der Wellenleitung und der Antriebsanlage bzw. des Schiffskörpers werden.

Weiterhin weist er bereits schon auf die einseitige Verlagerung des Schubmittelpunktes hin, die bei Einschraubenschiffen in Geradeausfahrt zu einer entsprechenden Abweichung der Ruderlage von der Mittschiffslage führt. Gleichfalls erwähnt er den Einfluß der einseitig erhöhten Flügelbelastung auf die Grenze des Kavitationseintrittes.

Die Untersuchung der Modellpropeller bei Stampfbewegungen führt nach seinen Angaben zu einer Erhöhung der wirksamen Steigung, wobei der Propellerwirkungsgrad im wesentlichen unverändert bleibt.

In der Aerodynamik wurden verschiedene Untersuchungen an Flugzeugmodellpropellern durchgeführt, deren Ergebnisse für die Beurteilung der Propulsionsfragen von Flugzeugen bestimmt sind, darüber hinaus aber außer den Einflüssen des Schräganströmung auf den Wirkungsgrad auch alle übrigen Kräfte und Momente lieferten [2]. Die aus diesen Versuchen mit schmalflügeligen Luftpropellern mit kleinen Steigungsverhältnissen gezogenen, allgemeinen Schlußfolgerungen für den Einfluß der Schräganströmung auf die Propellereigenschaften stimmen näherungsweise jedoch nur für das etwa gleich große Steigungsverhältnis  $P/D = 0,5$  der in dieser Arbeit untersuchten Propeller. Für die im Schiffbau üblicherweise größeren Steigungsverhältnisse ergeben sich wesentliche Abweichungen.

### 2.1.2. Aufgabenstellung und Ziel der vorliegenden Arbeit

Der offensichtliche Mangel an brauchbaren Versuchsergebnissen auf diesem Gebiet, insbesondere auch die Unkenntnis über den Einfluß des Steigungs- und des Flächenverhältnisses auf die Eigenschaften schräg angeströmter Schnellbootpropeller, gaben unmittelbar Veranlassung zur Durchführung einer experimentellen Untersuchung mit sechs vorhandenen Modellpropellern, deren Eigenschaften bereits vordem in allen möglichen Betriebszuständen [5] sowie in Abhängigkeit von der Rauigkeit ihrer Flügeloberfläche [4] in vorangegangenen Arbeiten untersucht worden waren.

Außer der Messung des mittleren Propellerschubes und des vom Propeller aufgenommenen mittleren Drehmomentes in Abhängigkeit von Fortschrittsgeschwindigkeit, Drehzahl und Schräganströmwinkel sollte in diesen Versuchen die am Propeller senkrecht zur Propellerwelle auftretende Querkraft bestimmt werden.

Mit dieser Abgrenzung des Aufgabenbereiches auf die Gewinnung experimenteller Resultate für die mittleren Werte der drei genannten Größen sollte die vorliegende Untersuchung einen Teilbereich eines größeren Programmes erfassen.

Die beiden weiteren Teile des allgemeinen Programmes sollten sich mit der grundsätzlichen Behandlung der Schräganströmung von Propellern einmal in rein theoretischer Weise mit dem Schwergewicht auf die mathematisch exakte Durchführung der Untersuchung und weiterhin mit einer theoretisch-experimentell ausgerichteten Bearbeitung der bei Schräganströmung an einzelnen Flügel auftretenden Erscheinungen befassen. Insbesondere die letztere sollte zu Erkenntnissen führen, die für den Entwurf und die Festigkeitsberechnung von Propellern und verstellbaren Flügeln geeignet wären.

Die Dringlichkeit der letztgenannten Aufgabe, deren Bedeutung in der Aufnahme einer zusätzlichen Forschungsarbeit über die Lastannahmen von Verstellpropellern zum Ausdruck kam, gaben Veranlassung, noch vor Durchführung der hierfür geplanten experimentellen Untersuchung ein auf quasistationärer Basis

aufgebautes Näherungsverfahren anzugeben, dessen Ergebnisse über die obengenannten Forderungen der ursprünglichen Aufgabenstellung hinaus auch Angaben für die am Einzelflügel während eines Umlaufes auftretenden Schwankungen der Belastung liefern. Es liegt in der Natur der Sache, daß diese aus Versuchen mit axial angeströmten Propellern rechnerisch ermittelten Werte keine für die Praxis entscheidende Gültigkeit besitzen können. Diese Gültigkeit muß erst durch die experimentelle Bestätigung der errechneten Näherungswerte erbracht werden. Andererseits läßt die mehr oder minder gute Übereinstimmung der für die untersuchten Modellpropeller bei Schräganströmung nach der quasistationären Näherungsmethode errechneten Mittelwerte eine entsprechende Übereinstimmung der für den Einzelflügel angegebenen Belastungsschwankungen erwarten.

## 2.2. Lösungsweg

### 2.2.1. Experimenteller Teil

Wie bereits im vorhergehenden Abschnitt angedeutet, war der Weg zur Durchführung der ursprünglichen Aufgabe klar vorgezeichnet. Für die experimentelle Bestimmung der mittleren Werte des Propellerschubes des aufgenommenen Drehmomentes sowie der am Propeller bei Schräganströmung auftretenden Querkraft sind Freifahrversuche mit den Modellpropellern zweckmäßig, bei denen die im „Freifahrkasten“ horizontal gelagerte Propellerwelle mit der Fortschrittsrichtung im Wasser den Schräganströmwinkel  $\varphi$  einschließt. Außer den durch das Propellerdynamometer gemessenen Werten für den Propellerschub in Richtung der Propellerwelle sowie das vom Propeller aufgenommene Drehmoment mußte die von der Propellerwelle auf den Freifahrkasten übertragene Querkraft durch eine zusätzliche Meßeinrichtung bestimmt werden.

### 2.2.2. Theoretischer Teil

Die Annahme quasistationärer Strömungsverhältnisse am umlaufenden Einzelflügel des Propellers entsprechend der während eines Umlaufes bei Schräganströmung veränderlichen Relativanströmung bildete die Grundlage der für die rechnerische Bestimmung der Mittelwerte für Schub, Drehmoment und Querkraft abgeleiteten Näherungsmethode. Bei dieser Methode wurden bewußt die Einflüsse der gegenüber axial angeströmten Propellern veränderten Induktion der am Einzelflügel auftretenden Störgeschwindigkeiten sowie die Einflüsse der Flügelgrenzschicht auf die Auftriebserzeugung der Flügelblätter bei variabler Anströmgeschwindigkeit und variablen Anstellwinkel vernachlässigt. Der Vergleich der rechnerisch für die Querkraft ermittelten Beiwerte mit den experimentell beobachteten Meßwerten lieferte durch Gleichsetzen beider Ergebnisse einen Faktor, dessen Benutzung in gleichbleibender Größe für alle untersuchten Modellpropeller die genannten Einflüsse berücksichtigen soll.

## 2.3. Durchführung der Arbeit

### 2.3.1. Experimenteller Teil: Modellversuche

#### 2.3.1.1. Propellermodelle und Versuchsumfang

Für die Untersuchung des Einflusses der Schräganströmung wurden sechs dreiflügelige Modellpropeller von 200 mm Durchmesser benutzt, deren drei mit einem Flächenverhältnis  $A_D/A_0 = 0,35$  etwa der Wageningen Modellpropellerserie B 3—35 entsprechen, während die übrigen drei mit einem Flächenverhältnis  $A_D/A_0 = 0,80$  in Anlehnung an die von Gawn untersuchten Modellpropeller gestaltet sind. Je zwei Propeller dieser beiden Gruppen weisen die Steigungsverhältnisse  $P/D = 0,5$ ; 1,0 und 1,5 auf.

Diese sechs Propeller wurden mit waagrecht liegender, 200 mm tief getauchter Propellerwelle bei den Schräganströmungswinkeln  $\varphi = 10^\circ; 20^\circ$  und  $30^\circ$  mit jeweils gleichbleibender Drehzahl vom Standversuch aus beginnend bis zu einer Fortschrittsgeschwindigkeit  $v$  untersucht, bei der der Propellerschub in Richtung der Propellerwelle gleich Null wird.

In Übereinstimmung mit den vorangegangenen Freifahrversuchen dieser Propeller in axialer Anströmung ( $\varphi = 0^\circ$ ) wurden die für diese Versuche gewählten Propellerdrehzahlen auch für die Versuche in Schräganströmung beibehalten, um hiermit einen möglicherweise vorhandenen Einfluß der Reynoldszahl wenigstens nominell auszuschalten (ob hierdurch der Einfluß der Reynoldszahl auf die Einwirkungen der Schräganströmung tatsächlich ausgeschaltet wurde, kann aus den Beobachtungswerten nicht erkannt werden; man darf jedoch annehmen, daß der durch verschiedene Mächtigkeit der Grenzschicht an den Flügelblättern bei Schräganströmung unterschiedlich auftretende Einfluß der Grenzschicht auf die Zirkulationsänderung während einer Flügelumdrehung in schräger Anströmung von zweitrangiger Bedeutung bleibt).

Propeller	1024	1025	1026	1027	1028	1029
$A_D/A_0$	0,35	0,35	0,35	0,80	0,80	0,80
$P/D$	0,5	1,0	1,5	0,5	1,0	1,5
$n = U/s$	20	15	10	17	12	8,5
$10^{-6}R_n(0,7)$	0,4	0,3	0,2	0,86	0,6	0,43

Die Abmessungen der Propellerflügelschnitte finden sich in dem SVA Bericht Nr. 393 [4] Zahlentafel 11.

Für die Durchführung der Freifahrversuche wurde der für diese Zwecke üblicherweise vorgesehene Freifahrkasten mit eingebautem Propellerdynamometer benutzt, wobei der Freifahrkasten unter dem Schleppwagen derart befestigt wurde, daß seine vertikale Symmetrieebene mit der Fortschrittsrichtung  $v$  des Schleppwagens den Winkel  $\varphi$  einschloß (vergl. Bild 1).

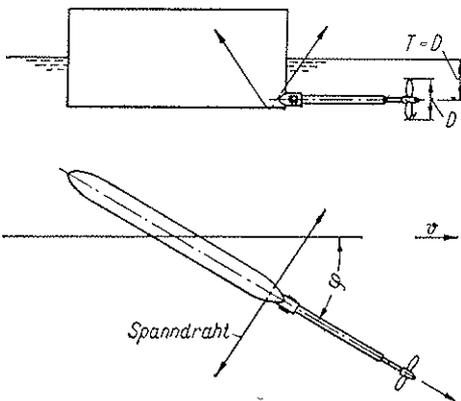


Bild 1. Allgemeine Versuchsanordnung für den Freifahrversuch

Die Tauchtiefe der Propellerwelle betrug in Übereinstimmung mit der in axialer Anströmung üblichen Anordnung 200 mm (Tauchtiefe  $T$  gleich dem Propellerdurchmesser  $D$ ). Zur Aufnahme der in Schräganströmung am Freifahrkasten auftretenden Querkraft war der Kasten durch zwei schräg nach oben zum Schleppwagen führende Drähte verspannt. Am oberen Rand des Freifahrkastens war ein auf beiden Seiten und vorn etwa 200 mm vorstehendes kragenförmiges Blech befestigt (in Bild 1 nicht gezeichnet), das den oben offenen Kasten vor Überfluten schützte. So war es möglich, die Versuche mit dem  $30^\circ$  schräg eingestellten Kasten bis zu einer Schleppwagengeschwindigkeit  $v = 3$  m/s durchzuführen.

### 2.3.1.2. Eichungen und Korrekturen für die Auswertung der Messungen

In einem Vorversuch wurde am Ort des bei diesem Versuch fortgelassenen Propellers der Einfluß des Kastenstaues auf die Anströmgeschwindigkeit durch einen hydrometrischen Flügel untersucht. (Vergleich der Abhängigkeit zwischen Flügeldrehzahl und Schleppwagengeschwindigkeit mit und ohne Freifahrkasten). Innerhalb der durch die Güte des hydrometrischen Flügels begrenzten Genauigkeit ( $\pm 0,2\%$ ) konnte hierbei kein Einfluß des Kastens beobachtet werden.

Die durch die Zirkulation des Freifahrkastens am Ort des Propellers erzeugte Winkelabweichung von der ungestörten Anströmrichtung liegt nach einer rohen Abschätzung selbst bei  $30^\circ$  Anstellung unter  $1^\circ$ .

Am Ort des Propellers kann somit eine ungestörte Anströmung mit einer Geschwindigkeit gleich Schleppwagengeschwindigkeit und der um den Anstellwinkel  $\varphi$  geneigten Richtung gegenüber der Propellerwelle angenommen werden.

Für die Messung der am Propeller senkrecht zur Welle auftretenden Querkraft  $F_Y$  wurden an der Wurzel des waagerechten Lagerrohres für die Propellerwelle zu beiden Seiten des Rohres zwei Dehnungsmeßstreifen aufgeklebt, deren Längenänderungen in Abhängigkeit von dem durch die Querkraft  $F_Y$  hervorgerufenen Biegemoment durch ein übliches Dehnungsmeßgerät angezeigt wurden (vergl. Bild 2, unterer Teil).

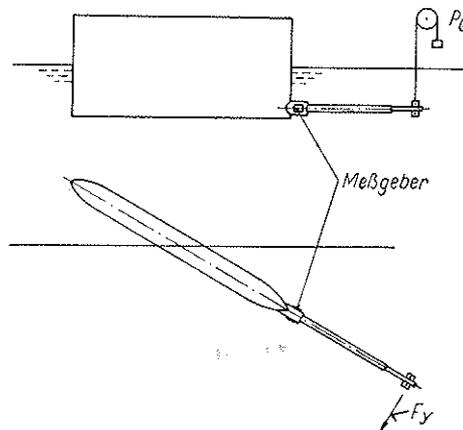


Bild 2. Eichanordnung für die Querkraft  $F_Y$  (unterer Bildteil) und ihren Einfluß auf das Propellerdrehmoment (oberer Bildteil)

Da außer dem durch die Propellerquerkraft  $F_Y$  verursachten Biegemoment ein weiteres durch die Queranströmung des Lagerrohres entstehendes Biegemoment im Wurzelquerschnitt wirksam wird, muß dieses letztere durch eine Korrektur des Gesamtwertes  $\Delta F_Y$  beseitigt werden. Für die Bestimmung dieser Korrekturwerte wurden die Anzeigen der Dehnungsmeßeinrichtung für den schräg angeströmten Freifahrkasten ohne Propeller in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit des Schleppwagens für mehrere Drehzahlen der Propellerwelle zeichnerisch dargestellt (Analog dem Magnuseffekt der schräg angeströmten rotierenden Welle zeigte sich ein nicht unbedeutender Einfluß der Wellendrehzahl auf die Größe des Dehnungsmeßwertes; der Propeller war bei diesen Versuchen durch eine „Blindnabe“ ersetzt).

Als Korrektur  $\Delta F_Y$  wurden die Werte für übereinstimmende Drehgeschwindigkeiten der Propellerwelle benutzt, die man für eine Fortschrittsgeschwindigkeit  $v'$  entsprechend der Wassergeschwindigkeit im ausgebil-

deten Schraubenstrahl mit dem Produkt aus Drehgeschwindigkeit  $n$  und Steigung  $P$  erhält

$$\Delta F_Y = K_{FY} (n \cdot P)^2$$

mit  $K_{FY} = \frac{F_{Y0}}{v^2}$ , worin  $F_{Y0}$  die dem Dehnungsmeßwert des schräg mit der Geschwindigkeit  $v$  angeströmten Freifahrkastens ohne Propeller entsprechende Querkraft darstellt. Die Ergebnisse einiger derartiger Vorversuche sind in Bild 3 zusammengefaßt, in dem der Zahlenwert  $K_{FY}$  in Abhängigkeit von der Drehzahl  $n$  für die drei Schräganströmungswinkel  $\varphi$  dargestellt ist. Die am Propeller vorhandene Querkraft  $F_Y$  wird mit dem unmittelbar beobachteten Meßwert  $F'_Y$  somit

$$F_Y = F'_Y - K_{FY} (n \cdot P)^2.$$

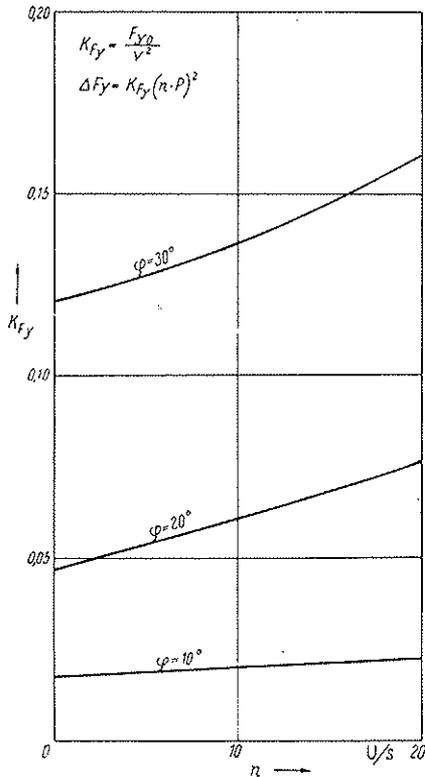


Bild 3. Querkraft der rotierenden Nabe ohne Flügel; Korrektur für die Querkraftmessung

Die gegenseitige Beziehung zwischen der Anzeige des Dehnungsmessers und der Kraft  $F_Y$  am Ort des Propellers wurde durch Eichungen vor Beginn der Versuche hergestellt und später laufend vor und nach den täglichen Messungen kontrolliert. Hierzu wurde ein durch bekannte Gewichtsstücke belasteter seitlicher Drahtzug am Ort des Propellers an der Welle befestigt.

Um den Einfluß der üblicherweise in axialer Anströmung nicht vorhandenen Querkraft  $F_Y$  auf die Messung der Propellerdrehmomente auszuschalten, wurde in einer besonderen Versuchsreihe die Einwirkung einer Querkraft  $P_Q$  auf die Momentenanzeige des Propellerdynamometers untersucht. Der durch das Gewichtsstück  $P_Q$  erzeugte Drahtzug wurde hierbei durch ein Kugellager am Ort des sonst dort befindlichen Propellers auf die drehende Welle übertragen (vergl. Bild 2, oberer Teil). Von den während der eigentlichen Versuche gemessenen Drehmomenten wurden Korrekturmomente  $\Delta Q'$  abgezogen, die gemäß der vorangegangenen Eichung der auftretenden Propellerquerkraft  $F_Y$  entsprechen ( $\Delta Q' = 0,23 \cdot F_Y$  (Drehmoment  $\Delta Q'$  in cmkp; Querkraft  $F_Y$  in kp). Bezeichnet  $Q'$  das am Propellerdynamometer un-

mittelbar beobachtete Drehmoment, dann wird das der weiteren Auswertung zugrunde zu legende Drehmoment in Schräganströmung  $Q\varphi = Q' - \Delta Q'$ .

Der unmittelbar vom Dynamometer angezeigte Propellerschub  $T'$  wurde zur Berücksichtigung des Widerstandes der Propellernabe einschließlich der kurzen freistehenden Propellerwelle wie bei allen üblichen Propeller-Freifahrversuchen um einen, wenn auch sehr kleinen, Betrag  $\Delta T'$  erhöht, so daß der für die Ermittlung des mittleren Schubbeiwertes in Schräganströmung benutzte Propellerschub  $T\varphi$  wird

$$T\varphi = T' + \Delta T'$$

mit  $\Delta T'$  [kp] = 0,0026 ( $n \cdot P$ ).

### 2.3.1.3. Darstellung der Versuchsergebnisse

Für die zusammenfassende Darstellung der Versuchsergebnisse und ihren Vergleich mit den entsprechenden Beobachtungswerten der vordem in axialer Anströmung durchgeführten normalen Versuche sind die Ergebnisse der vorliegenden Messungen in Schräganströmung in den Bildern 4 bis 9 als Beiwerte über der Fortschrittsziffer  $J$  zeichnerisch dargestellt.

$$\text{Mittlerer Schubbeiwert} \quad K_{T\varphi} = \frac{T\varphi}{\rho \cdot n^2 D^4}$$

$$\text{Mittlerer Momentenbeiwert} \quad K_{Q\varphi} = \frac{Q\varphi}{\rho \cdot n^2 D^5}$$

$$\text{Mittlerer Querkraftbeiwert} \quad K_Y = \frac{F_Y}{\rho \cdot n^2 D^4}$$

$$\text{Mittlere Güteziffer} \quad K_{T\varphi} = \frac{K_{T\varphi}}{K_{Q\varphi}}$$

Die Ergebnisse der einzelnen Meßfahrten sind durch die zugehörigen Meßpunkte in drei verschiedenen Signaturen entsprechend den drei untersuchten Schräganströmungswinkeln  $\varphi$  eingetragen.

Als Vergleichskurven sind jeweils die für axiale Anströmungen ( $\varphi = 0^\circ$ ) gemittelten Werte der früher durchgeführten Freifahrversuche eingetragen und zusätzlich je drei weitere Kurven für die Schräganströmung  $\varphi$ , die mit Benutzung des nachfolgend abgeleiteten Näherungsverfahrens aus den Kurven für axiale Anströmung ermittelt wurden.

### 2.3.2. Theoretischer Teil: Näherungsrechnung

Grundlagen der Näherungsrechnung  
(vergl. Bild 10)

Für die nachfolgende Betrachtung wird angenommen, daß der mit der konstanten Winkelgeschwindigkeit  $\omega$  um die Antriebswelle  $o-x$  rotierende Propeller in der um den Winkel  $\varphi$  gegen die Antriebswelle geneigten Richtung  $o-x'$  mit der gleichbleibenden Geschwindigkeit  $v$  fortschreite. Die Berücksichtigung der Fortschrittgeschwindigkeit  $v$  und der Drehgeschwindigkeit  $\omega$  führt dann innerhalb der auf dem Radius  $r$  angenommenen zylindrischen Strömungsschicht bei Vernachlässigung der induzierten Geschwindigkeitsanteile zu einer resultierenden Anströmung des Flügelblattes, dessen Geschwindigkeit und Richtung während eines vollen Umlaufes periodisch zwischen zwei Grenzwerten schwanken. Vernachlässigt man in der nachfolgenden Betrachtung den Einfluß der Schiebewinkel  $\gamma$  auf die Größe der am Blattschnitt entstehenden Strömungskräfte, so lassen sich diese mit Hilfe der resultierenden Anströmungsgeschwindigkeit  $w$  und des Flügelblattanstellwinkels  $\alpha$  für jede Flügelstellung  $\theta$  ermitteln.

