

164 | Juli 1966

SCHRIFTENREIHE SCHIFFBAU

O. Grim

Propeller und Leitrad

TUHH

Technische Universität Hamburg-Harburg

INSTITUT FÜR SCHIFFBAU DER UNIVERSITÄT HAMBURG

Bericht Nr. 164

Propeller und Leitrad

von

Otto Grim

Vortrag für die Hauptversammlung
der Schiffbautechnischen Gesellschaft 1966

Hamburg, Juli 1966

Propeller und Leitrad

Vortrag vorbereitet für die Hauptversammlung der
Schiffbautechnischen Gesellschaft 1966

1. Einleitung

Der hinter dem Schiffspropeller angeordnete Leitapparat ist seit langem bekannt, und er ist früher oft gebaut worden. Vor dieser Gesellschaft wurde hierüber von R. Wagner 1905, 1912 und 1929 vorgetragen. [1,2,3]. Viele weitere Veröffentlichungen [4, 5, 6, 7] waren in den zwanziger Jahren diesem Thema gewidmet. In fast allen diesen Veröffentlichungen wird von großen Erfolgen berichtet; Verbesserungen des Wirkungsgrades von 15 bis 20% werden mitgeteilt. Heute wird der Leitapparat nicht mehr gebaut, vermutlich weil so große Verbesserungen nicht mehr festgestellt werden können. Der Verfasser hat sich eingehend mit der Frage beschäftigt, worauf damals die großen Erfolge beruhten und warum der Leitapparat heute nicht mehr angewandt wird. Trotzdem hat er keine zufriedenstellende Antwort gefunden und die Frage wird daher nicht beantwortet, zumal keine neuen experimentellen Ergebnisse vorliegen. Zwar liefert das Rechenprogramm, das für die im Thema gestellte Aufgabe ausgearbeitet wurde und über das berichtet wird, auch für einen Propeller mit Leitapparat Ergebnisse. Diese Ergebnisse gelten jedoch nur für eine gleichmäßige Zuströmung und nicht für eine Anordnung hinter dem Schiff.

Der Leitapparat mit festen Flügeln wird nur am Rande behandelt. Das Thema des Vortrages ist, ^{es} einen hinter dem Propeller angeordneten rotierenden Leitapparat - ein Leitrad - zu beschreiben und über seine Eigenschaften zu berichten. Ergebnisse von Berechnungen ~~und Modellversuchen~~ zeigen nämlich, daß wesentlich größere Gewinne möglich sind als durch einen festen Leitapparat. Das erscheint dem Verfasser ausreichend, um einen Vortrag vor dieser Gesellschaft zu rechtfertigen, obwohl der feste Leitapparat in der Vergangenheit ausgiebig behandelt wurde und heute nicht mehr angewandt wird.

2. Beschreibung und Wirkungsweise des Leitrades.

Der Durchmesser des Leitrades ist größer als der Durchmesser des davor liegenden Propellers (Bild 1). Da Das Leitrad koaxial mit dem Propeller angeordnet ist, liegt eine innere Kreisfläche des Rades im Propellerstrahl, eine äußere Ringfläche außerhalb des Propellerstrahls. In dem inneren Teil tragen die Flügel des Leitrades eine Turbinen-, in dem äußeren Teil eine Propellerprofilierung. Das Rad ist frei drehbar auf der Propellerwelle oder einem koaxialen Zapfen gelagert und ist daher nicht mechanisch angetrieben. Es wird angetrieben durch den Propellerstrahl. Im Turbinenteil wird dem Propellerstrahl Strömungsenergie entnommen, die im Propellerteil sofort wieder umgesetzt und für den Vortrieb nutzbar gemacht wird. Der Schub des Leitrades wird über ein Drucklager auf die Welle oder den Schiffskörper übertragen.

Der resultierende Schubgewinn ist wesentlich größer als der durch einen festen Leitapparat erzielbare Gewinn.

Durch den Propeller werden Geschwindigkeiten induziert. Das Bild 2a zeigt die induzierte Geschwindigkeit in der Propeller Ebene für einen Radius, und zwar die Komponente w_a in axialer und die Komponente w_t in tangentialer Richtung. (Es wird zunächst der Einfachheit halber vorausgesetzt, daß der Propeller unendlich viele Flügel hat, d.h. daß Rotationssymmetrie gegeben ist und die Geschwindigkeiten daher nicht von der Koordinate in Umfangsrichtung abhängen.) Weit hinter dem Propeller, im Propellerstrahl, beträgt dann die axiale Geschwindigkeitskomponente $2w_a$ und die tangentialer Komponente $2w_t$. In Bezug auf ein mit dem Propeller mitfahrendes Koordinatensystem ist im Propellerstrahl die gesamte Geschwindigkeit in axialer Richtung gleich $(v + 2w_a)$. Der Durch den Propeller erzeugte Geschwindigkeitszuwachs $2w_a$ in axialer Richtung ist für die Schuberzeugung erforderlich. Die Geschwindigkeitskomponente $2w_t$ wird bei dem einfachen Propeller in Kauf genommen; sie ist für den Drall des Strahls verantwortlich. In diesem Drall ist Energie enthalten, die für die Vortriebserzeugung nutzlos ist.

Ein im Propellerstrahl angeordneter fester Leitapparat induziert die Geschwindigkeit w_L in der Leitradebene und $2w_L$ in dem Strahl weit hinter dem Apparat (Bild 2b). Hierdurch wird der Drall des Strahls verringert oder ganz aufgehoben. Die resultierende

Geschwindigkeit in axialer Richtung wird vergrößert von $(v + 2w_a)$ auf $(v + w)$. Die in dem Drall enthaltene Energie wird für die Vortriebserzeugung nutzbar gemacht. Der Wirkungsgrad der Umwandlung der Drall- in zusätzliche Vortriebsenergie ist jedoch gering, da erstens das schon durch den Propeller beschleunigte Wasser weiter beschleunigt wird und da zweitens die durch die Zähigkeit der Flüssigkeit verursachten Verluste an den Flügeln des Leitapparates groß sind.

Durch das Leitrad wird im Turbinenteil ebenfalls eine Geschwindigkeit $2w_L$ induziert, die eine Verringerung des Dralls zur Folge hat (Bild 2c). Gleichzeitig wird die Geschwindigkeit in axialer Richtung verringert, wodurch zunächst etwas Schub verloren geht. Es wird aber mechanische Energie gewonnen. Diese Energie wird sofort im Propellerteil wieder in Vortriebs- und Strömungsenergie umgesetzt (Bild 2d). Der im Propellerteil erzeugte Schub ist größer als der im Turbinenteil verlorengegangene Schub, so daß insgesamt ein Schubgewinn bleibt. Dieser Gewinn kann größer sein als der durch einen festen Leitapparat erzielbare Gewinn, da ebenfalls der Drallverlust weitgehend vermieden, außerdem aber einer größeren Wassermasse der für die Schuberzeugung notwendige Impuls erteilt wird. Hinzu kommt, daß bei geeigneter Auslegung die durch die Zähigkeit der Flüssigkeit verursachten Verluste am Leitrad kleiner gehalten werden können als an einem festen Leitapparat.

Natürlich muß zugegeben werden, daß dieser höhere Gewinn nur möglich ist, wenn für das Leitrad ein größerer Durchmesser gewählt werden kann, als das für den Propeller möglich ist. Das wird aber in vielen Fällen in ausreichender Weise möglich sein. Hierauf wird später zurückgekommen, jedoch wird schon jetzt erwähnt, daß das möglich ist, weil die Belastung des Leitrades klein, die Umfangsgeschwindigkeit klein und die Flügelzahl groß ist.

Welche Ergebnisse in zäher Flüssigkeit mit Propeller plus Leitrad erzielt werden können, kann nur auf Grund einer Berechnung oder eines Experiments vorausgesagt werden. Das Bild 3 zeigt das Ergebnis einer ausführlichen Berechnung und zwar den Schubgewinn in % des Propellerschubes für einen gegebenen Propeller, aufgetragen über dem Verhältnis Drehzahl des Leitrades zu Drehzahl des Propellers. Das Leitrad wird nicht mechanisch

angetrieben. Seine Drehzahl hängt in einem gegebenen Strömungsfeld von der gewählten Steigung bzw. der Steigungsverteilung über dem Radius ab. Für einen gegebenen Propeller und einen gewählten Betriebszustand dieses Propellers sind für verschiedene Drehzahlen Leiträder und die erzielbaren Gewinne errechnet worden. Das Ergebnis zeigt das Bild 3. Drehzahl $n_L = 0$ gilt für den bekannten Leitapparat mit festen Flügeln. Der Gewinn wird mit zunehmender Drehzahl des Leitrades größer, erreicht einen maximalen Wert bei einer Drehzahl, die wesentlich kleiner ist als die Drehzahl n_p des Propellers, und wird dann wieder kleiner. Bild 3 zeigt für die Drehzahl $n_L = \frac{m}{p}$ noch einen Gewinn. Das ist eine Folge des großen Durchmessers des Leitrades und einer für hohe Drehzahlen zu günstigen Annahme für die Zähigkeitsverluste am Leitrad. Der Gewinn für $n_L = n_p$ ist nicht realisierbar, da die Umfangsgeschwindigkeit des Leitrades hierfür zu groß wird. (Daher **ist** für die hohen Drehzahlen die Kurven nicht voll gezeichnet.)

Da also die Drehzahl des Rades optimal gewählt werden kann, ist ~~Der~~ optimale Gewinn ^{ist} um ein Mehrfaches (in Bild 3 das 3,1-fache) größer als der durch einen festen Leitapparat erzielbare Gewinn. Es muß also bei jedem Entwurf gefragt werden; welche Drehzahl des Leitrades führt zu dem größten Schubgewinn. Da keine anderen Forderungen die Wahl der Drehzahl einschränken, kann diese optimale Drehzahl dem Entwurf zugrundegelegt werden.

Die Drehzahl des optimalen Leitrades ist immer wesentlich kleiner als die Drehzahl des Propellers. Daher kann die Kombination auch als außerhalb des Schiffskörpers liegendes hydrodynamisches Untersetzungsgetriebe bezeichnet werden. Jedoch wird diese Bezeichnung nicht empfohlen, da sich zeigen wird, daß die optimale Drehzahl des Propellers einer Kombination nicht wesentlich anders ist als die optimale Drehzahl eines für den gleichen Antrieb bestimmten Propellers allein.

5. Theorie.

Schon für einen Propeller allein gilt es, bei der Auslegung eine Reihe von Parametern wie Durchmesser, Drehzahl, Flügelzahl, Steigung und Steigungsverteilung optimal zu wählen. Für eine Kombination Propeller und Leitrad gibt es eine Reihe weiterer Parameter und alle Parameter des Propellers und des Leitrades

sollten so gewählt werden, daß die gestellte Aufgabe optimal erfüllt wird. Bei der Auslegung eines Propellers werden die durch systematische Freifahrtversuche gewonnenen Seriendiagramme benutzt. Analoge Seriendiagramme für Propeller plus Leitrad müßten, da alle Parameter berücksichtigt und variiert sein müßten, viel umfangreicher sein. Solche Diagramme zu gewinnen, erfordert ~~daher~~ eine sehr umfangreiche experimentelle Arbeit, für die weder Zeit noch Mittel zur Verfügung standen. Es wurde daher großer Wert darauf gelegt, eine möglichst weitgehende Theorie auszuarbeiten, um auf diesem Wege ein Urteil über den Einfluß der verschiedenen Parameter und über eine möglichst optimale Auslegung zu gewinnen.

Die moderne Wirbeltheorie des Propellers, insbesondere die Traglinientheorie in der von Lerbs ausgearbeiteten Methode der Induktionsfaktoren erweist sich für die Lösung der gestellten Aufgabe als sehr geeignet ¹⁴ [11, 12]. Diese Methode wird sowohl für den Propeller als auch für das Leitrad benutzt.

Für die theoretische Bearbeitung wird vorausgesetzt, daß das Leitrad weit hinter dem Propeller angeordnet ist, und zwar so weit, daß a) das Leitrad keinen Einfluß auf die Strömung in der Propellerebene ausübt und daher das Arbeiten des Propellers nicht beeinflusst, ferner daß b) der Propellerstrahl in der Leitradenebene zwar voll ausgebildet, aber seine Struktur durch Wirbelzerfall, Zähigkeitseinflüsse u.a. noch nicht zerstört ist. Diese Voraussetzungen vereinfachen die Berechnungen. Die Rückwirkung des Leitrades auf den Propeller wird immer klein sein, da die Belastung des Rades in allen Fällen klein ist. Dagegen ist die volle Ausbildung des Propellerstrahls erst in einem Abstand, der ~~etwa gleich dem~~ ^{größer als der} Propellerdurchmesser ^{radius} ist, zu erwarten [13]. Trotzdem wird die vereinfachende Annahme b) auch für kleinere Abstände zu brauchbaren Ergebnissen führen. Modellversuche mit verschiedenen Abständen haben keinen Einfluß des Abstandes erkennen lassen. Übrigens haben auch mit gegenläufigen Propellern ausgeführte Versuche keinen Einfluß des Abstandes zwischen den beiden Propellern gezeigt [13].

Unbedingt erforderlich ist es, die Zähigkeit der Flüssigkeit zu berücksichtigen. Andernfalls würden viel zu große Gewinne berechnet werden. Hierin liegt für die theoretische Berechnung eine Schwierigkeit, da der Einfluß der Zähigkeit nur angenähert erfaßt werden kann.

Die Berechnung wird in 3 Abschnitten vorgenommen (Anhang 1).

3.1 Zunächst wird der Propeller behandelt. Da vorausgesetzt ist, daß das Leitrad die Strömung in der Propellerebene nicht beeinflußt, kann dieser Abschnitt in der bekannten Weise bearbeitet werden. Jedoch sind die folgenden zwei Gesichtspunkte zu beachten:

Für den Propeller einer Kombination ist die optimale Zirkulationsverteilung anders als für einen Propeller allein. Für einen Propeller allein in idealer Flüssigkeit wird die optimale Zirkulationsverteilung gefunden mit Hilfe der Bedingung

$$\operatorname{tg}(\beta_i)/\operatorname{tg}(\beta) = \text{konstant für alle Radien.} \quad (1)$$

Für einen Propeller allein in zäher Flüssigkeit ist die optimale Zirkulationsverteilung schon etwas anders und zwar ist hierfür die Zirkulation etwas nach innen verschoben, d.h. sie ist größer an den kleineren Radien und kleiner an den außen liegenden Flügelschnitten. Für den Propeller einer Kombination Propeller plus Leitrad muß die Zirkulation noch weiter nach innen verschoben sein. Das ist eine Folge der Verminderung des Drallverlustes. Die Flügelspitzen sind daher entlastet. Für die optimale Verteilung der Zirkulation am Propeller einer Kombination wird keine Lösung angegeben. Es werden jedoch Rechenergebnisse für verschiedene Zirkulationsverteilungen mitgeteilt, die eine ausreichende Antwort auf die diskutierte Frage erlauben (Bild 8).

Um den Einfluß der Zähigkeit zu berücksichtigen, wird eine Gleitzahl eingeführt. Diese Gleitzahl hängt zwar in starkem Maße von der absoluten Größe des Propellers und von der Kavitationsgefahr ab. Dies wird jedoch nicht berücksichtigt. Wichtig erschien es jedoch, zu erfassen, daß die Zähigkeitsverluste mit zunehmender Flügelzahl z und mit abnehmender Fortschrittsziffer J zunehmen, sowie daß sie an den äußeren Flügelschnitten größer als an den inneren Schnitten sind. Die Gleitzahl wird daher für die verschiedenen Flügelschnitte verschieden gewählt und vor der Integration über den Radius in die Berechnung eingeführt. Der folgende Ansatz ist gewählt:

$$\xi = (0,9 + 0,02 z) (0,03 + 0,011 x^2/J^2) \quad (2)$$

Wenn ein bestimmter Propeller berechnet und entworfen werden soll, ist es möglich, die Gleitzahl zutreffender zu wählen. Hier kommt es nur darauf an, die wichtigsten Einflüsse so zu erfassen, daß ein sicheres Urteil über die Eigenschaften eines Leitrades gewonnen wird. Dafür erscheint der gewählte Ansatz für die Gleitzahl am Propeller ausreichend.

3.2 Im zweiten Abschnitt wird der Propellerstrahl behandelt. Im Strahl sind den Mittelwerten der Geschwindigkeiten Geschwindigkeitsschwankungen überlagert. Die Berechnung macht keine Schwierigkeit. Es werden berechnet die mittleren Geschwindigkeiten, die Amplituden der durch die endliche Flügelzahl verursachten Geschwindigkeitsschwankung sowie die Strableinschnürung. Die Frequenz der Geschwindigkeitsschwankung ist an einem festen Punkt im Strahl gleich der Frequenz der Flügeldurchgänge (Drehzahl mal Flügelzahl). Da die Amplitude der ersten harmonischen Komponente wesentlich größer ist als die Amplituden der weiteren harmonischen Komponenten, werden diese weiteren Komponenten vernachlässigt und die Amplitude der ersten harmonischen Komponente wird gleichgesetzt der Differenz zwischen Maximal- und Mittelwert der Geschwindigkeit. Diese Näherung ist, da nur die Mittelwerte von Schub, Drehmoment und Leistung gesucht sind, ausreichend.

