



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

Projekt 2

Studiendepartment Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau

Abschätzung von Propellerwirkungsgraden mittels HamProp

Arne Wolter

12. Juni 2008

Kurzreferat

In diesem Bericht wird das Programm HamProp untersucht. HamProp ist ein Programm für die Propellerauslegung während des Entwurfes. Es wurde von der Firma Hamilton Standard in Zusammenarbeit mit der NASA entwickelt. Es bietet die Möglichkeit die Leistungsdaten eines Propellers in einem bestimmten Flugzustand vorherzusagen und so schon während es Entwurfes des Flugzeuges den benötigten Propeller definieren zu können. Die Arbeit beinhaltet eine umfassende Funktionsbeschreibung des Programms sowie einen Vergleich mit der Literatur. Im Abschluss wird geklärt, ob HamProp eine sinnvoller Ergänzung zu der praktischen Umsetzung des Flugzeugentwurfes ist.





DEPARTMENT FAHRZEUGTECHNIK UND FLUGZEUGBAU

Abschätzung von Propellerwirkungsgraden mittels HamProp und JavaProp

Aufgabenstellung zum *Projekt 2* für eine Teamarbeit mit zwei Studenten

Hintergrund

HamProp und JavaProp sind Programme zur Abschätzung von Propellerwirkungsgraden in unterschiedlichen Flugzuständen. HamProp wurde von der Firma Hamilton-Sunstrand entwickelt und wird in der Industrie auch von weiteren Firmen eingesetzt. Die Programme sollen an der HAW im Rahmen des Forschungsprojekts Grüner Frachter (siehe <http://GF.ProfScholz.de>) zum Einsatz kommen.

Aufgabe

Mit den Programmen HamProp und JavaProp soll der Wirkungsgrad verschiedener Propeller in verschiedenen Flugzuständen abgeschätzt werden. Es gilt, die Grundlagen der Programme zu erklären sowie ihre Arbeitsweise zu beschreiben und zu bewerten.

Dabei soll/sollen:

- die Anforderungen der Programme an Soft- und Hardware des verwendeten Rechners dargelegt werden,
- der Installationsvorgang und die Bedienung des Programme dokumentiert werden,
- die theoretische Basis der Programme kurz beschrieben werden,
- die Ergebnisse hinsichtlich Ihrer Genauigkeit bewertet und mit Methoden aus der Literatur verglichen werden und
- die Möglichkeiten der Programme hinsichtlich einer praktischen Unterstützung des Flugzeugentwurfs bewertet werden.

Die Ergebnisse sollen in einem Bericht dokumentiert werden. Bei der Erstellung des Berichtes sind die entsprechenden DIN-Normen zu beachten.

Inhalt

Abbildungsverzeichnis	5
Symbolverzeichnis und Abkürzungen	7
Verzeichnis der Begriffe und Definitionen	9
1 Einleitung	10
1.1 Motivation	10
1.2 Ziel der Arbeit	10
1.3 Aufbau der Arbeit	10
2 Theorie der Propellerberechnung	12
2.1 Allgemeine Therorien	12
2.2 Blattelementetheorie nach C. N. Adkins und R. H. Liebeck	14
2.3 Berechnungsmethode von HamProp	16
3 Das Programm Hamprop	18
3.1 Allgemeines zum Programm HamProp	18
3.2 Systemvoraussetzungen	18
3.3 Installation	18
3.4 Bedienung	18
3.4.1 Eingabe von HamProp	18
3.4.2 Ausführung von HamProp	21
3.4.3 Ausgabe von HamProp	21
3.5 Version	21
4 Vergleich mit der Theorie	22
5 Zusammenfassung und Fazit	24
Literaturverzeichnis	25
Anhang	26
A Diagramme für die NASA-Methode	26
B Beispiele für HamProp	40
C Hoffmann Propellerdaten	44
D Rechnungen	45

Abbildungsverzeichnis

2.1	Kräfte und Winkel am Blattelement (Roskam 1997)	12
3.1	komplette Eingabedatei	19
3.2	Beschreibung in Eingabedatei	19
3.3	Grundeinstellungen	19
3.4	Operationszustände	20
3.5	Propellerparameter	20
4.1	Ergebnisse	22
A.1	Korrektur des Leistungsbeiwertes in Abhängigkeit von der Anzahl der Propellerblätter (Worobel 1971a)	26
A.2	Anpassung des Propellerfortschrittsgrad in Abhängigkeit der Propellerblattwölbung (Worobel 1971a)	27
A.3	Anpassung des Leistungsbeiwertes eines 4-Blatt-Propellers in Abhängigkeit vom integrierten Entwurfsbeiwert (Worobel 1971a)	28
A.4	Korrektur des Schubbeiwertes in Abhängigkeit von der Anzahl der Propellerblätter (Worobel 1971a)	29
A.5	Anpassung des Schubbeiwertes eines 4-Blatt-Propellers in Abhängigkeit vom integrierten Entwurfsbeiwert (Worobel 1971a)	30
A.6	Activity Factor Anpassung (Worobel 1971)	31
A.7	Diagramm der Leistungskoeffizienten eines 2-Blatt-Propeller mit 150 Activity Factor und $0,5 C_{L_i}$ (Worobel 1971)	32
A.8	Diagramm der Schubkoeffizienten eines 2-Blatt-Propeller mit 150 Activity Factor und $0,5 C_{L_i}$ (Worobel 1971)	33
A.9	Diagramm der Leistungskoeffizienten eines 4-Blatt-Propeller mit 150 Activity Factor und $0,5 C_{L_i}$ (Worobel 1971)	34
A.10	Diagramm der Schubkoeffizienten eines 4-Blatt-Propeller mit 150 Activity Factor und $0,5 C_{L_i}$ (Worobel 1971)	35
A.11	Diagramm der Leistungskoeffizienten eines 6-Blatt-Propeller mit 150 Activity Factor und $0,5 C_{L_i}$ (Worobel 1971)	36
A.12	Diagramm der Schubkoeffizienten eines 6-Blatt-Propeller mit 150 Activity Factor und $0,5 C_{L_i}$ (Worobel 1971)	37
A.13	Diagramm der Leistungskoeffizienten eines 8-Blatt-Propeller mit 150 Activity Factor und $0,5 C_{L_i}$ (Worobel 1971)	38
A.14	Diagramm der Schubkoeffizienten eines 8-Blatt-Propeller mit 150 Activity Factor und $0,5 C_{L_i}$ (Worobel 1971)	39
B.1	Übersicht über die Zeichenbelegung der HamProp Eingabedatei	40

B.2	Beispiel einer Ausgabedatei Teil 1	41
B.3	Beispiel einer Ausgabedatei Teil 2	42
B.4	Beispiel einer Ausgabedatei Teil 3	43
C.1	Hoffmann Propellerdaten	44
D.1	Rechnung mit der Adkins-Methode	45
D.2	Rechnung mit der NASA-Methode	46
D.3	Ausgabedatei von HamProp	47

Symbolverzeichnis und Abkürzungen

Symbole

a	axialer Interferenzfaktor (axial interference factor)
AF	Activity Factor
B	Anzahl der Propellerblätter
c	Sehnenlänge
c_{l_d}	Abschnittsauftriebsbeiwert
C_D	Widerstandsbeiwert
C_L	Auftriebsbeiwert
C_P	Leistungsbeiwert
$C_{P_{Ex}}$	wirksamer Leistungsbeiwert
C_T	Schubbeiwert
$C_{T_{Ex}}$	wirksamer Schubbeiwert
D	Propellerdurchmesser
F	Prandtl-Verlust-Faktor (Prandtl momentum loss factor)
G	Zirkulationsfunktion
J	Propellerfortschrittsgrad
n	Drehzahl pro Sekunde
N	Drehzahl pro Minute
P	Propellerleistung
P_{AF}	Korrekturfaktor des Activity Factor
P_{BL}	Leistungskorrekturfaktor
P_c	Leistungsbeiwert
PC_{L_i}	Korrekturfaktor des integrierten Entwurfsauftriebsbeiwert
$PF_{C_{L_i}}$	Korrekturfaktor des Leistungsbeiwert
r	lokaler Radius
R	Propellerradius
SHP	Wellenleistung
T	Schub
T_{AF}	Korrekturfaktor des Activity Factor
T_{BL}	Schubkorrekturfaktor
T_c	Schubbeiwert
TC_{L_i}	Korrekturfaktor des integrierten Entwurfsauftriebsbeiwert
$TPF_{C_{L_i}}$	Korrekturfaktor des Schubbeiwert
V	Anströmgeschwindigkeit
V_K	Anströmgeschwindigkeit
W	lokale Gesamtgeschwindigkeit (local total velocity)
x	dimensionsloser Abstand (nondimensional distance $\Omega r/V$)

Griechische Symbole

α	Anstellwinkel
β	Blattwinkel (blade twist angle)
ϵ	Widerstands-Auftriebsverhältnis
ζ	Verschiebungsgeschwindigkeits-Verhältnis (displacement velocity ratio)
η	Wirkungsgrad
λ	Geschwindigkeitsverhältnis
ξ	dimensionsloser Radius (nondimensional radius $r/R = \lambda x$)
ρ	Dichte der Luft in Flughöhe
ρ_0	Dichte der Standardatmosphäre in Meereshöhe
ϕ	Anströmwinkel
ϕ_t	Anströmwinkel an der Propellerspitze
Ω	Winkelgeschwindigkeit

HamProp spezifische Abkürzungen

<i>AF</i>	Activity Factor
<i>ALT</i>	Flughöhe in ft
<i>BL</i>	Anzahl der Propellerblätter
<i>CLI</i>	Entwurfsauftriebsbeiwert
<i>CRP</i>	Auswahl des Propellertyps
<i>DAF</i>	Schrittweite in der Activity Factor Änderung
<i>DBL</i>	Schrittweite in der Blattanzahländerung
<i>DCLI</i>	Schrittweite in der Entwurfsauftriebsbeiwertänderung
<i>DDEGC</i>	Abweichung der Temperatur im Vergleich zur ISA Temperatur in °C
<i>DDEGF</i>	Abweichung der Temperatur im Vergleich zur ISA Temperatur in °F
<i>DDIA</i>	Schrittweite in der Propellerdurchmesseränderung
<i>DIA</i>	Propellerdurchmesser in ft
<i>RPM</i>	Drehzahl in rpm
<i>SHP</i>	Wellenleistung in PS
<i>TAG</i>	Schlagwort zur Beschreibung des Flugzustandes
<i>TECH</i>	Auswahl des Technologielevels
<i>VKTAS</i>	Geschwindigkeit in kts true air speed
<i>XLPT</i>	Auswahl der Ausgabeart
<i>XNAF</i>	Anzahl der Erhöhungen des Activity Factors
<i>XNBL</i>	Anzahl der Erhöhungen der Blattanzahl
<i>XNCLI</i>	Anzahl der Erhöhungen des Entwurfsauftriebsbeiwert
<i>XNDIA</i>	Anzahl der Erhöhungen des Propellerdurchmessers
<i>XNOF</i>	Anzahl der Operationszustände
<i>XSWP</i>	Auswahl des Anstellwinkels

Verzeichnis der Begriffe und Definitionen

Batch-Datei

Batch-Dateien enthalten eine Reihe von Befehlen, die die Betriebssystemfunktionen nutzen; diese werden nach Starten der Datei Schritt für Schritt abgearbeitet. Bei DOS und Windows werden die Batch-Dateien üblicherweise mit der Dateinamenserweiterung .bat oder .cmd versehen. Sie ermöglichen die Übergabe von Parametern, wie z.B. hier den Namen der Ein- und Ausgabedateien, an das auszuführende Programm.

Fortran

Fortran ist eine prozedurale Programmiersprache, die insbesondere für numerische Berechnungen eingesetzt wird. Der Name entstand aus FORMula TRANslation. Sie entstand Ende der 1950er Jahre und war eine der ersten höheren Programmiersprachen. Heutzutage findet Fortran hauptsächlich Anwendung in wissenschaftlichen Bereichen wie der Physik. Wie sein Name verrät, eignet sich Fortran vor allem für die einfache Umsetzung von Formeln in Programme. Der Arbeitsaufwand, beispielsweise Programme für komplizierte physikalische Berechnungen zu erstellen, wird dadurch erheblich reduziert. Trotzdem bleibt der Quelltext leicht zu lesen und erstellten Programme bieten eine hohe Geschwindigkeit.

Visual Basic für Excel

Visual Basic for Applications ist eine zu den Microsoft-Office-Programmen gehörende Skriptsprache. Sie wurde aus dem von Microsoft entwickelten BASIC-Dialekt Visual Basic abgeleitet und wurde zur Steuerung von Abläufen innerhalb der Microsoft-Office-Programme entwickelt.

1 Einleitung

1.1 Motivation

Im Rahmen des Forschungsprojektes Grüner Frachter soll die Integration von Propellertriebwerken betrachtet werden. Ziel des Projektes ist es konventionelle und unkonventionelle Frachtflugzeugkonfigurationen zu erforschen. Die Untersuchungen basieren auf einem angenommenen Jahr der Indienststellung um 2025. Im Mittelpunkt stehen umweltfreundliche Flugzeuge mit ökonomischem Flugbetrieb (**Scholz 2008**).

In der heutigen Zeit werden immer effizientere und somit sparsamere Triebwerke benötigt. Da auch in absehbarer Zukunft mit immer weiter steigenden Treibstoffpreisen gerechnet werden muss, werden bei Neuentwicklungen von Flugzeugen immer stärker Propellertriebwerke in Betracht gezogen. Gerade in Bereichen, wo die eventuellen Nachteile eines solchen Propellertriebwerkes, wie eine geringere maximale Geschwindigkeit oder die höhere Lärmentwicklung, gegenüber der höheren Effektivität und des geringeren Wartungsaufwandes nur eine geringe Rolle spielen, kann der Einsatz von Propellertriebwerken aus ökonomischer Sicht rentabel sein. Um die Leistung eines solchen Triebwerkes vorherzusagen, gibt es verschiedene Methoden und Programme. Eines dieser Programme ist HamProp, welches in diesem Bericht untersucht wird.

1.2 Ziel der Arbeit

Dieser Bericht soll dem Leser die Benutzung und die Funktionsweise, sowie die theoretische Grundlage des Programms HamProp erläutern. Es soll verglichen werden, inwieweit die Ergebnisse von Hamprop mit denen nach der Theorie ermittelten Werten übereinstimmen. Darüber hinaus soll eine Bewertung für den Einsatz des Programms HamProp im praktischen Flugzeugentwurf durchgeführt werden.