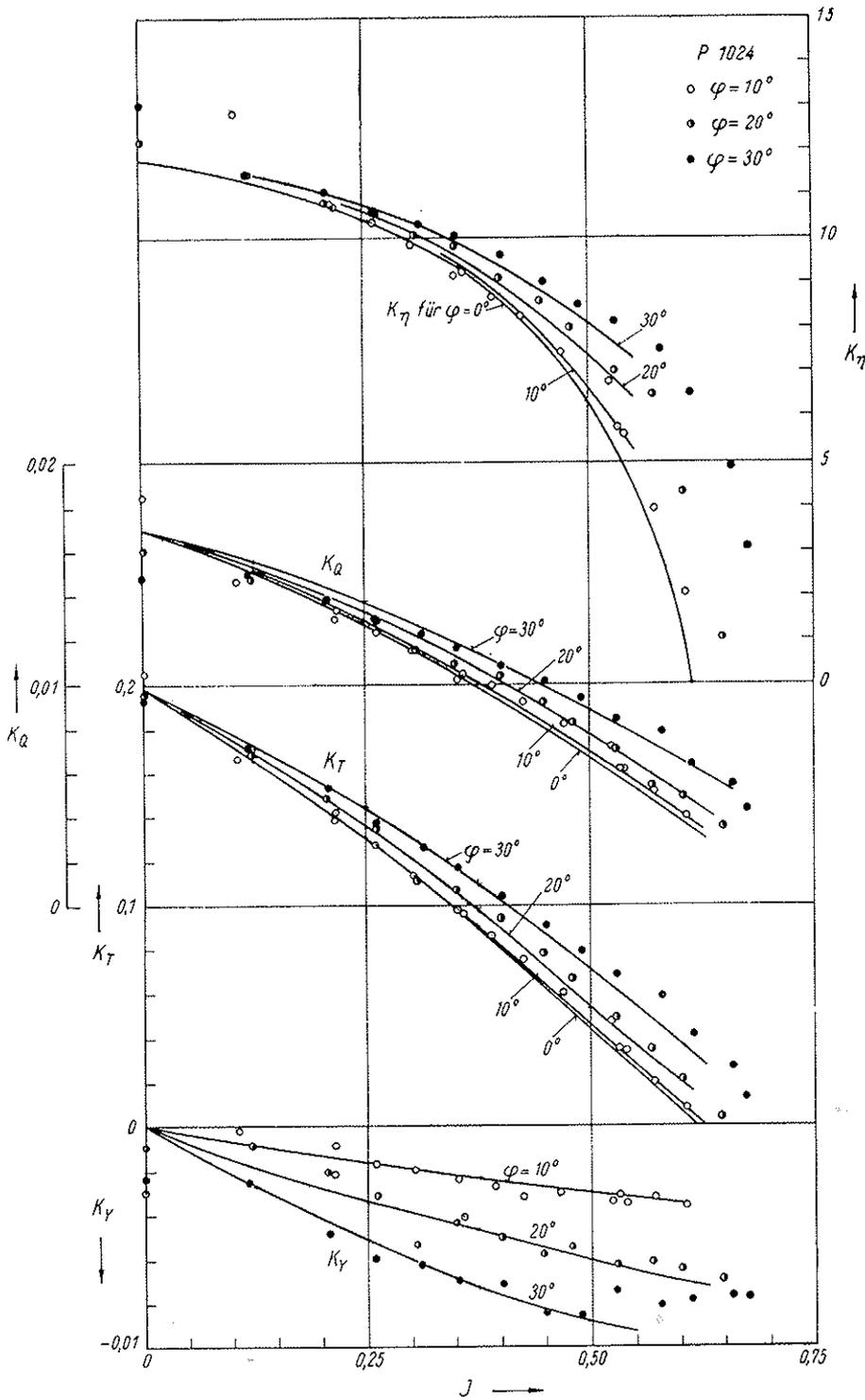


Bild 1  
Ergebnis der Freifahrversuche  
mit Propeller 1024

Mit  $v_x = v \cdot \cos \varphi$  (1)

und  $v_y = v \cdot \sin \varphi$  (2)

wird  $w_\theta = \sqrt{(r\omega - v_y \sin \theta)^2 + v_x^2}$ . (3)

$w_1 = w_3 = \sqrt{(r\omega)^2 + v_x^2}$ , (4)

in der Vertikalstellung 2 mit  $\theta_2 = \frac{\pi}{2}$

$w_2 = \sqrt{(r\omega - v_y)^2 + v_x^2} = \sqrt{(r\omega)^2 + v_x^2 + v_y^2 - 2r\omega \cdot v_y}$  (5)

und in der Vertikalstellung 4 mit  $\theta_4 = \frac{\pi}{2}$

$w_4 = \sqrt{(r\omega + v_y)^2 + v_x^2} = \sqrt{(r\omega)^2 + v_x^2 + v_y^2 + 2r\omega \cdot v_y}$ . (6)

Die Stellung 1 des Flügelblattes mit dem Winkel  $\theta = 0$  fällt mit der Ebene der Geschwindigkeit  $v$  linear fortbewegt. Gemäß den in Bild 10 eingezeichneten Stellungen des Flügelblattes 1 bis 4 werden die Geschwindigkeiten  $w$  der zur zylindrischen Strömungsscheite tangential gezeichneten Geschwindigkeitsdreiecke n. Gl. 3 in den Horizontalstellungen 1 und 3 mit  $\theta_1 = 0$  bzw.  $\theta_3 = \pi$

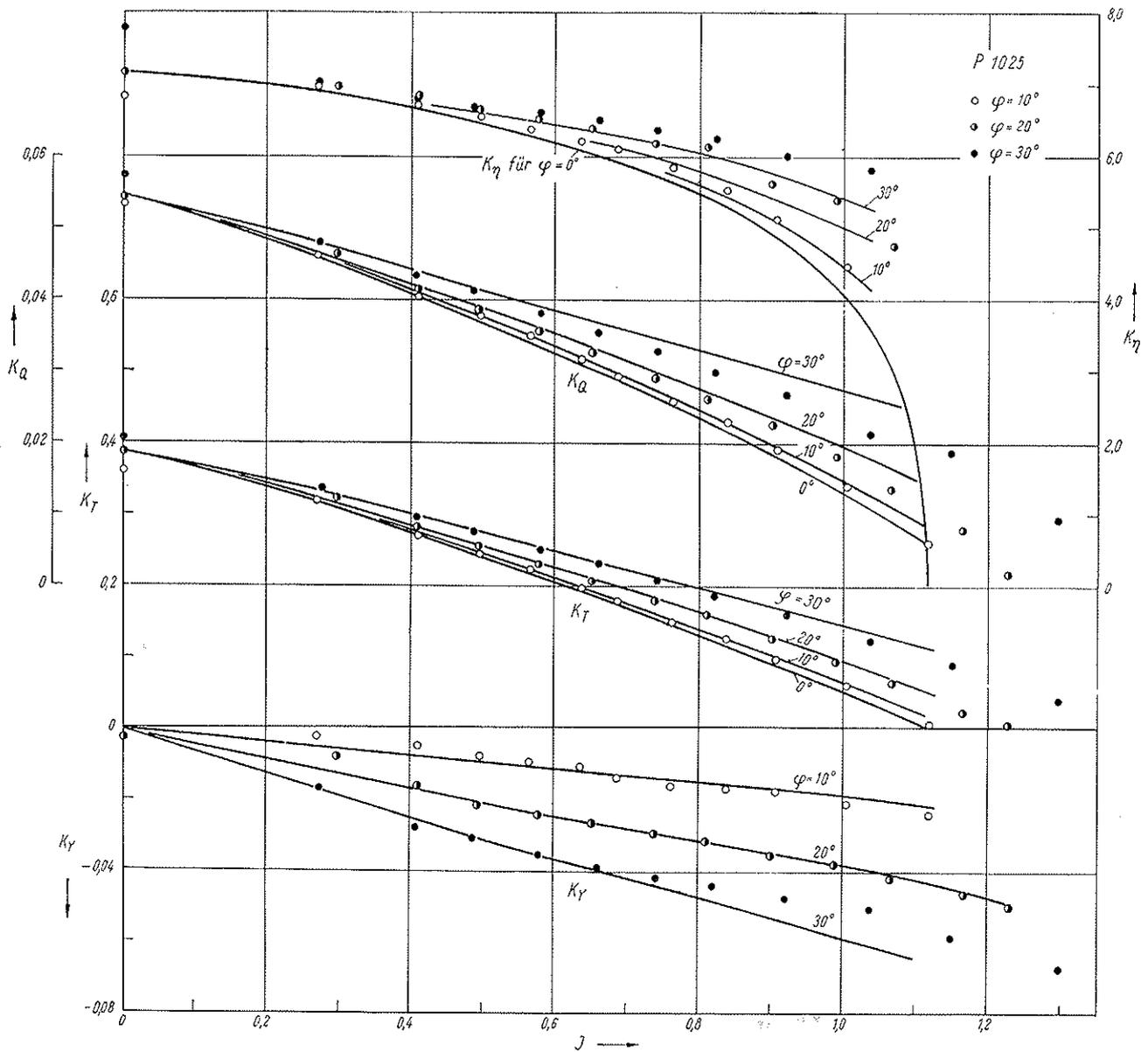


Bild 5. Ergebnis der Freilahrversuche mit Propeller 1025

Die vorstehenden Bestimmungsgleichungen für den bei Vernachlässigung der induzierten Geschwindigkeit resultierenden Geschwindigkeitsvektor  $w$  zeigen, daß sich die Anströmgeschwindigkeit  $w$  bei jedem Umlauf des Propellerflügels zwischen dem Kleinstwert  $w_2$  und dem Größtwert  $w_1$  ändert.

Gleichsinnig mit der Änderung der Geschwindigkeit ändert sich auch die Größe des Anstellwinkels  $\alpha$ , der sich aus der Winkeldifferenz des gleichbleibenden Blattsteigungswinkels und der veränderlichen Neigung  $\beta$  des Geschwindigkeitsvektors gegen die Propellerebene ergibt.

Die bei einem vollen Umlauf des Propellerflügels gleichsinnig auftretenden Änderungen der resultierenden Anströmgeschwindigkeit und des Anstellwinkels führen somit zu einer periodischen Schwankung der am einzelnen Flügelblatt angreifenden Strömungskräfte zwischen einem Kleinstwert in der Stellung, in der die Bewegungsrichtung des Propellerflügels mit der Richtung der Schräganströmung übereinstimmt, und einen Größtwert in der entgegengesetzten Stellung.

Die für die Beanspruchung des Wurzelquerschnittes des einzelnen Flügels bedeutsame periodische Schwankung der Strömungskraft, deren Zunahme gegenüber

dem zeitlichen Mittelwert während der Halbperiode, in der der Propellerflügel gegen die Richtung der Schräganströmung läuft, größer ist als ihre Abnahme während der anderen Halbperiode, führt außerdem zu den nachstehend aufgeführten Erscheinungen:

1. An der Antriebswelle eines schräg angeströmten Propellers mit z-Flügeln treten Schwankungen des Schubes und des Drehmomentes auf, deren Frequenz sich aus dem Produkt aus Drehzahl und Flügelzahl ergibt. Die Größe der Schwankungen folgt aus dem zeitlichen Verlauf der für alle z-Flügel gleichzeitig zu bestimmenden Gesamtkraft bzw. des Gesamtmomentes innerhalb der Periode einer vollen Schwankung entsprechend der Winkelbewegung des Propellers um den Winkel  $\chi = \frac{2\pi}{z}$ .

2. Aus der Asymmetrie der Kraftverteilung am Einzelflügel, bezogen auf die zur Schräganströmung parallele Achsebene folgt eine Verlagerung der mittleren Schubkraft aus Mitte Welle heraus senkrecht zu der genannten Ebene um den Abstand  $e$  nach der Seite hin, auf der die Propellerflügel der Schräganströmung entgegenlaufen (vergl. Bild 11).

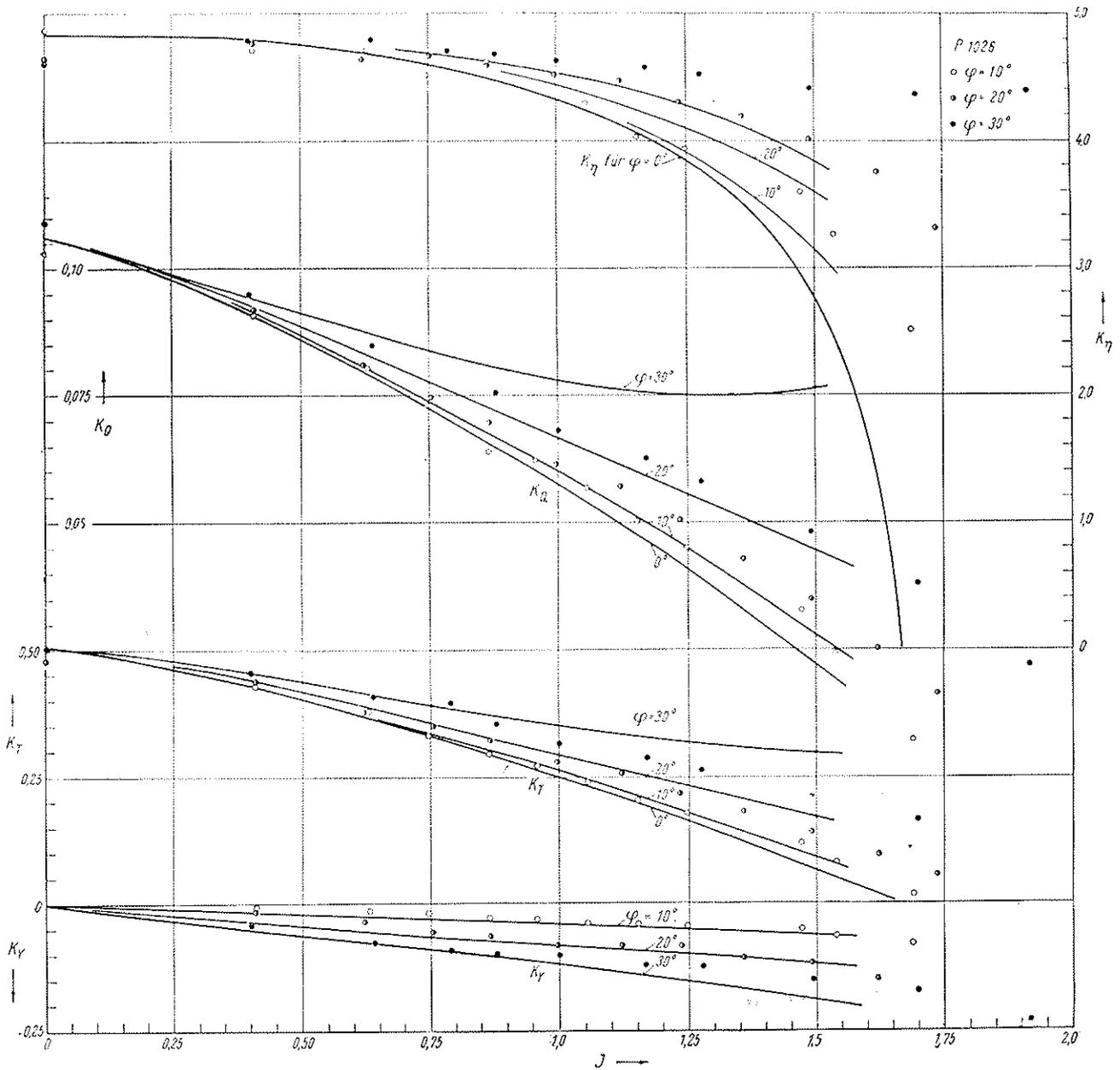


Bild 6. Ergebnis der Freifahrversuche mit Propeller 1026

3. Die vorgenannte Asymmetrie der Kraftverteilung führt zu einer Querkraft  $F_Y$  senkrecht zur Propellerwelle in Richtung der Queranströmung, deren Angriffsrichtung etwa um den gleichen Abstand  $e$  wie beim mittleren Schub gegenüber der Wellenmitte verschoben ist. (Die Querkraft ist also nach der entgegengesetzten Seite der Propellerwelle gerichtet, von der die Propellerwelle schräg angeströmt wird).
4. Die Verlagerung des mittleren Schubes  $T\varphi$  und der Seitenkraft  $F_Y$  um den Abstand  $e$  gegenüber Mitte Welle ruft zwei Momente um die Achse 1—3 bzw. um die Achse der Propellerwelle  $o—x$  wach.  
Während das Moment  $e \cdot T$  in der Propellerwelle zusätzlich als Biegemoment wirkt, ist das Moment  $e \cdot T_Y$  ein Bestandteil des Antriebsdrehmomentes und macht sich nur durch einen zusätzlichen Lagerdruck bemerkbar, der der Seitenkraft  $F_Y$  entgegengerichtet ist.
5. Die Änderung des Propellerdrehsinns bleibt auf die Richtung der Querkraft ohne Einfluß. Ihre Verlagerung gegenüber der Propellerwelle um den Abstand

- e tritt jedoch analog der Verlagerung der mittleren Schubkraft  $T\varphi$  nach der entgegengesetzten Seite auf.
6. Da die Zunahme der mittleren Strömungskraft in der einen Halbperiode größer ist als die Abnahme in der anderen, werden die Schub- und Momentenbeiwerte eines Propellers in Schräganströmung größer als die entsprechenden Werte des Propellers in homogener Axialanströmung bei gleichem Fortschrittsgrad.  
Die genannten Unterschiede werden mit zunehmender Fortschrittsziffer und ansteigendem Schräganströmungswinkel größer. Der Propeller in Schräganströmung nähert sich damit in seinem Verhalten allerdings nur zehrschwach dem schrittweisen Propeller.
7. Der Unterschied in den Strömungskräften der beiden Halbperioden bleibt für den Betriebszustand bestehen, in dem der mittlere Gesamtschub  $T\varphi$  gleich Null wird. In diesem Fall bleibt also das Moment um die Achse 1—3 endlich. Ebenso bleiben die Zahlenwerte für die Seitenkraft  $F_Y$  und das zugehörige Moment um die Propellerachse endlich.

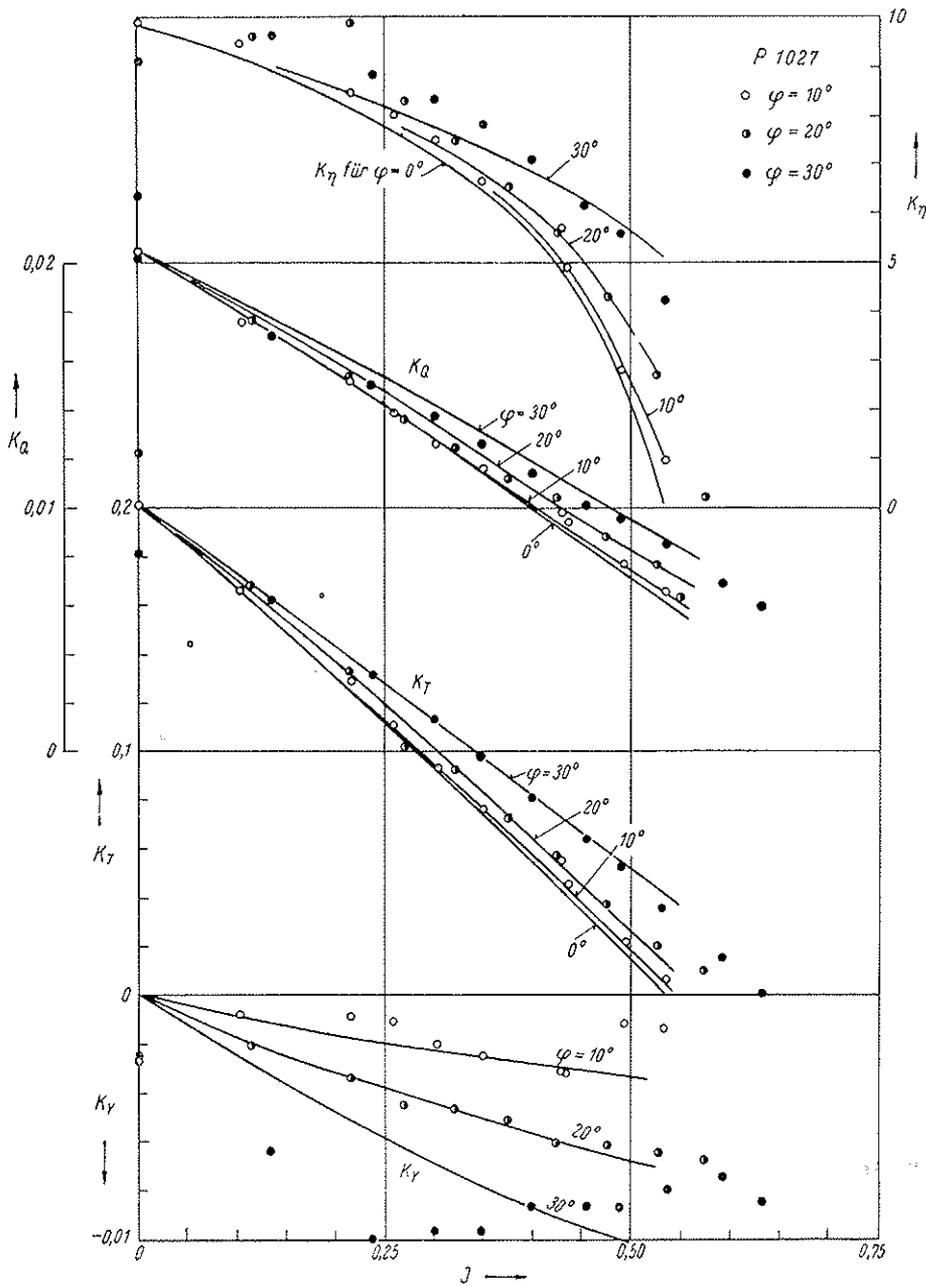


Bild 7. Ergebnis der Freifahrversuche mit Propeller 1027

Der vorstehend skizzierte allgemeine Zusammenhang zwischen Schräganströmung und Propellerkräften erscheint für eine einfache rechnerische Abschätzung der am Propeller auftretenden Kräfte nicht geeignet. Statt der Bestimmung des Geschwindigkeitsvektors  $w$  und des zugehörigen Anstellwinkels  $\alpha$  für das Flügelblatt wird die Änderung der Umfangsgeschwindigkeitskomponente in der Propellerebene ( $r\omega - v_y \sin \vartheta$ ) sowie die Änderung der Fortschrittsziffer  $J = \frac{v_y \cdot \pi}{r\omega - v_y \sin \vartheta}$  in Ab-

hängigkeit von der durch den Winkel  $\vartheta$  gekennzeichneten Flügelstellung ermittelt und für diese Änderungen die entsprechenden Änderungen des Schub- und Drehmomentbeiwertes aus dem Freifahrversuch des koaxial angeströmten Propellers in die Näherungsrechnung eingesetzt.

Die in der Propellerebene vorhandene Radialkomponente der Schräganströmung  $v_r = v_y \cdot \cos \vartheta$  führt zu einer Schräganströmung der Flügelblätter, deren Einfluß (schiebender Tragflügel) auf die an den Flügelblättern auftretenden Strömungskräfte jedoch im Hinblick auf den Näherungscharakter der vorstehenden Betrachtung vernachlässigt werden soll.<sup>1)</sup>

<sup>1)</sup> Grundsätzlich dürfte man beispielsweise an den Propellerflügeln eines Einschraubenschiffes in den oberen Stellungen des Blattes, in denen sowohl die Radialkomponente der Relativanströmung als auch der Anstellwinkel des Flügelblattes ihre Höchstwerte während eines Umlaufs erreichen, mit einem wirkungsgradfördernden Einfluß dieser Schräganströmung rechnen, wobei möglicherweise aber auch das Auftreten von Kavitation durch die hierbei vorstellbare Spülwirkung der Schräganströmung und damit verbundene Verbesserung der Profilmströmung mit ausgeprägteren Druckminima begünstigt werden könnte.