3.3 Im dritten Abschnitt wird das Leitrad behandelt. Die Methode der Induktionsfaktoren ist sehr geeignet für die Berechnung des Rades, **da diese von dem Vorzeichen der Zirkulation nicht abhängen.** Zunächst wird nur der stationäre Teil der Anströmung berücksichtigt.

Als erstes stellt sich die Frage nach der Zirkulationsverteilung am Leitrad. Die Zirkulation muß innen im Turbinenteil negativ, außen im Propellerteil positiv sein. Eine exakte Lösung für die optimale Zirkulationsverteilung wurde nicht gefunden.

Für den Propellerteil wird der Ansatz gewählt, der für einen Propeller in idealer Flüssigkeit gilt und der dem Ansatz (1) völlig entspricht:

$$x_L t_g (B_{iL}) = \text{konstant für alle Radien des Propeller- als Propellerteils}$$

Für den Turbinenteil ist in dem Anhang 2 ein Ansatz abgeleitet, der für annähernd optimal gehalten und der daher allen Berechnungen

zugrundegelegt wird:

$$x_L \operatorname{tg}(2\beta_{iL} - \beta_L - \gamma_L) = \text{konstant für alle Radien des Turbinenteils} \quad (4)$$

Hierbei stellt β_L den Steigungswinkel der mittleren Geschwindigkeit im Strahl dar (Bild 2c und 2d)

$$\operatorname{tg}(\beta_L) = (v + w_{asm}) / (u_L - w_{tsm}) \quad (5)$$

induzier-
ten wobei w_{asm} und w_{tsm} die Mittelwerte der Komponenten ^{der} ~~vom~~ Propeller Geschwindigkeit im Strahl bezeichnen. Die Konstanten auf den rechten Seiten von (3) und (4) sind nicht gleich groß. Sie werden im Rechenprogramm so bestimmt, daß das resultierende Moment am Leitrad gleich dem Reibungsmoment im Radlager und daß der Schubgewinn optimal ist.

Die Zähigkeitsverluste am Leitrad werden wieder durch die Einführung einer Gleitzahl erfaßt. Da die Drehzahl des Rades klein ist, ist die Kavitationsgefahr klein und die Gleitzahl kann klein sein. Andererseits ist der Übergangsbereich zwischen Turbinen- und Propellerteil nicht sehr effektiv, so daß an dieser Stelle zusätzliche Verluste entstehen. In Abwägung dieser Gesichtspunkte wird - wenn nichts anderes vermerkt ist - die Gleitzahl wie folgt gewählt:

$$\begin{aligned} \epsilon_L &= 0,024 (0,9 + 0,02 z_L) \quad \text{am Turbinenteil} \\ \epsilon_L &= 0,031 (0,9 + 0,02 z_L) \quad \text{am Propellerteil} \end{aligned} \quad (6)$$

Es ist also eine Zunahme mit zunehmender Flügelzahl angenommen und das wird zu einer Antwort auf die Frage nach der optimalen Flügelzahl führen. Für den Turbinenteil ist die Gleitzahl kleiner als für den Propellerteil gewählt, da im Turbinenteil die Kavitationsgefahr kleiner ist. Bei der Energieumwandlung durch das Rad von kinetischer in mechanische und dann wieder in Vortriebs- und Strömungsenergie tritt der Zähigkeitsverlust natürlich zweimal auf: an der Turbine und im Propellerteil.

Der instationäre Teil der Anströmung im Turbinenteil bringt nur eine geringe Korrektur der Mittelwerte von Schub, Drehmoment und Leistung. Deshalb wird die Berechnung dieses Einflusses nicht ausführlich dargestellt. Es ist die quasistationäre Methode benutzt, d.h. es ist so gerechnet worden, als ob in jedem Zeitpunkt

die momentane Strömung stationär wäre. Das erscheint ausreichend, zumal die reduzierte Frequenz der Geschwindigkeitsschwankung an einem Flügelchnitt des Leitrades klein ist:

$$\omega_{\text{red}} = z_{\text{P}}(\omega_{\text{P}} - \omega_{\text{L}}) \frac{D_{\text{L}}}{2} \sqrt{v^2 + (r\omega)_{\text{L}}^2} \quad (7)$$

4. Ergebnisse.

In diesem Abschnitt werden an Hand von Rechenergebnissen die Einflüsse verschiedener Parameter diskutiert. Diese Diskussion wird für ein Leitrad hinter einem Propeller mit mäßiger Belastung, dessen Betriebszustand durch die folgenden Daten gegeben ist, geführt:

$$z = 5, J = 0,6, c_s = 1,32, \quad = 0,63, B_p = 20.$$

Mit einem Modellpropeller, für den die obigen Daten zutreffen, sind Versuche ausgeführt worden, über die im Abschnitt 5 berichtet wird. (Bild 10, 11).

4.1 Optimale Drehzahl und optimale Flügelzahl des Leitrades.

In Bild 3 wurde schon gezeigt, daß es eine optimale Drehzahl des Leitrades gibt. Diese optimale Drehzahl ist für einen gegebenen Propellerstrahl von den Daten des Leitrades - insbesondere von der Flügelzahl und dem Durchmesser - abhängig. Das Bild 4 zeigt über der Drehzahl des Leitrades den Wirkungsgrad von Propeller und Leitrad für verschiedene Flügelzahlen z_{L} aufgetragen. Es zeigt, daß die optimale Flügelzahl groß ist und daß die optimale Drehzahl mit wachsender Flügelzahl kleiner wird. Bild 4 gilt für ein Durchmesser Verhältnis $D_{\text{L}}/D_{\text{P}} = 1,2$. In Bild 5 ist der optimale Wirkungsgrad über der Flügelzahl für die Durchmesser Verhältnisse 1,2 und 1,4 sowie für um 50% höhere Zähigkeitsverluste am Leitrad aufgetragen. (Für die strichliert gezeichneten Kurven ist die Gleitzahl L um 50% größer als nach Formel (6) eingesetzt.) Das Diagramm zeigt, daß der Einfluß von Durchmesser und Zähigkeit auf die optimale Flügelzahl gering ist und diese in jedem Fall groß sein sollte.

4.2 Gewinn durch ein Ruder im Propellerstrahl.

An Hand des Bildes 4 kann die bekannte Frage nach dem Wirkungsgradgewinn durch ein im Propellerstrahl liegendes Ruder

diskutiert werden. Das Ruder kann für die Beantwortung dieser Frage bestenfalls als fester Leitapparat mit 2 Flügeln angesehen werden und dafür gibt Bild 4 einen Gewinn von $0,50/0,63 = 0,8\%$ an. Bei der Gegenüberstellung dieses Gewinns und des Gewinns durch ein Leitrad kann eingewandt werden, daß das Ruder sowieso vorhanden ist, der Zähigkeitsverlust am Ruder nicht vermieden werden kann und daher bei dieser Gegenüberstellung nicht mitgerechnet werden sollte. Ohne Zähigkeitsverlust am Leitapparat würde bei 2 Flügeln ein Gewinn von etwa $1,2\%$ in dem vorliegenden Fall zu erzielen sein. Wenn man für die Beurteilung des Leitrades einen strengen (nach Ansicht des Autors zu strengen) Maßstab anlegen will, könnte man also dem Gewinn durch das Leitrad (6% bei $z_L = 12$) einen Gewinn von $1,2\%$ durch ein Ruder im Propellerstrahl gegenüberstellen.

4.3 Flügelzahl des Propellers.

Daß die optimale Flügelzahl des Leitrades so groß und auf jeden Fall wesentlich größer als die optimale Flügelzahl des Propellers ist, ist nicht eine Folge der Annahme über den Zähigkeitsverlust. Es ist eine Folge der niedrigen Drehzahl und der besonderen Zirkulationsverteilung am Leitrad. Um den Unterschied, der in dieser Frage zwischen Propellen und Leitrad besteht, deutlich zu machen, ist für den Propeller allein eine Variation der Flügelzahl z_p des Propellers durchgerechnet worden. Das Ergebnis ist in Bild 6 dargestellt und es zeigt, daß die Flügelzahl des allein fahrenden Propellers höchstens 7 betragen darf.

Wenn hinter dem Propeller ein optimales Leitrad angeordnet wird, ist der erzielbare Gewinn bei kleinerer Flügelzahl des Propellers etwas größer als bei größerer Flügelzahl des Propellers. Das zeigt die weitere in Bild 6 eingetragene Kurve, die den Gesamtwirkungsgrad von Propeller und Leitrad angibt für eine Flügelzahl $z_L = 7$ und einen Durchmesser $D_L = 1,2 D_p$ für verschiedene Flügelzahlen z_p . Das Optimum dieser Kurve ist flacher als das Optimum für den Propeller allein und liegt auch weiter links.

4.4 Durchmesser des Leitrades.

Dieser Durchmesser muß größer sein als der Durchmesser des Propellers, wenn ein nennenswerter Gewinn erzielt werden soll. Hinter dem Schiff ist der verfügbare Raum begrenzt und der Durchmesser kann daher nicht sehr viel größer als der Propellerdurchmesser gewählt werden. Diese Frage wird in Kapitel 6 nochmals berührt werden. Hier soll nur gezeigt werden, wie der erzielbare Gewinn von dem Durchmesser abhängt. (Bild 7).

4.5 Zirkulationsverteilung am Propeller.

Alle bisher gezeigten Ergebnisse gelten für eine Zirkulationsverteilung am Propeller, die aus der Formel (1) resultiert und die für den Propeller allein und zähigkeitsfreie Flüssigkeit optimal ist. Um die Frage, welche Zirkulationsverteilung am Propeller für die zähe Flüssigkeit und für eine Kombination Propeller plus Leitrad optimal ist, zu untersuchen, wurde die Zirkulationsverteilung am Propeller variiert. Bild 8a zeigt 4 verschiedene Zirkulationsverteilungen, bzw. Verteilungen des Winkels (-), die alle zu dem gleichen Schubbelastungsgrad $c_{\Phi} = 1,32$ des Propellers führen. Die Verteilung A ist die nach Formel (1). Das Bild 8b zeigt die Wirkungsgrade für diese Zirkulationsverteilungen und zwar einmal für den Propeller allein und dann für den Propeller mit einem Leitrad $z_L = 7$ und $D_L = 1,2 D_P$. Es zeigt, daß für den Propeller allein die optimale Zirkulationsverteilung in zäher Flüssigkeit nur wenig verschieden ist von der Verteilung A. Für Propeller plus Leitrad ist die optimale Zirkulationsverteilung am Propeller jedoch nennenswert verschieden und die Flügelspitzen des Propellers können erheblich entlastet werden, ohne daß eine Wirkungsgradverschlechterung eintritt.

4.6 Zwischenergebnisse.

Durch die Wiedergabe einiger Zwischenergebnisse soll das Urteil über die Arbeitsweise des Leitrades abgerundet werden. Das Bild 9 zeigt solche Ergebnisse über dem Radius aufgetragen und zwar: Bild 9a die Zirkulation am Propeller und am Leitrad,

Bild 9b und c die induzierten Geschwindigkeiten im Propellerstrahl, die ohne Leitrad im Strahl erreicht würden, sowie in der Leitradebene. Alle Ergebnisse sind für 2 Leiträder mit verschiedenen Durchmessern mitgeteilt. Es ist deutlich zu sehen, daß die Belastung des Leitrades viel kleiner ist als die des Propellers. Die Grenze zwischen Turbinen- und Propellerteil liegt da, wo die Zirkulation am Leitrad durch Null geht. Die Grenze des Propellerstrahls liegt dagegen da, wo die Geschwindigkeiten im Strahl w_{asm} und w_{tsm} zu Null werden. Die Grenze zwischen Turbinen- und Propellerteil liegt innerhalb des Propellerstrahls und zwar umso mehr je kleiner der Leitrad Durchmesser ist. Das liegt, wie die Diagramme deutlich zeigen, daran, daß bei kleinerem Leitrad Durchmesser im Propellerteil größere Geschwindigkeiten induziert werden müssen. Weit hinter dem Leitrad sieht die Geschwindigkeitsverteilung ausgeglichener aus als in der Leitradebene: Im inneren Teil sind die Geschwindigkeiten kleiner und im äußeren Teil größer.

5. Modellversuche.

Natürlich konnten nicht so viele Versuche ausgeführt werden, daß die Einflüsse der verschiedenen Parameter, die in Kapitel 4 behandelt sind, experimentell bestätigt werden konnten. Es mußte zunächst genügen, einige Rechen- und Versuchsergebnisse gegenüber zu stellen. Hierfür wurden vorhandene Modellpropeller gewählt, für die Leiträder entworfen, gebaut und erprobt wurden.

Zunächst zwei Bemerkungen:

Es ist bekannt, daß die Reynolds-Zahl für einen repräsentativen Flügelschnitt eines Propellers genügend groß - etwa über $2,10^5$ - sein muß, wenn auf die Großausführung übertragbare Ergebnisse erhalten werden sollen. Die gleiche Forderung ist für ein ^{Modell-}Leitrad kaum zu erfüllen, da sowohl die Drehzahl des Leitrades als auch die Profillänge eines Flügelschnittes klein ist. Für das Leitrad hinter einem Modellpropeller von 200 mm Durchmesser kommt man nur zu Reynolds-Zahlen von $5,10^4$ bis 10^5 . In ebener Strömung sind die Zähigkeitsverluste an Profilen bei diesen Reynolds-Zahlen groß

und die Gleitzahlen daher ebenfalls groß 10 . Wahrscheinlich liefern daher die Versuche die Verbesserung durch das Leitrad zu klein. Leider konnte diese Schwierigkeit bisher nicht überwunden werden; es wäre dazu notwendig, Versuche mit sehr großen Modellpropellern und Leiträdern auszuführen.

Bei dem Leitradentwurf kann für die Bestimmung der Profillänge eines Flügelschnittes die gleiche Methode wie beim Propellerentwurf angewandt werden. Die Steigungsverteilung muß jedoch besonders sorgfältig bestimmt werden, da es davon entscheidend abhängt, ob das Rad bei dem gewünschten Betriebszustand die erwartete Wirkung erzeugt. Insbesondere ist es wichtig, die Steigungskorrektur zu berücksichtigen, die im Turbinenteil/^{zu}einer Verkleinerung, im Propellerteil jedoch zu einer Vergrößerung der Steigung bewirkt. Bei einem Propeller hat die Vernachlässigung der Steigungskorrektur nur zur Folge, daß die Steigung zu klein ist und die gewünschte Belastung erst bei einer höheren Drehzahl erreicht wird. Bei einem Leitrad hat diese Vernachlässigung jedoch zur Folge, daß die erwartete Wirkung erst bei hohen Belastungen des Propellers eintritt, während bei kleiner Belastung der Wirkungsgrad schlechter wird. Die Steigungskorrektur muß daher berücksichtigt werden. Hierfür ist die erweiterte Traglinientheorie benutzt und versucht worden, die Randbedingungen am Punkt $3/4$ Profiltiefe des Flügels zu erfüllen ^{11,12,14} . Die ausschlaggebende Bedeutung der Steigungskorrektur wurde leider erst spät erkannt.

Die Modellversuche wurden in dem kleinen Becken des Instituts für Schiffbau und in der HSVA ausgeführt. Es wurden die für Propellerfreifahrtversuche üblichen Geräte benutzt. Das Leitrad wurde auf die Antriebswelle hinter dem Propeller gesetzt. Für die Lagerung wurden Pendelkugellager benutzt, durch die auch der Leitrad Schub auf die Antriebswelle übertragen wurde. Gemessen wurde wie beim Propellerfreifahrtversuch, es wurde daher das gesamte Drehmoment (mit^{dem} Reibungsmoment in der Leitradlagerung) und der gesamte Schub gemessen. Aufgetragen sind die Ergebnisse in Freifahrt diagrammen. Korrekturen sind nicht vorgenommen.