1.3 Aufbau der Arbeit

Im Hauptteil dieses Berichts wird die Arbeit mit HamProp anhand von Beschreibungen und dem Vergleich mit der Propellertheorie vorgestellt:

- Abschnitt 2** beschäftigt sich mit den theoretischen Grundlagen der Propellerberechnung, sowie der Grundlage von Hamprop
- Abschnitt 3** beschreibt die Bedienung und die Funktionsweise des Programms HamProp
- Abschnitt 4** vergleicht die mit dem Programm HamProp ermittelten Ergebnisse mit denen nach der Theorie errechneten Werte sowie den Angaben eines Herstellers von Propellern

- Abschnitt 5** bewertet die Möglichkeiten der praktischen Unterstützung des Flugzeugentwurfes durch das Programm HamProp
- Anhang A** enthält für die Theorie benötigten Diagramme
- Anhang B** enthält Beispiele für die Ein- und Ausgabe des Programms HamProp
- Anhang C** enthält Propellerdaten der Firma Hoffmann
- Anhang D** enthält die Ergebnisse der Vergleichsrechnungen

2 Theorie der Propellerberechnung

Die Berechnung eines Propellers kann mit Hilfe verschiedener Theorien erfolgen. Die am weitesten verbreiteten sind die Strahltheorie und die Blattelementtheorie.

2.1 Allgemeine Therorien

Da eine einfache Berechnung des Propellers nicht möglich ist, idealisiert die Strahl- oder Impulstheorie den Propeller als eine Wirkscheibe, die aus unendlichen Propellerblättern besteht. Diese Theorie ermöglicht Aussagen über die Leistung, den Schub und die Geschwindigkeit der Strömung. Da die Strahltheorie auf einer reinen Impulsbeachtung beruht und darüber hinaus Voraussetzungen gelten, die in der Realität nicht vorkommen, wie z.B. reibfreies Fluid, die o.g. unendlichen Propellerblätter, können mit ihrer Hilfe keine Aussagen über die Strömungsmechanik der einzelnen Blätter getroffen werden.

Hierfür ist die Blattelementtheorie besser geeignet. Bei dieser Theorie wird der Propeller mit einem rotierenden Tragflügel verglichen. Das Propellerblatt wird in radialer Richtung in Abschnitte zerlegt. Jeder dieser Abschnitte wird nun wie ein Tragflügel betrachtet. Für jeden dieser Abschnitte kann nun durch die Überlagerung der Rotationsbewegung und der Vorwärtsbewegung des Propellers die effektive Anströmung des Abschnittes errechnet werden. Rechnet man nun alle Kräfte der Abschnitte zusammen, ergeben sich die Kräfte am Propellerblatt. Bild 2.1 zeigt anschaulich die Kräfte und die Winkel an einem Abschnitt.

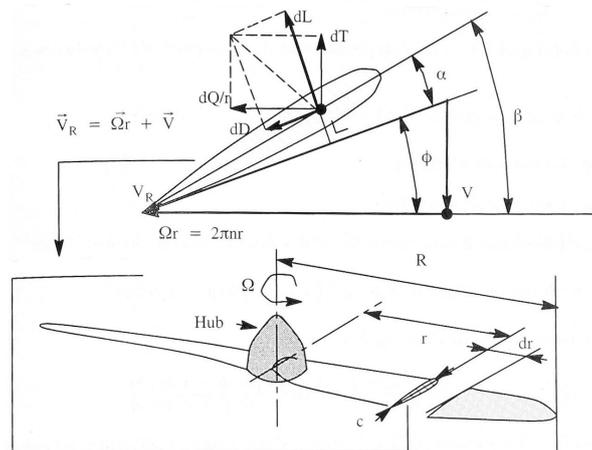


Bild 2.1 – Kräfte und Winkel am Blattelement (Roskam 1997)

Der Vergleich von HamProp mit den verschiedenen Theorien gestaltet sich als schwierig, da HamProp die Blattgeometrie nur indirekt über den Activity Factor (AF) und integrierten Entwurfsauftriebsbeiwert (C_{L_i}) berücksichtigt.

Der Activity Factor gibt Auskunft über die Leistungsaufnahme eines Propellers in Abhängigkeit von seiner Geometrie. Er ist nach **Roskam 1997** wie folgt definiert:

$$AF = \frac{10^5}{16} \int_{0,15R}^R \left(\frac{c}{D}\right) \left(\frac{r}{R}\right)^3 d\left(\frac{r}{R}\right) \quad (2.1)$$

Typische Werte für den Activity Factor liegen im Bereich zwischen 70 und 200. Je größer der Wert ist, desto breiter wird ein Propeller bezeichnet. Dies liegt an der Abhängigkeit von der lokalen Sehnenlänge.

Der integrierte Entwurfsauftriebsbeiwert setzt sich aus den einzelnen Abschnittsauftriebsbeiwerten zusammen.

$$C_{L_i} = 4 \int_{0,15}^1 (c_{l_d} \left(\frac{r}{R}\right)^3 d\left(\frac{r}{R}\right) \quad (2.2)$$

(**Roskam 1997**) wobei c_{l_d} der Abschnittsauftriebsbeiwert ist. Der Abschnittsauftriebsbeiwert hängt von der jeweiligen Profilwölbung und der Dickenverteilung ab. C_{L_i} liegt typischerweise zwischen 0,3 und 0,8.

Nach **Roskam 1997** ist der Wirkungsgrad eines Propellers wie folgt definiert:

$$\eta = \frac{TV}{P} = J \frac{C_T}{C_P} \quad (2.3)$$

Hier bei ist J der Propellerfortschrittsgrad. Er ist in Gleichung (2.4; **Roskam 1997**) definiert.

$$J = \frac{V}{nD} \quad (2.4)$$

Die Beiwerte für den Schub und die Leistung ergeben sich aus den Gleichungen (2.5 und 2.6; **Roskam 1997**).

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad (2.5)$$

$$C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5} \quad (2.6)$$

Um trotzdem einen Vergleich zu ermöglichen, wurden für einen bekannten Propeller Berechnungen mit HamProp sowie nach der Methode von C. N. Adkins und R. H. Liebeck (**Adkins 1994**; im Weiteren als **Adkins-Methode** bezeichnet) durchgeführt (siehe hierzu auch Kapitel 4).

2.2 Blattelementetheorie nach C. N. Adkins und R. H. Liebeck

Die Adkins-Methode wurde im Auftrag von McDonnell Douglas im Jahre 1980 entwickelt. Der Grund für diese Entwicklung lag in der Notwendigkeit einer einfachen Vorhersage für Propellerleistungen. In **Adkins 1994** ist eine schrittweise Anleitung für die Propellerauslegung zu finden. Diese Methode wird wie folgt durchgeführt. Als bekannte Werte werden am Anfang benötigt:

- die vorhandene Leistung (P) oder der Schub (T)
- der Radius der Propellers (R)
- die Anzahl der Blätter (B)
- die Drehzahl (N)
- die Anströmgeschwindigkeit (V)
- eine endliche Anzahl an Abschnitten, mit bekanntem Auftriebsbeiwert, für die die Geometrie berechnet werden soll

Als erstes wird ein Geschwindigkeitsverschiebungs-Verhältnis ζ von 0 angenommen. Dieses wird im weiteren Verlauf iterative so lange verändert, bis keine Änderung mehr stattfindet. Für jede Blattposition wird mit den folgenden Gleichungen (2.7 - 2.11) der Prandtl-Verlust-Faktor F und der Anströmwinkel ϕ errechnet, wobei ϕ_t der Anströmwinkel an der Propellerspitze ist.

$$F = (2/\pi) \arccos(e^{-f}) \quad (2.7)$$

mit

$$f = (B/2)(1 - \xi) / \sin \phi_t \quad (2.8)$$

$$\tan \phi_t = \lambda(1 + \zeta/2) \quad (2.9)$$

$$\lambda = V/\Omega R \quad (2.10)$$

$$\tan \phi = (\tan \phi_t)\xi \quad (2.11)$$

Nun wird das Produkt Wc aus Gleichung (2.12) bestimmt.

$$Wc = 4\pi\lambda GVR\zeta/(C_l B) \quad (2.12)$$

mit

$$G = Fx \cos \phi \sin \phi \quad (2.13)$$

$$x = \Omega r/V \quad (2.14)$$

$$\epsilon = C_D/C_l \quad (2.15)$$

Falls das Widerstands-Auftriebs-Verhältnis aus Gleichung (2.15) nicht bekannt ist, muss dieses nun für jeden Abschnitt ermittelt werden. Die Sehnenlänge wird über

$$c = \frac{4\pi\lambda GVR\zeta/(C_l B)}{W} \quad (2.16)$$

mit berechnet

$$W = V(1 + a) / \sin \phi \quad (2.17)$$

$$a = (\zeta/2) \cos^2 \phi (1 - \epsilon \tan \phi) \quad (2.18)$$

und der **Blattwinkel** über

$$\beta = \alpha + \phi \quad (2.19)$$

Die Werte für I_1 , I_2 , J_1 und J_2 werden durch Integration der Gleichungen (2.20a - 2.20d) über den Radius bestimmt.

$$I'_1 = 4\xi G(1 - \epsilon \tan \phi) \quad (2.20a)$$

$$I'_2 = \lambda(I'_1/2\xi)(1 + \epsilon/\tan \phi) \sin \phi \cos \phi \quad (2.20b)$$

$$J'_1 = 4\xi G(1 + \epsilon \tan \phi) \quad (2.20c)$$

$$J'_2 = (J'_1/2)(1 - \epsilon \tan \phi) \cos^2 \phi \quad (2.20d)$$

Nun kann mit den Werten I_1 , I_2 , J_1 und J_2 aus den Gleichungen (2.21 oder 2.22) ein neues ζ errechnet werden.

$$\zeta = -(J_1/2J_2) + [(J_1/2J_2)^2 + P_c/J_2]^{1/2} \quad (2.21)$$

$$\zeta = (I_1/2I_2) - [(I_1/2I_2)^2 - T_c/I_2]^{1/2} \quad (2.22)$$

Der neu bestimmte Wert für ζ wird mit dem vorherigen Wert verglichen und sollten sie nicht annähernd gleich sein, muss die Rechnung ab Gleichung (2.9) mit dem neuen Wert für ζ wiederholt werden, bis die Werte näherungsweise gleich sind.

Nun können der Schubbeiwert T_c und damit der Schub T aus den Gleichungen (2.23 und 2.24)

$$T_c = I_1\zeta - I_2\zeta^2 \quad (2.23)$$

$$T = \frac{T_c \rho V^2 \pi R^2}{2} \quad (2.24)$$

oder der Leistungsbeiwert P_c und damit die Leistung P aus den Gleichungen (2.25 und 2.26)

$$P_c = J_1\zeta - J_2\zeta^2 \quad (2.25)$$

$$P = \frac{P_c \rho V^2 \pi R^2}{2} \quad (2.26)$$

ausgerechnet werden. Den Wirkungsgrad kann nun aus den ermittelten Beiwerten errechnet werden.

$$\eta = T_c/P_c \quad (2.27)$$

Alternativ kann dieses auch nach Gleichung (2.3) erfolgen.

2.3 Berechnungsmethode von HamProp

Das Programm HamProp basiert auf einer Vielzahl durch Versuche gewonnener Daten und daraus ermittelten Korrekturfaktoren. Im Rahmen eines Projektes von Hamilton Standard und der NASA aus dem Jahr 1971 (**Worobel 1971** und **Worobel 1971a**) wurde diese Methode zur Vorhersage der Propellerleistung entwickelt. Im Weiteren wird diese Methode als **NASA-Methode** bezeichnet.

Als bekannte Eingangswerte werden hierfür benötigt:

- die Anzahl der Propellerblätter (BL)
- der Rotordurchmesser (D in ft)
- der Activity Factor (AF)
- der integrierte Entwurfsauftriebsbeiwert (C_{L_i})
- die Flughöhe (ALT)
- die Wellenleistung (SHP in PS) oder der Schub (T in lbs)
- die Drehzahl (N in rpm) des Antriebes
- die Geschwindigkeit (V_K in Knoten TAS)

Aus der ICAO-Standardtabelle (**ICAO 1982**) kann die Dichte der Luft in der entsprechenden Flughöhe sowie auf Meeresspiegel abgelesen und damit das Dichtenverhältnis ρ_0/ρ errechnet werden. Sollte der Antrieb ein Getriebe besitzen, muss die wirkliche Propellerdrehzahl über

$$\text{Propellerdrehzahl} = \text{RPM} \cdot \text{Übersetzungsverhältnis}$$

berechnet werden. Je nachdem, ob der Schub oder die Leistung bekannt ist, wird der jeweilige Beiwert bestimmt:

$$C_P = \frac{SHP(\rho_0/\rho)10^{11}}{2N^3D^5} \quad (2.28a)$$

$$C_T = \frac{1,514 \cdot 10^6 T(\rho_0/\rho)}{N^2D^4} \quad (2.28b)$$

Der Propellerfortschrittswert setzt sich wie folgt zusammen

$$J = 101,4V_K/ND \quad (2.29)$$

Aus den Diagrammen in Bild A.6 kann entweder P_{AF} oder T_{AF} für den entsprechenden Activity Factor und J abgelesen werden.

Es folgt nun der beispielhafte Ablauf für eine gegebene Leistung und eines gesuchten Schubes. Wenn die Leistung gesucht wird, müssen in den folgenden Rechnungen jeweils die Werte für die Schubbeiwerte bestimmt und C_P iterativ ermittelt werden.

Als erster Schritt wird mit Hilfe der Korrekturfaktoren $C_{P_{E_1}}$, $C_{P_{E_2}}$ der wirksamer Leistungbeiwert C_{P_E} festgelegt.

$$C_{P_{E_1}} = C_P P_{AF} \quad (2.30)$$

$$C_{P_{E_2}} = C_{P_{E_1}} P_{BL} P_{FC_{L_i}} \quad (2.31)$$

mit P_{BL} aus Bild A.1 und PFC_{L_i} aus Bild A.2.

$$C_{P_E} = C_{P_{E_1}} P C_{L_i} \quad (2.32)$$

mit PC_{L_i} aus Bild A.3.

Nun können, entsprechend der jeweiligen Blattanzahl, $\beta_{3/4}$ aus Bild A.7, A.9, A.11 oder A.13 und C_{T_E} aus Bild A.8, A.10, A.12 oder A.14 abgelesen werden.

Die Bestimmung des Schubkoeffizienten erfolgt iterativ. Zuerst wird ein C_T beliebig festgelegt. Über die Korrekturfaktoren $C_{T_{E_1}}$, $C_{T_{E_2}}$ kann der wirksamer Schubbeiwert C_{T_E} bestimmt werden.

$$C_{T_{E_1}} = C_T T_{AF} \quad (2.33)$$

$$C_{T_{E_2}} = C_{T_{E_1}} T F C_{L_i} T_{BL} \quad (2.34)$$

mit T_{AF} aus Bild A.6 und TFC_{L_i} aus Bild A.4.

$$C_{T_E} = C_{T_{E_1}} T C_{L_i} \quad (2.35)$$

mit TC_{L_i} aus Bild A.5.