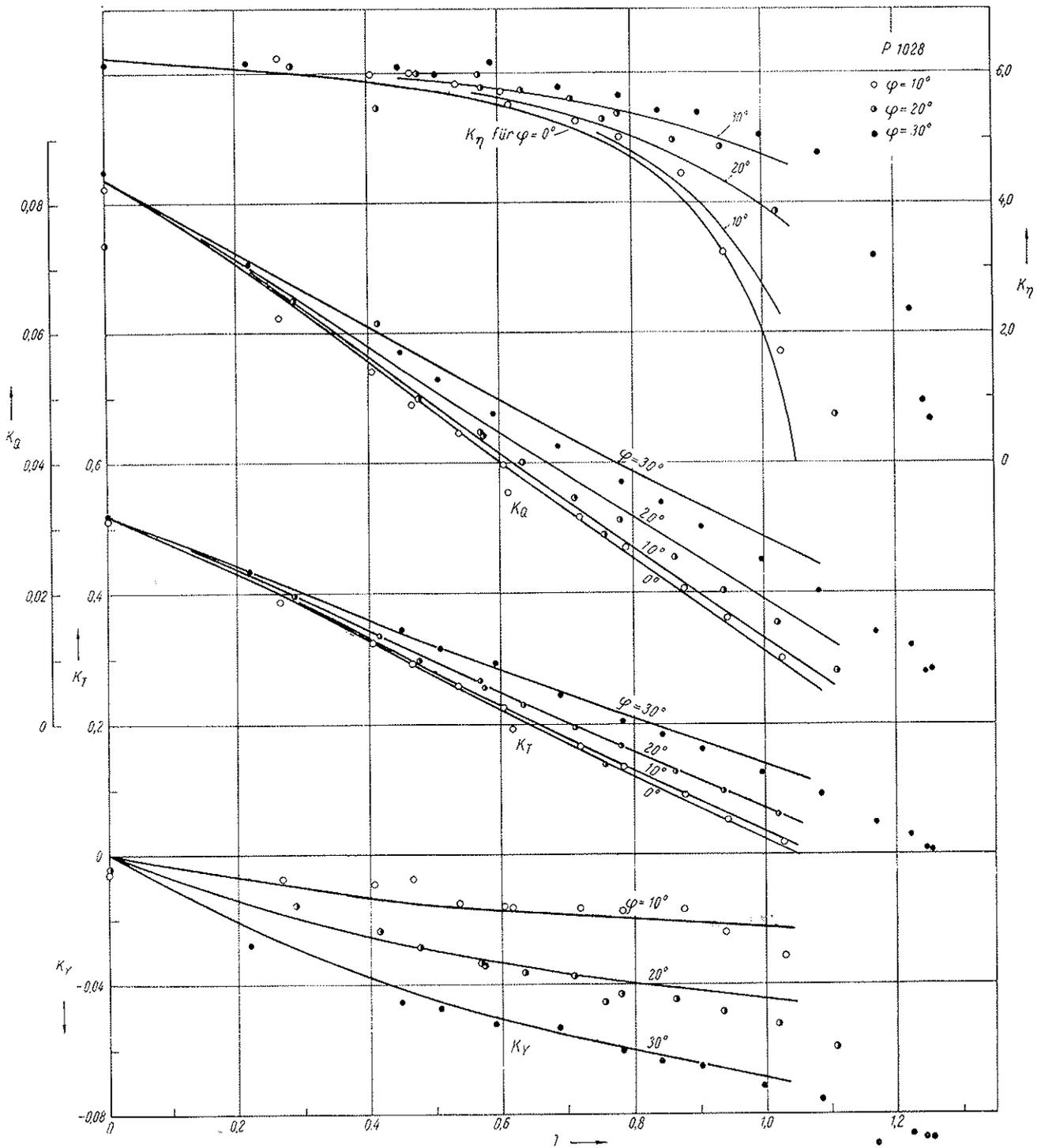


Bild 8. Ergebnis der Freifahrversuche mit Propeller 1028

### 2.3.2.2. Ableitung der Näherungsmethode

Die nachstehenden Betrachtungen werden unter der Annahme durchgeführt, daß es im Hinblick auf das angestrebte Ziel einer Näherungsmethode ausreichend sei, die Gesamtwirkung eines Flügelblattes durch die Wirkung einer Ersatztragfläche zu ersetzen, deren resultierende Kraft auf dem Radius  $r = 0,7 R$  liegt.

Für den koaxial angeströmten Propeller ( $\varphi = 0^\circ$ ) gelten die im üblichen Freifahrversuch beobachteten Werte des Schub- und Drehmomentenbeiwertes  $K_T$  bzw.  $K_Q$  in Abhängigkeit von der Fortschrittsziffer  $J = \frac{v}{n \cdot D}$

Aus diesen lassen sich für die Ersatztragfläche des einzelnen Flügelblattes eines z-flügligen Propellers in koaxialer homogener Anströmung folgende Werte ableiten:

$$\text{die Axialkraftkomponente } T_z = \frac{T}{z} = \frac{\rho \cdot n^2 D^4 K_T}{z} \quad (7)$$

die Tangentialkraftkomponente

$$D_z = \frac{Q}{z \cdot 0,35 \cdot D} = \frac{\rho \cdot n^2 D^5 K_Q}{z \cdot 0,35 \cdot D} \quad (8)$$

wobei der mit dem Index z versehene Buchstabe  $D_z$  in diesem Fall die Drehkraft bedeuten soll.

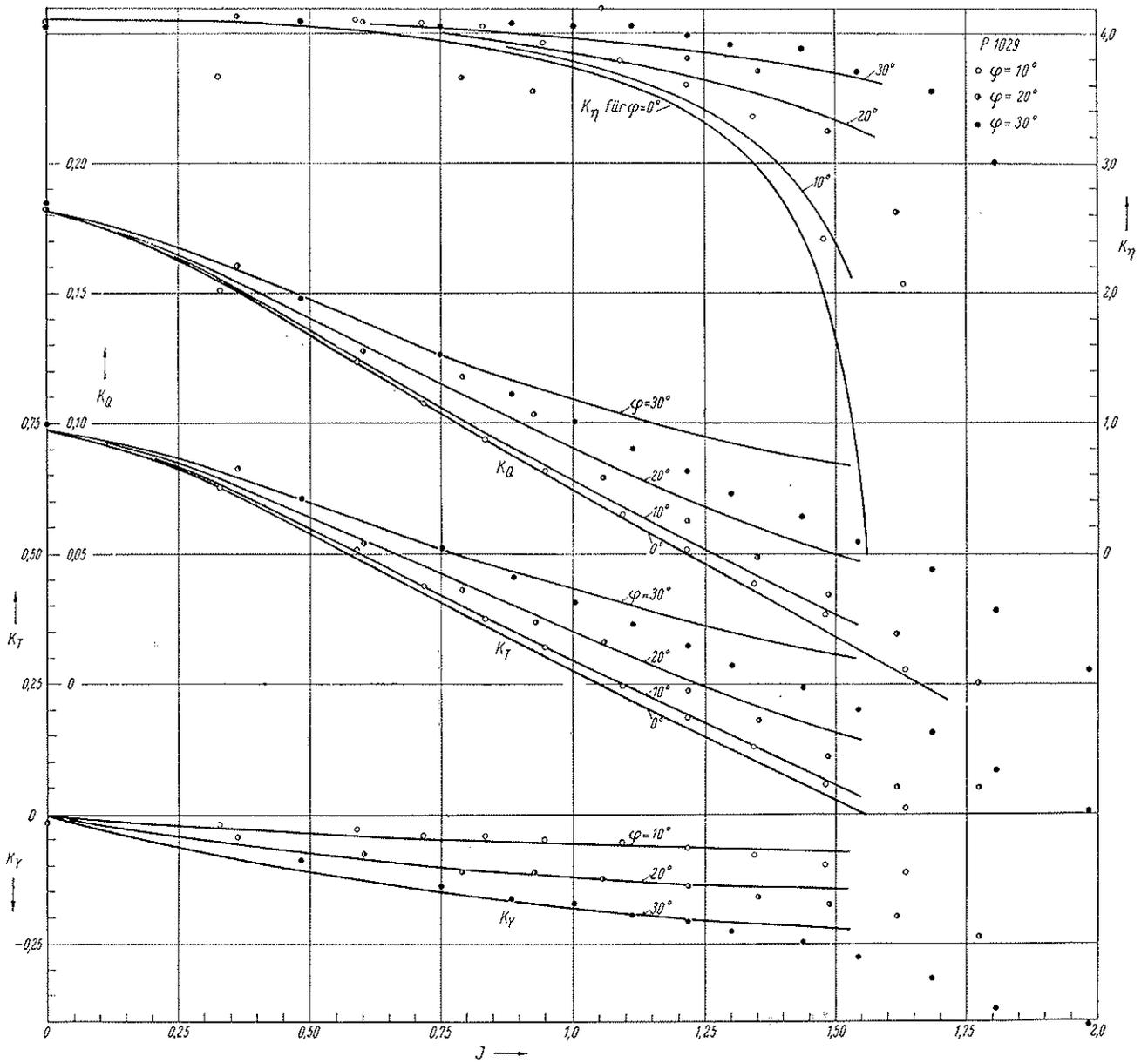


Bild 9. Ergebnis der Freifahrversuche mit Propeller 1029

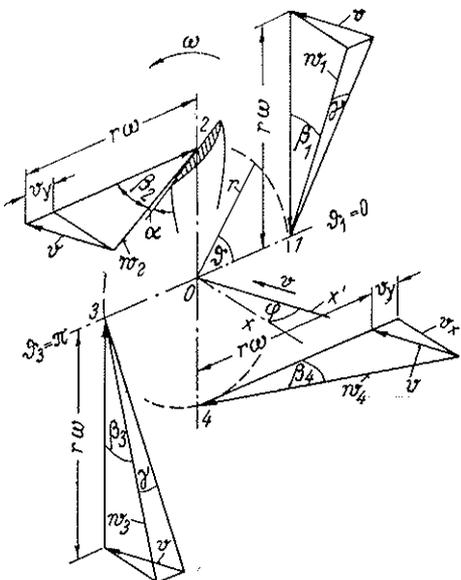


Bild 10. Geschwindigkeitsdreiecke der Ersatztragfläche in den vier Hauptstellungen

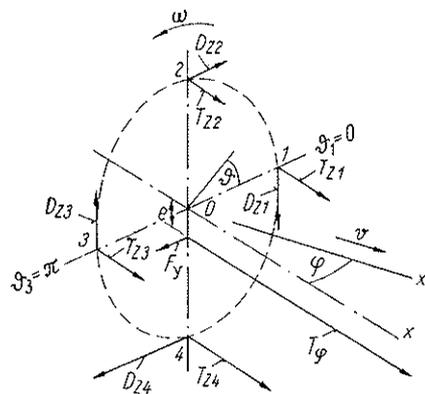


Bild 11. Schematische Darstellung der Kräfte an der Ersatztragfläche

Die bei Schräganströmung auftretenden entsprechenden Werte der Ersatztragfläche in den durch den Drehwinkel  $\theta$  gekennzeichneten Stellungen des Flügelblattes

$$T_{z\theta} = \frac{\rho}{z} n^2_{z\theta} \cdot D^3 \cdot K_{Tz\theta} \quad (9)$$

$$D_{z\theta} = \frac{\rho}{z \cdot 0,35 D} \cdot n^2_{z\theta} \cdot D^3 \cdot K_{Qz\theta} \quad (10)$$

unterscheiden sich von den Werten des koaxial homogen angeströmten Propellers dadurch, daß für die Relativanströmung der Ersatztragfläche eine von der Winkelstellung abhängige, während des Umlaufes veränderliche Umfangsgeschwindigkeit eingesetzt wird

$$w_u = 0,7 D \pi \cdot n_{\theta} = 0,7 \cdot R \omega - v_y \sin \theta \cdot C \quad (11)$$

und weiterhin für die Bestimmung der Beiwerte  $K_{Tz\theta}$  und  $K_{Qz\theta}$  aus dem Freifahrdiagramm des axial angeströmten Propellers als Fortschrittsziffer ein Wert  $J_{\theta} = \pi \cdot \lambda_{\theta}$  benutzt wird, der dem Fortschrittsgrad  $\lambda_{0,7}$  der Ersatztragfläche auf dem Radius  $r = 0,7 R$  bei Schräganströmung entspricht.

Der Faktor  $C$  beim variablen Geschwindigkeitsanteil  $v_y \cdot \sin \theta$  stellt einen empirischen Zahlenwert dar, der die Einwirkung einiger Einflüsse berücksichtigen soll, die sich aus den instationären Strömungsvorgängen am umlaufenden Flügel ergeben (s. weiter unten).

Der Fortschrittsgrad der Ersatztragfläche auf  $r = 0,7 R$  ist

$$\lambda_{0,7} = \frac{v_x}{0,7 R \omega - v_y \sin \theta \cdot C} \quad (12)$$

somit wird die Fortschrittsziffer gemäß der Beziehung  $J = 0,7 \pi \cdot \lambda_{0,7}$  für die während des Umlaufes durchlaufenen Winkel

$$J_{\theta} = 0,7 \pi \cdot \lambda_{0,7} = \frac{0,7 \pi v_x}{0,7 D \pi n - v_y \sin \theta \cdot C} \quad (13)$$

und damit das Verhältnis der für die verschiedenen Flügelstellungen veränderlichen Fortschrittsziffer  $J_{\theta}$  zur Fortschrittsziffer  $J$  bei axial angeströmten Propeller mit Beachtung, daß  $v_y = v \cdot \sin \varphi$

$$\frac{J_{\theta}}{J} = \frac{2,2 \cdot \frac{v_x}{v}}{2,2 \cdot \frac{v}{n \cdot D} \sin \varphi \sin \theta \cdot C} \quad (14)$$

oder

$$J_{\theta} = \frac{\cos \varphi}{1 - \frac{2,2}{C} \sin \varphi \sin \theta} \cdot J \quad (15)$$

Aus der Gleichung II folgt weiterhin

$$n_{\theta} = \frac{0,7 D \pi n - v \cdot \sin \varphi \sin \theta \cdot C}{0,7 D \pi} \quad (16)$$

$$= n - \frac{C \cdot v}{2,2 \cdot D} \sin \varphi \sin \theta \quad (17)$$

oder

$$\frac{n_{\theta}}{n} = 1 - \frac{J}{2,2} C \sin \varphi \sin \theta \quad (18)$$

Bedenkt man, daß der Anstellwinkel des Propellerflügelchnittes eines einzelnen Flügelblattes nicht allein durch das aus Fortschrittsziffer  $J$  und die Umfangsgeschwindigkeit  $w$  gebildete Geschwindigkeitsdreieck bestimmt wird, sondern daß für die Richtung und Größe der tatsächlich resultierenden Anströmung auch die induzierten Geschwindigkeiten der übrigen Flügel berücksichtigt werden müßten, dann ergibt sich aus dem Unterschied in der Belastung des betrachteten Einzelflügels gegenüber der der übrigen Flügel die

Schlußfolgerung, daß die vorstehende quasistationäre Näherungsbetrachtung für den schräg angeströmten Propeller zu kleine Zahlenwerte ergeben muß.

Befindet sich der betrachtete Einzelflügel in der Stellung mit der höchsten Anströmungsgeschwindigkeit und dem größten Anstellwinkel (Bild 10, Stellung 4), dann ist der Einfluß der übrigen Flügel mit geringerer Belastung und daher schwächerer Induktion auf den Einzelflügel kleiner als wie im Fall der axialen homogenen Anströmung. Die aus dem Freifahrversuch des axial angeströmten Propellers entnommenen Beiwerte für Schub- und Drehmoment des Einzelflügels werden daher in diesem Fall bei Schräganströmung übertroffen werden.

Befindet sich der betrachtete Flügel hingegen in der Stellung mit geringster Belastung (Bild 10, Stellung 2), dann ist von den übrigen Flügeln, die sich zur gleichen Zeit in Stellungen mit höherer Belastung befinden, eine im Vergleich zur axialen Anströmung stärkere Gesamtinduktion an der Stelle des schwach belasteten Flügels zu erwarten, so daß die an diesem Einzelflügel bei Schräganströmung auftretende Belastung noch unter der Belastung bleiben wird, die man rechnerisch nach dem vorstehenden Verfahren erhält.

Da weiterhin die Überschreitung in dem Bereich der Flügelstellungen mit höherer Belastung größer zu erwarten ist als die Unterschreitung in dem Bereich mit kleinerer Belastung, bleibt insgesamt ein Überschuß bestehen, der den Mittelwert für den vollständigen Umlauf über den rechnerischen Wert hinaus erhöht.

Die durch die Verschiedenheit der Induktion in Schräganströmung gegenüber der Induktion in Axialanströmung entstehende Abweichung der Belastungswerte für rechnerisch gleichwertige Anströmverhältnisse bei quasistationärer Betrachtung wird aller Wahrscheinlichkeit nach noch verstärkt durch die Beeinflussung der Grenzschicht.

Während nämlich die durch die Zentrifugalbeschleunigung am Propellerflügel allgemein erzeugte Absaugung während des Umlaufvorganges von der Stellung 4 ausgehend über Stellung 1 nach Stellung 2 durch die Querkomponente der Schräganströmung behindert wird und damit zu einer Anreicherung der Grenzschicht in den niederen Belastungszuständen (Stellung 2) führt, wird sie im Umlaufbereich von Stellung 2 über Stellung 3 nach Stellung 4 durch die Schräganströmung begünstigt, so daß die Auftriebserzeugung am Flügelblatt mit starker Verringerung der Grenzschicht kurz vor der Flügelstellung 4 bedeutend über der entsprechenden Auftriebserzeugung in axialer Anströmung des Propellers mit über dem Umlauf gleichbleibender Grenzschichtdicke liegen wird und damit zu einer merklichen Steigerung der Belastung in der Flügelstellung 4 gegenüber den Werten führt, die man nach der quasistationären Betrachtung erhält.

Zur Abschätzung der vorerwähnten Einflüsse wurde der Vergleich des für die Seitenkraft  $F_y$  nach der weiter unten angegebenen Methode gemäß der vorstehenden Näherungsrechnung ermittelten Wertes mit dem experimentell betrachteten Wert benutzt. Dieser aus der Differenz zweier etwa annähernd gleich großer Beträge

$$\frac{1}{\pi} \int_{-\frac{\pi}{2}}^{\frac{\pi}{2}} D_{z\theta} \sin \theta \cdot d\theta \quad \text{und} \quad \frac{1}{\pi} \int_{-\frac{\pi}{2}}^{\frac{\pi}{2}} D_{z\theta} \sin \theta \cdot d\theta$$

Wert (vgl. Bild 12) liefert ein gutes Kriterium für die Brauchbarkeit der angegebenen Näherungsmethode.

Der Vergleich zwischen den für die Seitenkraft  $F_y$  bzw. für die ihr entsprechenden Verhältniszahlen

$$\frac{D_{z\theta} \cdot \sin \theta}{D_z} \cdot d\theta \quad \text{nach der Näherungsmethode errechneten}$$

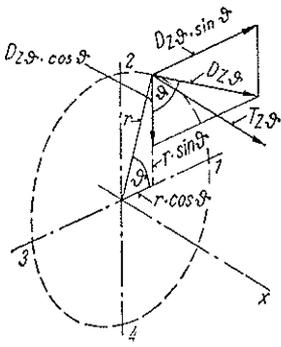


Bild 12. Entstehung der Querkraftelemente (schematisch)

Zahlenwerte, wobei in den Gl. 11 bis 18 der Zahlenfaktor  $C = 1$  gesetzt wurde, mit den experimentell beobachteten Werten führte zu einem Verhältniswert von etwa  $1/2$ . Der der Seitenkraft  $F_y$  hierbei entsprechende Verhältniswert ist in Bild 13 der Differenz der Flächeninhalte proportional, die die Kurven  $\frac{D_{z\theta} \cdot \sin \theta}{D_z}$  mit der Abszissenachse 0 einschließen (gestrichelte Kurven mit dem Parameter  $C = 1$ ).

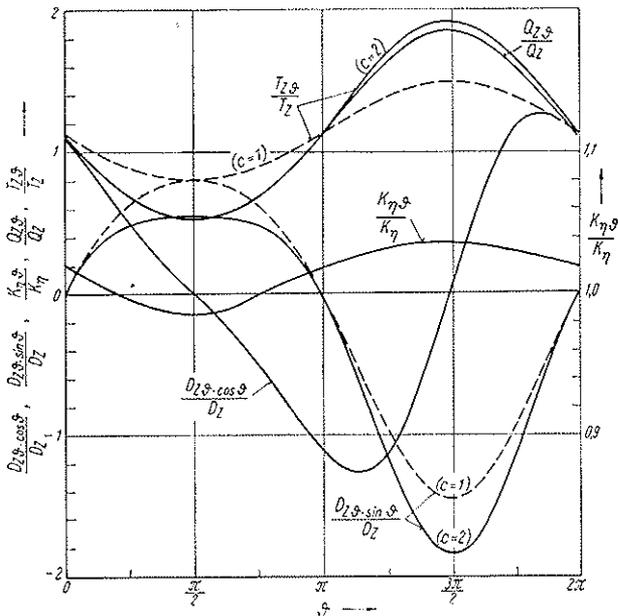


Bild 13. Kraft- und Momentenverlauf an der Ersatztragfläche in Abhängigkeit vom Drehwinkel  $\theta$

Aus dem Vergleich der rechnerischen mit den experimentell ermittelten Werten der Seitenkraft  $F_y$  wurde nun versucht, einen Einflußfaktor  $C$  zu bestimmen, dessen Berücksichtigung genügen würde, um die Ergebnisse der Näherungsrechnung mit denen des Experimentes besser in Übereinstimmung zu bringen. Bei der Vielfalt der obenerwähnten Einflüsse war es von vornherein klar, daß ein derartiger Faktor nur in grober Näherung die beträchtlichen Einwirkungen für alle Propeller im ganzen Arbeitsbereich zahlenmäßig richtig erfassen kann.

Einige wenige Vergleiche der vorgenannten Art genügten, um zu zeigen, daß ein Faktor  $C = 2$  in den Gl. (11) bis (18) eine recht gute Übereinstimmung der errechneten und experimentell beobachteten Werte für alle Fälle sicherte. Es wurden daher alle Rechnungen gemäß

der Näherungsmethode und Benutzung des Faktors  $C = 2$  durchgeführt. Die Wirkung dieser Maßnahme erstreckte sich gleichfalls auf eine wesentlich bessere Übereinstimmung der für den mittleren Schub und das mittlere Drehmoment errechneten und gemessenen Beiwerte.

Lediglich im Bereich sehr großer Fortschrittsziffern der Propeller mit hohem Steigungsverhältnis ergeben sich starke Abweichungen. Diese Abweichungen werden jedoch sofort verständlich, wenn man die Belastungsschwankungen am einzelnen Flügel bei seinem vollen Umlauf berücksichtigt, die im Grenzfall mit Benutzung der Darstellung in Bild 10 von Standschubbelastung in der Stellung 4 bis zur Bremslast beim Stoppen eines Schiffes in Stellung 2 reichen und infolge der hierdurch verursachten gegenseitigen Zirkulationsvorgänge die Anwendbarkeit des Näherungsverfahrens grundsätzlich in Frage stellen.