Das Bild 10 zeigt das Ergebnis für den Propeller, für den in Kapitel 4 eine Reihe von Rechenergebnissen mitgeteilt ist. Der Momentenbeiwert K_Q ist geringfügig größer als für den Propeller allein. Wahrscheinlich ist diese Vergrößerung in der Hauptsache durch das Reibungsmoment verursacht. Der Schubbeiwert K_R ist bei großem Fortschrittsgrad und kleiner Belastung kleiner, ~~bei~~ mittlerer und großer Belastungen jedoch größer als für den Propeller allein. Dieses Ergebnis wurde qualitativ bei allen Versuchen gefunden. Von dem richtigen Entwurf, insbesondere dem Steigungsverlauf des Leitrades, hängt es ab, ob der Schnittpunkt der beiden k_T -Kurven so weit rechts liegt, daß bei der Belastung, für die der Propeller optimal und ausgelegt ist, eine nennenswerte Verbesserung erreicht wird. Der Durchmesser des Leitrades war für diesen Versuch groß gewählt - $D_L = 1,5 D_P$ - um den Effekt deutlich zu zeigen. Für dieses Durchmesser Verhältnis, die Flügelzahl $z_L = 5$ und den Fortschrittsgrad $J = 0,6$ des Propellers liefert die Rechnung einen Gewinn von 6%, und dieser Gewinn wurde auch in dem Versuch erreicht. Der Modellversuch wurde mit verschiedenen Drehzahlen des Propellers von 10, 15 und 30 sec^{-1} ausgeführt, jedoch waren die Ergebnisse nicht so deutlich, wie es für den Nachweis des Einflusses der Reynolds-Zahl notwendig wäre.

Bild 11 zeigt das Ergebnis eines Versuchs für den gleichen Propeller aber für eine Flügelzahl $z_L = 7$ und ein Durchmesser Verhältnis 1,2. Der errechnete Gewinn beträgt bei $J = 0,6$ 5,1%, der gemessene Gewinn nur 1,0%. Es darf aber bei diesem schlechten experimentellen Ergebnis erwähnt werden, daß die Flügelblätter für diesen Fall sehr schmal waren ($b = 5 \text{ mm}$) und daher aus Stahlblech von 0,8 mm Dicke hergestellt werden mußten. Die Flügel hatten daher nicht Tragflügel-, sondern nur Kreisbogenprofile und die Reynolds-Zahl war besonders klein.

Bild 12 zeigt dagegen das Ergebnis eines Versuches mit einem 4-flügeligen Propeller und ein Durchmesser Verhältnis von 1,71. Der erzielte Gewinn beträgt für dieses große Durchmesser Verhältnis etwa 10%.

Durch diese und einige weitere Versuche sind natürlich die Rechenergebnisse nicht voll bestätigt, jedoch liegen keine Ergebnisse vor, die gegen die Rechenergebnisse sprechen.

6. Anwendung des Antriebsorgans: Propeller plus Leitrad.

Die bisher mitgeteilten Ergebnisse erlauben noch kein ausreichendes Urteil über die Anwendung des Leitrades. Daher werden nun weitere Ergebnisse mitgeteilt, die diese Urteilsbildung erlauben sollen. Zwar wäre es hierfür erforderlich, über Ergebnisse für das Verhalten eines Organs Propeller plus Leitrad hinter einem Schiff zu verfügen. Das ist jedoch nicht der Fall und daher kann diese Diskussion nur unter der Voraussetzung einer gleichförmigen Zuströmung geführt werden.

Gegeben sei die folgende Aufgabe: Es soll bei einer gleichförmigen Zuströmung mit der Geschwindigkeit v der Schub S erzeugt werden, wobei ein Raum (Schraubenbrunnen) zur Verfügung steht, der einen Propellerdurchmesser von maximal D_0 erlaubt. Die Drehzahl sei frei wählbar.

Mit den gegebenen Daten kann ein Schubbelastungsgrad gebildet werden

$$c_{B0} = \frac{S/2T}{1/2 D_0^2 / 4 \cdot v^2}$$

Für diesen Schubbelastungsgrad werden zunächst für den Propeller allein und für verschiedene Drehzahlen Rechnungen ausgeführt. Das Ergebnis ist in Bild 13 aufgetragen, das für $c_{S0} = 1,3$ und $z_B = 4$ gilt. Es zeigt, daß der größte Wirkungsgrad erreicht wird für die Drehzahl $n \cdot D_0 / v = 1,6$ und daß dieser Wirkungsgrad 62,6% beträgt. Bei höheren Drehzahlen wird der Wirkungsgrad schlechter und es kann dann sogar nützlich sein, den Propellerdurchmesser kleiner als D_0 zu wählen, wie das die für $D_P = 0,9 D_0$ eingetragene Kurve zeigt. Für ein Organ Propeller plus Leitrad wird nun angenommen, daß ein Leitraddurchmesser gewählt werden darf, der um 15% größer als D_0 ist, Das erscheint dem Autor möglich, da die Belastung des Leitrades klein, die Drehzahl klein und die Flügelzahl groß ist, und daher die Abstände zwischen Teilen des

Schiffskörpers und Flügelspitzen im Hinblick auf die Schwingungs- und Geräuscherregung für das Leitrad sicher viel kleiner als für den Propeller gewählt werden dürfen. Wird also ein Leitrad Durchmesser $D_L = 1,15 D_0$ zugelassen, können die in das Bild 13 eingezeichneten Wirkungsgrade erreicht werden. Der Propellerdurchmesser ist dann in allen Fällen kleiner als D_0 , denn er beträgt z.B. $1,15/1,2 D_0$, das ist $0,956 D_0$ für das Durchmesser Verhältnis $D_L/D_P = 1,2$ und er ist für die größeren Durchmesser Verhältnisse kleiner. Der optimale Wirkungsgrad beträgt 66,3% und wird etwa bei der gleichen Drehzahl des Propellers erreicht wie der optimale Wirkungsgrad des allein fahrenden Propellers. (Daher erscheint die Bezeichnung Untersetzungsgetriebe den Kern der Idee nicht zu treffen.) Die Verbesserung beträgt 5,9%. Für höhere Drehzahlen ist es zweckmäßig, ein größeres Durchmesser Verhältnis, d.h. einen kleineren Propeller zu wählen. Der erreichbare Gewinn wird dann größer. Die Wirkungsgradverbesserung wird erreicht bei kleinerer Umfangsgeschwindigkeit des Propellers, entlasteten Flügelspitzen und kleinerem Durchmesser des Propellers.

Der Schubbelastungsgrad von $c_{s0} = 1,3$ ist für ein Handelsschiff klein. In dem Bild 14 werden nun die optimalen Wirkungsgrade wiedergegeben, die für verschiedene c_{s0} von ^{einem} Propeller allein und für Propeller plus Leitrad erreicht werden können. Es zeigt, daß, selbstverständlich der erreichbare Gewinn mit zunehmenden Belastung größer wird.

Es muß an dieser Stelle eine Gegenüberstellung von Propeller und Leitrad mit einem Düsenpropeller versucht werden. Das ist schwierig, da für Leitrad und Propeller nur Rechenergebnisse und für Düsenpropeller nur Versuchsergebnisse benutzt werden können [15]. Diese Gegenüberstellung wurde in dem Bild 14 für einen Düsenaußendurchmesser von ebenfalls $1,15 D_0$ versucht, die allerdings aus den genannten Gründen nur mit Vorsicht beurteilt werden darf. Es darf aber wohl gefolgert werden, daß im Hinblick auf die Wirkungsgradverbesserung das Organ Propeller plus Leitrad dem Düsenpropeller bei kleinen und mittleren Belastungen überlegen, bei größeren Belastungen etwa gleichwertig ist.

Der Gewinn, der durch ein Leitrad erzielt werden kann, ist natürlich größer, wenn ein größerer Leitrad Durchmesser als $1,15 D_0$

gewählt werden kann.

Es erscheint möglich, daß die Zähigkeitsverluste zu groß in die Rechnung eingeführt sind und daß mit großen Leiträdern bei großen Reynolds-Zahlen höhere Gewinne als hier dargestellt sind, erreicht werden können.

7. Zusammenfassung und Ausblick.

Das beschriebene rotierende Leitrad hinter dem Propeller verwandelt ebenso wie der feste Leitapparat, die Drallenergie im Propellerstrahl in Vortriebsenergie. Außerdem wird aber der zur Schuberzeugung notwendige Impuls einer größeren Wassermasse mitgeteilt, so daß insgesamt eine Wirkungsgradverbesserung erzielt wird, die um ein Mehrfaches größer ist als die durch einen festen Leitapparat erzielbare Verbesserung.

Die angewandte, die Traglinientheorie benutzende Rechenmethode liefert brauchbare Ergebnisse. Eine Unsicherheit stellt ~~nur~~ die Abschätzung der Zähigkeitsverluste am Leitrad dar, die allerdings für die Beurteilung von ausschlaggebender Bedeutung sein kann. Die Rechenmethode wurde weitgehend benutzt für die Diskussion der Einflüsse verschiedener Parameter und für die Bildung eines Urteils über die Anwendungsmöglichkeit. Das war in diesem Umfange notwendig, weil bisher nur wenig Modellversuchsergebnisse gewonnen werden konnten und weil diese außerdem dadurch belastet sind, daß die Reynolds-Zahlen an den Flügelschnitten des Leitrades beim Modellversuch zu klein waren.

Eine Anwendungsmöglichkeit könnte im Bereich mäßiger Belastungen des Propellers gegeben sein. Bei kleinen Belastungen ist der mögliche Gewinn vielleicht zu klein und bei großen Belastungen können vielleicht durch einen Düsenpropeller gleiche oder höhere Gewinne erzielt werden. Modellversuche mit größeren Propellern und Leiträdern sowie Versuche hinter Schiffsmodellen sind erforderlich, um die noch offenen Fragen ausreichend beantworten zu können.

8. Dank.

Dem Vortrag liegen sehr umfangreiche Arbeiten zu Grunde, die der Autor nur mit Hilfe einer Reihe von Mitarbeitern bewältigen konnte.

Zunächst gebührt Dank dem Forschungsrat der Freien und Hansestadt Hamburg, der die Mittel für diese Arbeiten zur Verfügung gestellt hat. Weiter ist der HSVA zu danken, für die Förderung des Vorhabens und die Mitarbeit bei der Ausführung der Versuche. Sehr dankbar ist der Autor den zahlreichen Mitarbeitern des Institutes für Schiffbau, die ihm bei dieser Aufgabe behilflich waren: Herrn Prof. Isay und Frau Dr. Kirsch bei der Entwicklung der Rechenmethode und der Durchführung der Rechnungen, den Herren Dipl.Ing. Suhrbier, Dip^l.Ing. Hummel, Ing. Thiemann und Ing. Dorn bei dem Entwurf und Bau der Leiträder sowie bei der Ausführung der Versuche.

9. Bezeichnungen

| | |
|---|---|
| P, L | Indizes für Propeller bzw. Leitrad |
| LT, LP | Indizes für Leitradturbinenteil bzw. Leitradpropellerteil |
| $c_S = \frac{S}{\frac{f}{2} R^2 v^2}$ | Schubbelastungsgrad |
| $c_E = \frac{P_D}{\frac{f}{2} R^2 v^3}$ | Leistungsgrad |
| t | Beffühlänge eines Flügelschnittes |
| n | Drehzahl |
| r | Radius |
| u | Umfangsgeschwindigkeit |
| v | Fahrtgeschwindigkeit |
| w | induzierte Geschwindigkeiten |
| w_a | axiale Komponente |
| w_t | tangentiale Komponente |
| w_L | durch das Leitrad induziert |
| w_{asm} | Mittelwert der axialen Komponente im Strahl |
| w_{tsm} | Mittelwert der tangentialen Komponente im Strahl |
| w_{asa} | Amplitude der Schwankung in axialer Richtung im Strahl |
| w_{tsa} | Amplitude der Schwankung in tangentialer Richtung im Strahl |
| $x = \frac{r}{R}$ | Radienverhältnis |
| x_n | Nebenradius |
| z | Flügelzahl |
| R | Radius des Außenkreises |
| D | Durchmesser des Außenkreises |
| $G = // \text{ Dv}$ | Zirkulation |
| $G = / \text{ Dv}$ | Zirkulation (Verhältniswert) |

$B_P = \frac{N P_D}{v^{2,5}}$ Taylor-Wert für die Belastung (N = Drehzahl/min,
P_D = Leistung in hp, v = Geschwindigkeit in kn)

T Schub

Q Drehmoment

J = v/nD Fortschrittsgrad

$\lambda = v/\pi nD$

β Steigungswinkel

β_i hydrodynamischer Steigungswinkel

$B_P = \frac{N P_D}{v^{2,5}}$

10. Literatur.

- 1 Wagner, R.: Versuche mit Schiffsschrauben und deren praktische Ergebnisse. Jahrbuch STG, Bd. 7 (1906)
- 2 Wagner, R.: Praktische Ergebnisse mit Gegenpropellern. Jahrbuch STG, Bd. 13 (1912)
- 3 Wagner, R.: Rückblick und Ausblick auf die Entwicklung des Contrapropellers. Jahrbuch STG, Bd. 30 (1929)
- 4 Kucharski, W.: Die Einführung des Contrapropellers. Werft Reederei Hafen (1922)
- 5 Kucharski, W.: Die Wirkungsweise und Theorie der Propellerleitapparate. Werft Reederei Hafen (1925)
- 6 Hass, Ebelt und Helling: Propellerleitapparate. Werft Reederei Hafen (1923)
- 7 Horn, F.: Über die Wirkung von Flossen hinter dem Schraubpropeller. Schiffbau (1928)
- 8 Betz, A.: Zur Theorie der Leitapparate für Propeller. Ingenieurarchiv (1938)
- 9 Dickmann, H.E.: Grenzen der Anwendbarkeit von Leitapparaten bei axialen hydraulischen Arbeitsmaschinen. Schiffstechnik (1956)
- 10 Schmitz, F.W.: Aerodynamik des Flugmodells. Carl Lange Verlag, Duisburg (1952)
- 11 Lerbs, H.: Moderately loaded propellers with a finite number of blades and an arbitrary distribution of circulation. Soc. Nav. Arch. and Marine Engineers, New York, Vol.60 (1952)
- 12 Lerbs, H.: Ergebnisse der angewandten Theorie des Schiffspropellers. Jahrbuch STG, Bd. 49 (1955)
- 13 Morgan, W.B.: The Design of Counterrotating Propellers Using Lerbs' Theory. Soc. Nav. Arch. and Marine Engineers, New York, Vol.68 (1960)
- 14 Isay, W.H.: Propellertheorie. Springer-Verlag Berlin, Göttingen, Heidelberg (1964)
- 15 van Manen, J.D.: Ergebnisse systematischer Versuche mit Schiffsdüsensystemen. Jahrb. STG, Bd.47 (1953)

Anhang 1: Berechnung von Propeller und Leitrad

1. Abschnitt: Propeller

Die Methode ist die gleiche, die in [12] ausführlich beschrieben ist.

Gegeben ist die Flügelzahl z , die Fortschrittsziffer J und die Bedingung für den hydrodynamischen Winkel β_i . Für den dimensionslosen Radius x wird eine neue Variable φ eingeführt:

$$x = 0,5(1 + x_n) - 0,5(1 - x_n) \cos \varphi \quad (1.1)$$

Der Winkel φ wird in dem benutzten Bereich von 0 bis π in N gleiche Teile unterteilt. An den Stützstellen wird der hydrodynamische Winkel β_i bestimmt und zwar aus der Bedingung für eine in Zähigkeitsfreier Flüssigkeit optimalen Zirkulationsverteilung (s. Glchg. (1))

$$\operatorname{tg}(\beta_i) / \operatorname{tg}(\beta) = \text{konstant} \quad (1.2)$$

oder aus einer variierten Bedingung.

Nun werden die Induktionsfaktoren i_a und i_t an den Stützstellen ermittelt und beide in gerade Fourier-Reihen entwickelt

$$i(\varphi, \varphi_0) = \sum I_\nu (\varphi) \cos(\nu \varphi_0) \quad (1.3)$$

Damit können die Funktionen $h_\mu^{a,t}(\varphi)$ berechnet werden (s. [12] Glchg. (13)) und es sind damit alle Koeffizienten des Gleichungssystems für die Bestimmung der Zirkulation Γ bekannt. Dieses Gleichungssystem

$$\sum_{\mu=1}^{N-1} G_\mu (h_\mu^a + h_\mu^t \operatorname{tg}(\beta_i)) = (1-x_n) (x \operatorname{tg}(\beta_i) / \lambda - 1) \quad (1.4)$$

liefert die dimensionslosen Koeffizienten G der Zirkulation .

$$\Gamma = \bar{T} D v G$$

$$G = \sum_{\mu=1}^{N-1} G_\mu \sin(\mu \varphi) \quad (1.5)$$

Schubbelastungsgrad c_s und Leistungsgrad c_L können bestimmt werden

$$c_P = \frac{\bar{T}}{\frac{1}{2} \rho R^2 \bar{v} v^2} = 4z \int_{x_n}^1 G(x/\lambda - w_t/v) \cos(\beta_i + \varepsilon) / \cos(\beta_i) dx \quad (1.6)$$

$$c_L = \frac{P_D}{\frac{1}{2} \rho R^2 \bar{v} v^3} = 4z/\lambda \int_{x_n}^1 Gx(1 + w_a/v) \sin(\beta_i + \varepsilon) / \sin(\beta_i) dx$$

Zuvor mußten die induzierten Geschwindigkeiten berechnet werden

$$w_a/v = 1/(1-x_n) \sum_{\mu=1}^{N-1} G_{\mu} h_{\mu}^a(\varphi) \quad (1.7)$$

$$w_t/v = 1/(1-x_n) \sum_{\mu=1}^{N-1} G_{\mu} h_{\mu}^t(\varphi)$$

Der Wirkungsgrad des Propellers beträgt

$$\eta_P = c_F / c_P \quad (1.8)$$

wobei die Verluste infolge der Zähigkeit der Flüssigkeit mit eingeschlossen sind.