Vergleicht man das C_{T_E} aus Gleichung (2.35) mit dem vorher abgelesenen Wert und sollten sie nicht annähernd gleich sein, müssen diese Schritte wiederholt werden.

Mit (2.28b) kann nun letztlich der Schub T berechnet werden. Um den erreichten Wirkungsgrad η kann aus Gleichung (2.3) ermittelt werden.

$$\eta = C_T J / C_P$$

3 Das Programm Hamprop

3.1 Allgemeines zum Programm HamProp

Bei dem Programm HamProp handelt es sich um eine Software, die von der Firma Hamilton Standard entwickelt wurde. Dieses Programm errechnet die Eigenschaften eines Propellers anhand von vorgegeben Parametern für die Leistung und den Flugzustand. Es besteht die Möglichkeit die Anzahl der Propellerblätter, den Durchmesser des Propellers, den Activity Factor und den integrierten Entwurfsauftriebsbeiwert iterativ zu variieren, um eine Vielzahl an verschiedenen Kombinationen auswerten zu können.

3.2 Systemvoraussetzungen

Da die ersten Versionen von HamProp in den 1970er Jahren entwickelt wurden, bestehen auf den heutigen Computern keine Probleme wegen besonderer Systemvoraussetzungen. Die von mir verwendete Version ist mit Fortran für Windows kompiliert, so dass diese nur unter Windows 98 oder höher funktioniert. Mit Hilfe des vorhandenen Quelltextes ist es ohne weiteres möglich auch eine Version für Unix basierte Systeme o.a. zu kompilieren.

3.3 Installation

Eine Installation von HamProp ist nicht notwendig, da es sich um ein ausführbares Programm handelt. Das Programm wird wie folgt aufgerufen:

```
hampr07s.exe <Eingabedatei >Ausgabedatei
```

Für eine anwenderfreundliche Benutzung ist eine Batch-Datei beigefügt, die den o.g. Befehl beinhaltet. Es wird dafür eine vorhandene Eingabedatei mit dem Namen *Ham07input.txt*, welche sich im selben Ordner wie die Batch-Datei und das Programm HamProp befinden muss, vorausgesetzt.

3.4 Bedienung

3.4.1 Eingabe von HamProp

Um das Programm nutzen zu können, sollte zuerst die Eingabedatei angepasst werden. Diese heißt *Ham07input.txt* und lässt sich mit jedem Editor unter Windows bearbeiten.

In Bild 3.1 ist beispielhaft eine Eingabedatei zu sehen, welche sich aus vier Teilen zusammensetzt. Die ersten beiden Zeilen können für eine kurze Beschreibung der Konfiguration dienen

```

Dornier 328 S Propeller / Diameter 3.7 m / AF 80 / cL 0.5
hamprop 7 large propeller
18.0 0.0      1.0      0.0      0.0
0.0 2700.0   1300.0   0.0      0.0      0.0      0.0      takeoff 1
0.0 2700.0   1300.0   0.0      25.0     0.0      0.0      takeoff 2
0.0 2700.0   1300.0   0.0      50.0     0.0      0.0      takeoff 3
0.0 2700.0   1300.0   0.0      75.0     0.0      0.0      takeoff 4
0.0 2700.0   1300.0   0.0      100.0    0.0      0.0      takeoff 5
0.0 2700.0   1300.0   0.0      125.0    0.0      0.0      takeoff 6
0.0 2700.0   1300.0   0.0      150.0    0.0      0.0      takeoff 7
0.0 2700.0   1300.0   0.0      175.0    0.0      0.0      takeoff 8
0.0 2700.0   1300.0   0.0      200.0    0.0      0.0      takeoff 9
0.0 2700.0   1300.0   5000.0   0.0      0.0      0.0      takeoff 10
0.0 2700.0   1300.0   5000.0   25.0     0.0      0.0      takeoff 11
0.0 2700.0   1300.0   5000.0   50.0     0.0      0.0      takeoff 12
0.0 2700.0   1300.0   5000.0   75.0     0.0      0.0      takeoff 13
0.0 2700.0   1300.0   5000.0   100.0    0.0      0.0      takeoff 14
0.0 2700.0   1300.0   5000.0   125.0    0.0      0.0      takeoff 15
0.0 2700.0   1300.0   5000.0   150.0    0.0      0.0      takeoff 16
0.0 2700.0   1300.0   5000.0   175.0    0.0      0.0      takeoff 17
0.0 2700.0   1300.0   5000.0   200.0    0.0      0.0      takeoff 18
      6.0      1.0      1.0
      12.13900 0.1      2.0
      80.0     20.0     2.0
      0.4      0.05     4.0
STOP

```

Bild 3.1 – komplette Eingabedatei

```

Dornier 328 S Propeller / Diameter 3.7 m / AF 80 / cL 0.5
hamprop 7 large propeller

```

Bild 3.2 – Beschreibung in Eingabedatei

(Bild 3.2). Es ist zu beachten, dass pro Zeile nicht mehr als 80 Zeichen verwendet werden dürfen. Dies ist eine Beschränkung die auf dem Alter von Fortran und DOS beruht. In den folgenden Zeilen ist eine exakte Einhaltung der jeweiligen Anzahl an Zeichen notwendig, da HamProp die Datei zeichenweise einliest. Fehlende Zeichen sind mit einem oder mehreren Leerzeichen aufzufüllen. Außerdem ist zu beachten, dass ein Punkt als Dezimalzeichen verwendet werden muss (siehe auch Bild B.1). Die folgende Zeile legt nun die Grundeinstellungen fest (Bild 3.3). Als erstes kommt die Anzahl der verschiedenen Operationszuständen (5 Zeichen; *XNOF*). Eine Anzahl von maximal 20 Operationszuständen darf dabei nicht überschritten werden. Es folgt die Auswahl der Ausgabeart (10 Zeichen; *XLPT*). Es besteht die Möglichkeit in dimensionierten Werten (Schub, Leistung etc.) (Eingabewert: 0) oder als dimensionslose Beiwerte (C_P , C_T etc.) (Eingabewert: 1) zu wählen. Die Angabe des Anstellwinkels der Propellerspitzen (10 Zeichen; *XSWP*) folgt als nächstes. Hier kann man zwischen 0° (Eingabewert: 0), 20° (Eingabewert: 1) oder 40° (Eingabewert: 2) wählen. Die Drehrichtung der Propeller wird mit dem vierten Wert eingestellt (10 Zeichen; *CRP*) Es wird zwischen gleichdrehenden (Eingabewert: 0) und gegen-

```

18.0 0.0      1.0      0.0      0.0

```

Bild 3.3 – Grundeinstellungen

```

0.0 2700.0 1300.0 0.0 0.0 0.0 0.0 takeoff 1
0.0 2700.0 1300.0 0.0 25.0 0.0 0.0 takeoff 2
0.0 2700.0 1300.0 0.0 50.0 0.0 0.0 takeoff 3
0.0 2700.0 1300.0 0.0 75.0 0.0 0.0 takeoff 4
0.0 2700.0 1300.0 0.0 100.0 0.0 0.0 takeoff 5
0.0 2700.0 1300.0 0.0 125.0 0.0 0.0 takeoff 6
0.0 2700.0 1300.0 0.0 150.0 0.0 0.0 takeoff 7
0.0 2700.0 1300.0 0.0 175.0 0.0 0.0 takeoff 8
0.0 2700.0 1300.0 0.0 200.0 0.0 0.0 takeoff 9
0.0 2700.0 1300.0 5000.0 0.0 0.0 0.0 takeoff 10
0.0 2700.0 1300.0 5000.0 25.0 0.0 0.0 takeoff 11
0.0 2700.0 1300.0 5000.0 50.0 0.0 0.0 takeoff 12
0.0 2700.0 1300.0 5000.0 75.0 0.0 0.0 takeoff 13
0.0 2700.0 1300.0 5000.0 100.0 0.0 0.0 takeoff 14
0.0 2700.0 1300.0 5000.0 125.0 0.0 0.0 takeoff 15
0.0 2700.0 1300.0 5000.0 150.0 0.0 0.0 takeoff 16
0.0 2700.0 1300.0 5000.0 175.0 0.0 0.0 takeoff 17
0.0 2700.0 1300.0 5000.0 200.0 0.0 0.0 takeoff 18

```

Bild 3.4 – Operationszustände

läufigen Propellern (Eingabewert: 1) unterschieden. Als letzte Option kann noch das Technologielevel ausgewählt werden (10 Zeichen; *TECH*) (Technologie der 1990er Jahre: 0 oder 2000er: 1).

Im folgenden Block wird nun für den jeden Flugzustand die Kondition angegeben (Bild 3.4).

Als erste Zeichen muss **0.0** gefolgt von zwei Leerzeichen stehen. Dieses lässt sich mit den verschiedenen Versionen von HamProp (siehe Kap. 2.3) erklären. Dann folgt die Wellenleistung in PS (10 Zeichen; *SHP*), die Drehzahl in rpm (10 Zeichen; *RPM*), die Flughöhe in Fuss (10 Zeichen; *ALT*), die Geschwindigkeit in Knoten TAS (10 Zeichen; *VKTAS*), die Abweichung der Temperatur im Vergleich zur ISA Temperatur in °F (10 Zeichen; *DDEGF*), die Abweichung der Temperatur im Vergleich zur ISA Temperatur in °C (10 Zeichen; *DDEGC*) und als letztes eine kurze Beschreibung des Flugzustandes (15 Zeichen; *TAG*).

Als letzter Block werden nun noch die Propellerparameter angegeben (Bild 3.2).

```

6.0      1.0      1.0
12.13900 0.1      2.0
80.0     20.0     2.0
0.4      0.05     4.0

```

Bild 3.5 – Propellerparameter

Aufgrund der o.g. zeichenweisen Bearbeitung durch HamProp müssen die ersten 5 Zeichen in jeder Zeile frei bleiben. In der ersten Zeile werden die Anzahl der Propellerblätter (10 Zeichen; *BL*), die Schrittweite in der die Blattanzahl geändert werden soll (10 Zeichen; *DBL*) und die Anzahl der Erhöhungen (10 Zeichen; *XNBL*) angegeben. In der zweiten Zeile wird dies nun für den Propellerdurchmesser wiederholt (*DIA*, *DDIA*, *XNDIA*). Hier ist zu beachten, dass der Durchmesser in Fuss angegeben werden muss. In der folgenden Zeile wird das ganze mit dem Activity Factor wiederholt (*AF*, *DAF*, *XNAF*). Die letzte Zeile legt nun noch den Entwurfs-Auftriebsbeiwert nach dem gleichen Schema fest (*CLI*, *DCLI*, *XNCLI*). Als Abschluss der Datei

folgt als letzte Zeile der Befehl **STOP**. Alles was in der Datei noch folgt, wird von HamProp ignoriert. Um die benötigte Rechenzeit und die Anzahl der Ergebnisse zu beschränken, wurde folgendes Limit festgelegt. Es gilt:

$$\text{XNOF} \cdot \text{XNBL} \cdot \text{XNDIA} \cdot \text{XNAF} \cdot \text{XNCLI} < 1001$$

Nachdem die Eingabedatei fertig ist, muss sie unter dem Namen *Ham07input.txt* gespeichert werden.

3.4.2 Ausführung von HamProp

Um das Programm starten zu können, muss nun die eben erstellte Datei mit der Datei *Ham07.bat* und *Ham07.exe* zusammen in einem Ordner liegen. Durch einen Doppelklick auf die Datei *Ham07.bat* wird das Programm ausgeführt und berechnet nun die gewünschten Werte. Nachdem der Durchlauf des Programms erfolgreich war, sollte sich im Ordner eine Datei *Ham07out.txt* befinden.

3.4.3 Ausgabe von HamProp

Die Ausgabedatei setzt sich aus folgenden Bestandteilen zusammen (ein Beispiel ist unter B.2 zu finden): Der erster Block ist dabei eine Wiederholung der Eingabedaten. Nun folgen für jeden der berechneten Propellergeometrien, die Ergebnisse für den jeweiligen Flugzustand. Als erster Wert wird *CLI* variiert, dann folgen *AF*, *DIA* und zuletzt *BL*. Als letzte Zeile sollte der Text *END OF DATA* stehen. Ist dies nicht der Fall, gilt es die Eingabedatei zu überprüfen, ob die Werte auch an der richtigen Position stehen oder ob eventuell fehlende oder zu viele Leerzeichen vorhanden sind.

3.5 Version

Die für diese Untersuchung verwendete Version von HamProp ist die Versionsnummer 7. Diese Version wurde speziell für die Bestimmung der Beiwerte und Leistungsdaten optimiert. Die Version 8 ist für die Berechnung der Akustik entwickelt worden. Der Quelltext für beide Versionen liegt vor, es wurde aber nur die Version 7 weiter betrachtet. Die Anwendung und Hintergründe sind aber in beiden Fällen sehr ähnlich.

4 Vergleich mit der Theorie

Um die mit HamProp errechneten Werte mit den Theorien vergleichen zu können, wurden folgende Werte angenommen. Dies sind die Leistungsdaten eines Zweiblattpropellers der Firma Hoffmann HO-V62R/170FA, der mit einem Rotax 912 A betrieben wird. Ebenfalls sind der Schub und die Beiwerte für diese Kombination bekannt, so dass diese für die Ergebnisbewertung verwendet werden.

1. Geometriedaten
 - Anzahl der Blätter: 2
 - Durchmesser: 1,7 m oder 5,58 ft
 - Activity Faktor: 102,5
 - Auftriebsbeiwert: 0,45
2. Flug- und Leistungsdaten
 - Geschwindigkeit: 54 Knoten oder 27,7 m/s
 - Flughöhe: 0 ft
 - Drehzahl: 2000 rpm
 - Leistung: 66,6 PS oder 49,7 kW

Für die Verwendung der Adkins-Methode wird noch ein Eingangswert für C_D benötigt. Für diesen wurde 0,045 angenommen, da sich somit ein mit den Daten der Firma Hoffmann vergleichbarer Schub ergab. Eine exakte Bestimmung von C_D war leider nicht möglich, da die Daten der Firma Hoffmann keine Auskunft über das verwendete Propellerblattprofil liefern. Grundsätzlich ist ein kleines Widerstands-Auftriebs-Verhältnis für einen guten Wirkungsgrad gewünscht ist, da so die ungewünschte Reibung und der so entstehende Verlust reduziert wird. Wenn man nun mit den o.g. Werten die einzelnen Methoden durchrechnet, bekommt man folgende Ergebnisse. Die restlichen Rechnungen sind im Anhang D zu finden.