Bildet man den zeitlichen Mittelwert des schwankenden Schubes nach Gl. (9), so erhält man den mittleren Schub des einzelnen Propellerflügels während eines vollen Umlaufes

$$\bar{T}_z = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} T_{z\theta} d\theta \quad (19)$$

und damit den mittleren Schub des z-flügligen Propellers in Richtung der O—X Achse

$$\bar{T}_\varphi = z \cdot \bar{T}_z = \frac{q}{2\pi} D^4 \int_0^{2\pi} n_\theta^2 \cdot K_{T\theta} \cdot d\theta \quad (20)$$

Stellt man den mittleren Gesamtschub des Propellers bei Schräganströmung  $\bar{T}_\varphi$  in Einheiten des Schubes  $T$  dar, den der Propeller bei der gleichen Fortschrittsziffer  $J$  in axialer Anströmung erzeugt, dann wird mit Gl. (20)

$$\frac{\bar{T}_\varphi}{T} = \frac{q}{2\pi} D^4 \int_0^{2\pi} n_\theta^2 K_{T\theta} d\theta \quad (21)$$

$$= \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \left(\frac{n_\theta}{n}\right)^2 \frac{K_{T\theta}}{K_T} d\theta \quad (22)$$

und mit Berücksichtigung der Gl. (18)

$$\frac{\bar{T}_\varphi}{T} = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \left(1 - \frac{J \cdot C}{2,2} \sin \varphi \sin \theta\right)^2 \frac{K_{T\theta}}{K_T} d\theta \quad (23)$$

worin die Werte  $K_{T\theta}$  und  $K_T$  aus dem Freifahrtdiagramm des axial angeströmten Propellers für die Fortschrittsziffern  $J_\theta$  und  $J$  abzulesen sind.

Der Schub des einzelnen Propellerflügels n. Gl. (9) schwankt bei einem vollen Umlauf zwischen dem Höchstwert bei der Flügelstellung 4 ( $\theta = -90^\circ$ ) und dem Mindestwert bei der Flügelstellung 2 ( $\theta = +90^\circ$ ). Bezogen auf den am Einzelflügel in homogener Axialanströmung während des ganzen Umlaufes gleich groß bleibenden Schub  $T_z$  wird die Größe des in Schräganströmung am Einzelflügel schwankenden Schubes  $T_{z\theta}$  durch den Quotienten ausgedrückt

$$\frac{T_{z\theta}}{T_z} = \left(\frac{n_\theta}{n}\right)^2 \frac{K_{T\theta}}{K_T} = \left(1 - \frac{J \cdot C}{2,2} \sin \varphi \sin \theta\right)^2 \frac{K_{T\theta}}{K_T} \quad (24)$$

In Bild 13 ist der Verlauf der Verhältniszahl  $\frac{T_{z\theta}}{T_z}$  für die beiden Faktoren  $C = 1$  und  $2$  dargestellt, um auf den großen Einfluß hinzuweisen, den die Wahl des Faktors  $C$  in Gl. (11) bis (19) auf die Höhe der Belastungsschwankung ausübt.

In analoger Weise erhält man mit Benutzung der Gl. (10) den Mittelwert des in Schräganströmung schwankenden Drehmomentes  $\bar{Q}_\varphi$  für den einzelnen Flügel

$$\bar{Q}_z = \frac{0,35 D}{2\pi} \int_0^{2\pi} D_{z\theta} d\theta \quad (25)$$

und damit das mittlere Drehmoment des z-flügligen Propellers

$$\bar{Q}_\theta = z \cdot \bar{Q}_z \frac{q}{2\pi} D^5 \int_0^{2\pi} n_{\theta i}^2 K_{Q\theta i} \cdot d\theta. \quad (26)$$

Das Verhältnis des mittleren Drehmomentes des Propellers bei Schräganströmung  $\bar{Q}_\theta$  zu dem konstanten Drehmoment des Propellers bei der gleichen Fortschrittsziffer  $J$  in axialer Anströmung  $Q$  wird dann

$$\frac{\bar{Q}_\theta}{Q} = \frac{\frac{q}{2\pi} D^5 \int_0^{2\pi} n_{\theta i}^2 \cdot K_{Q\theta i} \cdot d\theta}{q n^2 D^5 K_Q} \quad (27)$$

$$= \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \left(\frac{n_{\theta i}}{n}\right)^2 \frac{K_{Q\theta i}}{K_Q} d\theta \quad (28)$$

oder mit Berücksichtigung der Gl. (18)

$$\frac{\bar{Q}_\theta}{Q} = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \left(1 - \frac{J \cdot C}{2,2} \sin \varphi \sin \theta\right)^2 \frac{K_{Q\theta i}}{K_Q} d\theta. \quad (29)$$

worin wiederum die Werte  $K_{Q\theta i}$  und  $K_Q$  aus dem Freifahrtdiagramm des axial angeströmten Propellers für die Fortschrittsziffern  $J_\theta$  und  $J$  zu bestimmen sind.

In Bild 13 ist nur der Verhältniswert  $\frac{Q_{z\theta}}{Q_z}$  für  $C = 2$  eingetragen. Der Verlauf der für das Drehmoment nicht eingetragenen, entsprechenden Kurve für  $C = 1$  entspricht der gegenseitigen Lage der für  $\frac{T_{z\theta}}{T_z}$  eingetragenen Kurven.

Bezogen auf das konstante in axialer Anströmung von einem einzelnen Flügel aufgenommene Drehmoment  $Q_z$  wird das in Schräganströmung schwankende Drehmoment eines einzelnen Flügels  $Q_{z\theta}$

$$\frac{Q_{z\theta}}{Q_z} = \left(\frac{n_\theta}{n}\right)^2 \frac{K_{Q\theta i}}{K} = \left(1 - \frac{J \cdot C}{2,2} \sin \varphi \sin \theta\right)^2 \frac{K_{Q\theta i}}{K_Q}. \quad (30)$$

Die momentanen Schub- und Drehmomentbeiwerte des ganzen Propellers ergeben sich aus der Summierung der an den einzelnen Flügeln mit einer Phasenverschiebung  $z = \frac{2\pi}{z}$  auftretenden Strömungskräfte

$$T_\theta = \sum_{i=1}^z T_{z\theta i} \quad (31)$$

$$T_\theta = \frac{q}{z} D^4 \sum_{i=1}^z n_{\theta i}^2 K_{T\theta i} \quad (31a)$$

$$Q_\theta = \sum_{i=1}^z Q_{z\theta i} \quad (32)$$

$$= \frac{q}{z} D^5 \sum_{i=1}^z n_{\theta i}^2 \cdot K_{Q\theta i} \quad (32a)$$

worin  $\theta_i = \theta - \left(\frac{i-1}{z}\right) 2\pi$ .

Drückt man die momentanen Schub- und Drehmomentwerte  $T_\theta$  und  $Q_\theta$  in Einheiten der entsprechenden Werte des bei gleicher Fortschrittsziffer  $J$  axial angeströmten Propellers  $T$  und  $Q$  aus, so erhält man die Quotienten

$$\frac{T_\theta}{T} = \frac{1}{z} \sum_{i=1}^z \left(\frac{n_{\theta i}}{n}\right)^2 \frac{K_{T\theta i}}{K_T} \quad (33)$$

bzw.

$$\frac{Q_\theta}{Q} = \frac{1}{z} \sum_{i=1}^z \left(\frac{n_{\theta i}}{n}\right)^2 \frac{K_{Q\theta i}}{K_Q}. \quad (34)$$

Da die Ausdrücke in Gl. (33) und (34) während eines vollen Umlaufes des Propellers ( $0 < \theta < 2\pi$ ) z gleichartige Schwankungen aufweisen, genügt für die Bestimmung des Mittelwertes und der Schwankungsamplitude die Untersuchung der Gl. (33) und (34) innerhalb eines Winkelbereiches  $0 < \theta < \frac{2\pi}{z}$ . Der zeitliche Mittelwert

der Quotienten für den ganzen Propeller n. Gl. (33) und (34) innerhalb des Winkelbereiches  $\frac{2\pi}{z}$  stimmt naturgemäß mit dem zeitlichen Mittelwert der Gl. (23) und (29) für den einzelnen Flügel innerhalb eines vollen Umlaufes überein, so daß die numerische Bestimmung der zeitlichen Mittelwerte jeweils nach einer der beiden Gleichungen vorgenommen werden kann.

Die für den Einzelflügel ermittelten für ein Beispiel in Bild 13 dargestellten Belastungsschwankungen werden für den ganzen Propeller mit mehreren Flügeln ganz wesentlich geringer. Als Beispiel für den ausgleichenden Einfluß der zunehmenden Flügelzahl sind in Bild 14 die Schubbeiwerte des ganzen Propellers mit zwei und drei Flügeln in Abhängigkeit vom Propellerdrehwinkel  $\theta$  dargestellt. Während bei dem zweiflügligen Propeller die periodische Schwankung über dem halben Umlauf noch sehr ausgeprägt ist, wird sie in der zeichnerischen Darstellung für den dreiflügligen Propeller bereits unmerklich.

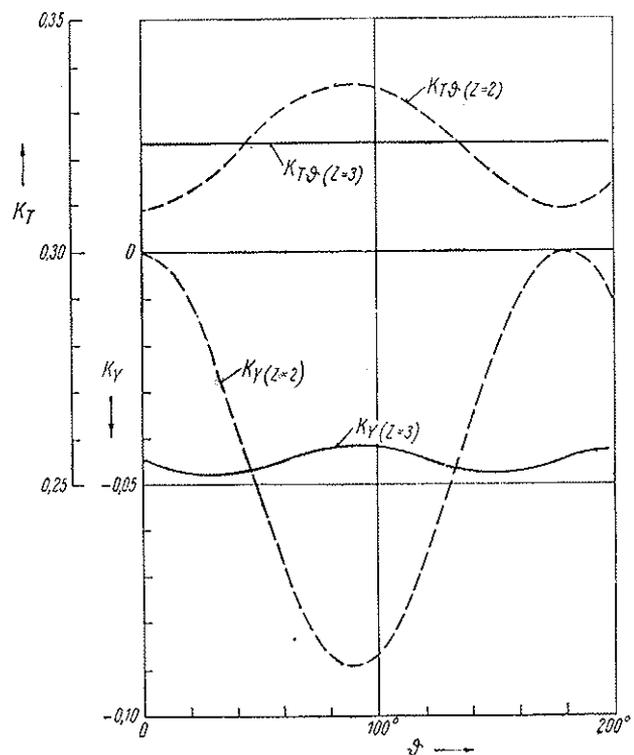


Bild 14. Schub- und Querkraftschwankung eines zwei- und dreiflügligen Propellers

Ähnlich liegen die Verhältnisse für die Schwankung der Querkraft  $F_Y$ , deren Beiwerte in Bild 14 für einen zweiflügligen Propeller dargestellt sind. Auch bei ihnen ist eine ganz wesentliche Abnahme der Schwankung beim Übergang vom zwei- zum dreiflügligen Propeller zu beobachten.

### 2.3.2.3. Verlagerung des Schubangriffspunktes

#### 1. Symmetrie-Ebene 1 bis 3

Bildet man für einen Flügel die Summe der Momente  $T_{z\theta} \cdot r \cdot \sin \theta$  über den ganzen Umfang von  $\theta = 0$  bis  $\theta = 2\pi$ , so erhält man aus der nachfolgenden Gleichung den Abstand  $e_1$  des mittleren Schubes  $T_z$  von der Symmetrie-Ebene 1—3 (vergl. Bild 12)

$$e_1 \cdot \bar{T}_z = \frac{r}{2\pi} \int_0^{2\pi} \bar{T}_{z\theta} \sin \theta \, d\theta \quad (35)$$

mit der Gl. (9)

$$e_1 \cdot \bar{T}_z = \frac{0,35}{2\pi} \cdot D \cdot \frac{\rho}{z} \cdot D^4 \int_0^{2\pi} n^2_{\theta} \cdot K_{T\theta} \sin \theta \, d\theta \quad (36)$$

oder mit  $\bar{T}_z = \frac{T_q}{z}$  und  $T = \rho D^4 n^2 K_T$

$$\frac{e_1}{D} = 0,35 \frac{\rho D^4 \int_0^{2\pi} n^2_{\theta} K_{T\theta} \sin \theta \, d\theta}{\frac{T_q}{T} \rho D^4 n^2 K_T} \quad (37)$$

$$\frac{e_1}{D} = 0,35 \cdot \frac{T}{T_q} \int_0^{2\pi} \left(\frac{n_{\theta}}{n}\right)^2 \frac{K_{T\theta}}{K_T} \sin \theta \, d\theta. \quad (38)$$

#### 2. Symmetrie-Ebene 2 bis 4

Da die Verteilung der Quotienten  $\left(\frac{n_{\theta}}{n}\right)$  und  $\frac{K_{T\theta}}{K_T}$  symmetrisch zur Achsebene durch die Senkrechte 2—4 verläuft, muß das Integral der nachfolgenden Gl. (39) Null sein, so daß  $e_2$  gleichfalls Null wird, d. h. der Angriffspunkt der mittleren Schubkraft liegt in der Symmetrie-Ebene 2—4

$$e_2 \cdot T_q = r \int_0^{2\pi} T_{z\theta} \cos \theta \cdot d\theta = 0. \quad (39)$$

### 2.3.2.4. Entstehung der Querkraft $F_Y$

Die Resultierende der normal zur Achsebene 2 0 X gerichteten Komponenten der Tangentialkraft eines Flügels  $D_{z\theta}$  n. Gl. (10) ist gemäß Bild 11 nach der Schräganströmung abgewandten Seite des Propellerstrahles gerichtet.

Ihre Größe folgt gemäß Bild 12 für einen Flügel aus der nachfolgenden Gleichung

$$F_{YZ} = \frac{1}{2\pi} \int D_{z\theta} \cdot \sin \theta \, d\theta \quad (40)$$

oder mit Gl. (10) und  $D_z = \frac{\rho}{z \cdot 0,35 D} \cdot n^2 D^5 K_Q = \frac{Q}{z \cdot 0,35 D}$

$$F_{YZ} = \frac{1}{2\pi} D_z \int \left(\frac{n_{\theta}}{n}\right)^2 \left(\frac{K_{Q\theta}}{K_Q}\right) \sin \theta \, d\theta. \quad (41)$$

bzw. für den ganzen Propeller

$$F_Y = \frac{z}{2\pi} \cdot D_z \int \left(\frac{n_{\theta}}{n}\right)^2 \frac{K_{Q\theta}}{K_Q} \sin \theta \, d\theta. \quad (42)$$

In Übereinstimmung mit der Darstellung des Propellerschubes  $T_q$  durch den zugehörigen Schubbeiwert  $K_{Tq} = \frac{T_q}{\rho n^2 D^4}$  wird auch die Querkraft  $F_Y$  durch einen Querkraftbeiwert  $K_Y = \frac{F_Y}{\rho n^2 D^4}$  dargestellt bzw. durch den Quotienten  $\frac{K_Y}{K_{Tq}}$  wiedergegeben.

Somit wird der Querkraftbeiwert des Propellers mit  $Q = \rho n^2 D^5 K_Q$

$$K_Y = \frac{F_Y}{\rho n^2 D^4} = \frac{K_Q}{0,35 \cdot D} \cdot \frac{1}{2\pi} \cdot \frac{\rho n^2 D^5}{\rho n^2 D^4} \int \left(\frac{n_{\theta}}{n}\right)^2 \frac{K_{Q\theta}}{K_Q} \sin \theta \, d\theta \quad (43)$$

$$K_Y = \frac{K_Q}{2\pi \cdot 0,35} \int_0^{2\pi} \left(\frac{n_{\theta}}{n}\right)^2 \frac{K_{Q\theta}}{K_Q} \sin \theta \, d\theta. \quad (44)$$

Die senkrecht zur Achsebene 3 0 X gerichteten Komponenten der Tangentialkraft  $D_{z\theta} \cdot \cos \theta$  liefern insgesamt keine freie Kraft, da sich die zu den Winkeln  $\theta$  und  $(180^\circ - \theta)$  jeweils zugeordneten Komponenten gegeneinander aufheben (vergl. Bild 12 und die entsprechende Kurve in Bild 13, die mit der Abszissenachse zwei gleich große Flächen mit entgegengesetzten Vorzeichen begrenzt).

### 2.3.2.5. Güteeffizient und Wirkungsgrad

Die den Wirkungsgrad bestimmende Güteeffizient  $K_{\eta\theta} = K_{T\theta}/K_{Q\theta}$  eines Propellerflügels schwankt während eines Umlaufes um einen mittleren Wert  $K_{\eta q}$ , der bei Schräganströmung durchweg über den zugehörigen Wert  $K_{\eta}$  des gleichen Propellerflügels in Achsialströmung liegt (vergl. Bild 13). Die Erklärung hierfür liefert die Tatsache, daß die wirksame mittlere Fortschrittsziffer des Propellers in seiner Achsrichtung bei Schräganströmung  $J_q = J \cdot \cos \varphi$  kleiner ist als die zugehörige Fortschrittsziffer  $J$ , und daß weiterhin die Größe der Güteeffizient  $K_{\eta}$  im allgemeinen mit der Verringerung der Fortschrittsziffer zunimmt.

Für die der Versuchsdurchführung entsprechende geeignete Anordnung der Propellerwelle in einem Schnellboot, dessen Zustromrichtung annähernd waagrecht angenommen wurde, ergibt sich mit den Bezeichnungen des Bildes 15 die nachstehende Formulierung:

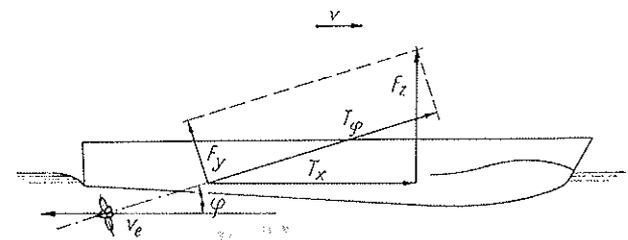


Bild 15. Kräfteplan für ein Boot mit geneigter Propellerwelle

Der für den Wirkungsgrad einzusetzende Gesamtschub in Fahrtrichtung wird

$$T_X = T_q \cdot \cos \varphi - F_Y \cdot \sin \varphi. \quad (45)$$

Setzt man diesen Schub in die Gleichung für den Wirkungsgrad ein

$$\eta_{\eta} = \frac{T_X \cdot v_e}{P_q} \quad (46)$$

und berücksichtigt, daß

$$\text{der Axialschub} \quad T_X = \rho n^2 D^4 K_{Tq} \quad (47)$$

$$\text{die Querkraft} \quad F_Y = \rho n^2 D^4 K_Y \quad (48)$$

$$\text{die Antriebsleistung} \quad P_q = 2\pi \rho n^3 D^5 K_{Qq} \quad (49)$$

und  $J = \frac{v_e}{n \cdot D}$ , dann wird

$$\eta_{\eta} = \frac{K_{Tq} \cos \varphi - K_Y \sin \varphi}{K_{Qq}} \cdot \frac{J}{2\pi} \quad (50)$$

oder mit  $K_{\eta q} = \frac{K_{Tq}}{K_{Qq}}$

$$\eta_{\eta} = \left( K_{\eta q} \cos \varphi - \frac{K_Y}{K_{Qq}} \sin \varphi \right) \frac{J}{2\pi}. \quad (51)$$

Ein unmittelbarer Vergleich der nach vorstehender Gleichung ermittelten Werte mit denen des axial angeströmten Propellers bei gleicher Fortschrittszahl  $J$  ist unzulässig, da für diesen Vergleich infolge der verschiedenen Schubbeiwerte ( $K_{T\varphi} > K_T$ ) die Vergleichsbedingung des gleich großen Schubbelastungsgrades nicht erfüllt wird.

Am Boot tritt eine Auftriebskraft  $F_z$  auf, die sich aus den Komponenten des Propellerschubes  $T_\varphi$  und der Propellerquerkraft  $F_Y$  zusammensetzt

$$F_z = T_\varphi \cdot \sin \varphi + F_Y \cdot \cos \varphi.$$

An Einschraubenschiffen mit waagerechter Propellerwelle führt die Hinterschiffsströmung zusammen mit der Wellenbildung um das Schiff herum gleichfalls zu einer Schräganströmung am Propeller (vergl. Bild 16).

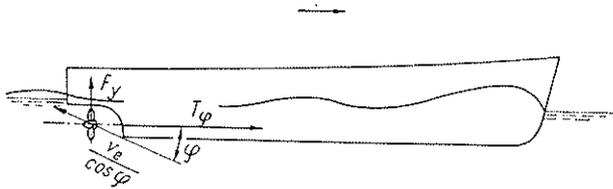


Bild 16. Kräfteplan für ein Einschraubenschiff mit waagerechter Propellerwelle

Die vorwärts treibende Kraft  $T_X$  stimmt hierbei mit dem Axialschub des schräg angeströmten Propellers  $T_\varphi$  überein, so daß der Vortriebswirkungsgrad des Propellers allein hinter dem Schiff wird

$$\eta_B = \frac{T_\varphi \cdot v_e}{P_\varphi} \quad (52)$$

Mit Berücksichtigung der Definitionsgleichungen in 2.3.1.3 wird somit

$$\eta_B = \frac{K_{T\varphi}}{K_{Q\varphi}} \cdot \frac{J}{2\pi} \quad (53)$$

worin jedoch der Wert für den Quotienten  $K_{T\varphi} = \frac{K_{T\varphi}}{K_{Q\varphi}}$

nicht für die Fortschrittszahl  $J = \frac{v_e}{n \cdot D}$ , sondern für

die Fortschrittszahl  $J = \frac{J}{\cos \varphi}$  aus den Freifahrversuchen für schräg angeströmte Propeller zu bestimmen ist.

Da der Wert  $K_{T\varphi}$  für  $J'$  bei Schräganströmung üblicherweise größer wird als der Wert  $K_T$  für die Fortschrittszahl  $J$  bei axialer Anströmung, wird der Wirkungsgrad  $\eta_B$  der Propeller hinter dem Schiff im allgemeinen größer als der Wirkungsgrad  $\eta_0$  des gleichen Propellers im Freifahrversuch mit axialer Anströmung

$$\eta_B = \eta_r \cdot \eta_0 \quad (54)$$

Der Wert  $\eta_r$  (relative rotative efficiency, in der bisherigen deutschen Terminologie  $\xi_a$  gleich Gütegrad der Anordnung) enthält allerdings noch zwei weitere Anteile, deren Entstehung auf die Ungleichförmigkeit der Axial- und der Tangentialanströmung zurückzuführen ist.

Bei Einschraubenschiffen heben sich die Anteile der auf beiden Schiffsseiten einander entgegen gerichteten Tangentialanströmungen wegen der Symmetrie zur Mittschiffsebene auf. Bestimmt man also den nun noch übrigbleibenden Einfluß  $\eta_r'$  der während eines vollen Umlaufes allein durch die Verschiedenheit der Axialgeschwindigkeiten entstehenden Belastungsänderungen auf den Propellerwirkungsgrad, so kann man mit Hilfe dieses Einflußwertes  $\eta_r'$  die Größe des Schräganströmungswinkels  $\varphi$  bei Einschraubenschiffen bestimmen.

Unter der Annahme, daß der übrig bleibende Anteil des Gütegrades der Anordnung  $\eta_r' = \frac{\eta_r}{\eta_r'}$  nur noch von der Schräganströmung herrührt, wird dann

$$\eta_r' = \frac{K_{T\varphi}}{K_T} \quad (55)$$

wobei wiederum darauf zu achten ist, daß der Wert der Güteziffer  $K_T$  für die Fortschrittszahl  $J = \frac{v_e}{n \cdot D}$  dagegen der Wert der Ziffer  $K_{T\varphi}$  für die Fortschrittszahl  $J' = \frac{J}{\cos \varphi}$  einzusetzen ist. Durch schrittweise Näherung erhält man den endgültigen Wert für den Winkel  $\varphi$ .