2. Abschnitt: Propellerstrahl

Im voll entwickelten Propellerstrahl beträgt der Mittelwert der durch den Propeller induzierten Geschwindigkeit

$$w_{tsm} = zvG/x \quad \text{in tangentialer Richtung} \quad (1.9)$$

$$w_{asm} = -zv \int_{x_h}^1 \frac{dG}{dx_0} \frac{dx_0}{x_0 \operatorname{tg}(\beta_{i0})} \quad \text{in axialer Richtung}$$

Die Amplitude der Geschwindigkeitsschwankung wird nicht exakt bestimmt. Als Näherung reicht aus, die Differenz zwischen Maximal- und Mittelwert der Geschwindigkeit zu nehmen. Der Maximalwert ist gleich zweimal der Geschwindigkeit w_a bzw. w_t in der Propeller-ebene an der Traglinie.

$$w_{tsa} = 2w_t - w_{tsm} \quad \text{in tangentialer Richtung} \quad (1.10)$$

$$w_{asa} = 2w_a - w_{asm} \quad \text{in axialer Richtung}$$

Im Propellerstrahl sind die Geschwindigkeiten aber nicht dem Radius x , sondern einem durch die Strahleinschnürung reduzierten Radius zugeordnet. Das Verhältnis Strahl- zu Propellerdurchmesser wird nicht exakt berechnet. Die folgende Näherung wird für dieses Verhältnis für ausreichend gehalten:

$$R_{st} = \left[\frac{\int_{x_h}^1 (1 + W_{asm}/2v) \chi dx}{\int_{x_h}^1 (1 + w_{asm}/v) \chi dx} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (1.11)$$

Außerhalb des Propellerstrahls sind die Mittelwerte $w_{t\text{sm}}$ und $w_{a\text{sm}}$ gleich Null, die Geschwindigkeitsschwankung existiert jedoch und die Amplitude kann auch dafür nach den genannten Formeln (1.7) und (1.10) berechnet werden.

3. Abschnitt: Leitrad

Gegeben ist der Durchmesser D_L , die Flügelzahl z_L und die Fortschrittziffer J_L .

Der Radius bzw. der mit dem Leitradradius R_L dimensionslos gemachte Radius x_L wird wieder durch eine Variable φ_L ausgedrückt:

$$x_L = 0,5(1 + x_{L\text{n}}) - 0,5(1 - x_{L\text{n}}) \cos(\varphi_L) \quad (1.12)$$

Der benutzte Bereich von $x_L = x_{L\text{n}}$ bis 1 bzw. $\varphi_L = 0$ bis π wird ohne Rücksicht auf die Grenze des Propellerstrahls unterteilt. Rechnungen mit Unterteilungen in 8, 10, 12 und 14 Abschnitte haben gezeigt, daß eine Unterteilung in 10 Abschnitte genügt (11 Stützstellen).

Die Grenze des Propellerstrahls liegt bei $x_L = \text{Rst.} D_p / D_L$; es ist gleichzeitig etwa die Grenze zwischen Turbinen- und Propellerteil. Dieser x_L -Wert wird $x_{L\text{T}}$ genannt.

Die Geschwindigkeiten im Propellerstrahl, die im 2. Abschnitt berechnet wurden, werden nun auf die x_L -Werte bezogen, wobei die Strahlkontraktion berücksichtigt wird. Für x_L -Werte größer als $x_{L\text{T}}$ sind die Mittelwerte der induzierten Geschwindigkeiten $w_{t\text{sm}}$ und $w_{a\text{sm}}$ gleich Null, die Amplituden der Geschwindigkeitsschwankungen $w_{t\text{sa}}$ und $w_{a\text{sa}}$ bleiben jedoch endlich.

~~Zunächst werden die instationären Vorgänge, d.h. die Geschwindigkeitsschwankungen im Strahl nicht beachtet.~~

Für den hydrodynamischen Steigungswinkel β_{iL} werden die folgenden Ansätze benutzt (s. Anhang 2):

$$\begin{aligned} \text{tg}(2\beta_{iL} - \beta_L - \xi_L) &= L_1 J_L / (\pi x_L) && \text{für den Turbinenteil} \\ \text{tg}(\beta_{iL}) &= L_2 J_L / (\pi x_L) && \text{für den Propellerteil} \end{aligned} \quad (1.13)$$

Die beiden Konstanten L_1 und L_2 werden zunächst willkürlich gewählt. Sie müssen jedoch größer als Eins sein und zwar, weil

andernfalls die Belastung im Turbinenteil zu groß, im Propellerteil negativ wäre. An der Grenze der beiden Teile muß für Werte x_L etwas kleiner als x_{LT} geprüft werden, ob die zweite Formel nicht größere Werte β_{iL} liefert als die erste Formel. Trifft das zu, gehören diese Werte x_L noch zum Propellerteil. Das heißt, der Propellerteil reicht etwas über die Strahlgrenze nach innen und zwar bis dahin, wo die Mittelwerte der vom Propeller induzierten Geschwindigkeiten, die bei $x_L = x_{LT}$ noch Null sind, genügend groß sind.

Da damit der hydrodynamische Steigungswinkel bestimmt ist, können die Induktionsfaktoren in gleicher Weise wie im 1. Abschnitt ermittelt, in gerade Fourierreihen entwickelt und zur Berechnung der Funktionen $h_L^{a,t}(\varphi_L)$ verwandt werden.

Das Gleichungssystem für die Bestimmung der Zirkulation unterscheidet sich von dem analogen System im ersten Abschnitt (s. 1,4) nur dadurch, daß die mittleren durch den Propeller induzierten Geschwindigkeiten im Strahl berücksichtigt werden müssen:

$$\sum_{\mu=1}^{N-1} G_{\mu L} (h_{\mu L}^a \leftarrow h_{\mu L}^t \operatorname{tg}(\beta_{iL})) = (1 - x_{nL}) \quad (1.14)$$

$$\left[(x_L/\lambda_L - w_{t\text{sm}}/v) \operatorname{tg}(\beta_{iL}) - (1 + w_{a\text{sm}}/v) \right]$$

Außerhalb von $x_L = x_{LT}$ sind, wie schon erwähnt, die Mittelwerte $w_{t\text{sm}}$ und $w_{a\text{sm}}$ gleich Null.

Das Gleichungssystem liefert die Koeffizienten der dimensionslosen Zirkulation des Leitrades.

$$\Gamma_L = \pi D_L v G_L \quad (1.15)$$

$$G_L = \sum_{\mu=1}^n G_{\mu L} \sin(\mu\varphi_L)$$

Die Grenze zwischen Turbinen- und Propellerteil liegt da, wo die Zirkulation das Vorzeichen ändert und durch Null geht.

Die von dem Leitrad induzierten Geschwindigkeiten sind damit ebenfalls bekannt:

$$w_{aL}/v = 1/(1-x_{nL}) \sum_{\mu=1}^{N-1} G_{\mu L} h_{\mu L}^a(\varphi_L) \quad (1.16)$$

$$w_{tL}/v = 1/(1-x_{nL}) \sum_{\mu=1}^{N-1} G_{\mu L} h_{\mu L}^t(\varphi_L)$$

Schubbelastungsgrad c_{SL} und Leistungsgrad c_{LL} des Leitrades, die zunächst auf den Durchmesser des Leitrades bezogen sind, können berechnet werden:

$$c_{SL} = 4z_L \int_{x_n}^1 G_L (x_L/\lambda_L - w_{tSM}/v - w_{tL}/v) \cos(\beta_{iL} + \varepsilon_L) / \cos(\beta_{iL}) dx_L \quad (1.17)$$

$$c_{PL} = 4z_L/\lambda_L \int_{x_n}^1 G_L x_L (1 + w_{aSM}/v + w_{aL}/v) \sin(\beta_{iL} + \varepsilon_L) / \sin(\beta_{iL}) dx_L$$

Da die Zähigkeit sowohl im Turbinenteil als auch im Propeller- teil Verluste verursacht, muß das Vorzeichen vor der Gleitzahl ε_L verschieden sein. Im Turbinenteil, d.h. für eine Zirkulation G_L kleiner als Null, ist das negative, im Propellerteil, d.h. für G_L größer als Null, ist das positive Vorzeichen zu wählen.

Nun werden die Konstanten L_1 und L_2 (s. Formel 1.13) variiert, d.h. die ganze Berechnung wird mehrmals mit immer anderen Konstanten wiederholt. Richtlinie für diese Variation ist:

a) Der Leistungsgrad c_{PL} muß der durch das Reibungsmoment im Lager zugeführten Leistung entsprechen, da das Rad nicht mechanisch angetrieben ist. Wenn das Drehmoment dieser Reibung ^{zu} 0,4% des Propellerdrehmomentes geschätzt wird, muß das resultierende Drehmoment des Leitrades gleich 0,004mal dem Propellerdrehmoment sein und c_{PL} muß gleich sein

$$c_{PL} = 0,004 c_P J_P D_P / (J_P D_L) \quad (1.18)$$

b) Der Schubbelastungsgrad soll einen maximalen Wert erreichen.

Der Wirkungsgrad von Propeller plus Leitrad ist dann, da c_{SL} auf den Leitraddurchmesser bezogen ist:

$$\eta (P + L) = (c_P + c_{SL} D_L^2 / D_P^2) / (1,004 c_P) \quad (1.19)$$

Die Geschwindigkeitsschwankungen im Propellerstrahl haben nur einen geringen Einfluß auf die Mittelwerte von Schub- und Drehmoment des Rades.

Anhang 2: Zirkulationsverteilung am Leitrad

Eine exakte Antwort auf die Frage nach der optimalen Zirkulationsverteilung ist nicht bekannt. Eine Behandlung dieser Frage für einen rotationssymmetrischen Propellerstrahl und für die Flügelzahl unendlich des Rades liefert jedoch eine brauchbare Lösung.

Für den Propellerteil des Rades wird für den hydrodynamischen Steigungswinkel β_{iL} die Bedingung gewählt, die für einen schwach belasteten Propeller in idealer Flüssigkeit optimal ist:

$$\text{tg}(\beta_{iL})/\text{tg}(\beta_L) = \text{konstant} \tag{2.1}$$

Schwieriger ist es, eine Bedingung für den Turbinenteil anzugeben.

In dem gegebenen Propellerstrahl beträgt die Geschwindigkeit in axialer Richtung $(v + w_{asm})$ und in tangentialer Richtung w_{tsm} . Gegeben ist auch der Fortschrittsgrad J_L des Leitrades. An einem Flügelschnitt x_L beträgt die Umfangsgeschwindigkeit des Rades $u_L = \omega x_L / J_L$. Der Steigungswinkel der Anströmung beträgt daher (ohne die durch das Rad induzierten Geschwindigkeiten):

$$\begin{aligned} \beta_L &= \text{arctg}((v + w_{asm}) / (u_L - w_{tsm})) && \text{im Turbinenteil} \\ \beta_L &= \text{arctg}(v / u_L) && \text{im Propellerteil} \end{aligned} \tag{2.3}$$

(s. Bild 2), Da nun endliche Flügelzahlen vorausgesetzt sind, tritt w_{asm} an Stelle von $2 w_a$ und w_{tsm} an Stelle von $2 w_x$). Die vom Leitrad induzierte Geschwindigkeit beträgt in der Leitradenebene w_L und weit dahinter $2 w_L$. Es wird für den in diesem Anhang verfolgten Zweck angenommen, daß w_L senkrecht zu der resultierenden Geschwindigkeit in der Leitradenebene steht. Dann gilt:

$$w_L = V_0 \sin(\beta_{iL} - \beta_L) \tag{2.4}$$

Diese Formel wird für Propeller- und Turbinenteil benutzt. Damit ist w_L im Turbinenteil kleiner, im Propellerteil größer als Null.

Die Flüssigkeitsmasse, die ^{pro Sekunde} durch einen schmalen Ring der Breite dx_L strömt, wird mit dm_L bezeichnet. Damit betragen die in dem Ringelement erzeugten Schub- und Drehmomentelemente:

$$\begin{aligned} d\mathfrak{F}_L &= d\dot{m}_L 2w_L \cos(\beta_{iL} \pm \varepsilon_L) \\ d\mathfrak{M}_L &= d\dot{m}_L 2w_L x_{LR} \sin(\beta_{iL} \pm \varepsilon_L) \end{aligned} \quad (2.5)$$

Das Vorzeichen vor der Gleitzahl ε_L ist im Propellerteil positiv, im Turbinenteil negativ einzusetzen. Hierdurch sind die Zähigkeitsverluste berücksichtigt.

Das resultierende Moment M_L muß, da das Rad nicht mechanisch angetrieben und das Reibungsmoment im Radlager hier vernachlässigt wird, gleich Null sein.

Nun wird der Winkel β_{iL} eines Ringelementes variiert in $(\beta_{iL} + \delta\beta_{iL})$. Diese Variation zieht eine Variation von Schub- und Drehmoment nach sich. Diese variierten Werte werden unterteilt in Turbinen- und Propelleranteil:

$$\begin{aligned} \delta S_L &= \delta S_{LT} + \delta S_{LP} \\ \delta M_L &= \delta M_{LT} + \delta M_{LP} \end{aligned} \quad (2.6)$$

Da das resultierende Moment ^{Konstant bleiben} immer gleich Null sein muß, muß auch die zweite Summe gleich Null sein. Das heißt auch, daß eine Variation von β_{iL} an einem Ringelement des Turbinenteils immer begleitet sein muß von einer entsprechenden Variation am Propellerteil. Die erste Summe wird nur dann gleich Null sein, wenn die Zirkulationsverteilung optimal ist. Diese Bedingung wird daher auf die optimale Zirkulationsverteilung führen.

Für eine Variation des Winkels β_{iL} and dem Radius x_L gilt:

$$\delta M_L / \delta S_L = x_L R_L \operatorname{tg}(2\beta_{iL} - \beta_L \pm \varepsilon_L) \quad (2.7)$$

Dieses Ergebnis wird erhalten, wenn (2.4) in (2.5) eingeführt und dann β_{iL} variiert wird.

Für einen Radius im Turbinenteil gilt das negative Vorzeichen vor ε_L .

Wenn nun an einem Radius des Turbinenteils β_{iL} variiert wird, wird eine Variation δS_{LT} und

$$\delta M_{LT} = \delta S_{LT} (\delta M_{LT} / \delta S_{LT}) = \delta S_{LT} x_{LT} R_L \operatorname{tg}(2\beta_{iL} - \beta_{LT} - \varepsilon_{LP}) \quad 2.8$$

erzeugt. Dieser Momentenvariation muß eine entgegengesetzte

Momentenvariation am Propellerteil gegenüberstehen:

$$\delta M_{LP} = -\delta M_{LT} \quad (2.9)$$

und diese Momentenvariation am Propellerteil zieht die folgende Schubvariation nach sich:

$$\delta S_{LP} = \delta M_{LP} (\delta S_{LP} / \delta M_{LP}) = \delta M_{LP} / (x_{LP} R_L \operatorname{tg}(2\beta_{iLP} - \beta_{LP} + \varepsilon_{LP})) \quad (2.10)$$

Die Formel gilt zwar zunächst nur für einen Radius. Wenn aber für den Propellerteil die Bedingung (2.1) erfüllt ist, ist $x_{LP} \operatorname{tg}(2\beta_{iLP} - \beta_{iLP} - \varepsilon_{LP})$ für alle Radien des Propellerteils nahezu gleich groß und die Formel gilt dann auch für den Fall, daß der Variation an einem Radius des Turbinenteils durch eine Variation an allen Radien des Propellerteils begegnet wird.