Vergleicht man die Ergebnisse miteinander, stellt man fest, dass erwartungsgemäß HamProp und die NASA-Methode annähernd gleiche Ergebnisse liefern. Dies lässt sich dadurch erklären, dass HamProp nur eine automatisierte Version der NASA-Methode ist. Die Adkins-Methode liegt ihrerseits sehr nahe an den realen Werten der Firma Hoffmann. Lediglich der Wert für $\beta_{3/4}$

	Hoffmann	Adkins	Nasa	Hamprop
η	0,679	0,677	0,664	0,660
J	0,490	0,489	0,491	0,490
C_p	0,077	0,077	0,077	0,077
C_T	0,107	0,107	0,104	0,104
Schub [lbs]	272,90	272,90	266,70	265,00
$\beta_{3/4}$ [°]	21,26	15,91	22,50	21,10

Bild 4.1 – Ergebnisse

weicht stärker ab. Hier ist zu beachten, dass in den Daten von der Firma Hoffmann nicht explizit angegeben wurde, dass es sich um $\beta_{3/4}$ handelt. Insgesamt können die Abweichungen aber als gering eingestuft werden. Für einen ersten Entwurf und die grobe Auslegung kann HamProp sehr gut verwendet werden, da es schnell und einfach erste Auslegungswerte für die weitere Berechnung liefern kann.

5 Zusammenfassung und Fazit

Das in diesem Bericht untersuchte Programm HamProp bietet eine gute Möglichkeit, schon während des Entwurfes die Leistung eines Propellers abschätzen zu können. Die so ermittelten Leistungswerte geben einen sehr guten Eindruck über die tatsächlichen Leistungswerte des Propellers.

Bei den ermittelten Werten ist jedoch zu beachten, dass nur isolierte Propeller betrachtet werden können. Mögliche Störungen und Verluste durch den Rumpf und der Tragflächen werden nicht berücksichtigt. Auf dieses Problem hat bereits **Roskam 1997** hingewiesen und Korrekturfaktoren für die Störungen entwickelt, welche den ermittelten Wirkungsgrad des Propellers entsprechend reduzieren. Ein weitere Nachteil von HamProp ergibt sich durch die mangelnde Möglichkeit, eine genauere Propellerblattgeometrie verwenden zu können. Dieses kann aber auch als Vorteil gesehen werden, da eben keine genauen Angaben der Geometrie benötigt werden. Es lässt sich so eine grobe Entwurfsgeometrie des Propellers festlegen, welche dann z.B. mit der Adkins-Methode konkretisiert werden kann.

Die manuelle Bedienung von HamProp gestaltet sich schwierig, aufgrund der zeichengenauen Eingabedatei und der etwas unübersichtlichen Ausgabedatei. Diese unhandliche Bedienung beruht auf der Tatsache, dass HamProp schon vor längerer Zeit für das Betriebssystem MS-DOS entwickelt und nicht an die heutigen Betriebssysteme und Programme angepasst wurde. Eine einfachere Benutzung konnte ich durch den Entwurf einer Excel-Datei erzielen, welche die Eingabe übersichtlicher und somit benutzerfreundlicher gestaltet. Excel bietet auch die Möglichkeit, die Ausgabe übersichtlicher zu gestalten. Dieses konnte ich im Verlaufe dieser Untersuchung leider nicht mehr umsetzen.

Auf Grund von anfänglichen Schwierigkeiten, eine funktionstüchtige und lauffähige Version von HamProp zu kompilieren, und der Tatsache, dass mir nur der Quelltext des Programms vorlag, habe ich mit Hilfe des vorhandenen Quelltextes einer Version in Visual Basic für Excel entwickelt bzw. umgeschrieben. Durch die Verwendung von Excel ist die Eingabe nun nicht mehr zeichenabhängig und die Ausgabe ist bezüglich einer Weiterverarbeitung einfacher. Ein Nachteil bei der Verwendung ist die längere Berechnungsdauer. Diese lässt sich damit begründen, dass die Funktionen und Abläufe für Fortran entwickelt wurden, wohingegen Visual Basic Schwächen in der Bearbeitung von großen Datenmengen und vielen Schleifen aufweist. Für eine geringe Anzahl an Berechnungen lässt es sich trotzdem gut verwenden. Die Excel-Dateien liegen dem Bericht auf CD-Rom für eine weitere Verwendung bei.

Die Integration von HamProp in automatisierte Methoden des Flugzeugentwurfes wie z.B. das für das Forschungsprojekt Grüner Frachter verwendete Programm PrADO, kann als unkompliziert angesehen werden. Eine gute Grundlage bietet die gemeinsam verwendete Programmiersprache Fortran, sowie die Verwendung von Ein- und Ausgabedateien von HamProp. Aber auch die Kommunikation mit anderen Programmen sollte sich aus diesen Gründen unkompliziert gestalten.

Literaturverzeichnis

- Adkins 1994** ADKINS, Charles N.; LIEBECK, Robert H.: *Design of Optimum Propellers*. Journal Of Propulsion And Power, Vol. 10, No. 5, Sept.-Oct. 1994.
- ICAO 1982** Norm ISO 5878 April 1982. *Reference atmospheres for aerospace use*
- Kopka 2006** KOPKA, Helmut : *L^AT_EX, Band 1: Einführung*. München: Pearson Studium, 2006
- Roskam 1997** ROSKAM, Jan; LAN, Chuan-Tau Edward: *Airplane Aerodynamics and Performance*. Lawrence, KS, USA, design, Analysis and Research Cooperation, 1997
- Scholz 2008** SCHOLZ, Dieter: *Forschungsprojekt: GF - Grüner Frachter*, URL: <http://gf.profscholz.de/> (2008-10-06)
- Worobel 1971** WOROBELE, Rose; MILLARD, Mayo G.: *Advanced general aviation propeller study*. Washington, DC, USA, NASA, 1971, NASA-CR-114289
- Worobel 1971a** WOROBELE, Rose; MILLARD, Mayo G.: *Advanced general aviation propeller study*. Washington, DC, USA, NASA, 1971, NASA-CR-114399

Anhang A

Diagramme für die NASA-Methode

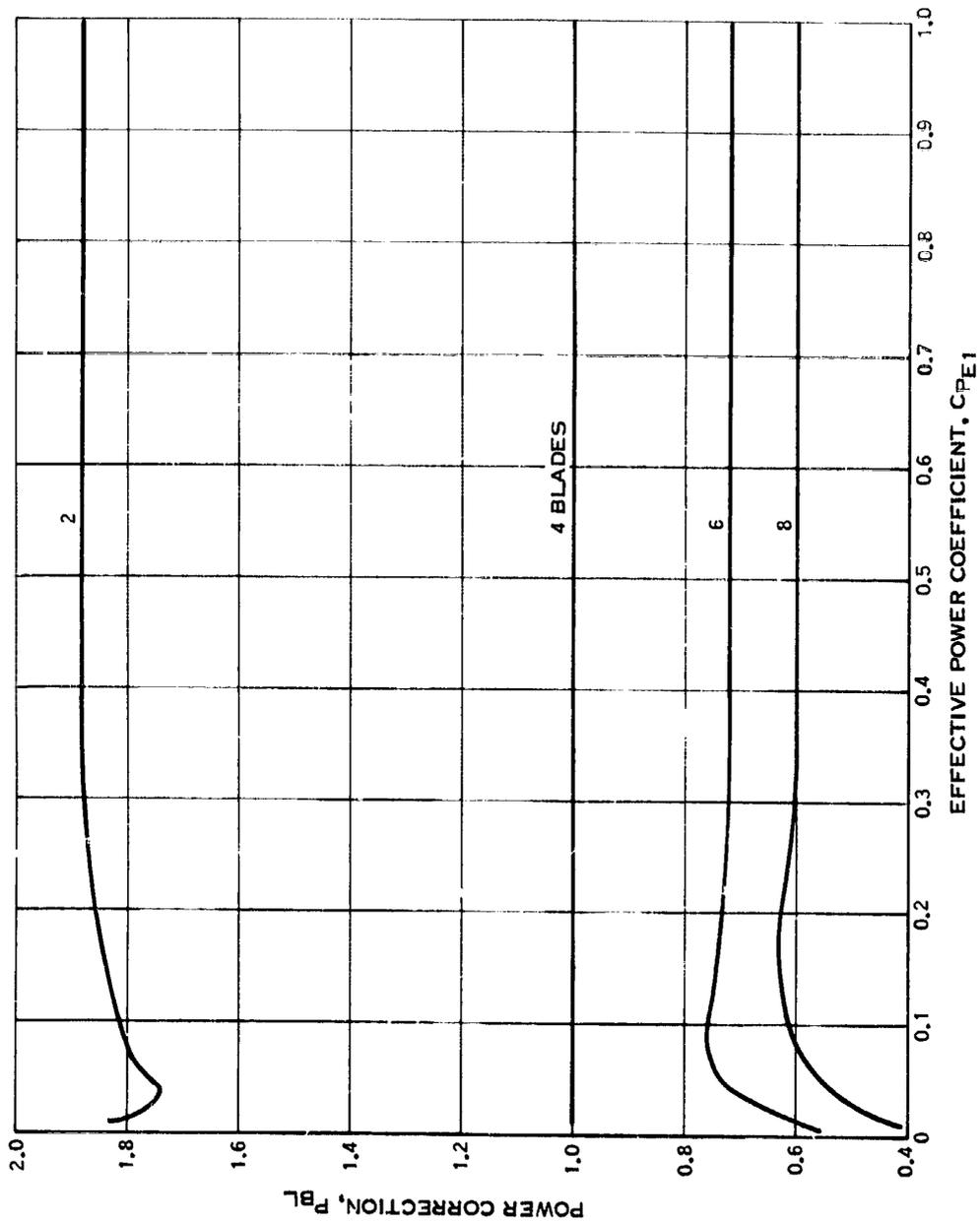


Bild A.1 – Korrektur des Leistungsbeiwertes in Abhängigkeit von der Anzahl der Propellerblätter (Worobel 1971a)

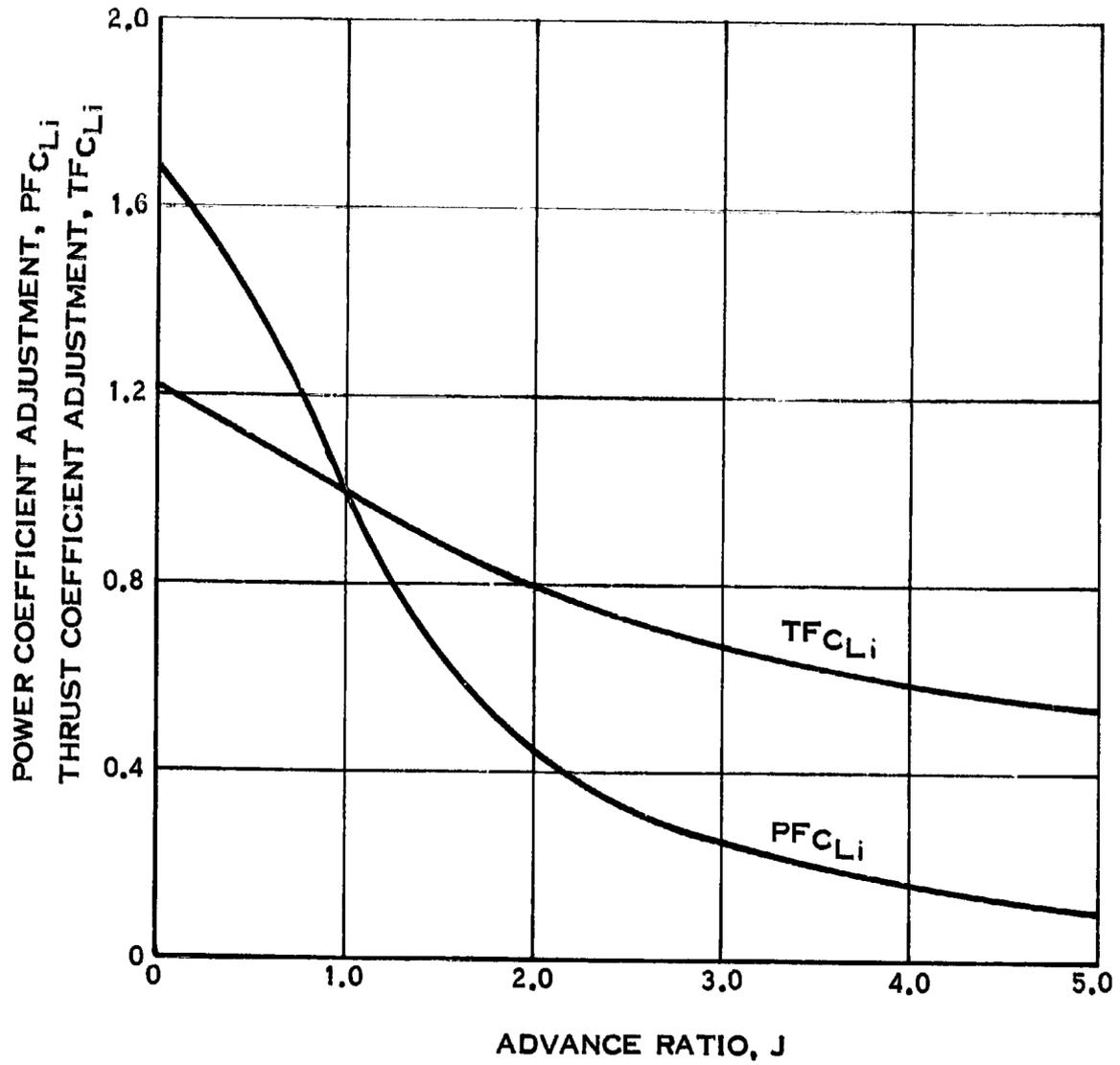


Bild A.2 – Anpassung des Propellerfortschrittsgrad in Abhängigkeit der Propellerblattwölbung (Worobel 1971a)