Vernachlässigt man in erster Näherung den Einflußwert  $\eta_r'$ , dessen Größe schätzungsweise nur sehr wenig unter 1,0 liegen kann, dann entspricht der volle Wert des Anordnungsgütegrades  $\eta_r$  dem Quotienten  $K_{T\varphi}/K_T$ , d. h. dem Einfluß der Schräganströmung. Für die aus Modellversuchen bekannten Zahlenwerte  $\eta_r$  für Einschrauber im Bereich  $1,0 < \eta_r < 1,1$  ergeben sich hierbei merkbare Winkel der Schräganströmung, deren Größe für ein Küstenmotorschiff etwa bei  $20^\circ$  anzunehmen ist. Bestimmend für seine Größe ist die Ausbildung des Hinterschiffes und die Anordnung des Propellers in der durch den Schiffskörper bedingten Strömung.

Bei Mehrschraubenschiffen wird der Einfluß der Schräganströmung üblicherweise anscheinend so klein, daß er hinter dem Einfluß des für die Seitenschrauben nunmehr wirksam werdenden Strömungsdrahtes durch die Wellenhosen weitgehendst verschwindet. Doch auch hier sind noch fühlbare Einflüsse der Schräganströmung zu erwarten, wobei der Winkel der resultierenden Schräganströmung stets gegen die Schraubenwelle zu bestimmen ist (vergl. Bild 17).

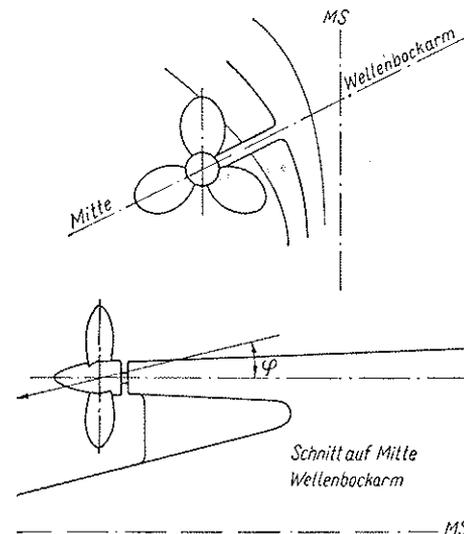


Bild 17. Anströmung einer Seitenschraube

Wegen der Vielfalt der für die Propeller vorkommenden Arbeitsbedingungen, die sich infolge der mit der Geschwindigkeitsänderung auftretenden Verschiebung des Wellenbildes sogar an ein und demselben Schiff über einen weiteren Geschwindigkeitsbereich ändern können, lassen sich für die Übereinstimmung des Anordnungsgütegrades  $\eta_r$  mit dem für den Winkel  $\varphi$  bestimmenden Quotienten  $K_{T\varphi}/K_T$  keine allgemein gültigen Angaben machen.

In ähnlicher Weise bleibt der Einfluß der Schräganströmung auf die Arbeitsweise der Propeller im Seegang sowie in Ruderdüsen bei gelegter Düse zu untersuchen (Bild 18).

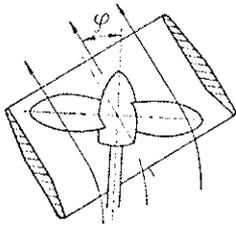


Bild 18  
Anströmung eines Düsenpropellers  
in einer hartbord gelegten  
Ruderdüse

### 2.3.3. Vergleich der Modellversuchsergebnisse mit den Resultaten der Näherungsrechnung

Wie bereits weiter oben (2.3.2.2) erwähnt, dienten die Ergebnisse der Querkraftmessungen ( $F_Y$ ) dazu, um den Zahlenfaktor  $C$  der Gleichungen (12) bis (18) für die numerische Auswertung der Näherungsmethode festzulegen. Die mit dem gleichbleibenden Faktor  $C = 2$  erhaltenen Resultate der Näherungsmethode sind in den Darstellungen der Modellversuchsergebnisse in Bild 4 bis 9 als ausgezogene Linien für die im Versuch eingehaltenen Winkel  $\varphi$  der Schräganströmung eingetragen.

Die Übereinstimmung der beobachteten Versuchswerte mit den gerechneten Kurvenwerten ist für die Steigungsverhältnisse  $P/D = 0,5$  und  $P/D = 1,0$  gut zu nennen. Beim Steigungsverhältnis  $P/D = 1,5$  treten vornehmlich im Bereich der größeren Fortschrittsziffern starke Abweichungen auf. Eine wesentliche Ursache für diese starken Abweichungen dürfte in den für dieses große Steigungsverhältnis auftretenden starken Schwankungen der Flügelbelastung zu suchen sein. Auffallend ist, daß auch in diesen Bereichen der großemäßige Anstieg der Güteeffizienzen  $K_{\eta\varphi}$  gegenüber den Güteeffizienzen der axial angeströmten Propeller ( $\varphi = 0$ ) einigermaßen zutreffend wiedergegeben wird.

Wenn auch die Zuverlässigkeit sowohl der experimentell beobachteten als auch der näherungsweise gerechneten Güteeffizienzen als Quotient der beiden Zahlenwerte  $K_{\eta\varphi}$  und  $K_{\eta 0}$  nicht besonders groß ist, so scheint aus der Gesamtheit der Beobachtungswerte hervorzugehen, daß die Verbesserung der Güteeffizienz infolge der Schräganströmung noch größer ist als nach der Rechnung. Einen gewissen Anteil hierzu könnte die vermutete Spülwirkung der Schräganströmung auf die Ausbildung der Flügelgrenzschicht beitragen.

Als Gesamtergebnis des Vergleiches kann eine für praktische Zwecke ausreichende Eignung der auf quasi-stationärer Grundlage aufgebauten Näherungsmethode festgestellt werden. Im Einzelfall steht es dem Bearbeiter derartiger Probleme frei, mit Hilfe der angegebenen Gleichungen aus den Ergebnissen eines mit axialer Anströmung ( $\varphi = 0^\circ$ ) durchgeführten Freifahrversuches die Werte für beliebige Schräganströmung zahlenmäßig zu ermitteln oder aber die nachfolgend erörterten Verhältniszahlen der sechs untersuchten Modellpropeller zu benutzen, die für die Mehrzahl der praktisch vorkommenden Fälle eine ausreichend sichere Interpolation zulassen. Das für die Bestimmung der Verhältniszahlen benutzte Rechenverfahren ist in Anhang 1 für einen Rechenpunkt als Beispiel zusammengestellt.

## 2.4. Ergebnisse der Arbeit

### 2.4.1. Darstellung der Ergebnisse der Näherungsrechnung in Sonderdiagrammen

Um die Resultate der zahlenmäßig für die sechs untersuchten Modellpropeller durchgeführten Näherungsrech-

nung für die Interpolation allgemein brauchbar darzustellen, wurden die Einzelergebnisse in je zwei Diagramme zusammengefaßt, von denen eines die Zahlenwerte der schmalflügeligen Propeller (1024; 1025 und 1026) mit dem Flächenverhältnis  $A_D/A_0 = 0,35$  und das andere die Werte der breitflügeligen Propeller (1027; 1028 und 1029) mit dem Flächenverhältnis  $A_D/A_0 = 0,80$  in Abhängigkeit von den Quotienten aus Fortschrittsziffer  $J$  und Steigungsverhältnis  $P/D$  darstellen.

Die Interpolation in Abhängigkeit vom Steigungsverhältnis  $P/D$  läßt sich mit Hilfe der für drei untersuchte Verhältniszahlen 0,5; 1,0 und 1,5 angegebenen Werte durch Aufzeichnen von Hilfsquerkurven für jeweils gleichbleibende Quotienten  $\frac{J}{P/D}$  in üblicher Weise ausführen. Die Interpolation in Abhängigkeit vom Flächenverhältnis  $A_D/A_0$  muß in Ermangelung weiterer Variationen der untersuchten Propellermodelle linear zwischen den beiden Werten  $A_D/A_0 = 0,35$  und 0,80 vorgenommen werden.

In den nachfolgenden Erläuterungen bedeuten die bekannten Symbole für den Schubbeiwert  $K_T$ , Momentenbeiwert  $K_Q$  und den Quotienten (Güteeffizienz)

$K_{\eta} = \frac{K_T}{K_Q}$  ohne Index die Werte für den Propeller in axialer Anströmung ( $\varphi = 0^\circ$ ). Die gleichen Symbole mit dem Index  $\varphi$  bedeuten die Werte für den Propeller in Schräganströmung mit dem Winkel  $\varphi$ .

#### 2.4.1.1. Schubbeiwert $K_{T\varphi}$

Bild 19 und 20 zeigen Zahlenwerte für die Zunahme der Schubbeiwerte beim Übergang von axialer Anströmung zu der Schräganströmung mit dem Winkel  $\varphi$  bei der gleichen Fortschrittsziffer  $J$

$$\Delta K_{T\varphi} = K_{T\varphi} - K_T \quad (56)$$

Die für die Darstellung gewählten Verhältniszahlen entsprechen in ihrem Aufbau im wesentlichen der Konzeption, die die Grundlage des rechnerischen Näherungsverfahrens bildet. Die Verschiedenheit ihrer Zahlenwerte sowie die Unterschiede im Verlauf der Kurven können zum Teil durch die besonderen Merkmale der für die Propeller in axialer Anströmung erhaltenen Kurven erklärt werden. Wenn auch zwischen den untersuchten Propellern der beiden Flächenverhältnisse  $A_D/A_0 = 0,35$  und 0,80 gewisse Unterschiede in der allgemeinen Formgebung bestehen (Typ Wageningen und Typ *Gawn*), so bleibt deren Einfluß auf die Zahlenwerte doch von so geringer Bedeutung, daß den in den Diagrammen dargestellten Beziehungen zwischen den Zahlenwerten einerseits und den Formparametern andererseits eine für praktische Zwecke ausreichende Allgemeingültigkeit zuzuschreiben ist.

Mit den Werten der angegebenen Verhältniszahlen

$$\frac{\Delta K_{T\varphi}}{J \cdot (P/D) \sin^2 \varphi} = f \left( \frac{J}{P/D}; \frac{P}{D}; \frac{A_D}{A_0} \right)$$

lassen sich also für jeden beliebigen Propeller, dessen Schubbeiwerte  $K_T$  in Abhängigkeit von der Fortschrittsziffer  $J$  bei axialer Anströmung bekannt sind, die entsprechenden Werte  $K_{T\varphi}$  für Schräganströmung ermitteln. Die mit den rechnerischen Näherungswerten recht gut übereinstimmenden vorliegenden Versuchswerte zeigen, daß der Zusammenhang der Werte für axiale und schräge Anströmung keinesfalls so einfach herzustellen ist, wie es in dem Bericht von *Flachsbar* und *Körber* [2] vorgeschlagen wurde.

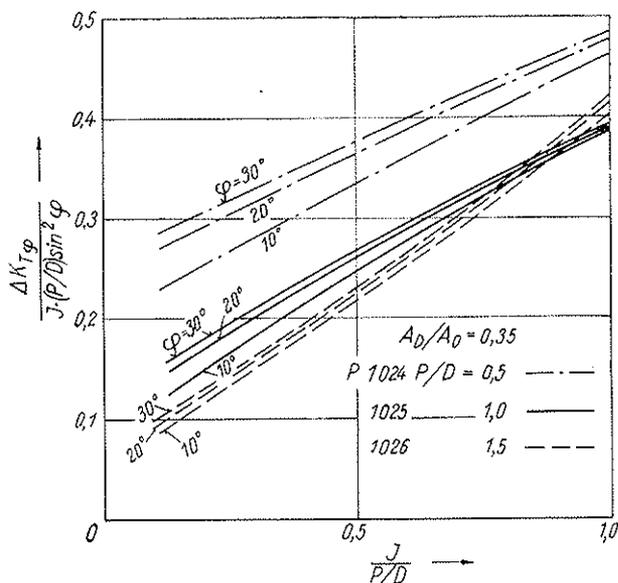


Bild 19. Einfluß der Schräganströmung auf den Schubbeiwert der schmalflügeligen Propeller 1024, 1025 und 1026

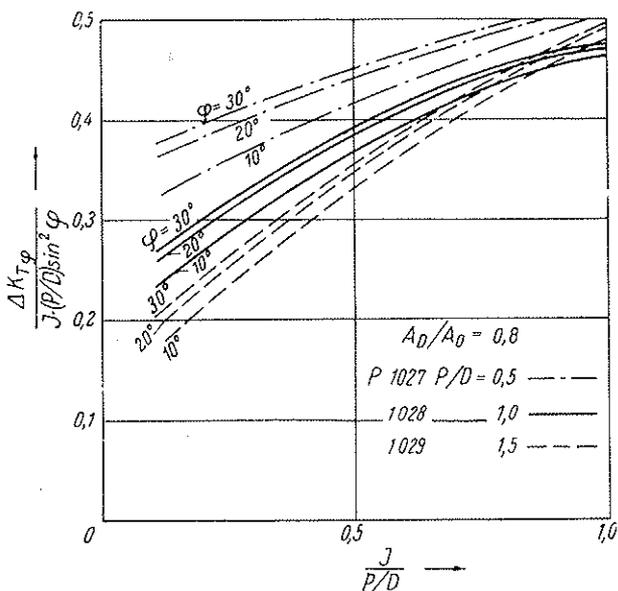


Bild 20. Einfluß der Schräganströmung auf den Schubbeiwert der breitflügeligen Propeller 1027, 1028 und 1029

#### 2.4.1.2. Drehmomentbeiwert $K_{Q\varphi}$

Bild 21 und 22 zeigen die in ihrem Aufbau entsprechend formulierten Verhältniswerte für die Zunahme der Drehmomentbeiwerte

$$\Delta K_{Q\varphi} = K_{Q\varphi} - K_Q \quad (57)$$

Die Benutzung der Verhältniszahlen

$$\frac{\Delta K_{Q\varphi}}{P} = f\left(\frac{J}{P/D}; \frac{P}{D}; \frac{A_D}{A_0}\right)$$

führt nach den Darstellungen der Diagramme in Bild 4 bis 9 zu Werten, die bei dem Steigungsverhältnis  $P/D = 0,5$  und  $P/D = 1,0$  noch einigermaßen gut mit den experimentell beobachteten Werten übereinstimmen. Für das Steigungsverhältnis  $P/D = 1,5$  ergeben sich jedoch recht große Abweichungen.

Aus diesen und den Abweichungen der  $K_{Q\varphi}$ -Werte kann die Folgerung gezogen werden, daß die verstärkte

Absaugung der Grenzschicht durch die Schräganströmung gerade in den Flügelstellungen, in denen die Propellerflügel über den auf den Gesamtpropeller bezogenen Mittelwert hinaus belastet werden, so wirksam werden muß, daß hierdurch die Drehmomentbeiwerte merklich herabgesetzt werden. Unterstützt wird dieser vermutete Einfluß durch die im Zuwachsstadium der Zirkulation verbesserte Umströmung der Flügelblattansätze.

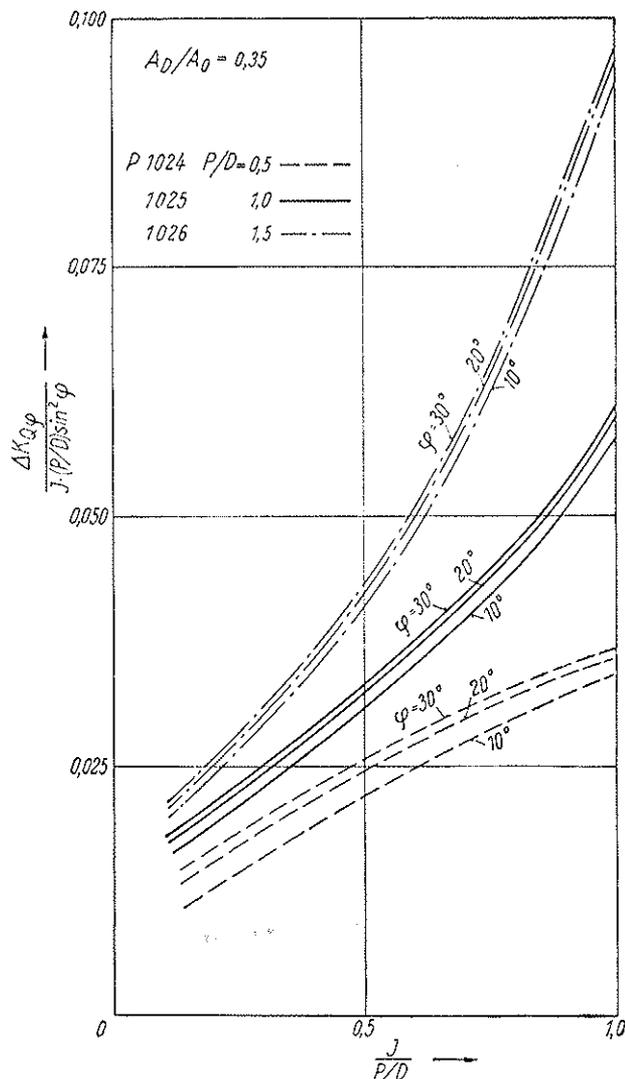


Bild 21. Einfluß der Schräganströmung auf den Drehmomentbeiwert der schmalflügeligen Propeller 1024, 1025 und 1026

#### 2.4.1.3. Querkraftbeiwert $K_Y$

Bild 23 und 24 enthalten die zeichnerische Darstellung einer Verhältniszahl  $\frac{K_Y}{K_{T\varphi}} \cdot \frac{P}{D}$  in Abhängigkeit von der

reduzierten Fortschrittsziffer  $\frac{J}{P/D}$ , deren Benutzung unter Anwendung einer linearen Interpolation zwischen den entsprechenden Zahlenwerten der beiden Flächenverhältnisse  $A/D = 0,35$  und  $A_D/A_0 = 0,80$  die Ermittlung des Querkraftbeiwertes  $K_Y$  für jeden beliebigen Propeller bei jeder beliebigen Fortschrittszahl und jeden beliebigen Winkel  $\varphi$  ermöglicht.

$$F_Y = K_Y \cdot \rho \cdot n^2 \cdot D^4 \quad (58)$$

Die Auswertung der von Flachbart-Kröber [2] an dem Luftpropeller 1 mit dem Steigungsverhältnis  $P/D = 0,5$

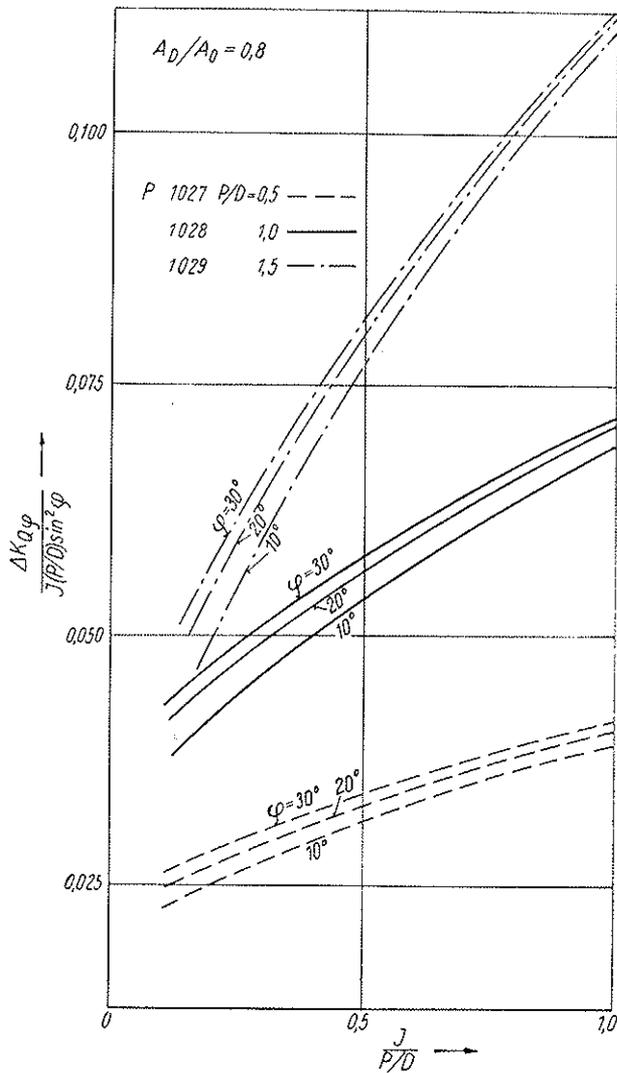


Bild 22. Einfluß der Schräganströmung auf den Drehmomentbeiwert der breitflügeligen Propeller 1027, 1028 und 1029

durchgeführten Messung zeigte für entsprechende Anströmbedingungen wesentlich höhere Zahlenwerte für  $K_Y$ . Wie die Verfasser in dem zugehörigen Text selbst angeben, war die Querkraftmessung bei den von ihnen durchgeführten Versuchen in ihrer Zuverlässigkeit dadurch behindert, daß das Propellerlagerrohr bei der für die Auswertung erforderlichen Messung ohne Propeller nur mit der Geschwindigkeit des Fahrtwindes angeströmt wurde, bei der Messung mit laufendem Propeller dagegen mit der Geschwindigkeit des Propellerstrahles. Es ist nicht unwahrscheinlich, daß dieser Einfluß die von ihnen angegebenen Zahlenwerte  $K_Y$  in starkem Maße beeinflusst.