Die gesamte Schubänderung beträgt nun:

$$\delta S_L = \delta S_{LT} + \delta S_{LP} = \delta S_{LT} \left[\frac{1 - [x_{LT} \operatorname{tg}(2\beta_{iLT} - \beta_{LT} - \varepsilon_{LT})]}{[x_{LP} \operatorname{tg}(2\beta_{iLP} - \beta_{LP} + \varepsilon_{LP})]} \right] \quad (2.11)$$

Als Kriterium für eine optimale Zirkulationsverteilung am Turbinenteil soll verwandt werden, daß $\operatorname{tg} \delta S_L$ gleich Null ist. Dieses Kriterium liefert nun die Bedingung, die für die Zirkulationsverteilung am Turbinenteil benutzt wird:

$$x_{LT} \operatorname{tg}(2\beta_{iLT} - \beta_{LT} - \varepsilon_{LT}) = x_{LP} \operatorname{tg}(2\beta_{iLP} - \beta_{LP} + \varepsilon_{LP}) \quad (2.12)$$

Diese Bedingung wäre exakt, wenn die Flügelzahl des Leitrades unendlich wäre und wenn W_L senkrecht zu der resultierenden Geschwindigkeit in der Leitradenebene stehen würde. Da diese beiden Bedingungen nicht exakt erfüllt sind, wird als Näherung benutzt:

$$x_{LT} \operatorname{tg}(2\beta_{iLT} - \beta_{LT} - \varepsilon_{LT}) = \text{konstant für alle Radien des Turbinenteils.}$$

Die Konstante wird in dem Rechenprogramm aus den Bedingungen $M_L = \text{Reibungsmoment im Leitradlager}$, $S_L \rightarrow \text{Maximalwert}$ bestimmt.

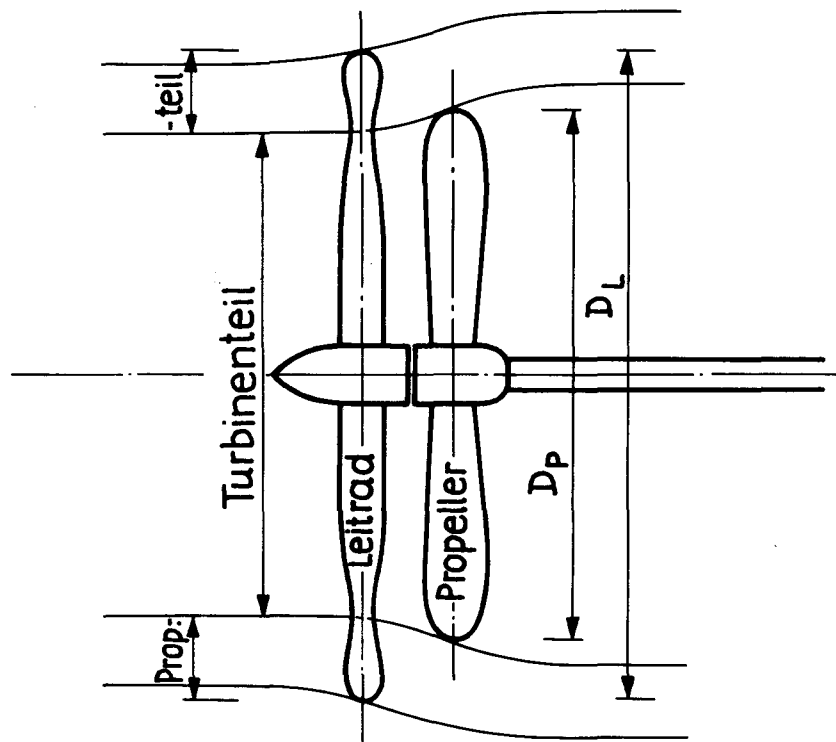


Bild 1 Propeller und rotierendes Leitrad

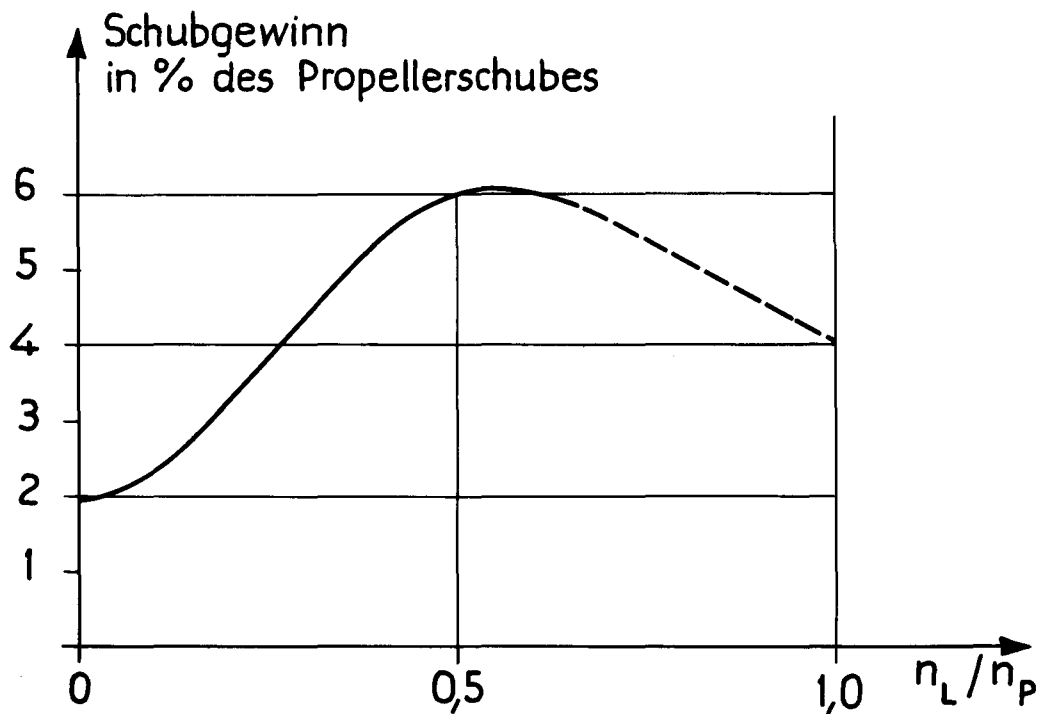
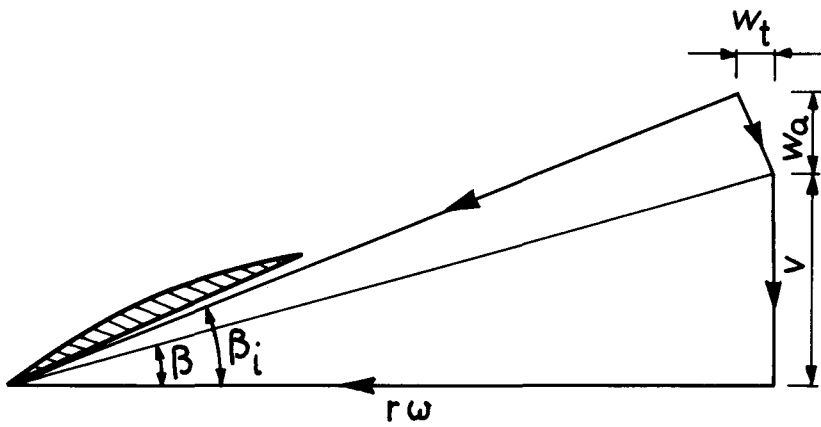
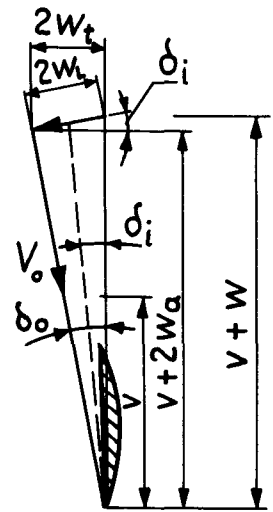


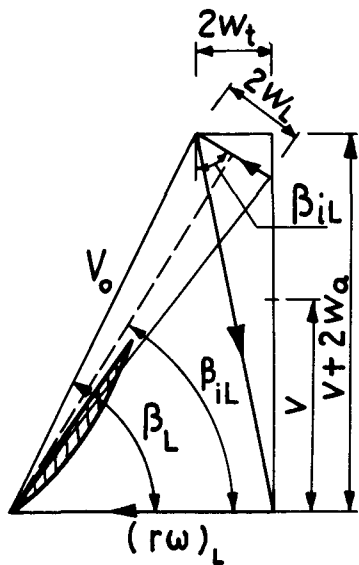
Bild 3 Schubgewinn in Abhängigkeit von der Drehzahl des Leitrades



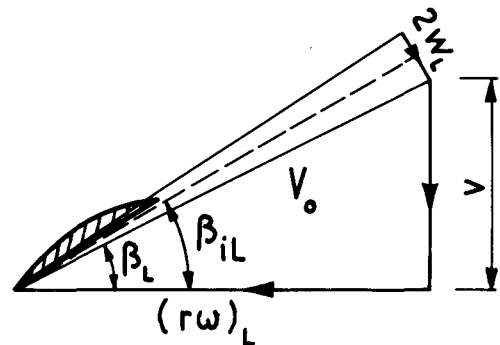
2a in der Propellerebene



2b Fester Leitapparat



2c Leitrad, Turbinenteil



2d Leitrad, Propellerteil

Bild 2 Geschwindigkeitsdiagramme

Propeller:

$$z_p = 5; \quad J_p = 0,6$$

$$c_T = 1,32; \quad B_p = 20$$

Leitrad:

$$D_L = 1,2 D_p$$

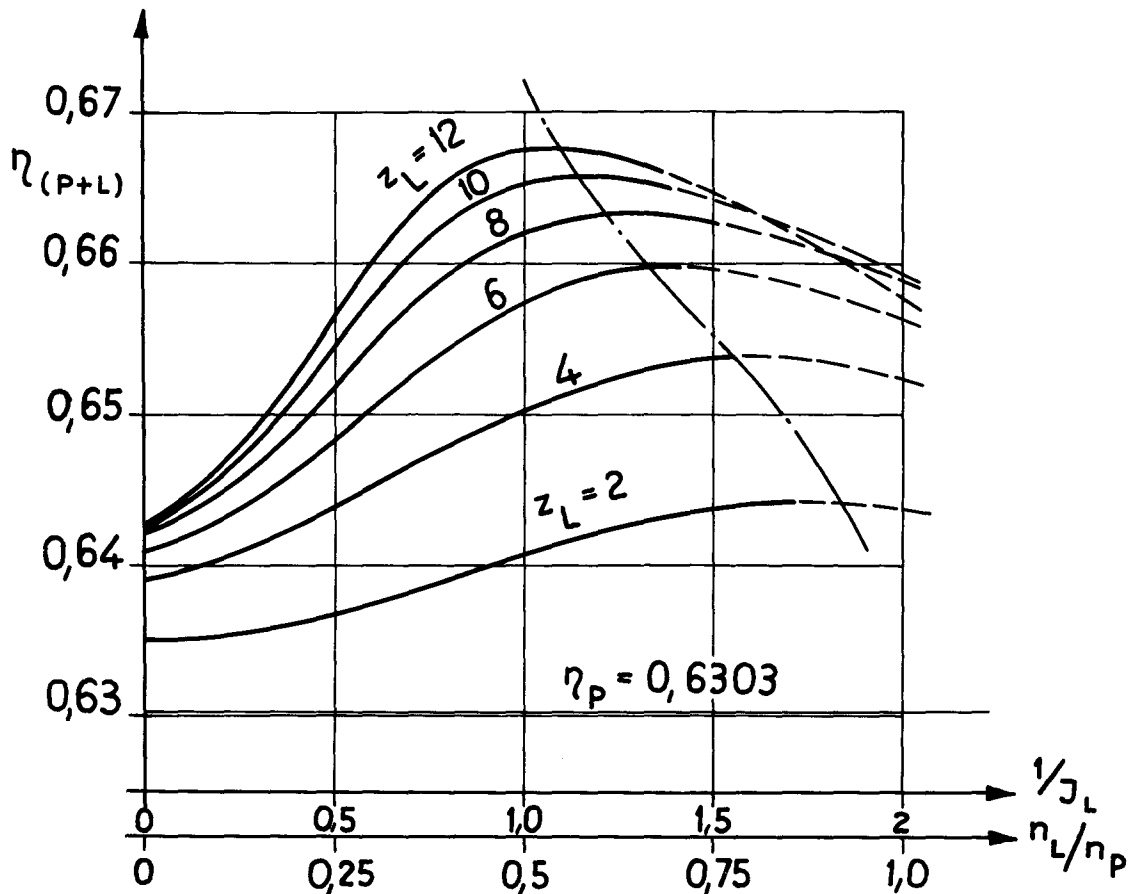


Bild 4 Wirkungsgrad $\eta_{(P+L)}$ in Abhängigkeit von Drehzahl und Flügelzahl des Leitrades