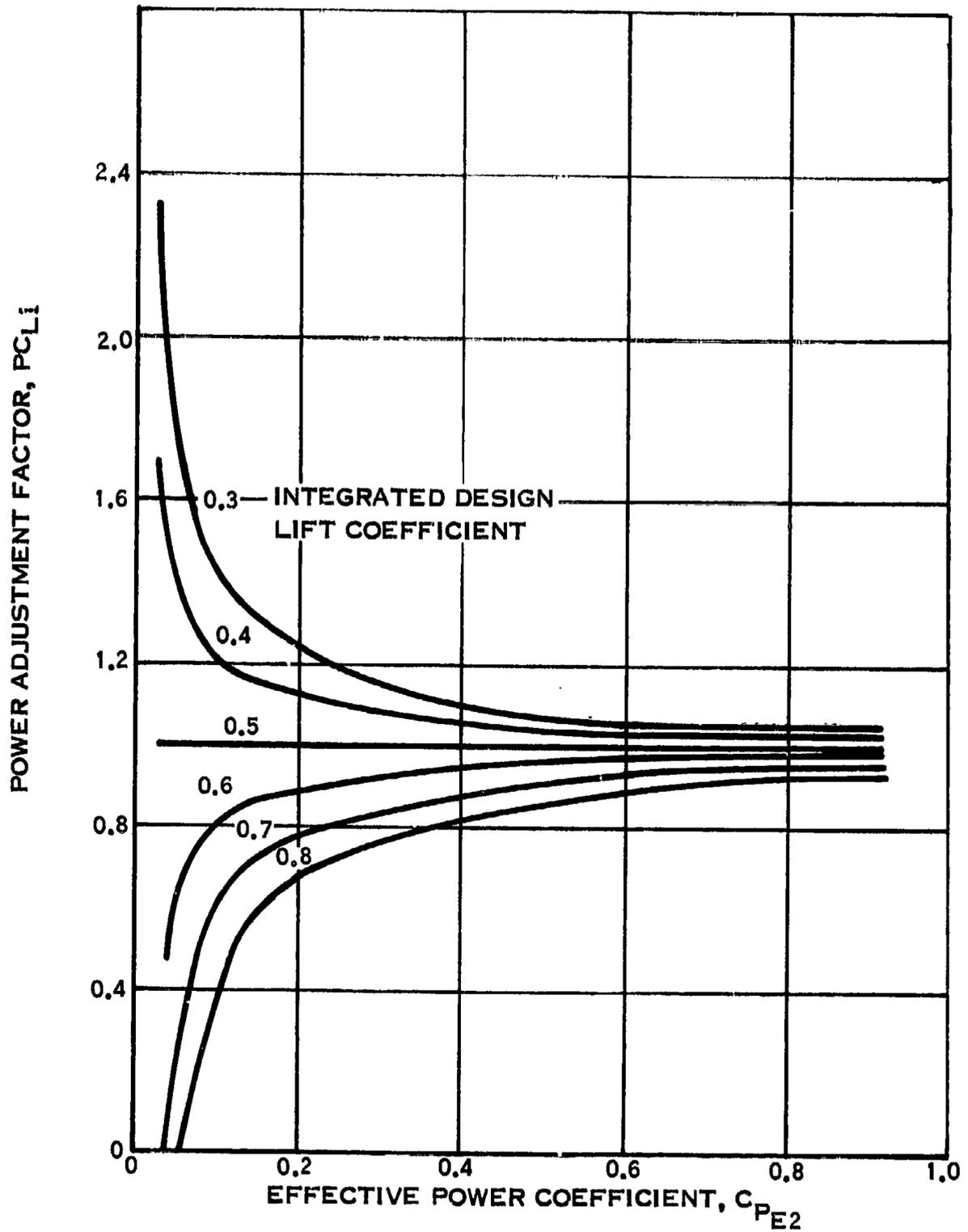


Bild A.3 – Anpassung des Leistungsbeiwertes eines 4-Blatt-Propellers in Abhängigkeit vom integrierten Entwurfsbeiwert (Worobel 1971a)

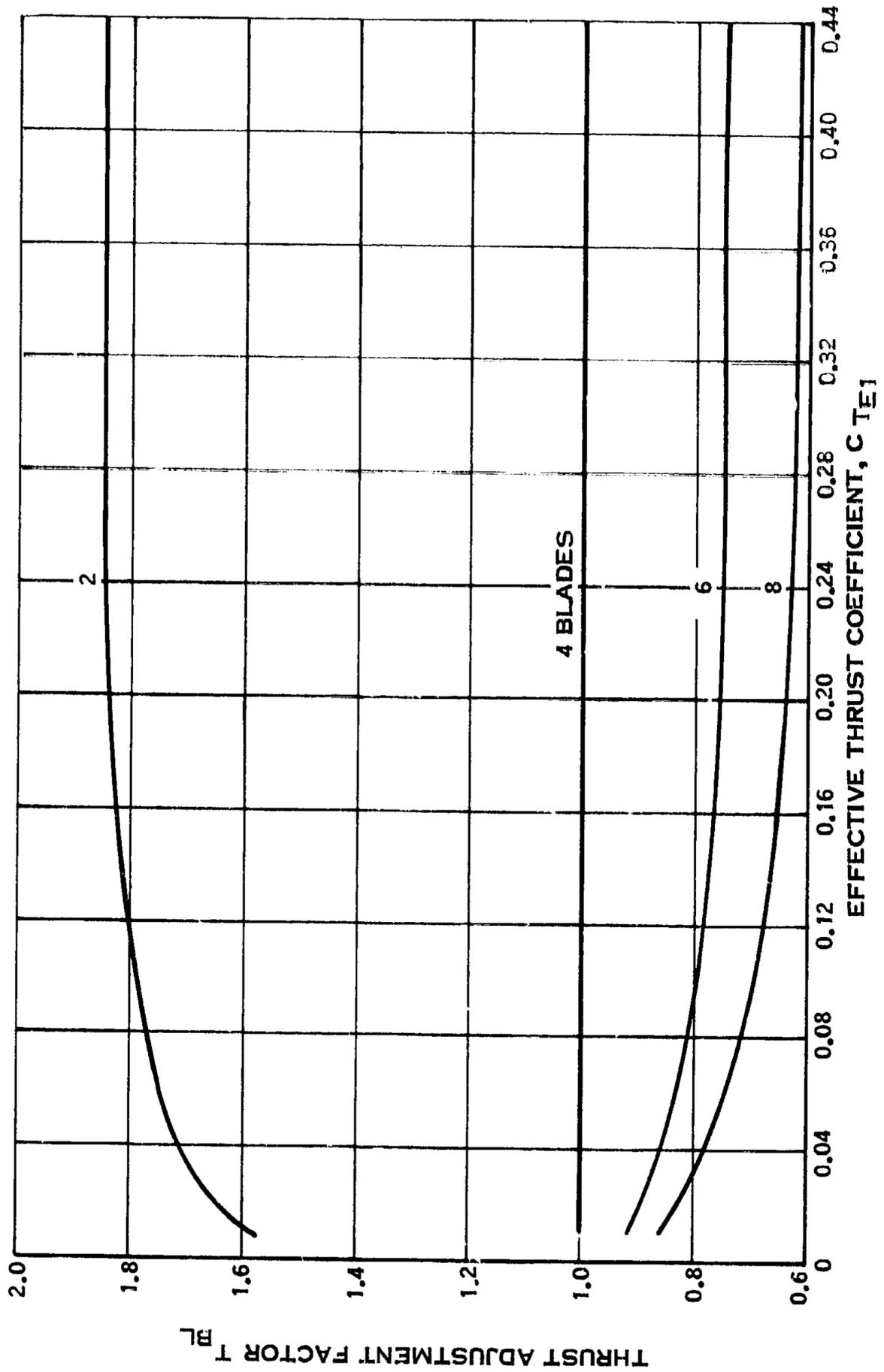


Bild A.4 – Korrektur des Schubbeiwertes in Abhängigkeit von der Anzahl der Propellerblätter (Worobel 1971a)

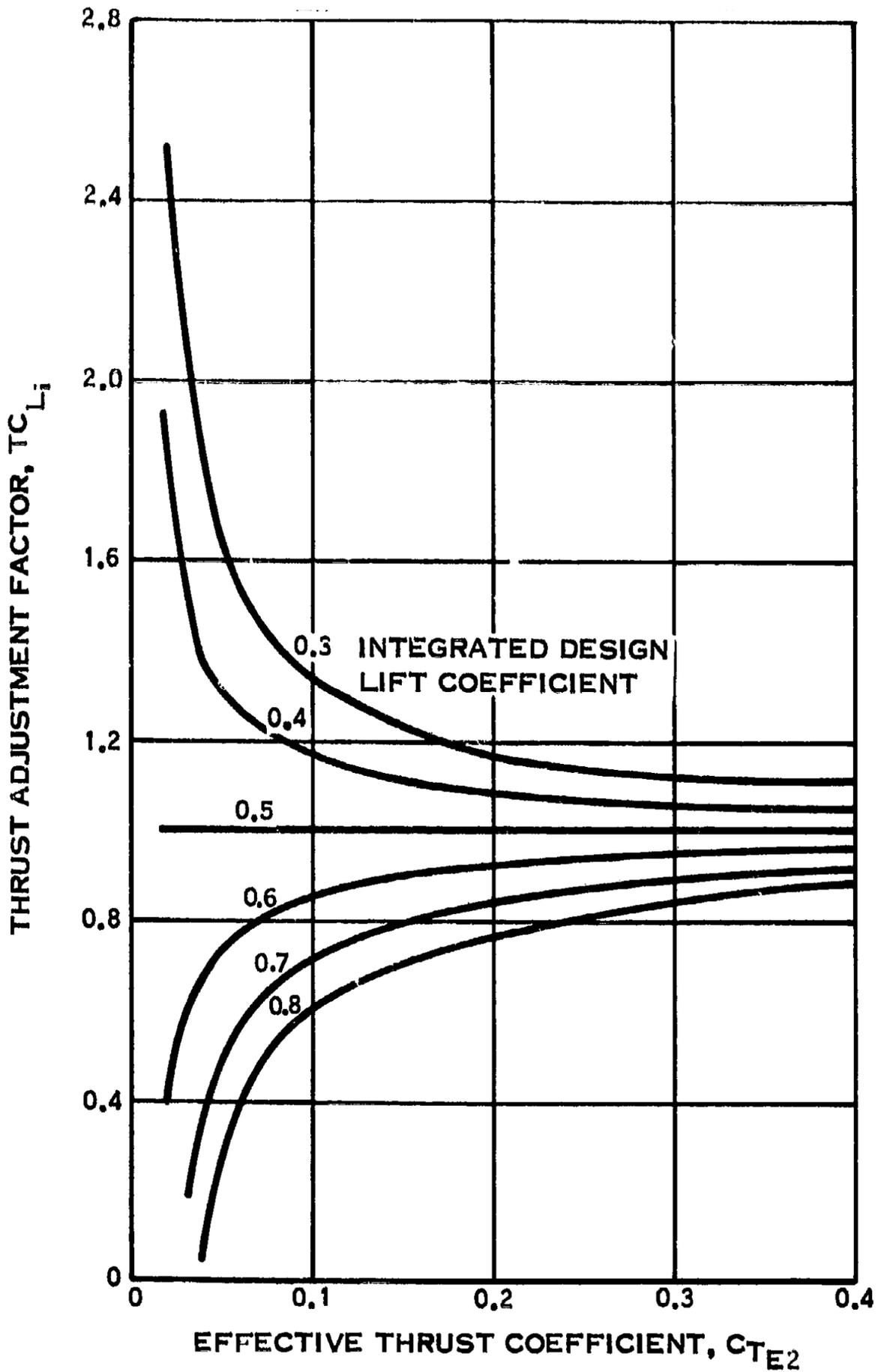


Bild A.5 – Anpassung des Schubbeiwertes eines 4-Blatt-Propellers in Abhängigkeit vom integrierten Entwurfsbeiwert (Worobel 1971a)

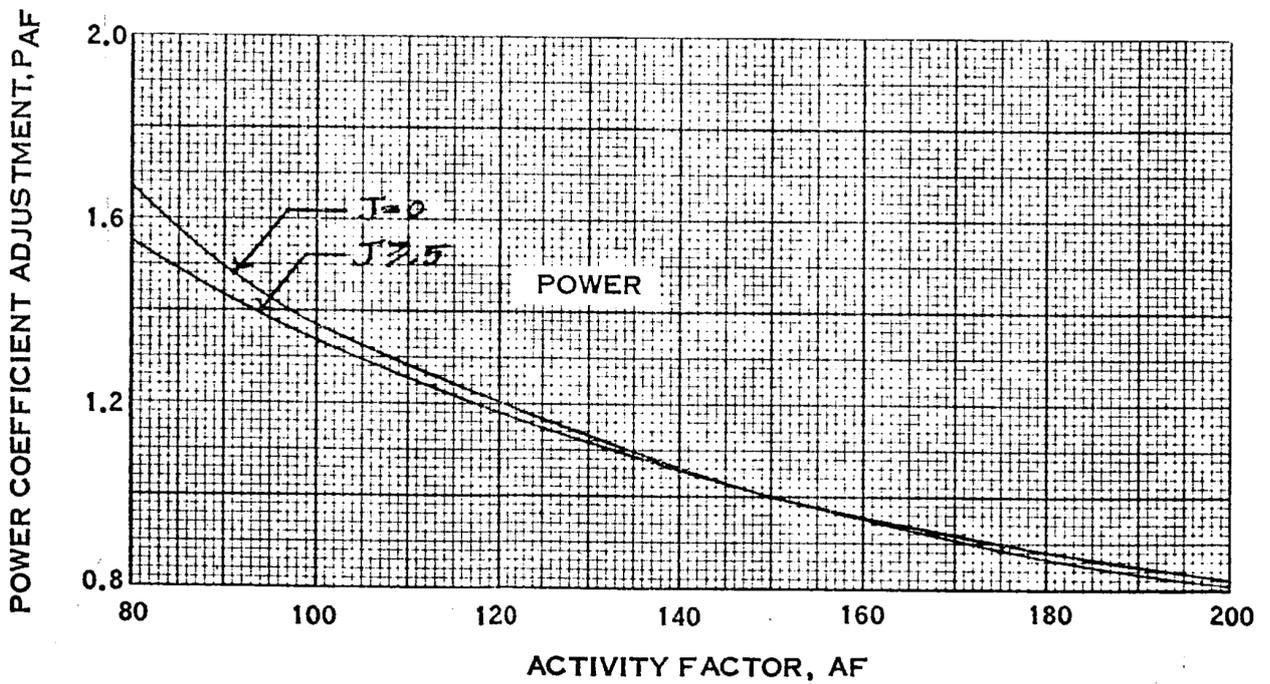
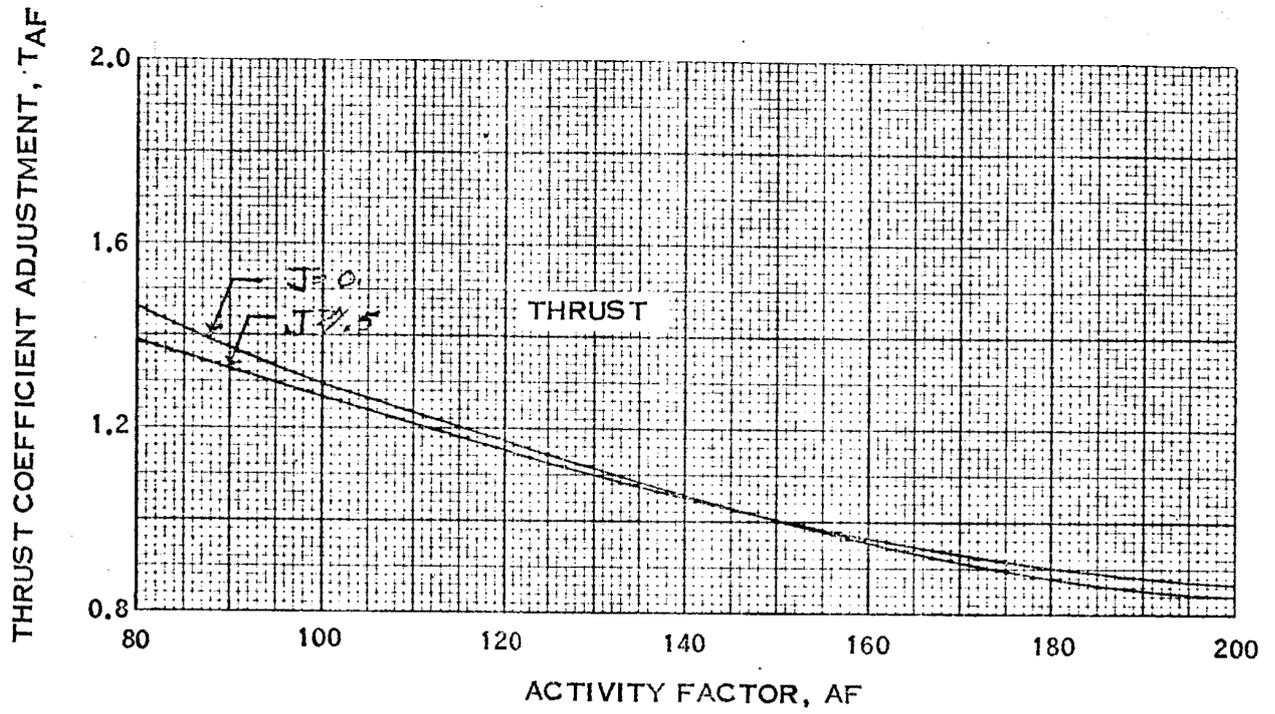