Ohne auf die Abhängigkeit des Schub- oder Drehmomentbeiwertes des Propellers von der Schräganströmung näher einzugehen, kommt *Horn* [7] auf Grund einer allgemeinen Impulsbetrachtung über die Wirkung der Strahlablenkung hinter der schräg angeströmten, mit Senken besetzten Propellerfläche zu folgendem Ausdruck für die am Propeller besetzten Querkraft  $F_Y$

$$F_Y = \frac{\rho}{2} v^2 \cdot A_0 \cdot \frac{C_T}{\sqrt{1 + C_T}} \cdot \varphi \quad (1)$$

Hieraus folgt für den Beiwert der Querkraft

$$K_Y = \frac{\pi}{8} J^2 \cdot \frac{C_T}{\sqrt{1 + C_T}} \cdot \varphi \quad (2)$$

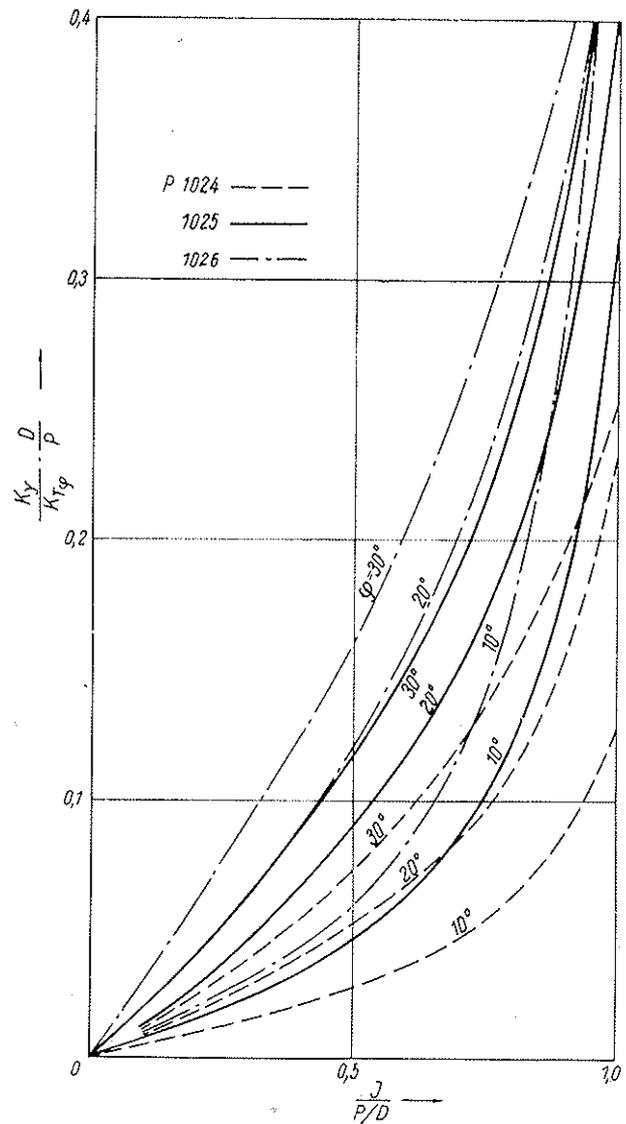


Bild 23. Verhältniszahl zur Ermittlung des Querkraftbeiwertes  $K_Y$  der schmalflügeligen Propeller 1024, 1025 und 1026

In der Ableitung von *Horn* ist zwar nichts über den Unterschied der Schubbeiwerte des Propellers bei axialer und bei schräger Anströmung gesagt, so daß die Bestimmung des Schubbelastungsgrades  $C_T = \frac{8}{\pi} \cdot \frac{K_T}{J^2}$  unbestimmt bleibt.

Da es sich aber offensichtlich um den bei Schräganströmung vorhandenen Schubbelastungsgrad  $C_{T\varphi} = \frac{8}{\pi} \cdot \frac{K_{T\varphi}}{J^2}$  handeln muß, sind für die in Zahlentafel A errechneten Beiwerte nach der Gl. (2) die Schubbeiwerte für Schräganströmung  $K_{T\varphi}$  benutzt worden.

#### Zahlentafel A

Propeller 1028;  $\varphi = 30^\circ$ ;  $\text{arc } \varphi = 0,524$

J	$K_{T\varphi}$	$C_T$	$\sqrt{1 + C_T}$	$K_Y$	
				n. <i>Horn</i>	n. Gl (44)
0,25	0,127	17,46	4,295	0,0524	0,0252
0,5	0,323	3,30	2,072	0,082	0,0419
0,75	0,226	1,025	1,424	0,0834	0,0578
1,0	0,125	0,318	1,147	0,0570	0,068

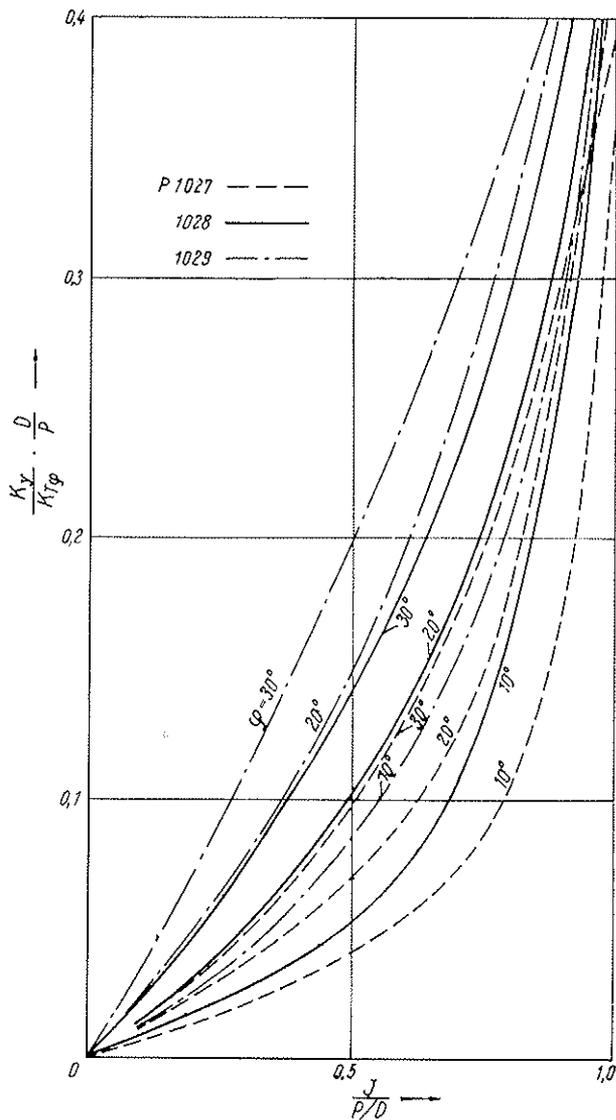


Bild 24. Verhältniszahl zur Ermittlung des Querkraftbeiwertes  $K_x$  der breitflügeligen Propeller 1027, 1028 und 1029

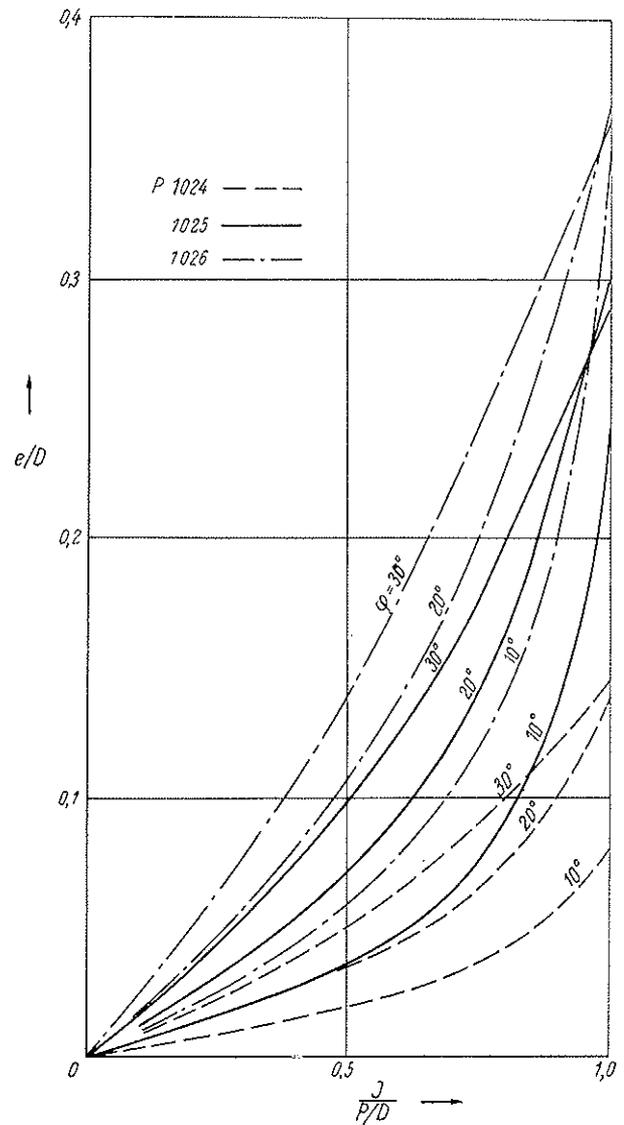


Bild 25. Exzentrizität des Schubes bei den schmalflügeligen Propellern 1024, 1025 und 1026

Der Vergleich der nach Gl. (2) für den Propeller 1028 bei  $30^\circ$  Schräganströmung errechneten Werte mit den experimentell bestätigten Werten des vorliegenden Berichtes zeigt, daß die von Horn angegebene Formel gemäß der ihrer Ableitung zugrunde liegenden Konzeption einer mit Senken belegten Propellerfläche zu einer Abhängigkeit des Querkraftbeiwertes  $K_x$  von der Fortschrittsziffer  $J$  führt, die durch das Experiment nicht bestätigt wird.

Bei näherer Untersuchung zeigt sich, daß selbst eine modifizierte Quellsenkenverteilung auf der Propellerfläche, die den Einfluß der Schräganströmung auf die in Fortschrittsrichtung auftretenden Kräfte sinngemäß richtig wiedergeben würde, ungeeignet erscheint, die Existenz der Querkraft für den Zustand  $T = 0$  verständlich zu machen.

#### 2.4.1.4. Exzentrizität des Schubes $e/D$

Bild 25 und 26. Die seitliche Verlagerung des Schubangriffspunktes bei Schräganströmung um das Maß  $e$  nimmt bereits für mäßige Winkel der Schräganströmung beträchtliche Werte ein. Mit Hilfe der in den Bildern 25 und 26 gegebenen zeichnerischen Darstellung gelingt es, durch Interpolation für jeden beliebigen Propeller

die Exzentrizität  $e$  des mittleren Schubes zu errechnen und damit auch das Biegemoment  $T_q \cdot e$ , das auf die Schwanzwelle und letzten Endes auch auf das ganze Schiff übertragen wird.

Wie bereits Graff in seiner anfangs zitierten Arbeit [1] erwähnt, ist diese Verlagerung des Schubmittelpunktes die Ursache dafür, daß Einschraubenschiffe je nach Drehsinn des Propellers eine Neigung zur Abweichung von der Geradeausfahrt aufweisen [6]. Die hierfür bekannte Merkregel, daß das Hinterschiff in der gleichen Richtung nach derjenigen Seite ausweichen will, nach der sich die Propellerflügel in der oberen Stellung bewegen, stimmt mit der allgemeinen Angabe des vorliegenden Berichtes überein, wonach der Schubmittelpunkt des schräg angeströmten Propellers nach der Seite auswandert, auf der die Propellerflügel der Schräganströmung entgegen laufen.

#### 2.4.1.5. Maxima und Minima der schwankenden Flügelbelastung ( $K_{T \max}$ ; $K_{T \min}$ ; $K_{Q \max}$ )

Bild 27 und 28 zeigen die für die Flügelstellungen 4 und 2 des Bildes 10 errechneten Verhältniszahlen

$\frac{K_{T \max}}{K_{Tq}}$  und  $\frac{K_{T \min}}{K_{Tq}}$  in Abhängigkeit von der reduzierten

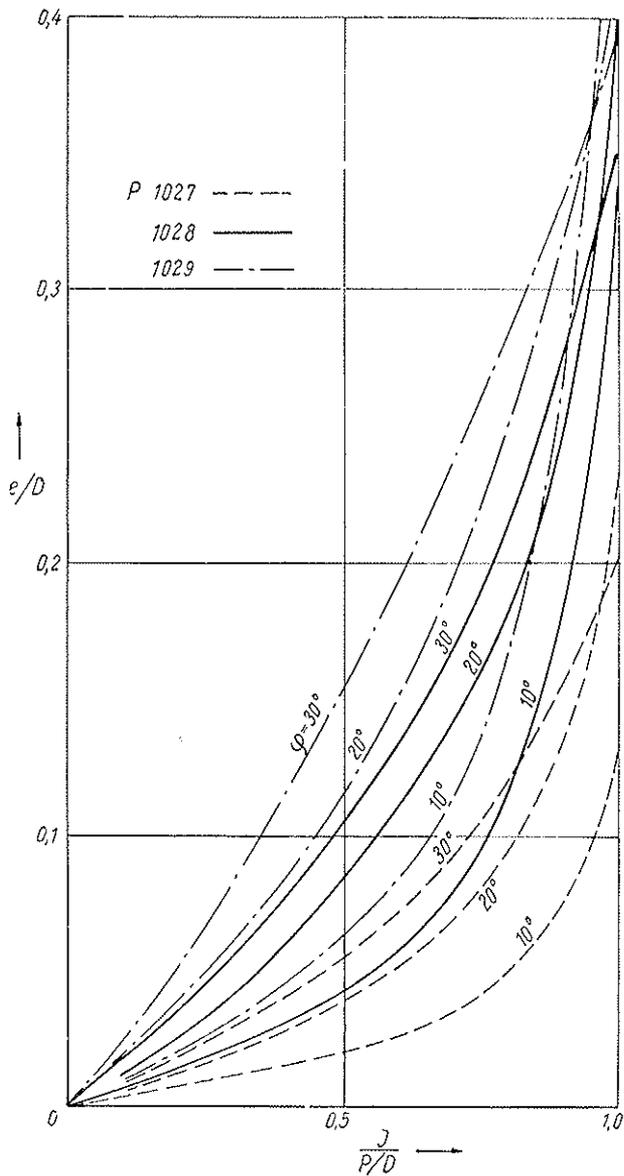


Bild 26. Exzentrizität des Schubes bei den breitflügeligen Propellern 1027, 1028 und 1029

Fortschrittsziffer  $\frac{J}{P/D}$ , aus denen sich die Höchst- und Kleinstwerte für Flügelbelastung bestimmen lassen. Der Vollständigkeit halber sind in Bild 29 und 30 auch noch die entsprechenden Verhältniszahlen  $\frac{K_{Q \max}}{K_{Q\varphi}}$  zur Ermittlung der während eines Umlaufes am Einzelflügel auftretenden Momentenspitze in der gleichen Weise dargestellt.

Bei praktischen Abschätzungen der am Einzelflügel auftretenden Lastspitzen genügt es im allgemeinen, die für den Einzelflügel für stationäre Betriebsweise bestimmte Belastung mit dem Verhältniszwert  $\frac{K_{\eta \max}}{K_{T\varphi}}$  zu multiplizieren.

Die für den in der Praxis kaum vorkommenden Bereich der reduzierten Fortschrittsziffer  $\frac{J}{P/D} > 0,8$  angegebenen Zahlenwerte sind etwas unsichere Werte, da sich vor allem für die Propeller mit hohem Steigungsverhältnissen Spitzenbelastungen ergeben, deren Existenz

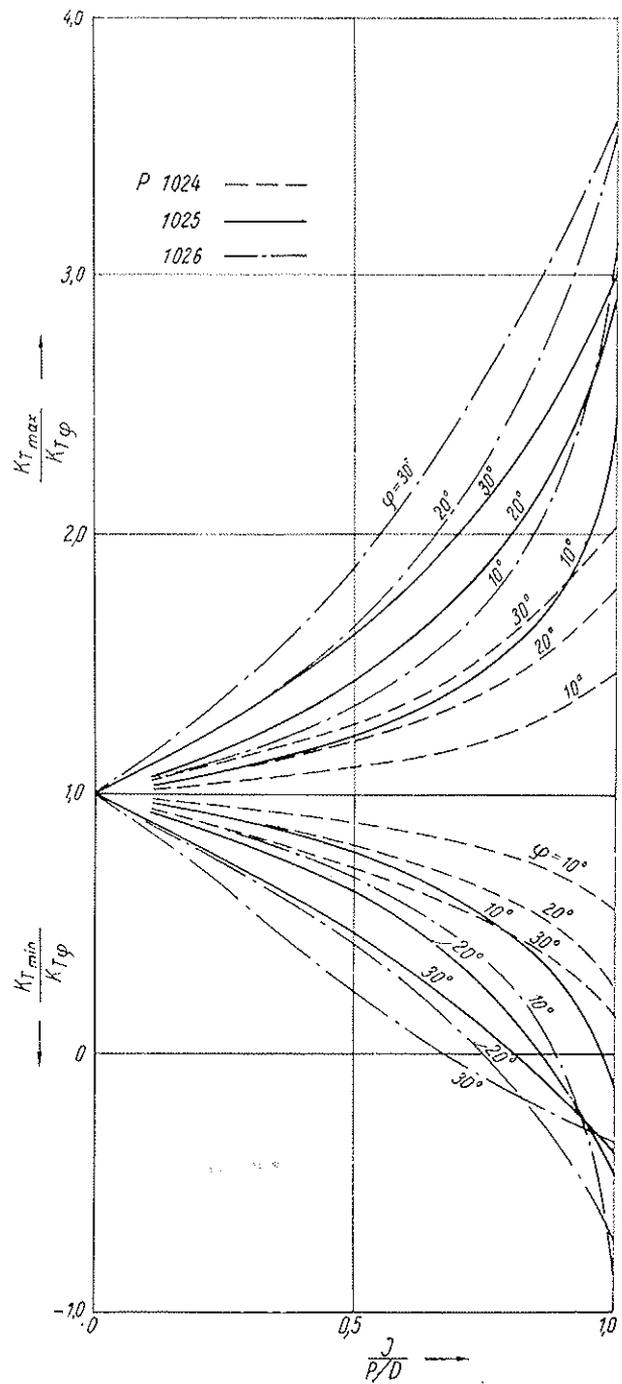


Bild 27. Maxima und Minima der Schubschwankungen am Einzelflügel der schmalflügeligen Propeller 1024, 1025 und 1026

erst durch eine experimentelle Beobachtung bestätigt werden müßte. Das gleiche gilt in diesem Bereich der Fortschrittsziffern für die starken Schwankungen der Zirkulations- oder Auftriebswerte während eines Umlaufes. Im übrigen muß auch an dieser Stelle noch einmal darauf hingewiesen werden, daß die in den Bildern 27 bis 30 dargestellten Verhältniszahlen die physikalische Berechtigung für die Annahme des Faktors  $C = 2$  in den Gleichungen (11) bis (19) voraussetzen. Diese Berechtigung kann aber erst nach Vorliegen einiger experimenteller Beobachtungswerte dann gesichert erscheinen, wenn die einander entsprechenden Zahlenwerte nach Rechnung und Experiment ausreichende Übereinstimmung zeigen.

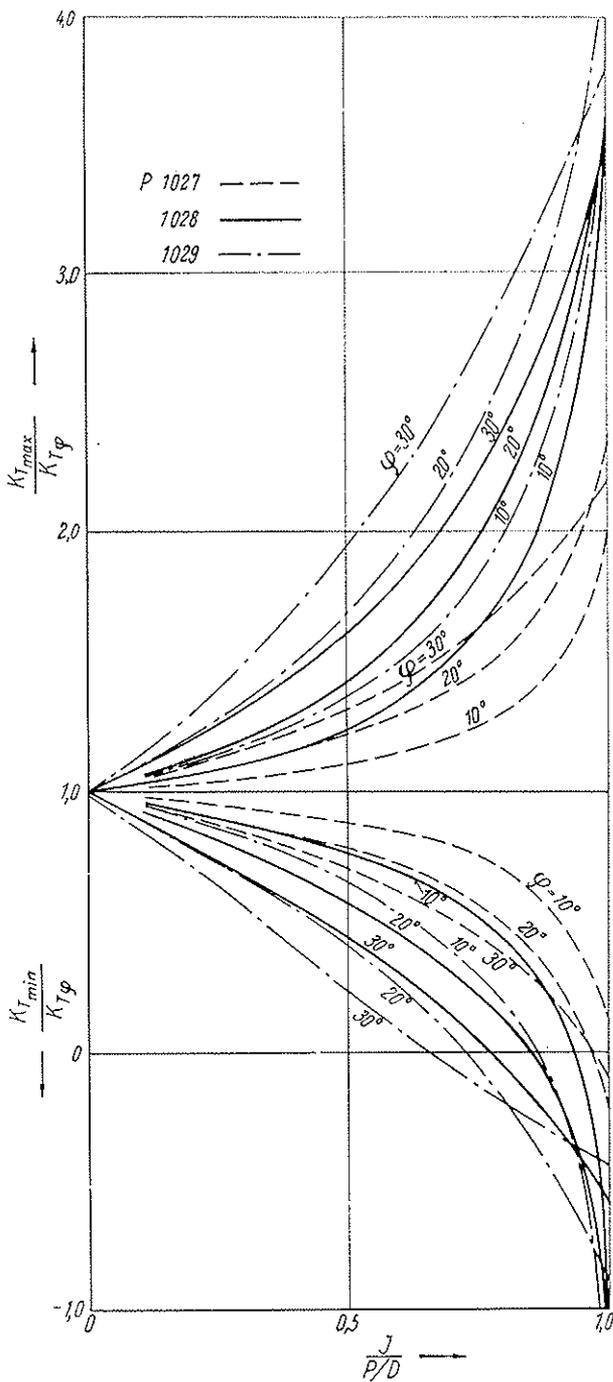


Bild 28. Maxima und Minima der Schubschwankungen am Einzelflügel der breitflügeligen Propeller 1027, 1028 und 1029

2.4.1.6. Kavitations-Abschätzung

Die Werte der Quotienten  $\frac{K_{T \max}}{K_{T\phi}}$  und  $\frac{K_{T \min}}{K_{T\phi}}$  bieten darüber hinaus die Möglichkeit, die Gefahr der Kavitationseinsatzes in Abhängigkeit von der Schräganströmung abzuschätzen.