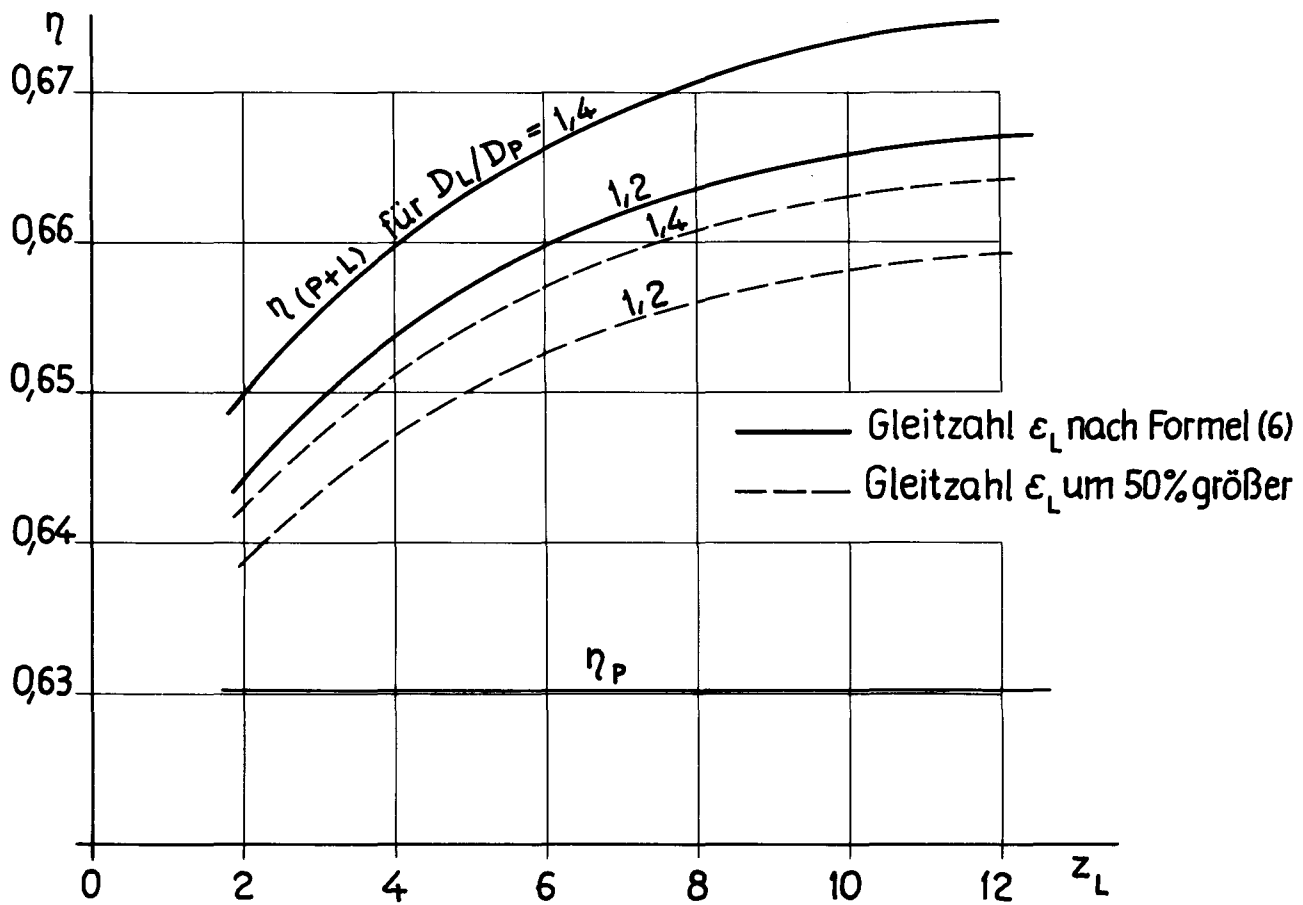


Bild 5 Einfluß von Durchmesser, Flügelzahl und Zähigkeit

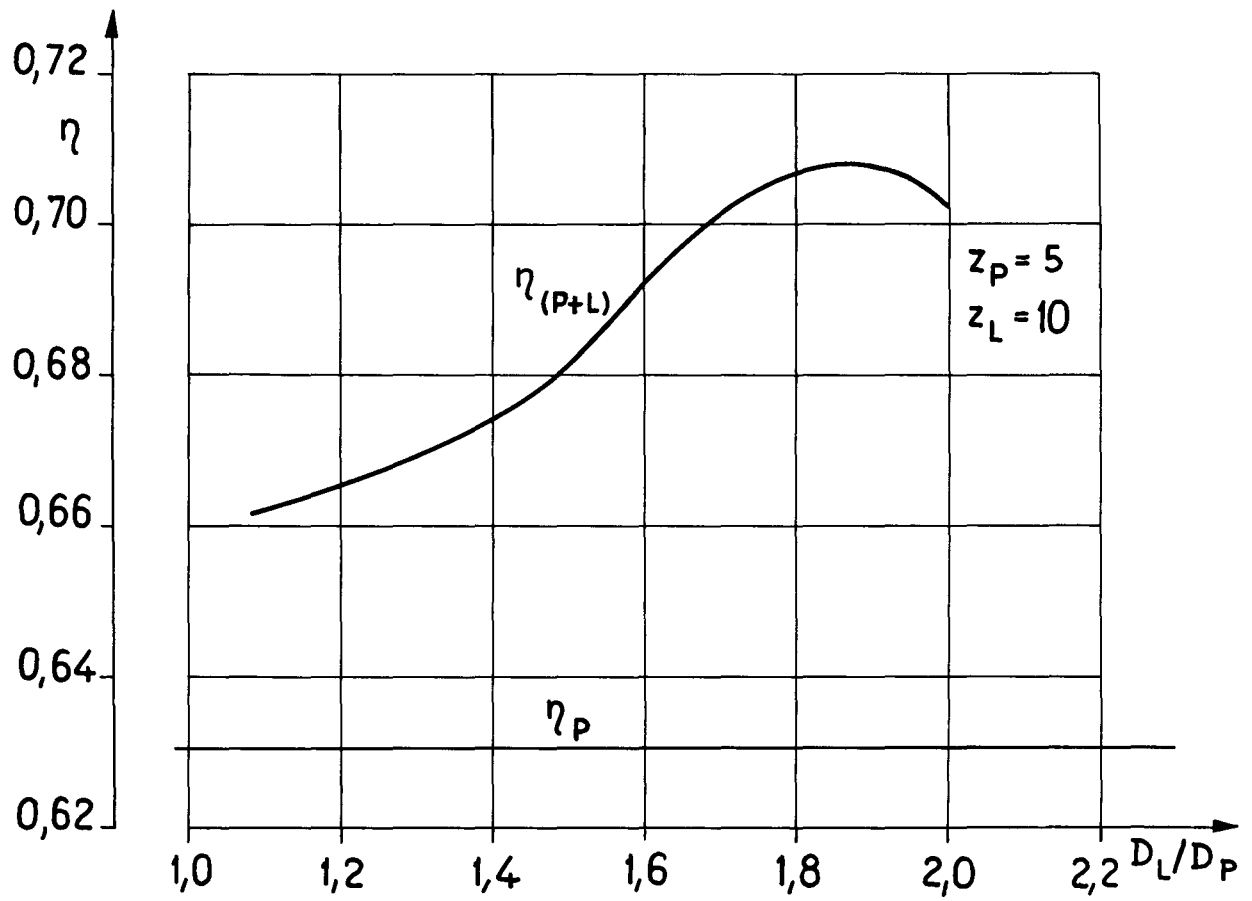
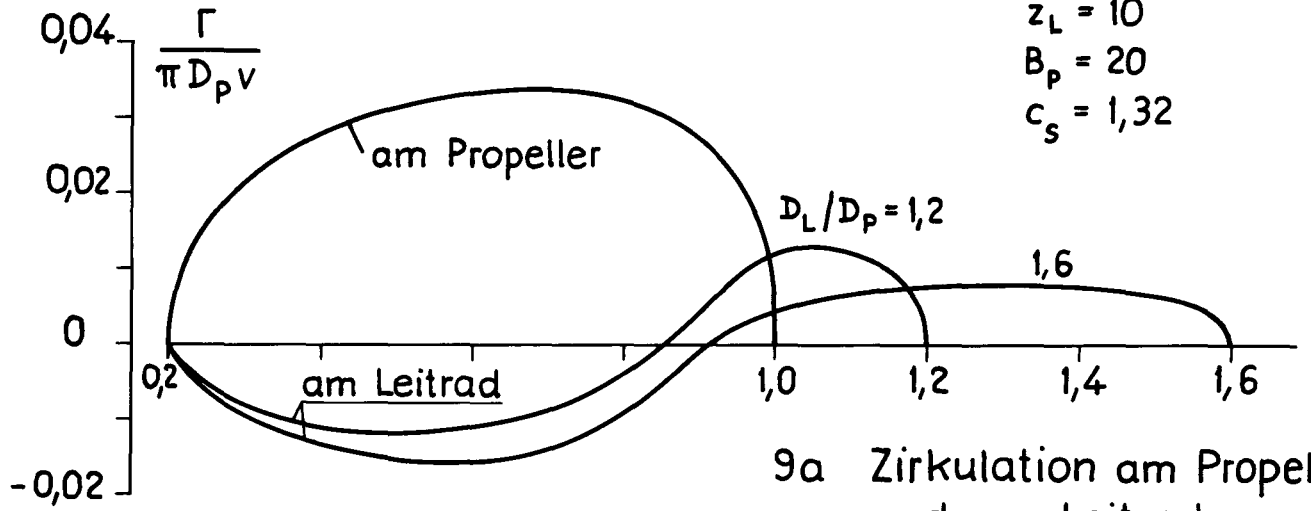
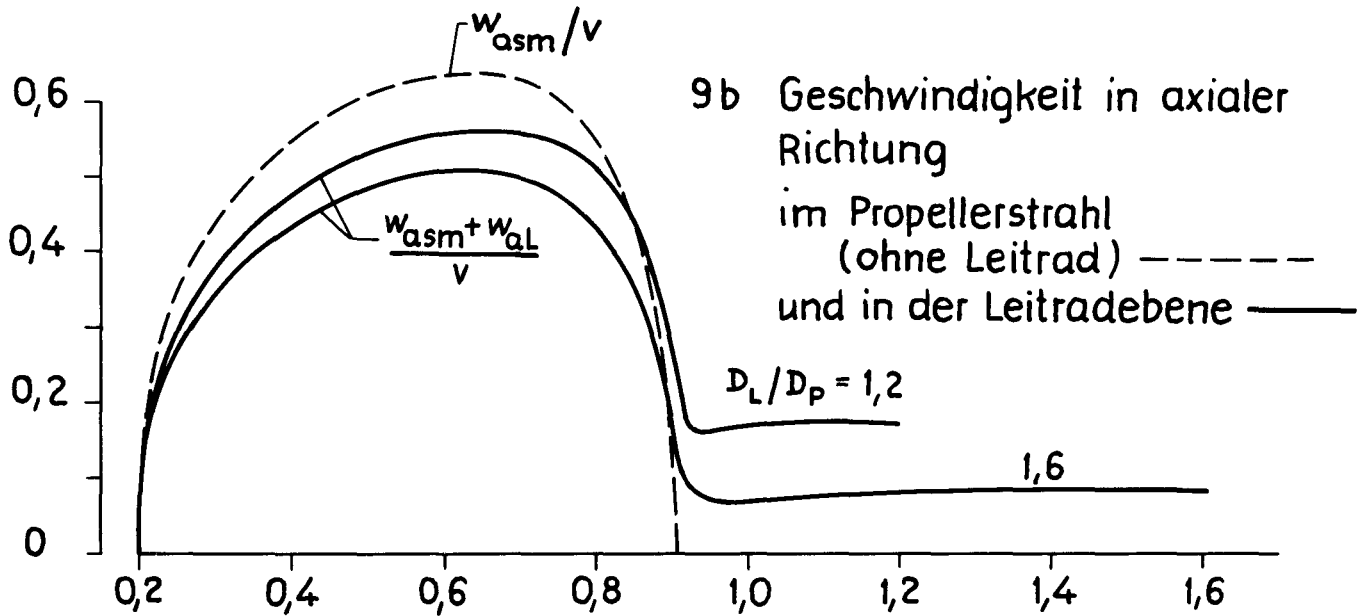


Bild 7 Einfluß des Leitradurchmessers

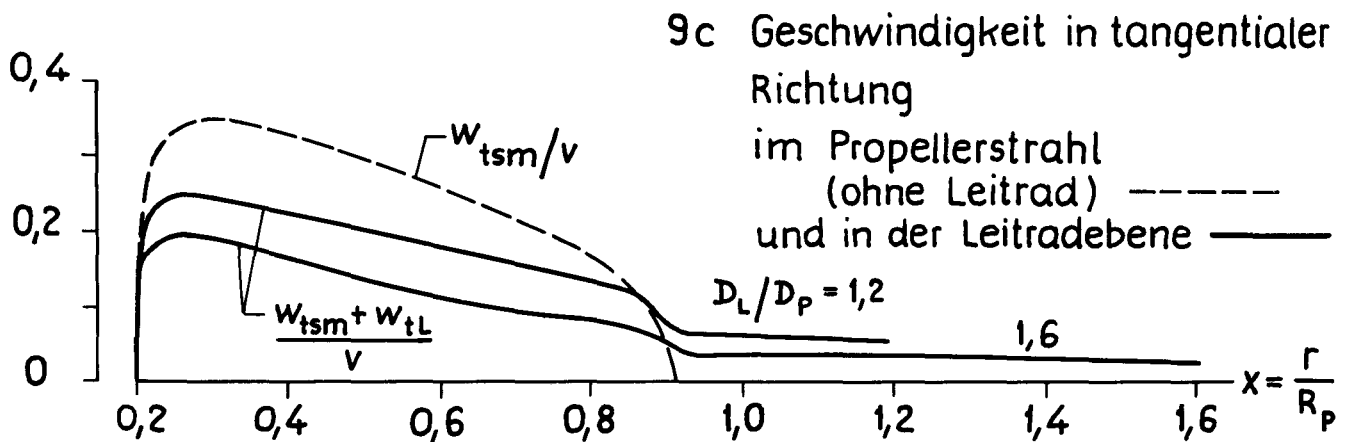
$z = 5$
 $z_L = 10$
 $B_p = 20$
 $c_s = 1,32$



9a Zirkulation am Propeller und am Leitrad



9b Geschwindigkeit in axialer Richtung im Propellerstrahl (ohne Leitrad) und in der Leitradenebene



9c Geschwindigkeit in tangentialer Richtung im Propellerstrahl (ohne Leitrad) und in der Leitradenebene

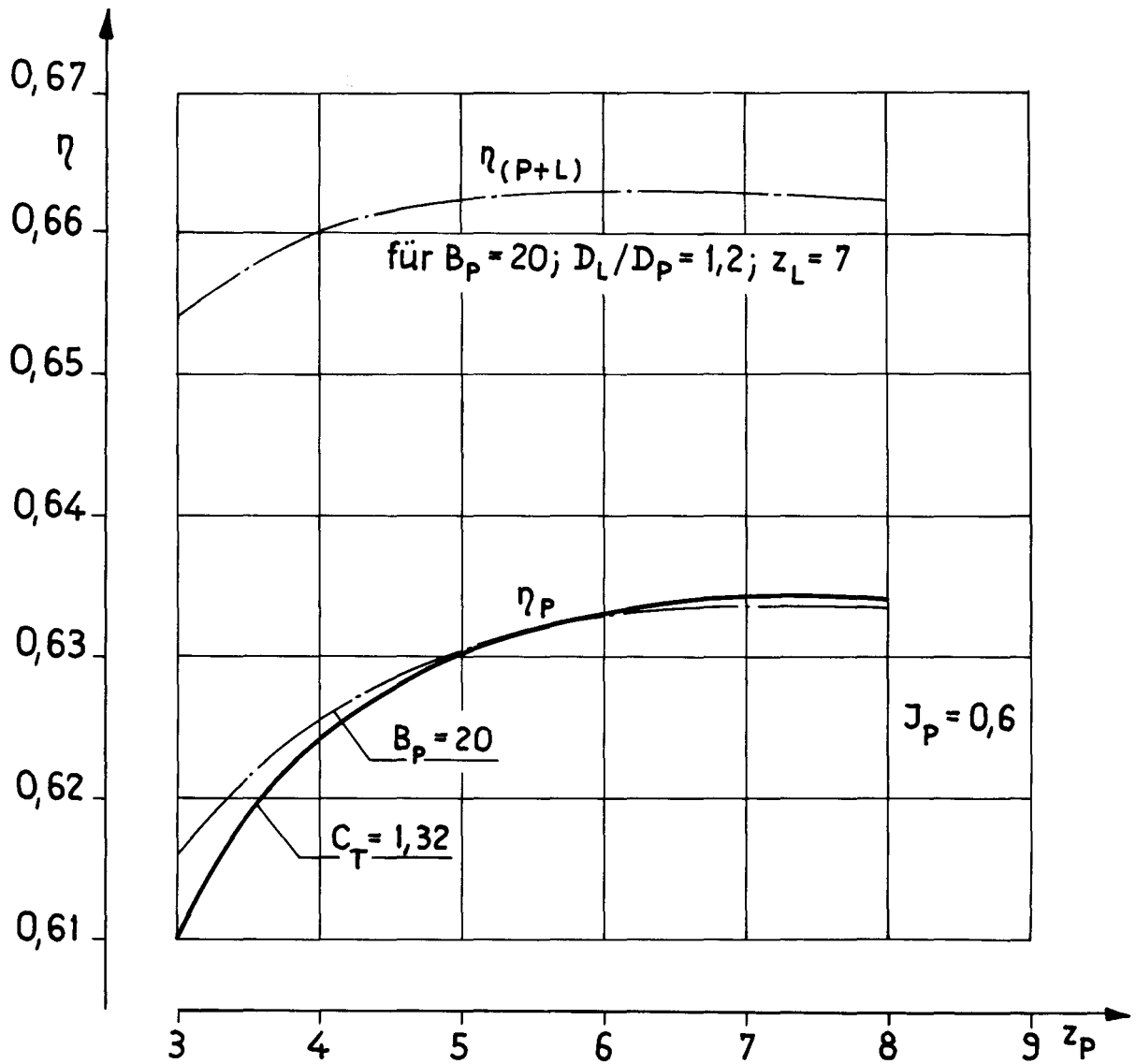


Bild 6 Wirkungsgrade für verschiedene Flügelzahlen z des Propellers.