Bild A.6 – Activity Factor Anpassung (Worobel 1971)

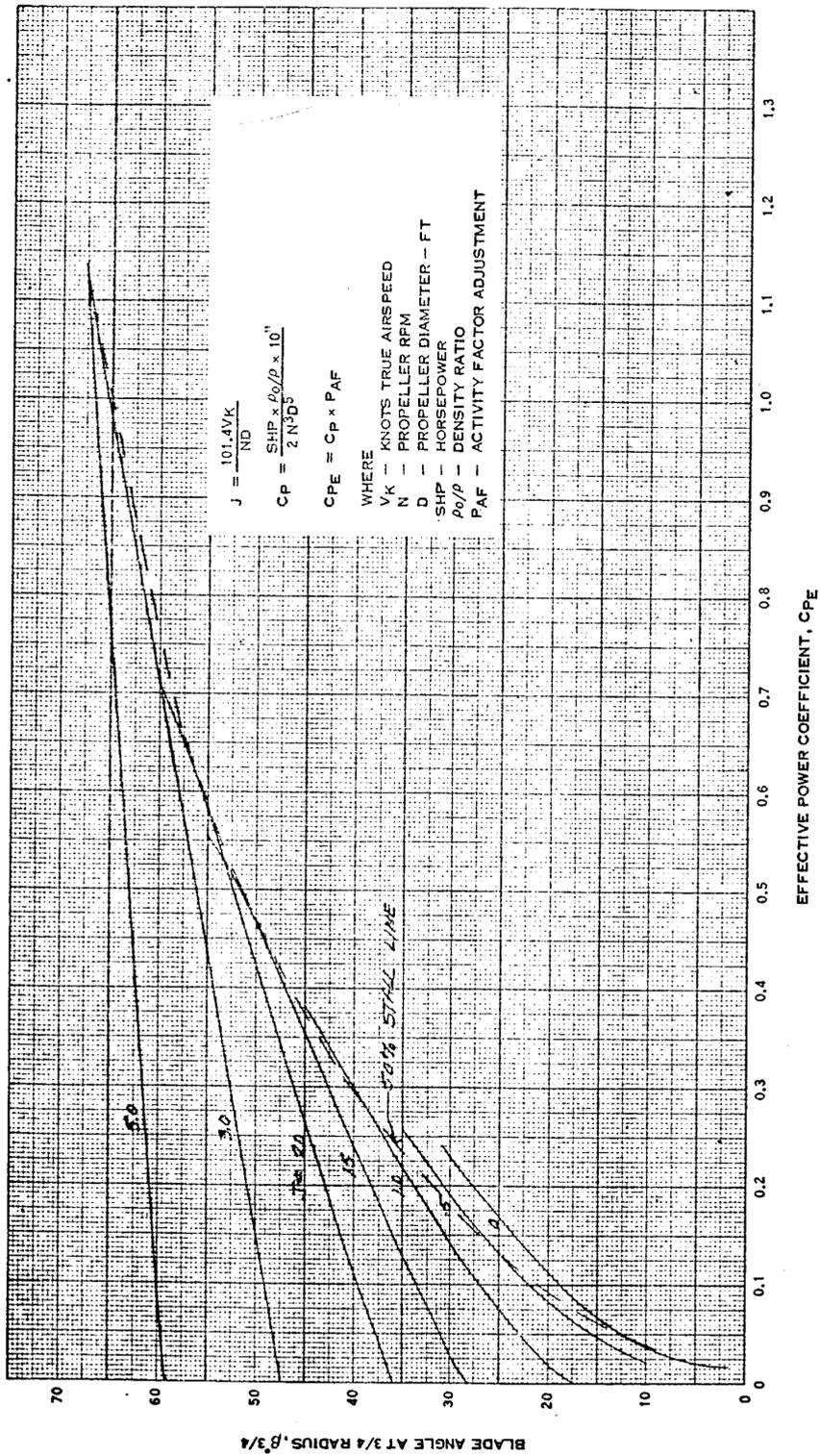


Bild A.7 – Diagramm der Leistungskoeffizienten eines 2-Blatt-Propeller mit 150 Activity Factor und $0,5 C_{L_i}$ (Worobel 1971)

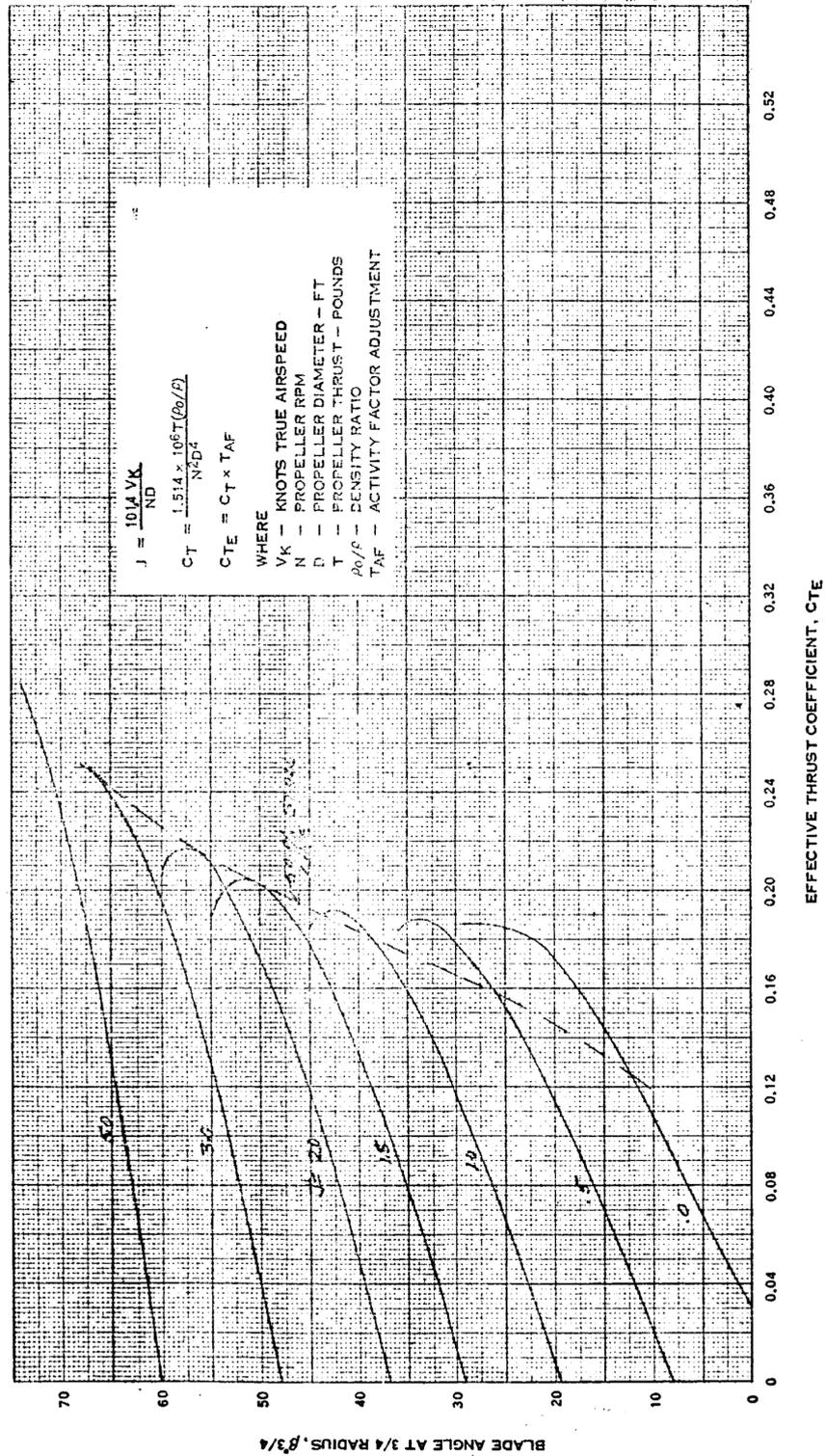


Bild A.8 – Diagramm der Schubkoeffizienten eines 2-Blatt-Propeller mit 150 Activity Factor und 0,5 C_{L_i} (Worobel 1971)

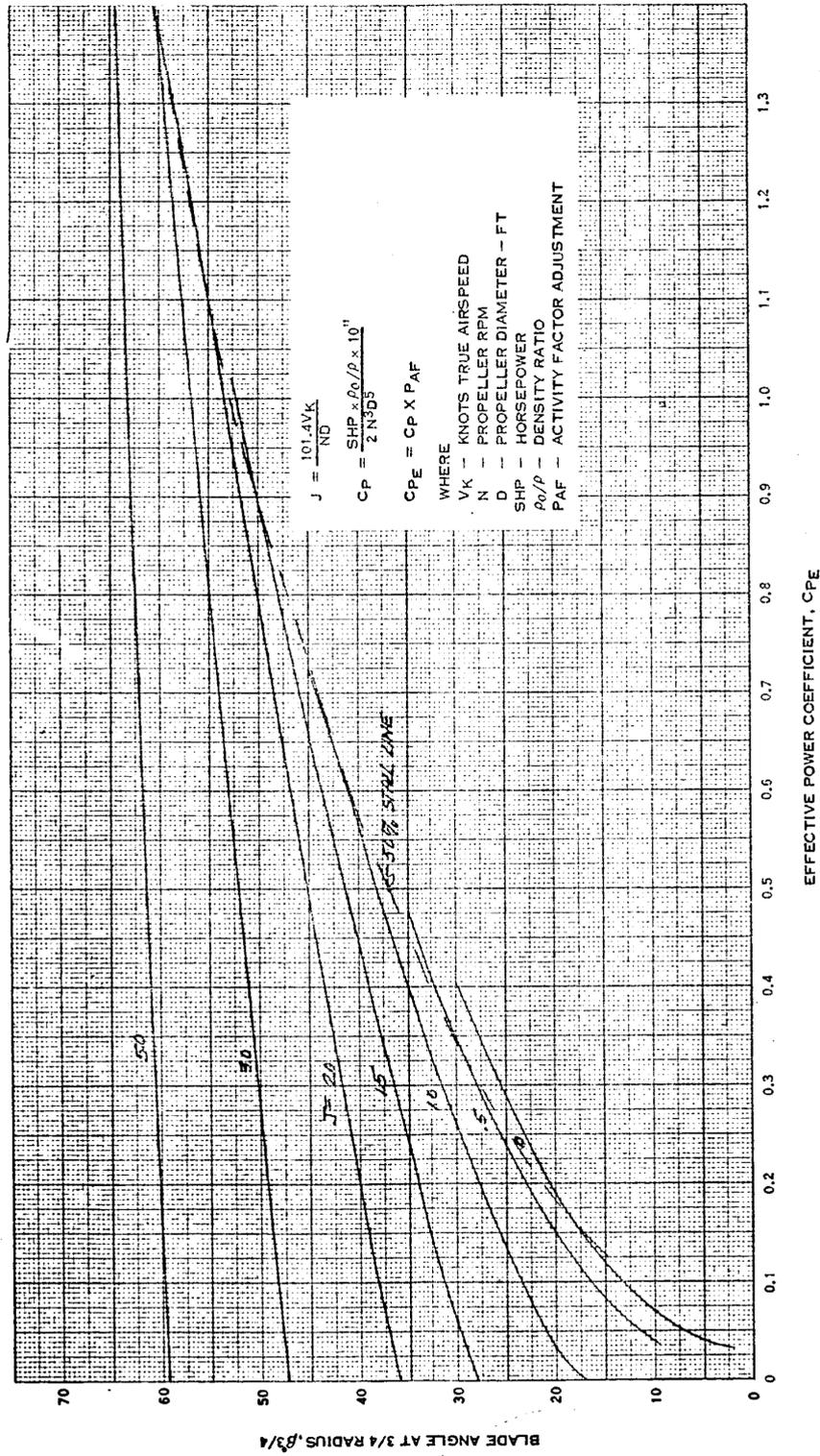


Bild A.9 – Diagramm der Leistungskoeffizienten eines 4-Blatt-Propeller mit 150 Activity Factor und $0,5 C_{L_i}$ (Worobel 1971)