Bei dieser Abschätzung ist darauf zu achten, daß sich die genannten Quotienten aus zwei Anteilen zusammensetzen

$$\frac{K_{T0}}{K_{T\phi}} = (\text{const.}) \cdot \frac{C_{L0}}{C_{L\phi}} \cdot \left(\frac{n_0}{n}\right)^2 \quad (59)$$

Hierin sollen bedeuten:

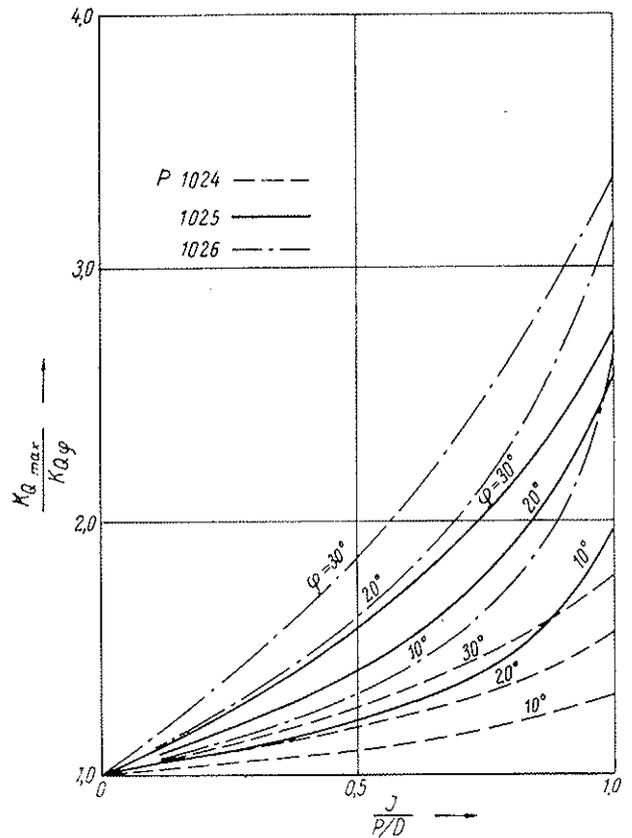


Bild 29. Maxima der Drehmomentschwankungen am Einzelflügel der schmalflügeligen Propeller 1024, 1025 und 1026

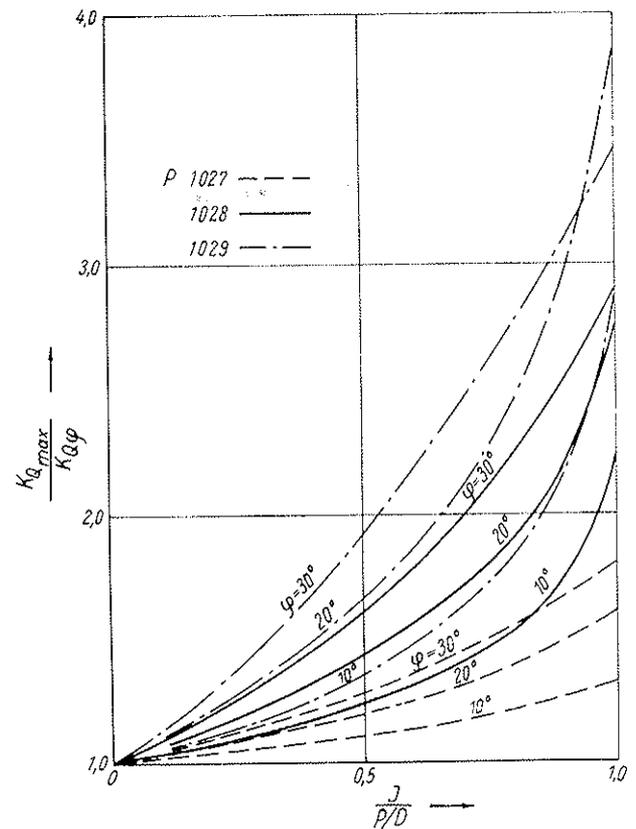


Bild 30. Maxima der Drehmomentschwankungen am Einzelflügel der breitflügeligen Propeller 1027, 1028 und 1029

$C_{L0}$  den Auftriebsbeiwert des Flügelblattschnittes auf 0,7 R in der Flügelstellung  $\vartheta$ ,  $C_{L\varphi} = \frac{K_{T\varphi}}{k_{0,7} \cdot A_D/A_0}$  den mit  $k_{0,7} = 1,5$  gebildeten mittleren Auftriebsbeiwert des Flügelblattschnittes auf 0,7 R und

$$\frac{n_{\vartheta}}{n} = 1 - \frac{J \cdot C}{2,2} \sin \varphi \cdot \sin \vartheta \text{ mit } C = 1,0.$$

Im Gegensatz zu den vorher behandelten Rechnungen der Näherungsmethode wird bei der Abschätzung der Kavitationsgefahr der Faktor  $C = 1,0$  gesetzt. Die Annahme des Faktors  $C = 2$  sollte ja lediglich die Wirkung der instationären Profilmströmung bei einem vollen Flügelumlauf zahlenmäßig wiedergeben. Hierbei wurden allein im Hinblick auf Vereinfachung der Rechnungen, die in Gl. (59) durch die zwei letzten Glieder berücksichtigten beiden Anteile durch eine für die numerische Auswertung zweckmäßig erscheinende Veränderung des wirksamen Staudruckverhältnisses  $\left(\frac{n_{\vartheta}}{n}\right)^2$  ersetzt.

Dieses für die Bestimmung des Mittelwertes zulässige Verfahren muß jedoch bei der Untersuchung der Kavitationsgefährdung verlassen werden, da diese auf die Veränderung des Auftriebsbeiwertes  $C_L$  und die Veränderung der vom wirksamen Staudruck abhängigen Kavitationszahl  $\sigma$  gesondert Rücksicht nehmen muß.

Für diese Kavitationsbetrachtung ergeben sich also mit Beachtung der vorstehenden Gesichtspunkte die Werte für den Auftriebsbeiwert  $C_L$  und für die Kavitationszahl  $\sigma$  aus den folgenden Beziehungen

$$C_{L \max} = C_{L\varphi} \cdot \frac{K_{T \max}}{K_{T\varphi}} \cdot \left(\frac{n}{n_{\vartheta}}\right)_{\max}^2 \text{ mit } \vartheta = \frac{3\pi}{2} \text{ und } C = 1,0 \quad (60)$$

$$\sigma_{(\max)} = \sigma_{\varphi} \cdot \left(\frac{n}{n_{\vartheta}}\right)_{\max}^2 \text{ mit } \vartheta = \frac{3\pi}{2} \text{ und } C = 1,0 \quad (61)$$

$$C_{L \min} = C_{L\varphi} \cdot \frac{K_{T \min}}{K_{T\varphi}} \cdot \left(\frac{n}{n_{\vartheta}}\right)_{\min}^2 \text{ mit } \vartheta = \frac{\pi}{2} \text{ und } C = 1,0 \quad (62)$$

$$\sigma_{(\min)} = \sigma_{\varphi} \cdot \left(\frac{n}{n_{\vartheta}}\right)_{\min}^2 \text{ mit } \vartheta = \frac{\pi}{2} \text{ und } C = 1,0 \quad (63)$$

worin  $\sigma_{\varphi} = \frac{p_{\infty} - p_v}{\rho/2 [v^2 + (0,7 D \pi n)^2]}$  die für den Blattschnitt auf  $r = 0,7 R$  in Schräganströmung einzusetzende mittlere örtliche Kavitationszahl bedeutet.

Mit Hilfe der vorstehend genannten Zahlenwerte und der in einem früheren Bericht [4] gegebenen Diagramme für die Beurteilung der Kavitationsprobleme lassen sich die Einflüsse der Schräganströmung auf den Einsatz der Kavitation abschätzen.

#### 2.4.1.7. Gütezahl $K_{\eta\varphi}$

In Bild 31 und 32 wurde der Versuch gemacht, die stark streuenden Resultate der Näherungsrechnung für die Änderung der Gütezahl in möglichst übersichtlicher Art und Weise zeichnerisch darzustellen.

Um die Zahlenwerte der Ordinate in dem ganzen Bereich der Fortschrittsziffer zeichnerisch etwa mit der gleichen relativen Genauigkeit darzustellen, wurde für den Ordinatenmaßstab eine logarithmische Teilung gewählt.

Als Abszisse wurde in dieser Darstellung abweichend von den übrigen Diagrammen das Quadrat der reduzierten Fortschrittsziffer benutzt, um die Kurven im oberen Bereich der Fortschrittsziffer möglichst deutlich voneinander zu trennen.

Die Änderung der Gütezahl kann auch mit Benutzung der Zahlenwerte  $\Delta K_{T\varphi}$  und  $\Delta K_{Q\varphi}$  aus den Diagrammen Bild 19 bis 22 aus den nachstehenden Beziehungen ermittelt werden.

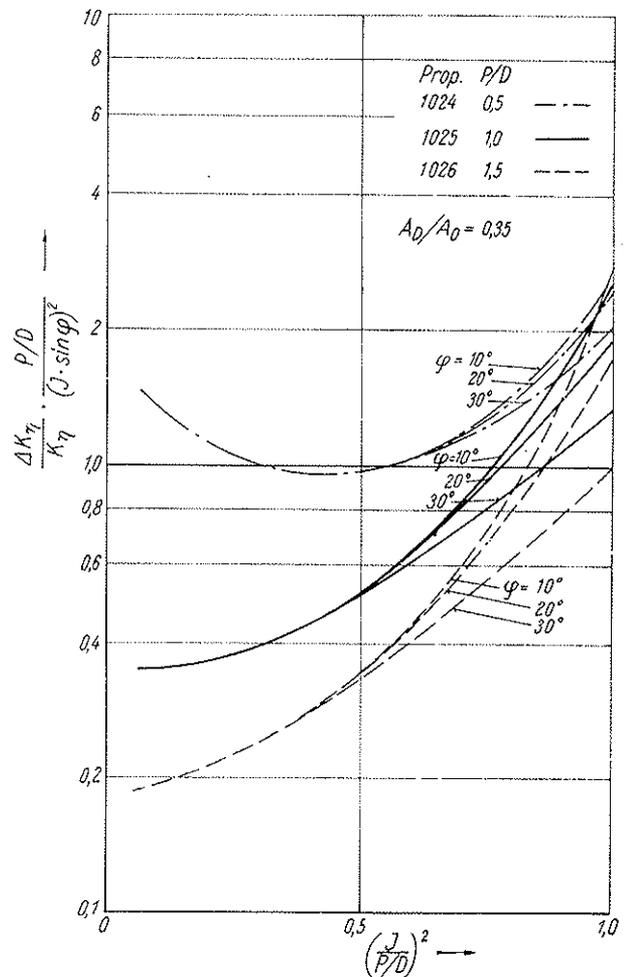


Bild 31. Einfluß der Schräganströmung auf die Gütezahl  $K_{\eta}$  der schmalflügeligen Propeller 1024, 1025 und 1026

$$\frac{\Delta K_{\eta}}{K_{\eta}} = \frac{K_{\eta\varphi} - K_{\eta}}{K_{\eta}} = \frac{K_{\eta\varphi}}{K_{\eta}} - 1 \quad (64)$$

$$= \frac{K_{T\varphi}}{K_{Q\varphi}} \cdot \frac{K_Q}{K_T} - 1 \quad (65)$$

$$= \frac{K_T + \Delta K_{T\varphi}}{K_Q + \Delta K_{Q\varphi}} \cdot \frac{K_Q}{K_T} - 1 \quad (66)$$

$$= \frac{1 + \frac{\Delta K_{T\varphi}}{K_T}}{1 + \frac{\Delta K_{Q\varphi}}{K_Q}} - 1 \quad (67)$$

$$= \frac{\frac{\Delta K_{T\varphi}}{K_T} - \frac{\Delta K_{Q\varphi}}{K_Q}}{1 + \frac{\Delta K_{Q\varphi}}{K_Q}} \quad (68)$$

Im Hinblick auf die Entstehung des Zahlenwertes aus der Differenz zweier nur wenig verschieden großer Zahlen darf es nicht überraschen, wenn die Übereinstimmung der auf diese Weise ermittelten Werte mit den aus den Diagrammen Bild 31 und 32 interpolierten Werten in manchen Fällen nicht übermäßig gut ist.

Bei der Beurteilung der Zahlenwerte  $K_{\eta\varphi}$  und beim Vergleich mit entsprechenden Zahlenwerten der axial angeströmten Propeller darf nicht übersehen werden, daß sich die hier behandelten Zahlenwerte durchweg auf Arbeitszustände des axial bzw. schräg angeströmten

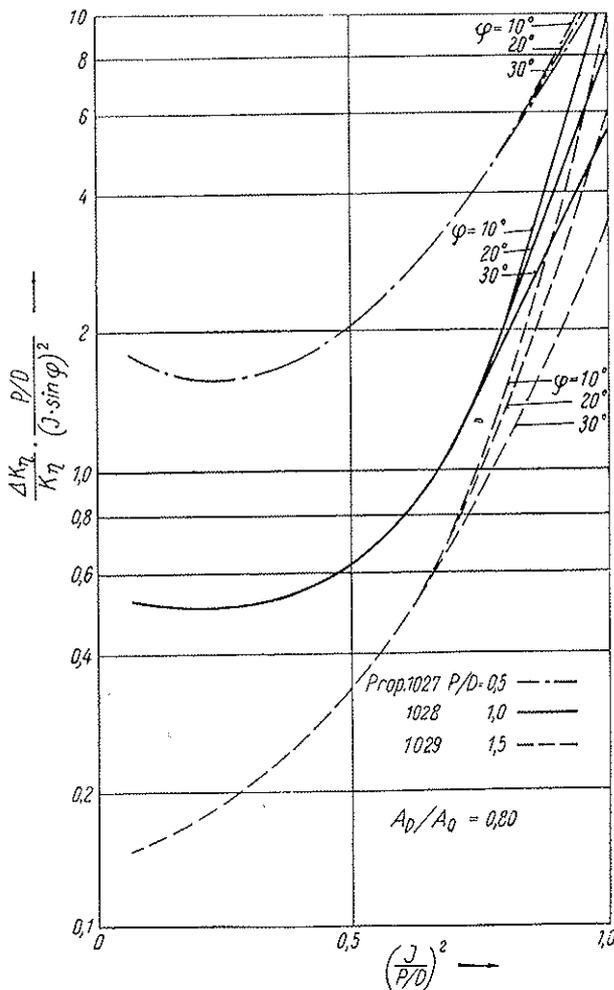


Bild 32. Einfluß der Schräganströmung auf die Güteeffizient  $K_{\eta}$  der breitflügeligen Propeller 1027, 1028 und 1029

Propeller bei der gleichen Fortschrittsziffer  $J$  beziehen, bei denen die zugehörigen Schubbeiwerte verschieden groß sind. Da für zwei zu vergleichende Arbeitszustände ein und desselben Propellers oder auch zwei verschiedener Propeller die Übereinstimmung der Schubbelastungsgrade  $C_T = \frac{K_T}{J^2} \cdot \frac{8}{\pi}$  eine grundlegende Voraussetzung ist für eine allgemeine Vergleichsbetrachtung, folgt aus der Verschiedenheit der Schubbeiwerte bei gleicher Fortschrittsziffer und damit aus der Verschiedenheit des Schubbelastungsgrades  $C_T$  der beschränkte Wert des ziffernmäßigen Vergleiches der Quotienten  $\frac{\Delta k_{\eta}}{k_{\eta}}$ .

Da außer der genannten Vergleichsbasis mit Benutzung des Schubbelastungsgrades noch andere Vergleichsbedingungen für die Praxis eine große Rolle spielen (Drehzahl, Drehmoment), und somit aus der grundlegenden Betrachtungsweise keine für den praktischen Einzelfall allgemeingültige Beurteilung abgeleitet werden kann, muß die Entscheidung hierüber dem konkreten Einzelfall überlassen bleiben.

### 2.5. Beurteilung der Ergebnisse und ihre Anwendung in der Praxis

Die Ergebnisse der vorliegenden Arbeit sind geeignet, eine seit langer Zeit bestehende Lücke in der Kenntnis über das Verhalten von Schiffsschrauben bei nicht axialer, im übrigen aber homogener Anströmung zu schlie-

ßen. Für die Analyse der Vorgänge an einer hinter dem Schiffskörper, vornehmlich am Hinterschiff des Einschraubers arbeitenden Schiffsschraube liefert die vorliegende Untersuchung Resultate, deren Berücksichtigung ganz wesentlich zum Verständnis der auftretenden Erscheinungen beiträgt.

Für das schiffbauliche Modellversuchswesen bedeutet die Kenntnis des Einflusses der Schräganströmung auf die Eigenschaften der Propeller besonders bei der Analyse von Propulsionsversuchen im Schlepptank sowie bei der Auswertung von Meilenfahrten eine verbesserte Arbeitsunterlage und ist daher geeignet, die Sicherheit der Übertragung der Modellversuchsergebnisse auf die Großausführung zu festigen.

Für den Großschiffbau zwar von geringerer Bedeutung, dafür aber für den Kleinschiff- und Bootsbau interessant und wichtig ist die Kenntnis der erstmalig für Schiffpropeller gemessenen Beiwerte für die in Schräganströmung auftretende Querkraft, die bei der üblicherweise schräg nach hinten geneigten Lage der Propellerwelle zum dynamischen Auftrieb ihren Anteil beisteuert.

Die zahlenmäßige Festlegung der Exzentrizität des Schubmittelpunktes in Abhängigkeit von der reduzierten Fortschrittsziffer und von den Formparametern des Propellers ermöglicht eine Abschätzung der hierdurch auf das Kursverhalten von Schiffen ausgeübten Einflüsse. Weiterhin können diese Angaben dazu dienen, das auf die Propellerwelle und die Stevenrohrlagerung ausgeübte Biegemoment zu bestimmen, das auf die ruhende Schwanzwelle bezogen, wie ein mit der Propellerdrehzahl als Frequenz der Propellerdrehrichtung entgegengesetzt umlaufendes Biegemoment wirkt.

Als eines der wichtigsten und für die Praxis bedeutendsten Ergebnisse muß die Angabe der Belastungsschwankungen für den einzelnen Flügel angesehen werden. Die für die Schwankungen der Flügelbelastung angegebenen Verhältniszahlen zwischen der Maximallast und dem mittleren Wert während einer ganzen Umdrehung des Propellers gelten ihrer rechnerischen Ermittlung nach allerdings nur für *homogene* Anströmung. Außerdem bleibt auch ihre beträchtliche Größe in Abhängigkeit von dem für die rechnerische Ermittlung nach Maßgabe der beobachteten Querkräfte benutzten Koeffizienten  $C$  mit einer gewissen Unsicherheit behaftet. Es wird das Ziel der weiteren Forschung sein müssen, einerseits den Grad der Übereinstimmung zwischen den errechneten und den experimentell noch zu messenden Belastungsschwankungen festzustellen und danach den Einfluß der Inhomogenität der Zuströmung zu erfassen, der bei der wirklichen Zuströmung des Propellers hinter dem Schiff vorhanden ist.

Eine besondere Bedeutung erlangen die Angaben über die Belastungsschwankungen für die Konstruktion der Verstellpropeller, bei denen der Festigkeitsnachweis der einzelnen Bauteile der Flügelbefestigung zuverlässige Angaben über die auftretenden Belastungsspitzen erfordert. In verstärktem Maße tritt diese Forderung bei Verstellpropellern auf, die für drehbare Ruderdüsen vorgesehen sind. Über die Beurteilung der Festigkeitsfragen hinaus ermöglichen die Angaben über die Höhe der auftretenden Belastungsspitzen eine Abschätzung der durch die Schräganströmung erhöhten Gefahr des Kavitations-einsatzes auf der Saugseite der Flügelblätter. Dehnt man diese Abschätzung auch auf die gleichfalls angegebenen Belastungsminima aus, so kann gleichzeitig die Grenzen angegeben werden, bei deren Überschreitung die Voraussetzungen für Druckseitenkavitation gegeben sind.

Bei Berücksichtigung beider Grenzen ergibt sich ein Arbeitsbereich des Propellers ohne Einsatz von Kavitation, der für gleichbleibende Kavitationszahl mit zunehmender Größe des Schräganströmungswinkels immer kleiner wird.

## Zeichenübersicht (Symbole)

$A_D$	Flächeninhalt der abgewickelten Propellerflügel
$A_0 = \frac{D^2 \pi}{4}$	Inhalt der Propellerkreisfläche
$C$	Zahlenbeiwert
$C_L = \frac{T}{\frac{\rho}{2} v^2 \cdot A_0}$	Antriebsbeiwert
$C_T = \frac{T}{\frac{\rho}{2} v^2 \cdot A_0}$	Schubbelastungsgrad
$D$	Propellerdurchmesser
$D_z$	Tangentiale Kraft der Ersatztragfläche eines axial angeströmten Propellerflügels
$D_{z\theta}$	Tangentiale Kraft der Ersatztragfläche eines schräg angeströmten Propellerflügels in der Stellung $\theta$
$e$	Exzentrizität des Schubmittelpunktes
$F_Y$	mittlere Querkraft des ganzen Propellers
$F_{Yz}$	mittlere Querkraft der Ersatztragfläche eines schräg angeströmten Propellerflügels
$F_z$	mittlerer Auftrieb des ganzen Propellers
$J = \frac{v}{n \cdot D}$	Fortschrittsziffer des ganzen Propellers
$J_\theta$	Fortschrittsziffer der Ersatztragfläche eines schräg angeströmten Propellerflügels in der Stellung $\theta$
$\frac{J}{D} = \frac{v}{n \cdot D}$	reduzierte Fortschrittsziffer des ganzen Propellers
$K_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4}$	Schubbeiwert eines axial angeströmten Propellers
$K_{T\theta} = \frac{T\theta}{\rho n^2 D^4}$	Schubbeiwert eines schräg angeströmten Propellers
$K_{T\theta} = \frac{T_{z\theta}}{\rho n^2 D^4}$	örtlicher Schubbeiwert der Ersatztragfläche eines schräg angeströmten Propellerflügels in der Stellung $\theta$
$K_Q = \frac{Q}{\rho n^2 D^5}$	Momentenbeiwert eines axial angeströmten Propellers
$K_{Q\theta} = \frac{Q\theta}{\rho n^2 D^5}$	mittlerer Momentenbeiwert eines schräg angeströmten Propellers
$K_{Q\theta} = \frac{Q_{z\theta}}{\rho n^2 D^5}$	örtlicher Momentenbeiwert der Ersatztragfläche eines schräg angeströmten Propellerflügels in der Stellung $\theta$
$K_Y = \frac{F_Y}{\rho n^2 D^4}$	mittlerer Querkraftbeiwert eines schräg angeströmten Propellers
$K_{PY}$	Korrekturfaktor für die Bestimmung der Querkraft an der Propellerblindnabe
$n$	sekundliche Propellerdrehzahl
$n_\theta$	von der Stellung $\theta$ abhängige virtuelle Drehzahl des Propellerflügels
$P$	Propellerleistung bzw. Antriebsleistung des Propellers
$P_\theta$	Antriebsleistung des Propellers bei Schräganströmung
$p$	statischer Druck im ungestörten Wasser
$p_p$	Druck des gesättigten Wasserdampfes
$Q$	Drehmoment des axial angeströmten Propellers
$Q_\theta$	mittleres Drehmoment des schräg angeströmten Propellers
$Q_z$	mittleres Drehmoment der Ersatztragfläche eines schräg angeströmten Propellerflügels

$Q_{z\theta}$	örtliches Drehmoment der Ersatztragfläche eines schräg angeströmten Propellerflügels in der Stellung $\theta$
$r; R$	örtlicher Radius; Flügelspitzenradius
$R_n$	Reynoldszahl
$T$	Schub des axial angeströmten Propellers
$T_\theta$	mittlerer Schub des schräg angeströmten Propellers
$T_z$	mittlerer Schub der Ersatztragfläche eines schräg angeströmten Propellerflügels
$T_{z\theta}$	örtlicher Schub der Ersatztragfläche eines schräg angeströmten Propellerflügels in der Stellung $\theta$
$v$	Fortschrittsgeschwindigkeit des Propellers
$v_x$	Anströmgeschwindigkeit des Propellers in der Achsrichtung
$v_y$	Anströmgeschwindigkeit des Propellers in der y-Achse
$v_r$	Anströmgeschwindigkeit des Propellers in radialer Richtung
$w$	In der zylindrischen Strömungsschicht liegende Komponente der virtuellen Relativanströmung der Ersatztragfläche eines Flügels in der Stellung $\theta$ (ohne Berücksichtigung der induzierten Zusatzgeschwindigkeiten)
$z$	Flügelzahl
$\gamma$	Neigung der virtuellen Relativanströmung gegen die Schraubenebene
$\delta$	Winkelstellung des schräg angeströmten Propellerflügels
$\eta; K_a$	Wirkungsgrad; Gütezahl des axial angeströmten Propellers
$\eta_\theta; K_{\theta\theta}$	Wirkungsgrad; Gütezahl des schräg angeströmten Propellers
$\eta_0$	Wirkungsgrad des Propellers im Freifahrversuch
$\eta_B$	Wirkungsgrad des Propellers hinter dem Schiff
$\eta_r = \frac{\eta_B}{\eta_0}$	Gütegrad der Propelleranordnung
$\lambda_r = \frac{v}{r\omega}$	Fortschrittsgrad des Blattmittes auf dem Radius $r$
$\rho$	Dichte
$\sigma_\theta$	kleinste Kavitationszahl des Propellers in Schräganströmung
$\varphi$	Neigungswinkel der homogenen Schräganströmung zur Propellerachse
$Z = \frac{2\pi}{z}$	Winkel zwischen den Erzeugenden zweier aufeinander folgender Propellerflügel

## Literatur

- [1] *Gruff, W.*: Über den Einfluß ungleichförmiger Anströmung auf die Schraubewirkung. Jahrbuch d. Schiffbautechn. Gesellschaft, Bd. 36 (1935), S. 248.
- [2] *Flachsbar, O., Kröber, G.*: Experimentelle Untersuchung an schräg angeblasenen Schraubenpropellern. Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, 20. Jg. (1929), S. 605.
- [3] *Gutsche, F.*: Der Einfluß der Kavitation auf die Profileigenschaften von Propellerblattschnitten. Schiffbauforschung, 1. Jg. (1962) Heft 1, S. 14.
- [4] *Gutsche, F.*: Einwirkung der Rauigkeit an Schiffsschrauben auf Leistungsaufnahme und Wirkungsgrad. Schiffbauforschung, 2. Jg. (1963) Heft 3, S. 81.
- [5] *Gutsche, F., Schroeder, G.*: Freifahrversuche an Propellern mit festen und verstellbaren Flügeln „voraus“ und „rückwärts“. Schiffbauforschung, 2. Jg. (1963) Heft 4, S. 146.
- [6] *Dathe, H. M.*: Über die Verteilung der induzierten Geschwindigkeiten in der Umlaufebene einer schräg angeströmten Luftschraube und ihren Einfluß auf die Luftkraftverteilungen und Blattbeanspruchungen. Zeitschrift für Flugwissenschaften, 11. Jg. (1963) S. 177.
- [7] *Horn, F.*: Querkraft am Propeller bei Schräganströmung, speziell bei Manövriervorgängen. Schiffstechnik, Bd. 4 (1957) Heft 20, S. 61.