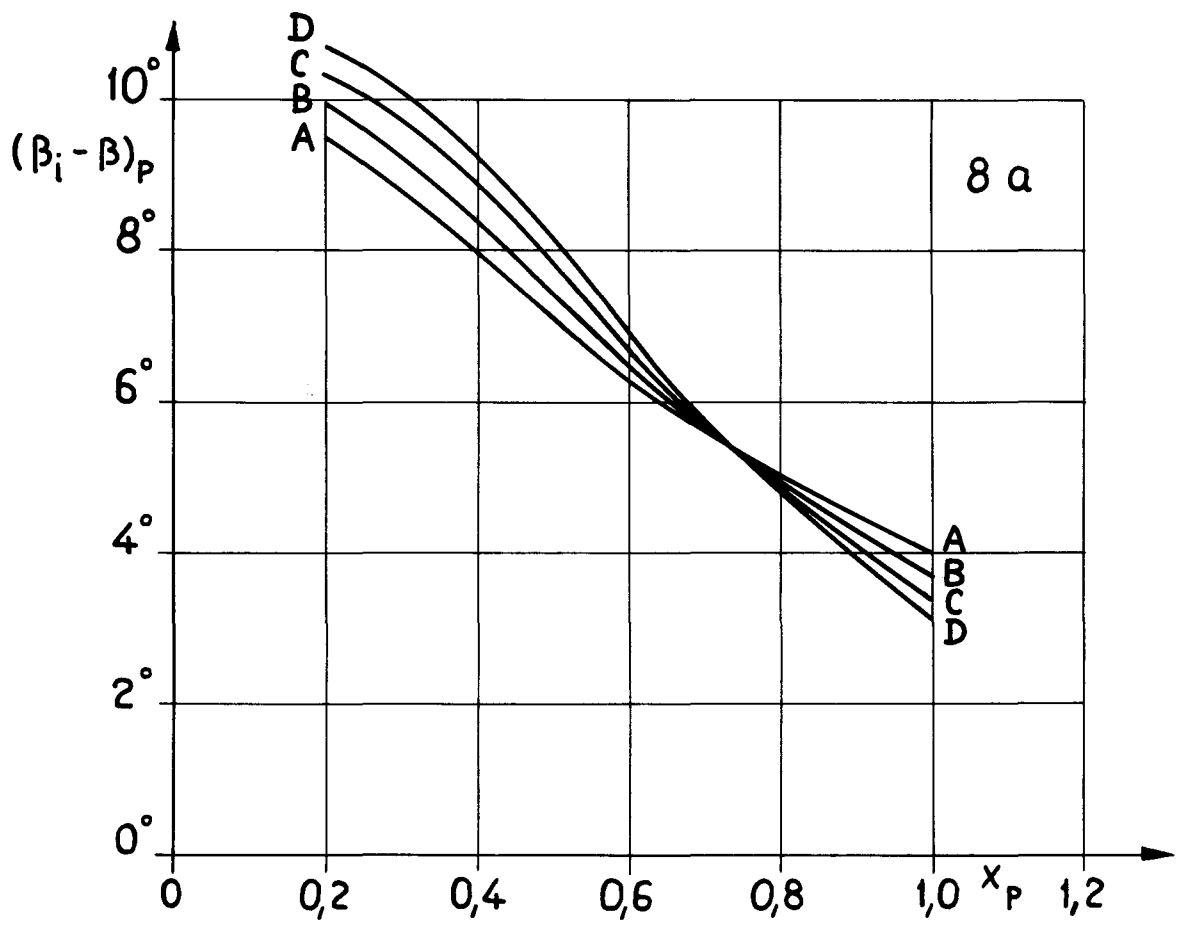
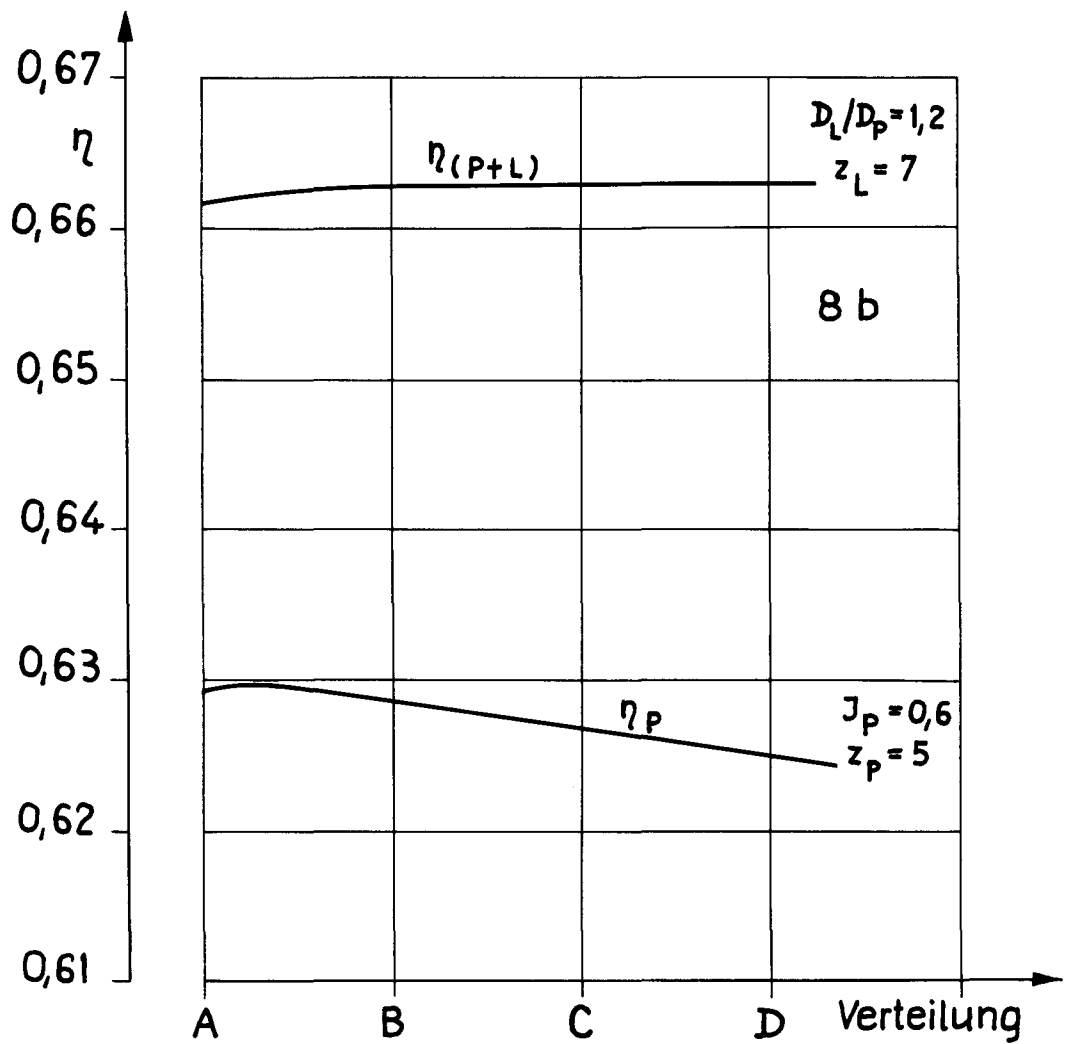
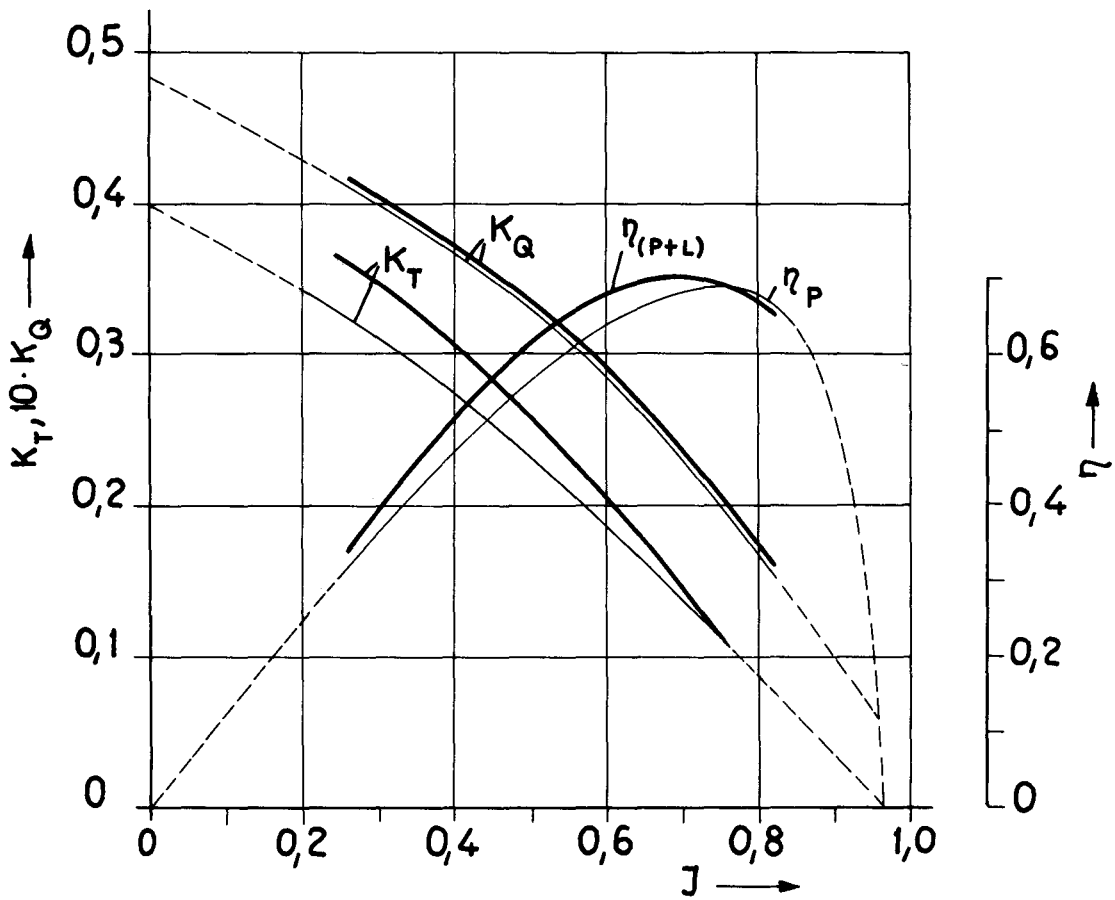