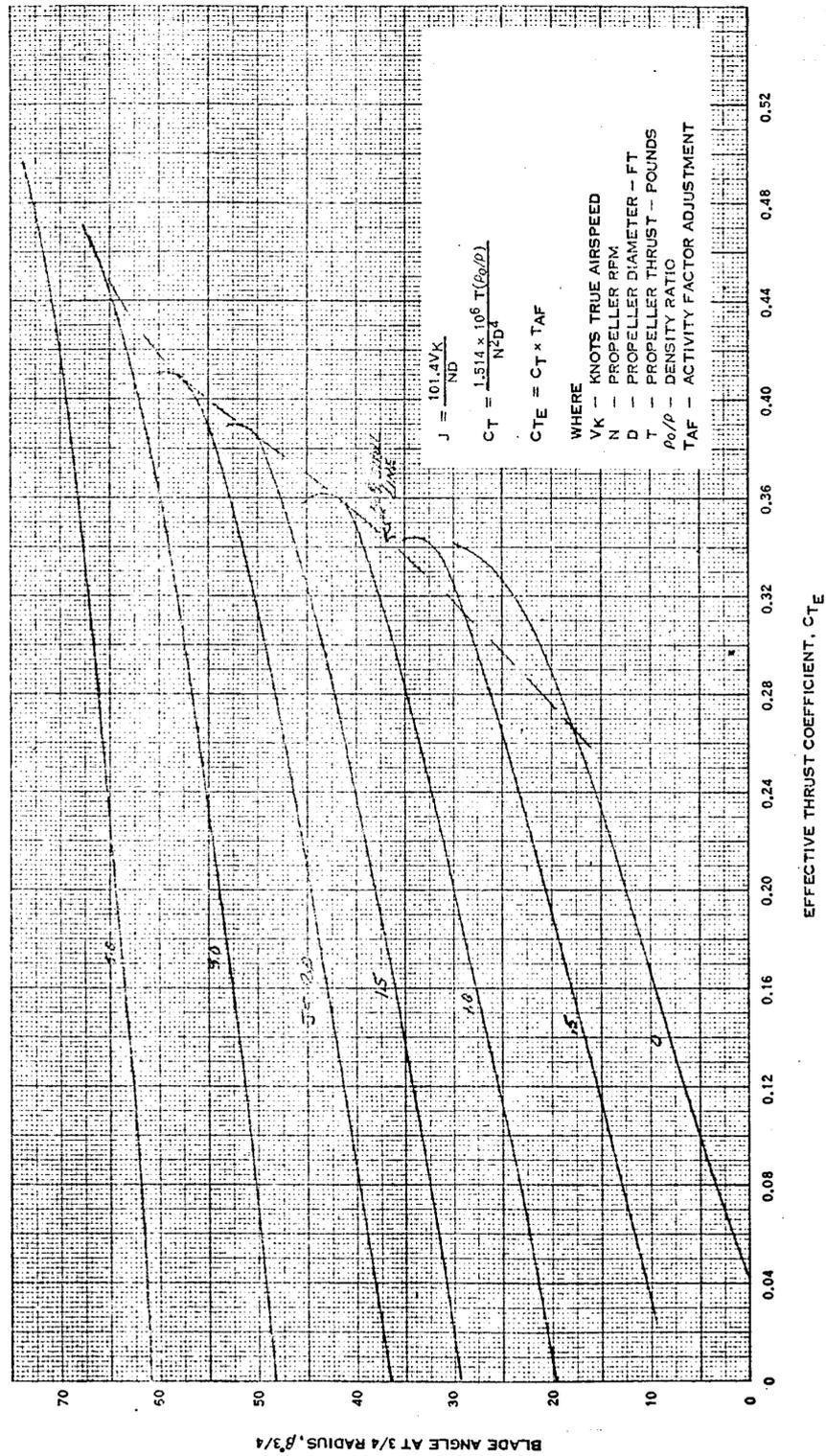


Bild A.10 – Diagramm der Schubkoeffizienten eines 4-Blatt-Propeller mit 150 Activity Factor und $0,5 C_{L_i}$ (Worobel 1971)

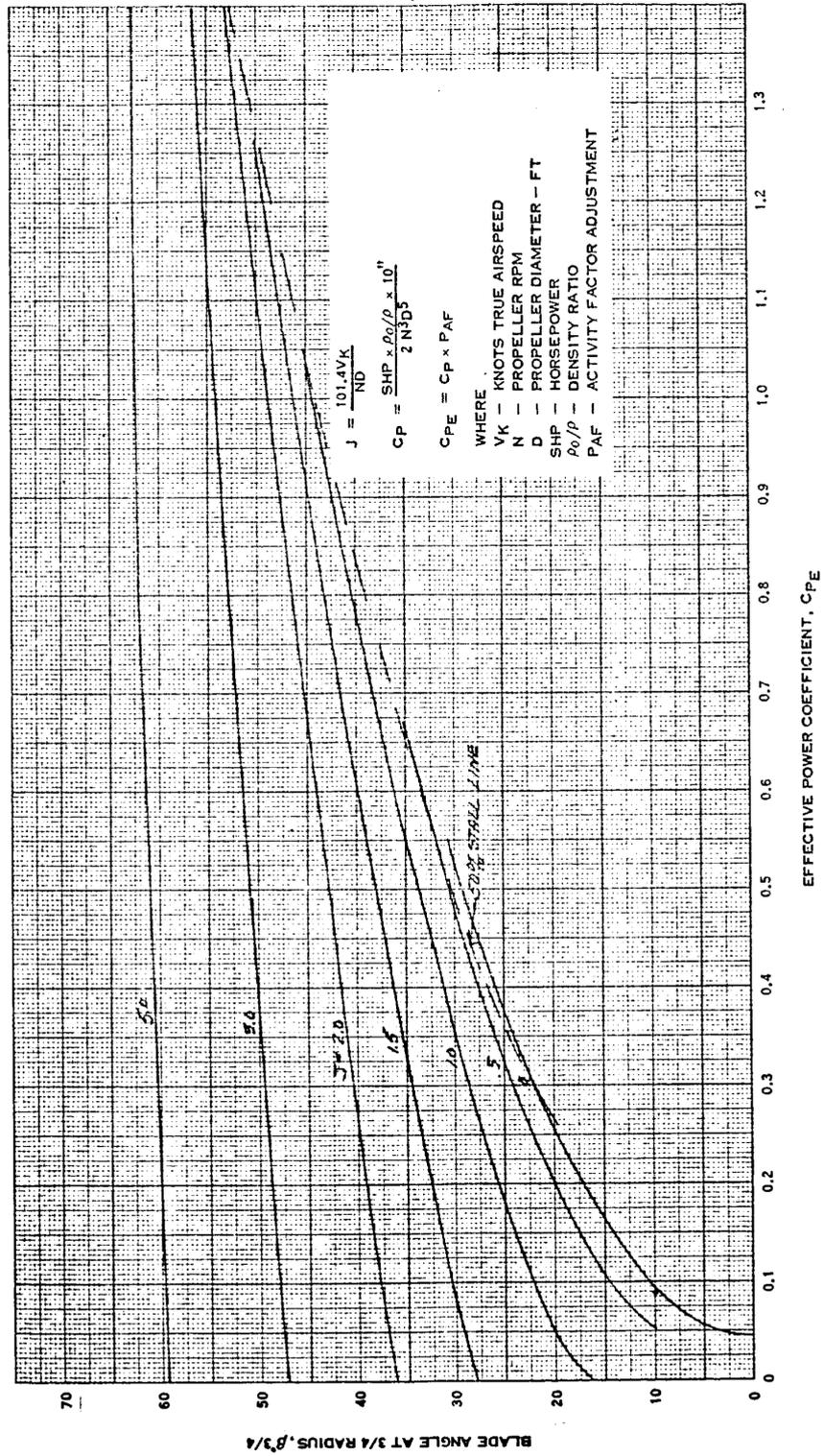


Bild A.11 – Diagramm der Leistungskoeffizienten eines 6-Blatt-Propeller mit 150 Activity Factor und $0,5 C_{L_i}$ (Worobel 1971)

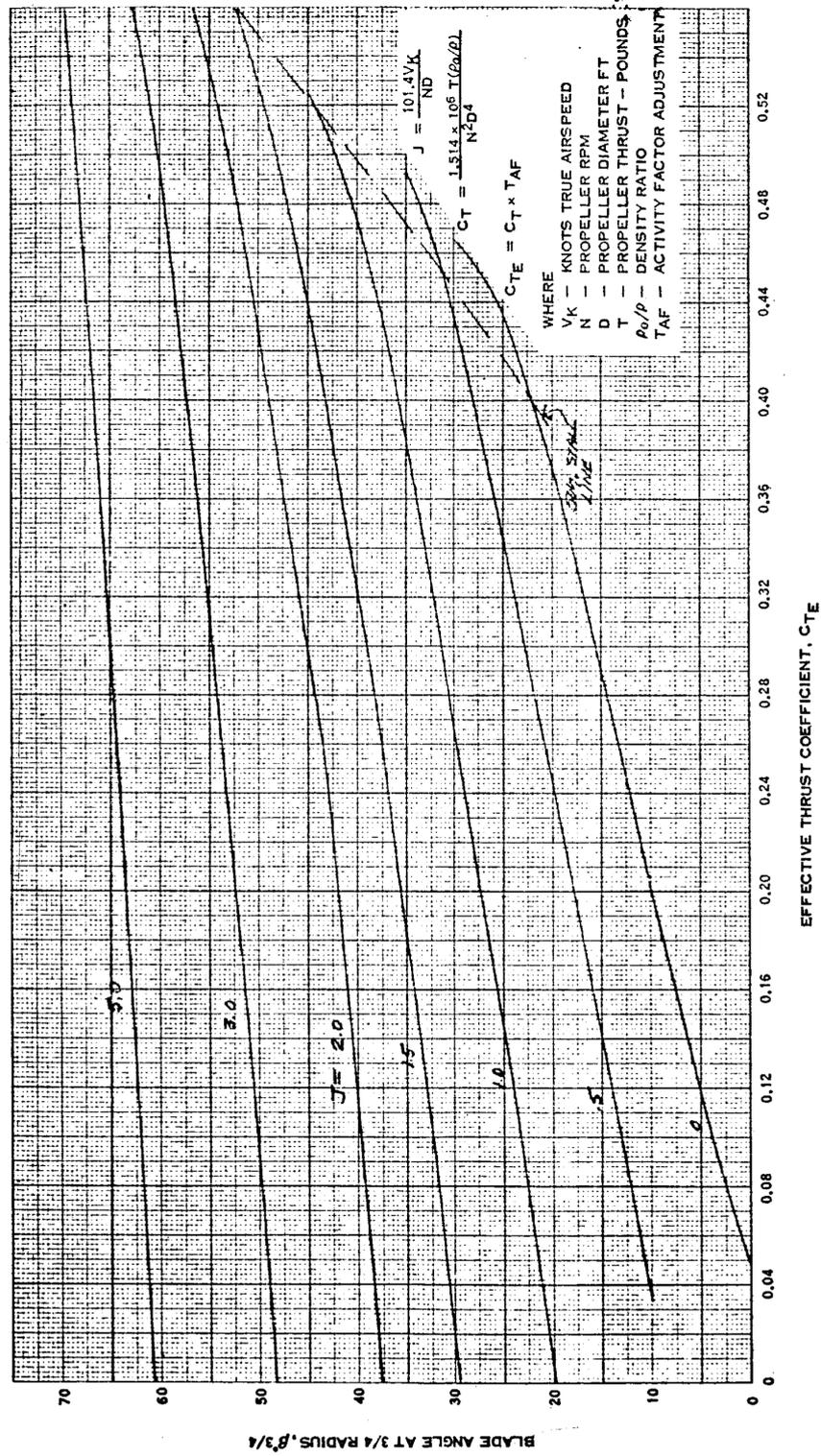


Bild A.12 – Diagramm der Schubkoeffizienten eines 6-Blatt-Propeller mit 150 Activity Factor und $0,5 C_{L_i}$ (Worobel 1971)

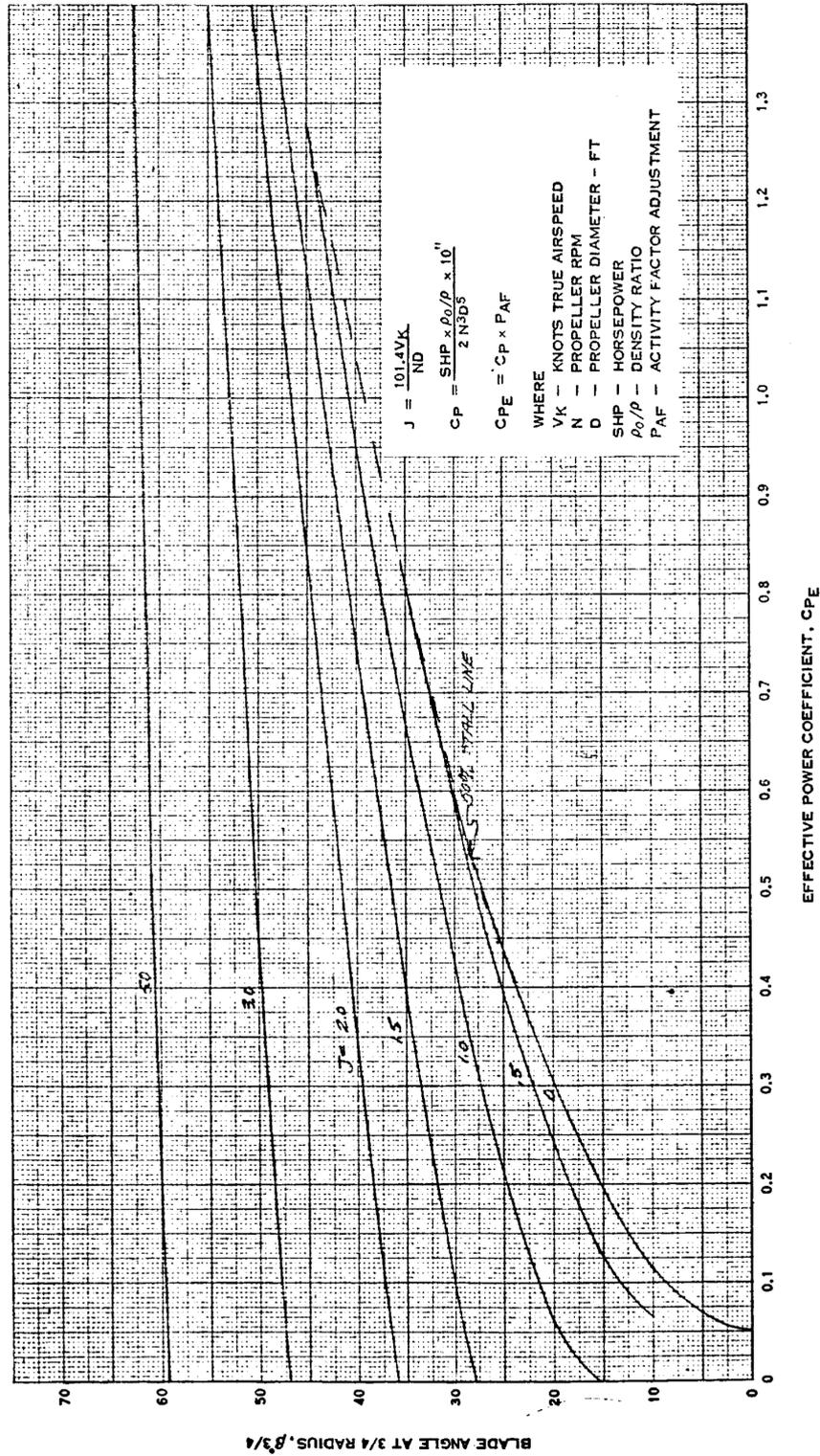


Bild A.13 – Diagramm der Leistungskoeffizienten eines 8-Blatt-Propeller mit 150 Activity Factor und $0,5 C_{L_i}$ (Worobel 1971)