## Zeichenübersicht (Symbole)

$A_D$	Flächeninhalt der abgewinkelten Propellerflügel
$A_0 = \frac{D^2 \pi}{4}$	Inhalt der Propellerkreisfläche
$C$	Zahlenbeiwert
$C_L = \frac{L}{\frac{\rho}{2} v^2 \cdot A_0}$	Auftriebsbeiwert
$C_T = \frac{T}{\frac{\rho}{2} v^2 \cdot A_0}$	Schubbelastungsgrad
$D$	Propellerdurchmesser
$D_z$	Tangentialkraft der Ersatztragfläche eines axial angeströmten Propellerflügels
$D_{z\theta}$	Tangentialkraft der Ersatztragfläche eines schräg angeströmten Propellerflügels in der Stellung $\theta$
$e$	Exzentrizität des Schubmittelpunktes
$F_Y$	mittlere Querkraft des ganzen Propellers
$F_{YZ}$	mittlere Querkraft der Ersatztragfläche eines schräg angeströmten Propellerflügels
$F_z$	mittlerer Auftrieb des ganzen Propellers
$J = \frac{v}{n \cdot D}$	Fortschrittsziffer des ganzen Propellers
$J_\theta$	Fortschrittsziffer der Ersatztragfläche eines schräg angeströmten Propellerflügels in der Stellung $\theta$
$\frac{j}{P/D} = \frac{v}{n \cdot D}$	reduzierte Fortschrittsziffer des ganzen Propellers
$K_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4}$	Schubbeiwert eines axial angeströmten Propellers
$K_{T\varphi} = \frac{T\varphi}{\rho n^2 D^4}$	Schubbeiwert eines schräg angeströmten Propellers
$K_{T\theta} = \frac{T_{z\theta}}{\rho n^2 D^4}$	örtlicher Schubbeiwert der Ersatztragfläche eines schräg angeströmten Propellerflügels in der Stellung $\theta$
$K_Q = \frac{Q}{\rho n^2 D^5}$	Momentenbeiwert eines axial angeströmten Propellers
$K_{Q\varphi} = \frac{Q\varphi}{\rho n^2 D^5}$	mittlerer Momentenbeiwert eines schräg angeströmten Propellers
$K_{Q\theta} = \frac{Q_{z\theta}}{\rho n^2 D^5}$	örtlicher Momentenbeiwert der Ersatztragfläche eines schräg angeströmten Propellerflügels in der Stellung $\theta$
$K_Y = \frac{F_Y}{\rho n^2 D^4}$	mittlerer Querkraftbeiwert eines schräg angeströmten Propellers
$K_{PY}$	Korrekturfaktor für die Bestimmung der Querkraft an der Propellerblindnabe
$n$	sekundliche Propellerdrehzahl
$n_\theta$	von der Stellung $\theta$ abhängige virtuelle Drehzahl des Propellerflügels
$P$	Propellersteigung bzw. Antriebsleistung des Propellers
$P_\varphi$	Antriebsleistung des Propellers bei Schräganströmung
$p$	statischer Druck im ungestörten Wasser
$p_p$	Druck des gesättigten Wasserdampfes
$Q$	Drehmoment des axial angeströmten Propellers
$Q_\varphi$	mittleres Drehmoment des schräg angeströmten Propellers
$Q_z$	mittleres Drehmoment der Ersatztragfläche eines schräg angeströmten Propellerflügels

$Q_{z\theta}$	örtliches Drehmoment der Ersatztragfläche eines schräg angeströmten Propellerflügels in der Stellung $\theta$
$r; R$	örtlicher Radius; Flügelspitzenradius
$R_B$	Reynoldszahl
$T$	Schub des axial angeströmten Propellers
$T_\varphi$	mittlerer Schub des schräg angeströmten Propellers
$T_z$	mittlerer Schub der Ersatztragfläche eines schräg angeströmten Propellerflügels
$T_{z\theta}$	örtlicher Schub der Ersatztragfläche eines schräg angeströmten Propellerflügels in der Stellung $\theta$
$v$	Fortschrittsgeschwindigkeit des Propellers
$v_x$	Anströmgeschwindigkeit des Propellers in der Achsrichtung
$v_y$	Anströmgeschwindigkeit des Propellers in der y-Achse
$v_r$	Anströmgeschwindigkeit des Propellers in radialer Richtung
$w$	In der zylindrischen Strömungsschicht liegende Komponente der virtuellen Relativanströmung der Ersatztragfläche eines Flügels in der Stellung $\theta$ (ohne Berücksichtigung der induzierten Zusatzgeschwindigkeiten)
$z$	Flügelzahl
$\gamma$	Neigung der virtuellen Relativanströmung gegen die Schraubenebene
$\delta$	Winkelstellung des schräg angeströmten Propellerflügels
$\eta; K_H$	Wirkungsgrad; Gütezahl des axial angeströmten Propellers
$\eta_\varphi; K_{H\varphi}$	Wirkungsgrad; Gütezahl des schräg angeströmten Propellers
$\eta_0$	Wirkungsgrad des Propellers im Freifahrversuch
$\eta_B$	Wirkungsgrad des Propellers hinter dem Schiff
$\eta_r = \frac{\eta_B}{\eta_0}$	Gütegrad der Propelleranordnung
$\tilde{z}_r = \frac{v}{r\omega}$	Fortschrittsgrad des Blattmittes auf dem Radius $r$
$\rho$	Dichte
$\sigma_\varphi$	kleinste Kavitationszahl des Propellers in Schräganströmung
$\varphi$	Neigungswinkel der homogenen Schräganströmung zur Propellerachse
$Z = \frac{2\pi}{Z}$	Winkel zwischen den Erzeugenden zweier aufeinander folgender Propellerflügel

## Literatur

- [1] *Graff, W.*: Über den Einfluß ungleichförmiger Anströmung auf die Schraubewirkung. *Jahrbuch d. Schiffbautechn. Gesellschaft*, Bd. 36 (1935), S. 248.
- [2] *Flachsbar, O., Kröber, G.*: Experimentelle Untersuchung an schräg angeblasenen Schraubenpropellern. *Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt*, 20. Jg. (1929), S. 605.
- [3] *Gutsche, F.*: Der Einfluß der Kavitation auf die Profileigenschaften von Propellerblattschnitten. *Schiffbauforschung*, 1. Jg. (1962) Heft 1, S. 14.
- [4] *Gutsche, F.*: Einwirkung der Rauigkeit an Schiffsschrauben auf Leistungsaufnahme und Wirkungsgrad. *Schiffbauforschung*, 2. Jg. (1963) Heft 3, S. 81.
- [5] *Gutsche, F., Schroeder, G.*: Freifahrversuche an Propellern mit festen und verstellbaren Flügeln „voraus“ und „rückwärts“. *Schiffbauforschung*, 2. Jg. (1963) Heft 4, S. 146.
- [6] *Dathe, H. M.*: Über die Verteilung der induzierten Geschwindigkeiten in der Umlaufebene einer schräg angeströmten Luftschraube und ihren Einfluß auf die Luftkraftverteilungen und Blattbeanspruchungen. *Zeitschrift für Flugwissenschaften*, 11. Jg. (1963) S. 177.
- [7] *Horn, F.*: Querkraft am Propeller bei Schräganströmung, speziell bei Manövriervorgängen. *Schiffstechnik*, Bd. 4 (1957) Heft 20, S. 61.

Anhang I

Durchführung der Näherungsrechnung

Die im Bericht angegebene Näherungsrechnung wurde für die sechs untersuchten Modellpropeller für jeden der drei Schräganströmwinkel  $\varphi$  ( $10^\circ$ — $20^\circ$ — $30^\circ$ ) bei je vier reduzierten Fortschrittsziffern  $\frac{J}{P/D} = \frac{v}{n \cdot P}$  (0,25—0,5—

0,75—1,0) durchgeführt. Die Ergebnisse dieser zahlenmäßigen Auswertung lieferten jeweils vier Kurvenpunkte in den Diagrammen.

Bei Beginn der Rechnungen wurde für jeden der genannten Arbeitszustände die Ermittlung der Ergebnisse von 24 Einzelpunkten für eine volle Flügelumdrehung mit jeweils  $15^\circ$  Abstand der 24 Flügelstellungen mit anschließender graphischer Integration der durch die Kurven begrenzten Flächenstücke für erforderlich gehalten. Es zeigte sich jedoch, daß für die Bestimmung der mittleren Werte das arithmetische Mittel der Einzelergebnisse der Flügelstellungen  $\vartheta = 60^\circ$ ;  $180^\circ$  und  $300^\circ$  genügt. Mit Hinzunahme der für die höchsten und niedrigsten Belastungen des Einzelflügels kennzeichnenden Flügelstellungen  $\vartheta = 90^\circ$  und  $270^\circ$  wurden also für jeden der genannten Betriebszustände je fünf Einzelpunkte erforderlich statt der ursprünglich vorgesehenen 24 Einzelpunkte. Durch diese Vereinfachungen war es überhaupt erst möglich, die numerische Auswertung der angegebenen Näherungsmethode in dem genannten Umfange innerhalb des vorgesehenen Termins für den Abschluß der Arbeiten zu erledigen.

Spalte :

- 1  $\vartheta$  (in Grad)
- 2  $\frac{J \cdot C}{2,2} \sin \varphi \sin \vartheta = C_1 \sin \vartheta$   
mit  $C_1 = \frac{J \cdot C}{2,2} \sin \varphi = \frac{0,5 \cdot 2}{2,2} \cdot 0,5 = 0,2272$
- 3  $\frac{n\vartheta}{n} = 1$  (Spalte 2)
- 4  $\left(\frac{n\vartheta}{n}\right)^2$
- 5  $J_{\vartheta} = J \cdot \cos \varphi \cdot \frac{n}{n_{\vartheta}} = 0,5 \cdot 0,8666 \cdot \frac{n}{n_{\vartheta}} = \frac{0,4333}{n_{\vartheta}}$  (Spalte 3)
- 6  $\Delta J = J_{\vartheta} - J =$  (Spalte 5) — 0,5
- 7  $\Delta K_T = \frac{dK_T}{dJ} \cdot \Delta J =$  — 0,51 (Spalte 6)
- 8  $\Delta K_Q = \frac{dK_Q}{dJ} \cdot \Delta J =$  — 0,075 (Spalte 6)
- 9  $\frac{K_{T\vartheta}}{K_T} = \frac{K_T + \Delta K_T}{K_T} = 1 + \frac{\Delta K_T}{K_T} = 1 + \frac{0,275}{0,275}$  (Spalte 7)
- 10  $\frac{K_{Q\vartheta}}{K_Q} = \frac{K_Q + \Delta K_Q}{K_Q} = 1 + \frac{\Delta K_Q}{K_Q} = 1 + \frac{0,048}{0,048}$  (Spalte 8)
- 11  $\left(\frac{n_{\vartheta}}{n}\right)^2 \cdot \frac{K_{T\vartheta}}{K_T} =$  (Spalte 4) · (Spalte 9)

Zahlentafel 1. Beispielrechnung für Propeller 1028;  $\varphi = 30^\circ$ ;  $J = 0,5$

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
$\vartheta$	$C_1 \cdot \sin \vartheta$	$\frac{n\vartheta}{n}$	$\left(\frac{n\vartheta}{n}\right)^2$	$J_{\vartheta}$	$\Delta J$	$\Delta K_T$	$\Delta K_Q$	$\frac{K_{T\vartheta}}{K_T}$	$\frac{K_{Q\vartheta}}{K_Q}$	[4] · [9]	[J] · [10]	$\frac{[11] \cdot 0,35}{\sin \vartheta}$	[12] $\sin \vartheta$
$60^\circ$	0,1968	0,8032	0,6451	0,539	+ 0,039	— 0,0199	— 0,0029	0,928	0,940	0,599	0,606	0,1816	0,525
$90^\circ$	0,2272	0,7728	0,5972	0,500	+ 0,060	— 0,0306	— 0,0045	0,889	0,906	0,531	0,541	—	—
$180^\circ$	0	1,0	1,0	0,433	— 0,067	0,0341	0,0050	1,124	1,104	1,124	1,104	0	0
$270^\circ$	— 0,2272	1,2272	1,5060	0,353	— 0,147	0,0750	0,0110	1,273	1,229	1,915	1,850	—	—
$300^\circ$	— 0,1968	1,1968	1,4323	0,362	— 0,138	0,0704	0,0103	1,256	1,215	1,800	1,740	— 0,5452	— 1,508

$$\frac{K_{T\vartheta}}{K_T} = \frac{1}{3} [0,599 + 1,124 + 1,800] = 1,178$$

$$K_{T\vartheta} = 1,178 \cdot 0,275 = 0,324$$

$$\frac{K_{Q\vartheta}}{K_Q} = \frac{1}{3} [0,606 + 1,104 + 1,740] = 1,150$$

$$K_{Q\vartheta} = 1,150 \cdot 0,048 = 0,0552$$

$$\frac{e}{D} = \frac{0,1816 - 0,5452}{3 \cdot 1,178} = -0,1031$$

$$K_Y = \frac{0,048}{3 \cdot 0,35} [0,525 - 1,508] = -0,0449$$

Als Beispiel der abgekürzten Zahlenrechnung ist in Zahlentafel 1 die Rechnung für den Propeller 1028;  $\varphi = 30^\circ$ ;  $J = 0,5$  wiedergegeben. Für den axial angeströmten Propeller gelten für die in diesem Beispiel behandelte Fortschrittsziffer  $J = 0,5$ :

$$K_T = 0,275; \frac{dK_T}{dJ} = -0,51; K_Q = 0,048; \frac{dK_Q}{dJ} = -0,075.$$

(Die Zahlenwerte der für das Beispiel außerdem vorhandenen ausführlichen Rechnung mit  $15^\circ$  Abstand zwischen den einzelnen Punkten sind graphisch in Bild 13 dargestellt).

Die Spalten der Zahlentafel 1 enthalten die Zahlenwerte für nachstehende Begriffe:

- 12  $\left(\frac{n_{\vartheta}}{n}\right)^2 \cdot \frac{K_{Q\vartheta}}{K_Q} =$  (Spalte 4) · (Spalte 10)
  - 13  $0,35 \cdot \left(\frac{n_{\vartheta}}{n}\right)^2 \cdot \frac{K_{T\vartheta}}{K_T} \sin \vartheta = 0,35 \cdot \sin \vartheta$  (Spalte 11)
  - 14  $\left(\frac{n_{\vartheta}}{n}\right)^2 \cdot \frac{K_{Q\vartheta}}{K_Q} \sin \vartheta =$  (Spalte 12)  $\sin \vartheta$
- $$\frac{K_{T\vartheta}}{K_T} = \frac{1}{3} [(Spalte 11)_{\vartheta = 60^\circ} + (Spalte 11)_{\vartheta = 180^\circ} + (Spalte 11)_{\vartheta = 300^\circ}]$$
- $$\frac{K_{Q\vartheta}}{K_Q} = \frac{1}{3} [(Spalte 12)_{\vartheta = 60^\circ} + (Spalte 12)_{\vartheta = 180^\circ} + (Spalte 12)_{\vartheta = 300^\circ}]$$
- $$\frac{e}{D} = \frac{(Spalte 13)_{\vartheta = 60^\circ} + (Spalte 13)_{\vartheta = 300^\circ}}{3 \cdot \frac{K_{T\vartheta}}{K_T}}$$
- $$K_Y = \frac{K_Q}{3 \cdot 0,35} [(Spalte 14)_{\vartheta = 60^\circ} + (Spalte 14)_{\vartheta = 300^\circ}]$$

<sup>1)</sup> Der zur Summe gehörige dritte Summand für  $\vartheta = 180^\circ$  wird gleich Null, so daß nur die beiden Summanden für  $\vartheta = 60^\circ$  und  $\vartheta = 300^\circ$  Berücksichtigung finden.

## Zusammenfassung

### Untersuchung von Schiffsschrauben in schräger Anströmung

Sechs Modellpropeller von 200 mm Durchmesser mit den Steigungsverhältnissen  $P/D = 0,5; 1,0$  und  $1,5$  mit verschiedenen breiten Flügelblättern wurden alleinfahrend nicht nur in axialer Anströmung sondern auch in schräger Anströmung untersucht. Bei diesen Versuchen wurden außer dem Schub, das Drehmoment, die sekundliche Drehzahl und Fortschrittsgeschwindigkeit auch die in der Horizontalebene entstehende seitliche Querkraft senkrecht zur Propellerachse gemessen.

Um vergleichbare theoretische Werte zu erhalten, wurde gleichzeitig mit den Freifahrversuchen ein analytisches Rechenverfahren für die Mittelwerte des Schubes, des Drehmomentes und der seitlichen Querkraft des ganzen Propellers ausgearbeitet. Als grundlegende Basiswerte dieses analytischen Rechenverfahrens wurden die Resultate der normalen Freifahrversuche benutzt, bei denen der Winkel der Schräganströmung gleich Null wird.

Um die Einwirkungen der mit den Flügelblättern rotierenden Grenzschicht sowie die Einwirkungen der induzierten Geschwindigkeiten zu berücksichtigen, mit dem Ziel einer ausreichenden Übereinstimmung der rechnerischen Resultate mit den experimentellen Meßwerten, wurde für den seitlichen Geschwindigkeitsanteil der Schräganströmung ein Einflußfaktor eingeführt, dessen konstanter Wert durch die Bedingung festgelegt wurde, daß die Querkraft in beiden Fällen ihrer Bestimmung den gleichen Wert annimmt.

Als Nebenprodukt von erstrangiger Bedeutung lieferte die analytische Rechnung die Belastungsschwankungen des einzelnen Flügels mit Maxima und Minima in Abhängigkeit von den Formfaktoren der Propeller (Steigungsverhältnis, Flächenverhältnis) und der Fortschrittssziffer. Hiermit wurden nicht nur die Arbeitsweise des ganzen Propellers in Schräganströmung untersucht sondern außerdem die Festigkeitsprobleme erörtert, die infolge der veränderlichen Belastung des in der homogenen Schräganströmung rotierenden Flügelblattes entstehen.

Die seitliche Verlagerung des resultierenden Propellerschubes aus der Mitte der Propellerkreisfläche heraus stellt ein weiteres Ergebnis dieser analytischen Rechnung dar.

### Oblique flow in open propeller tests

Open water tests with six model screws of different pitch diameter ratio and different blade area ratio had been run in which the horizontal axis of the propeller was inclined against the direction of advance, and respectively, against the direction of the inflowing water. In these tests not only the thrust, the torque, the number of revolutions and the speed of advance had been observed but also the side force in the horizontal plane perpendicular to the axis of the propeller. To get comparable figures of theoretical value timely in accordance with the open tests an analytical calculation had been worked out to determine the mean values of thrust, torque and side force of the whole propeller. As basic figures of the analytical calculation the results of the normal open tests were used the angle of axial inclination in these tests being zero. To simulate the effects of the boundary layer rotating with the blades and the influences of the induced velocities with the aim to secure sufficient agreement between the results of the analytical calculation and the results of the tests an influence factor of the side velocity component was in-

troduced the constant figure of which had been fixed by the condition that the side force should have the same value in the two ways of determination. As a by product of first order this analytical calculation delivered the fluctuations of the single blade loading with maxima and minima in dependence of propeller form factors (pitch ratio, blade area ratio) and of advance number. By this way not only the performance of the whole propeller in oblique flow had been investigated but also the problem of strength considered arising from the variable load of the single blade turning in the oblique flow of homogeneous velocity.

The side displacement of the resultant propeller thrust out of the centre of the propeller disc is another result being found by this analytical calculation. This result may be of some use in discussing the "bias" in single screw ships tending to move the stern in the same direction as that in which the upper blades are turning. Besides this influence on steering qualities of the ship the side displacement of the thrust may have some influence upon the strength of the propeller tail shaft and on its bearing in the stern post.

### Исследование гребных винтов в косом набегающем потоке

Шесть моделей гребных винтов диаметром в 200 мм, с шаговым отношением  $P/D = 0,5; 1,0$  и  $1,5$  с лопастями различной ширины были исследованы в свободной воде не только в аксиальном, но и в косом набегающем потоке. В порядке этих опытов кроме упора гребного винта, крутящего момента, числа оборотов в секунду и поступательной скорости было также замерено возникающее в горизонтальной плоскости боковое поперечное усилие, действующее на ось в вертикальном направлении.

Для получения сравнимых теоретических данных одновременно с опытами в свободной воде был разработан аналитический расчётный метод для средних значений упора, крутящего момента и бокового поперечного усилия гребного винта в целом. В качестве основных исходных данных этого аналитического расчётного метода были использованы результаты нормальных опытов в свободной воде, при которых угол косого набегающего потока равен нулю.

Для учёта влияния вращающегося с лопастями винта граничного слоя, а также влияния индуктированной скорости с целью удовлетворительного совпадения результатов расчёта с экспериментальными данными для бокового компонента скорости косого набегающего потока был введен фактор, постоянное значение которого было определено условием, заключающемся в том, что поперечное усилие в обоих случаях его определения принимает равное значение.

В результате аналитического расчёта дополнительно были получены чрезвычайно важные данные о колебаниях нагрузки единичной лопасти с максимальными минимальными значениями в зависимости от факторов формы гребного винта (шагового отношения, соотношения поверхностей) и цифры поступательной скорости. Таким образом был исследован не только принцип действия гребного винта в косом набегающем потоке, но, кроме того, обсуждались проблемы прочности, возникающие в связи с переменной нагрузкой лопасти гребного винта, вращающейся в однородном косом набегающем потоке.

Боковое смещение результирующего диска винта из центра плоскости является дальнейшим результатом указанного аналитического расчёта. Этот результат может быть полезен при обоснованиях стремления одновинтовых судов сдвигать корму в сторону в том направлении, в котором вращаются верхние лопасти винта. Кроме этого влияния на управляемость судна боковое смещение упора винта оказывает известное влияние на прочность оконечности гребного вала и дейдвудного подшипника.