Bild 8 Einfluß der Zirkulationsverteilung am Propeller



Propeller
 $D_P = 184,2 \text{ mm}$
 $P/D = 0,916$
 $A_D/A_0 = 0,51$
 $z = 5$

Leitrad
 $D_L = 277 \text{ mm}$
 $A_D/A_0 \approx 0,23$
 $z_L = 5$



— Propeller allein
 - - Propeller mit Leitrad

Bild 10a Freifahrt diagramm

Propeller

$D_P = 146,3 \text{ mm}$
 $P/D = 0,762$
 $A_D/A_0 = 0,62$
 $z = 4$

Leitrad

$D_L = 250 \text{ mm}$
 $z_L = 5$

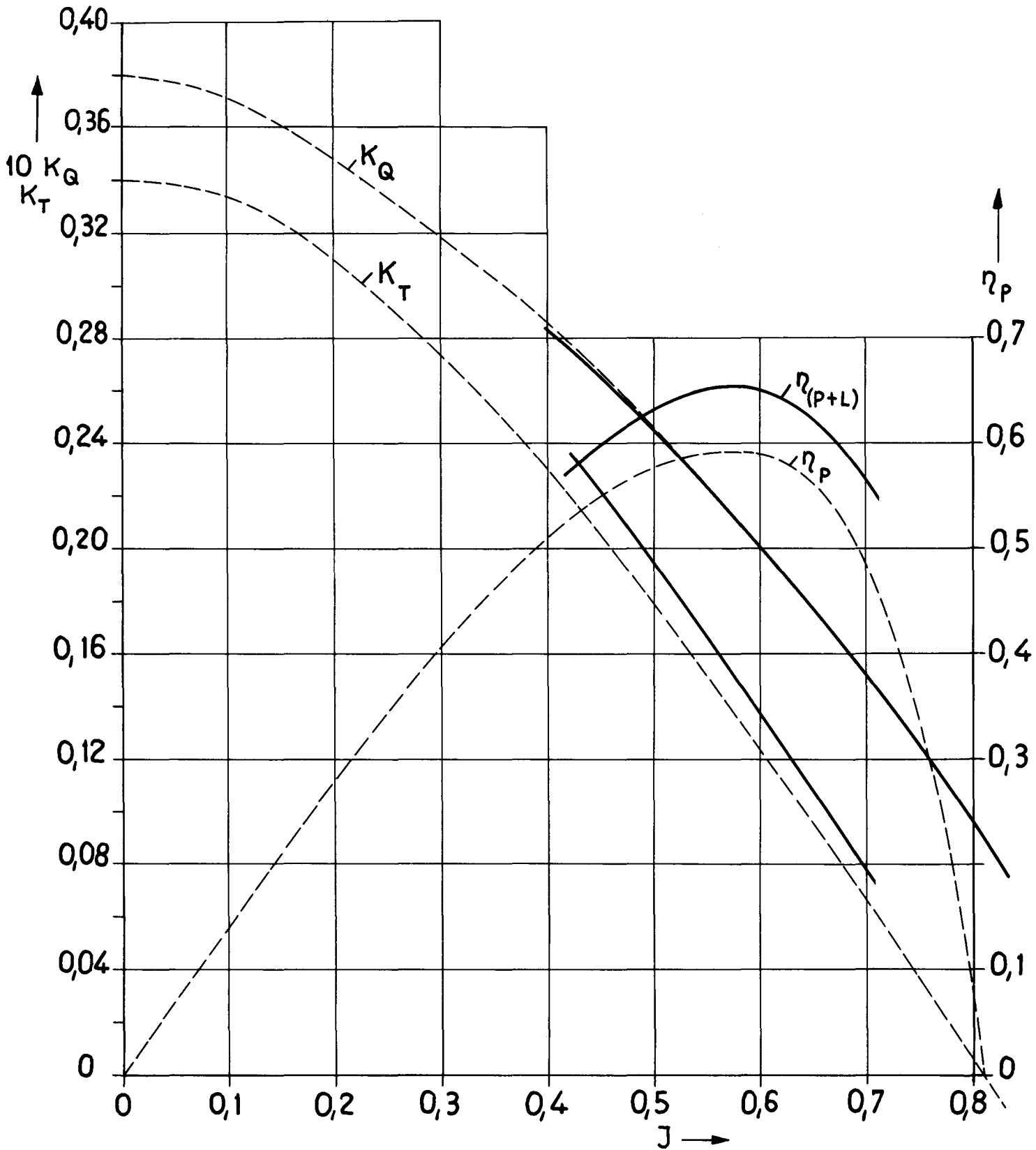


Bild 12 Freifahrttdiagramm

Propeller

$$D_P = 184,2 \text{ mm}$$

$$P/D = 0,916$$

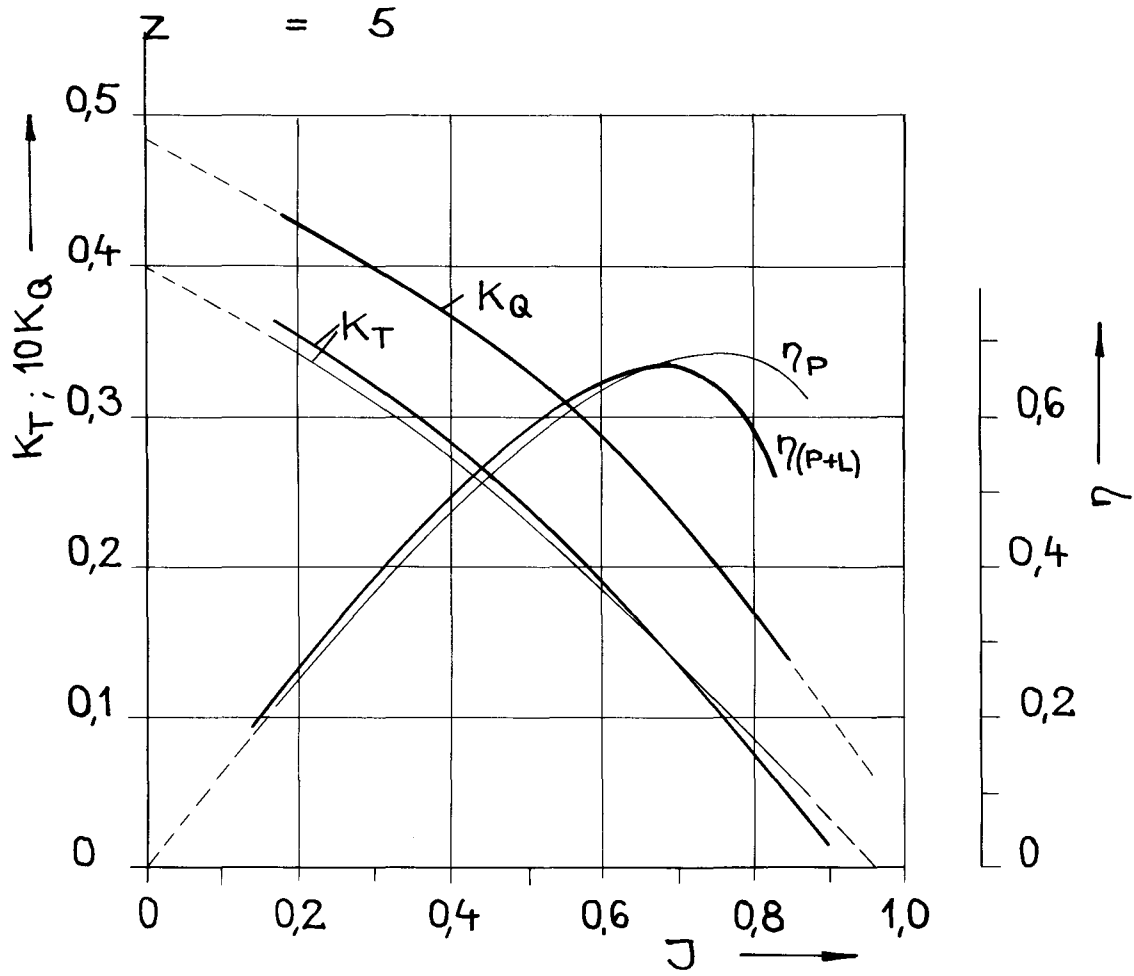
$$A_D/A_0 = 0,51$$

$$z = 5$$

Leitrad

$$D_L = 221 \text{ mm}$$

$$z_L = 7 \text{ Blechflügel}$$



— Propeller allein
- - - Propeller mit Leitrad

Bild 11 Freifahrttdiagramm

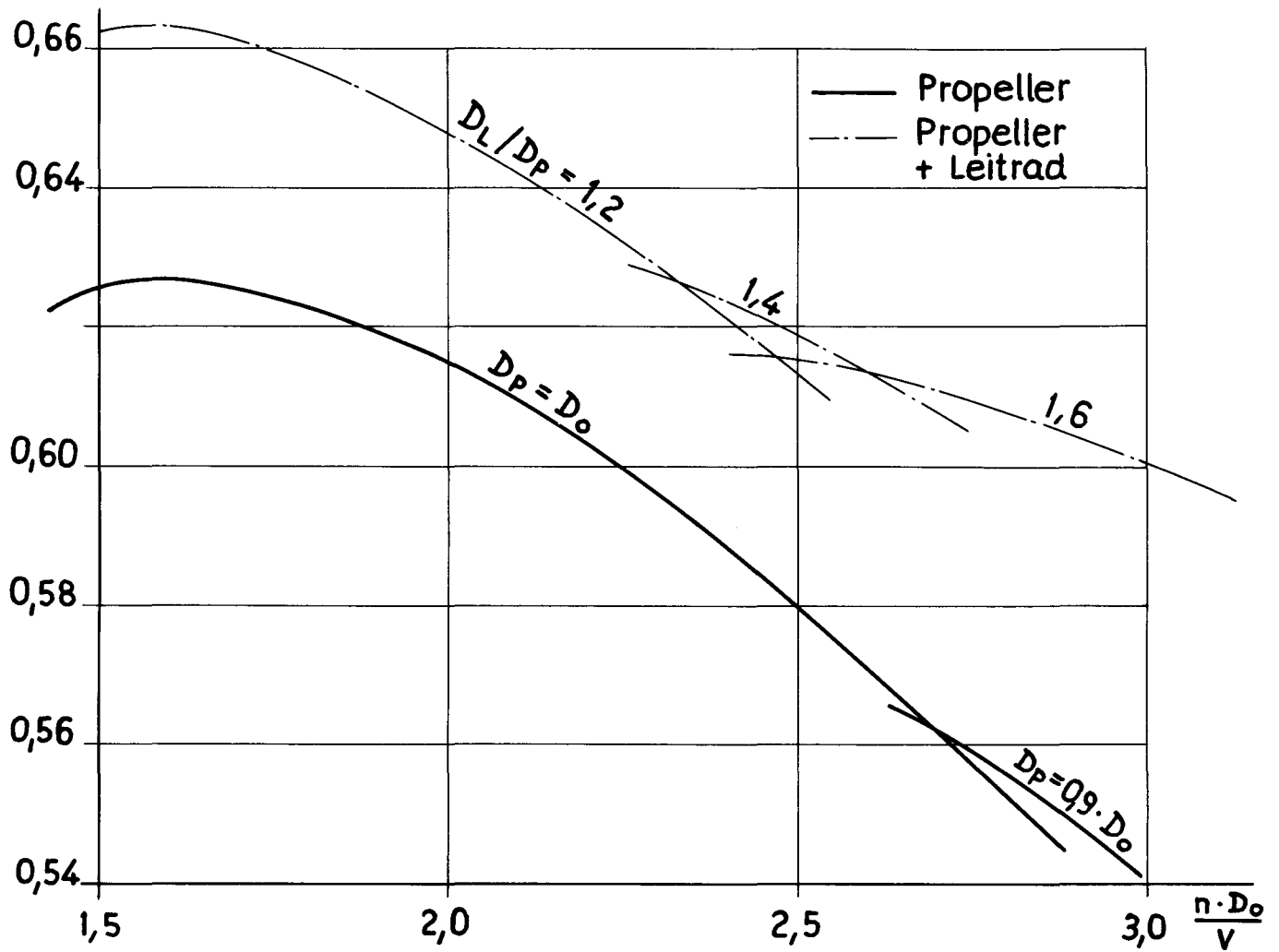
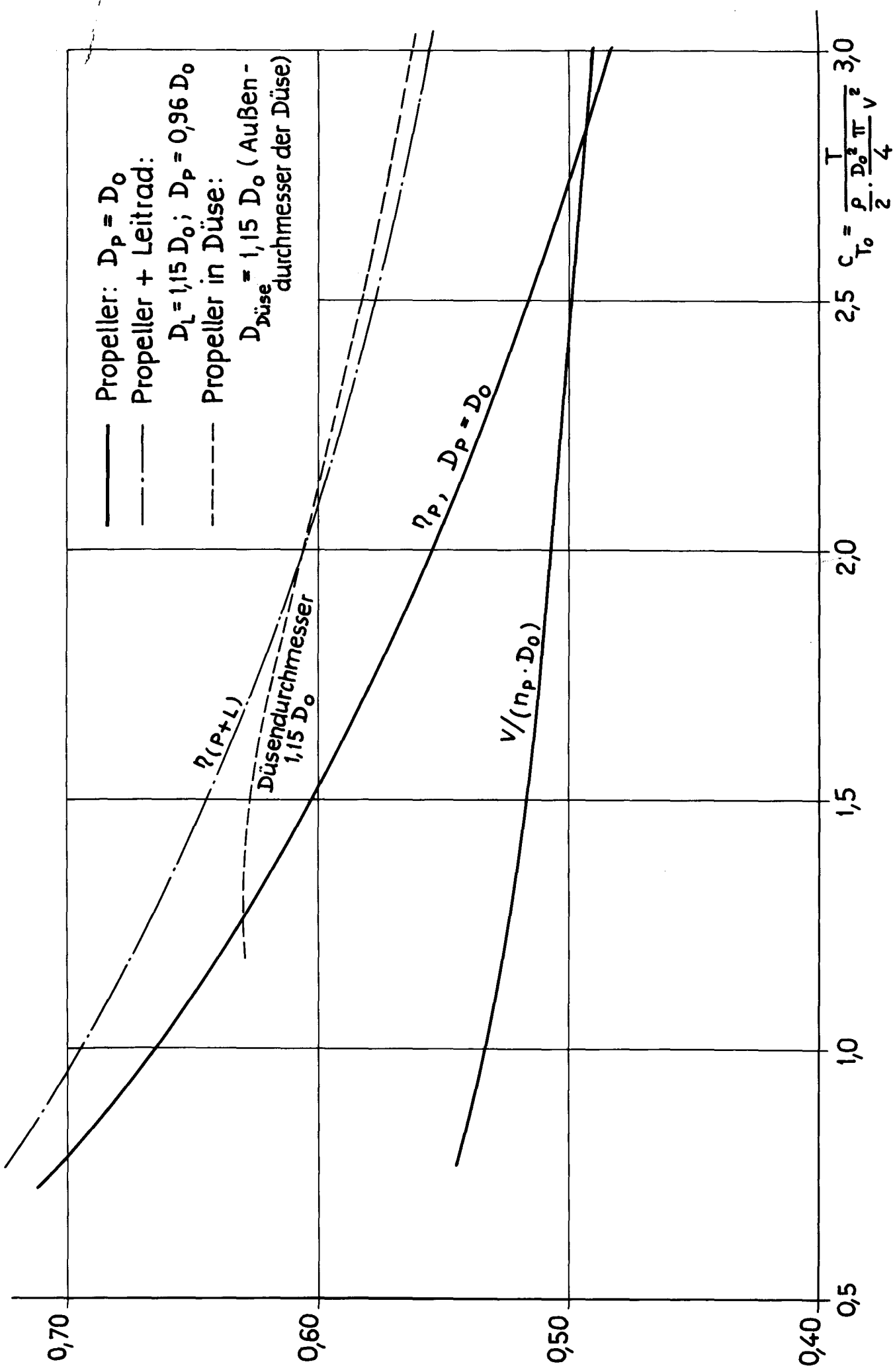


Bild 13 Wirkungsgrade für $c_{T_0} = \frac{T}{\frac{\rho}{2} \cdot \frac{D_0^2 \pi}{4} \cdot v^2} = 1,3$ und $D_L = 1,15 D_0$

Bild 14 Optimale Wirkungsgrade



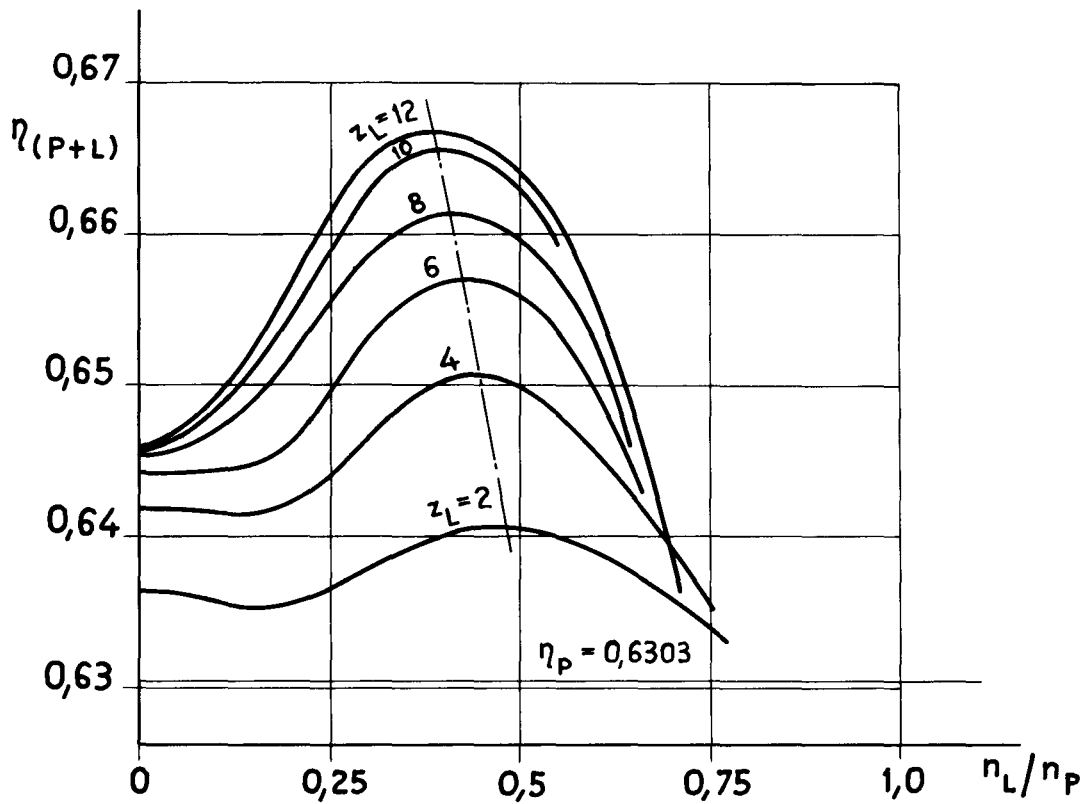


Abb. 2 Wie Abb. 1, jedoch Flügel des Leitrades auf Festigkeit und Kavitation berechnet für $v = 8 \text{ m/sec}$

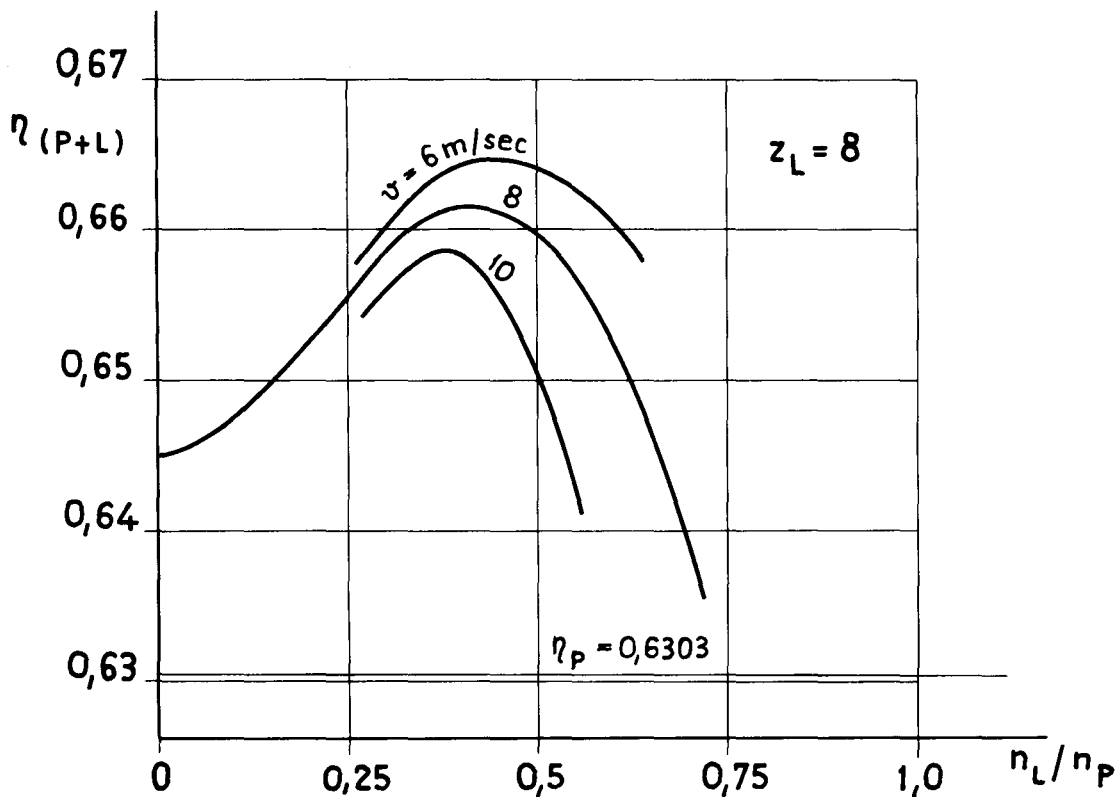


Abb. 3 Wie Abb. 2, jedoch nur für $z_L = 8$, aber für

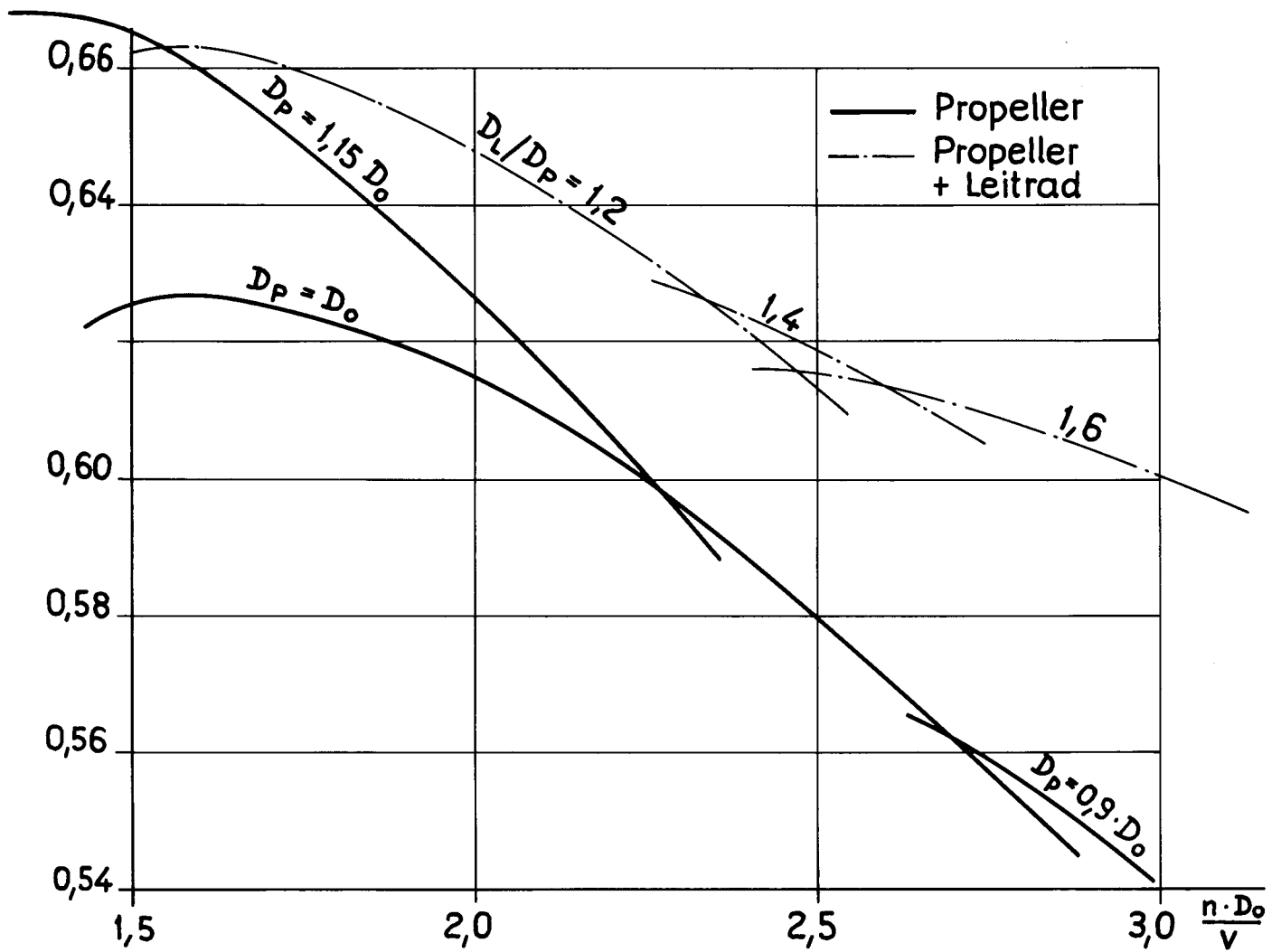


Bild 13 Wirkungsgrade für $c_{T_o} = \frac{T}{\frac{\rho}{2} \cdot \frac{D_o^2 \pi \cdot v^2}{4}} = 1,3$ und $D_L = 1,15 D_o$