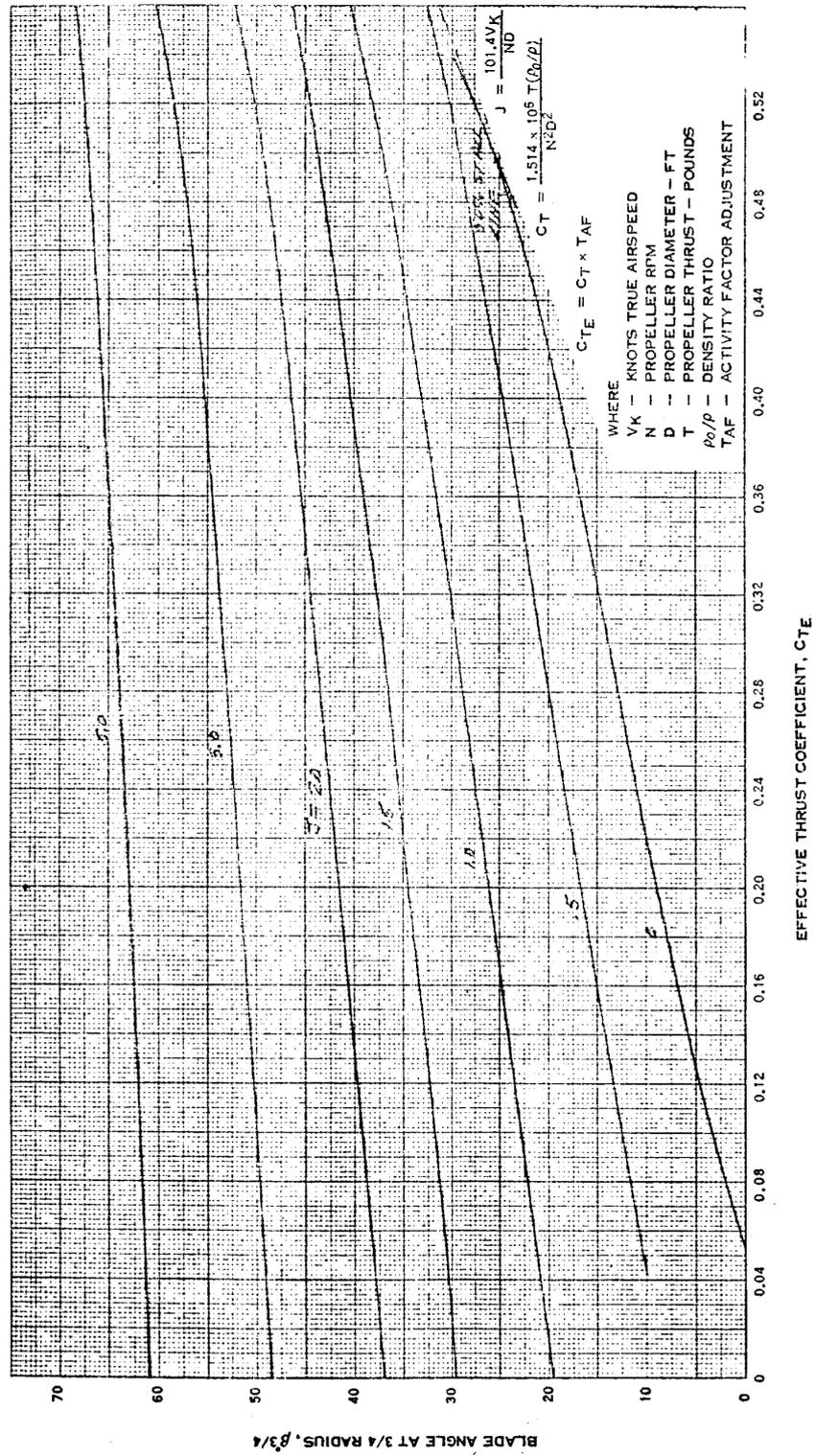


Bild A.14 – Diagramm der Schubkoeffizienten eines 8-Blatt-Propeller mit 150 Activity Factor und $0,5 C_{L_i}$ (Worobel 1971)

OPERATING CONDITIONS (18) OUTPUT FORMAT 0

```

PROPELLER BLADE SWEEP OPTION = 1.
COUNTER ROTATION PROPELLER OPTION = 0.
TECHNOLOGY OPTION = 0.
takeoff 1 SHP RPM ALT(FT) V-KTAS ISA+(F) ISA+(C) NOISE OPT
takeoff 2 2700.0 1300.0 0.0 0.0 0.00 0.00 0.0000
takeoff 3 2700.0 1300.0 0.0 25.0 0.00 0.00 0.0000
takeoff 4 2700.0 1300.0 0.0 50.0 0.00 0.00 0.0000
takeoff 5 2700.0 1300.0 0.0 75.0 0.00 0.00 0.0000
takeoff 6 2700.0 1300.0 0.0 100.0 0.00 0.00 0.0000
takeoff 7 2700.0 1300.0 0.0 125.0 0.00 0.00 0.0000
takeoff 8 2700.0 1300.0 0.0 150.0 0.00 0.00 0.0000
takeoff 9 2700.0 1300.0 0.0 175.0 0.00 0.00 0.0000
takeoff 10 2700.0 1300.0 5000.0 200.0 0.00 0.00 0.0000
takeoff 11 2700.0 1300.0 5000.0 25.0 0.00 0.00 0.0000
takeoff 12 2700.0 1300.0 5000.0 50.0 0.00 0.00 0.0000
takeoff 13 2700.0 1300.0 5000.0 75.0 0.00 0.00 0.0000
takeoff 14 2700.0 1300.0 5000.0 100.0 0.00 0.00 0.0000
takeoff 15 2700.0 1300.0 5000.0 125.0 0.00 0.00 0.0000
takeoff 16 2700.0 1300.0 5000.0 150.0 0.00 0.00 0.0000
takeoff 17 2700.0 1300.0 5000.0 175.0 0.00 0.00 0.0000
takeoff 18 2700.0 1300.0 5000.0 200.0 0.00 0.00 0.0000
PERFORMANCE MATRIX

```

```

VARIABLE INITIAL VALUE DELTA NUMBER OF VALUES
NO. OF BLADES 6. 1.
DIAMETER-FT. 12.14 0.10 1
ACTIVITY FACTOR 80. 20. 1
INTEG.DES.CL. 0.50 0.10 1
HAMILTON STANDARD PARAMETRIC PERFORMANCE --- HAMPROP --- VERS. 7.0 YOURTIME YOURDATE
Dornier 328 S Propeller / Diameter 3.7 m / AF 80 / cL 0.5
hamprop 7 large propeller
-----

```

Bild B.3 – Beispiel einer Ausgabedatei Teil 2

NO. BLADES = 6. DIAMETER (FT) = 12.14 ACTIVITY FACTOR = 80. INTEG.DES.CL. = 0.50

	SHP	RPM	ALT(FT)	V-KTAS	ISA+(F)	ISA+(C)	ETA	THRUST-LBS	BETA 3/4	ETA-IDEAL	ERROR
takeoff 1	2700.0	1300.0	0.0	0.0	0.0	0.0	1.228	6933.	23.6	0.000	0
takeoff 2	2700.0	1300.0	0.0	25.0	0.0	0.0	0.196	6890.	23.8	0.246	0
takeoff 3	2700.0	1300.0	0.0	50.0	0.0	0.0	0.384	6753.	24.4	0.440	0
takeoff 4	2700.0	1300.0	0.0	75.0	0.0	0.0	0.542	6356.	25.2	0.587	0
takeoff 5	2700.0	1300.0	0.0	100.0	0.0	0.0	0.660	5806.	26.4	0.694	0
takeoff 6	2700.0	1300.0	0.0	125.0	0.0	0.0	0.748	5262.	27.6	0.771	0
takeoff 7	2700.0	1300.0	0.0	150.0	0.0	0.0	0.808	4740.	29.1	0.826	0
takeoff 8	2700.0	1300.0	0.0	175.0	0.0	0.0	0.844	4246.	30.8	0.864	0
takeoff 9	2700.0	1300.0	0.0	200.0	0.0	0.0	0.867	3812.	32.5	0.891	0
takeoff 10	2700.0	1300.0	5000.0	0.0	0.0	0.0	1.078	6088.	25.9	0.000	0
takeoff 11	2700.0	1300.0	5000.0	25.0	0.0	0.0	0.173	6103.	26.0	0.233	0
takeoff 12	2700.0	1300.0	5000.0	50.0	0.0	0.0	0.345	6071.	26.4	0.419	0
takeoff 13	2700.0	1300.0	5000.0	75.0	0.0	0.0	0.504	5916.	27.1	0.564	0
takeoff 14	2700.0	1300.0	5000.0	100.0	0.0	0.0	0.625	5501.	28.1	0.671	0
takeoff 15	2700.0	1300.0	5000.0	125.0	0.0	0.0	0.716	5043.	29.3	0.750	0
takeoff 16	2700.0	1300.0	5000.0	150.0	0.0	0.0	0.784	4597.	30.7	0.807	0
takeoff 17	2700.0	1300.0	5000.0	175.0	0.0	0.0	0.830	4171.	32.2	0.848	0
takeoff 18	2700.0	1300.0	5000.0	200.0	0.0	0.0	0.857	3772.	33.8	0.877	0
HAMILTON STANDARD PARAMETRIC PERFORMANCE --- HAMPROP											
--- VERS. 7.0											
--- YOURTIME											
--- YOURDATE											

ECHO OF INPUT DATA
STOP

Bild B.4 – Beispiel einer Ausgabedatei Teil 3

Anhang C

Hoffmann Propellerdaten

Propellerfile: \\NIServer\technik\tsi\Dokumente\Prop\hoffmann\170FA.DIA
 Enginefile: \\NIServer\technik\tsi\Dokumente\Prop\TWK\912A.twk
 Density =
 Altitude =
 0 [m] No. of bl = 2 [-] gear-rat = 2,273 AF = 102,5 [-]
 1,225 [kg/m3] Adv-ref. = 0 [m2] ETA-mech = 1 [-] CLI = 0,452 [-]

Dia[m]	v[km/h]	j	rpm	beta	ela	cp	ct	P[kW]	M[Nm]	T[N]	eta-i	T-i[N]	ma-lip	v(kTAS)	P[hp]	T[lbs]	cm/ct	
1,7	1,7	1	0,0049	2000	21,657	0,0095	0,0771	0,1492	49,7	237,1	1695,8	1	1695,8	0,5231	0,5	66,6	381,2	0
1,7	1,7	10	0,049	2000	21,608	0,0944	0,0771	0,1484	49,7	237,1	1687,5	1	1687,5	0,5232	5,4	66,6	379,3	0
1,7	1,7	20	0,098	2000	21,333	0,187	0,0771	0,147	49,7	237,1	1671,5	1	1671,5	0,5234	10,8	66,6	375,7	0
1,7	1,7	30	0,1471	2000	21,074	0,2761	0,0771	0,1447	49,7	237,1	1644,9	1	1644,9	0,5237	16,2	66,6	369,7	0
1,7	1,7	40	0,1951	2000	20,846	0,3593	0,0771	0,1412	49,7	237,1	1605,4	1	1605,4	0,5242	21,6	66,6	360,9	0
1,7	1,7	50	0,2451	2000	20,724	0,4336	0,0771	0,1364	49,7	237,1	1550,1	1	1550,1	0,5247	27	66,6	348,4	0
1,7	1,7	60	0,2941	2000	20,691	0,4978	0,0771	0,1305	49,7	237,1	1483,1	1	1483,1	0,5254	32,4	66,6	333,3	0
1,7	1,7	70	0,3431	2000	20,723	0,554	0,0771	0,1244	49,7	237,1	1414,6	1	1414,6	0,5263	37,8	66,6	318	0
1,7	1,7	80	0,3922	2000	20,689	0,6016	0,0771	0,1182	49,7	237,1	1344,1	1	1344,1	0,5272	43,2	66,6	302,1	0
1,7	1,7	90	0,4412	2000	21,02	0,6453	0,0771	0,1124	49,7	237,1	1277,6	1	1277,6	0,5283	48,6	66,6	287,2	0
1,7	1,7	100	0,4902	2000	21,259	0,6792	0,0771	0,1068	49,7	237,1	1214	1	1214	0,5295	54	66,6	272,9	0
1,7	1,7	110	0,5392	2000	21,574	0,7101	0,0771	0,1015	49,7	237,1	1154	1	1154	0,5308	59,4	66,6	259,4	0
1,7	1,7	120	0,5882	2000	21,945	0,7367	0,0771	0,0965	49,7	237,1	1097,3	1	1097,3	0,5322	64,8	66,6	246,6	0
1,7	1,7	130	0,6373	2000	22,373	0,7584	0,0771	0,0918	49,7	237,1	1044,1	1	1044,1	0,5338	70,2	66,6	234,7	0
1,7	1,7	140	0,6863	2000	22,859	0,7785	0,0771	0,0874	49,7	237,1	993,9	1	993,9	0,5355	75,6	66,6	223,4	0
1,7	1,7	150	0,7353	2000	23,391	0,7948	0,0771	0,0833	49,7	237,1	947	1	947	0,5373	81	66,6	212,9	0
1,7	1,7	160	0,7843	2000	23,957	0,8083	0,0771	0,0794	49,7	237,1	903	1	903	0,5392	86,4	66,6	203	0
1,7	1,7	170	0,8333	2000	24,556	0,8205	0,0771	0,0759	49,7	237,1	862,7	1	862,7	0,5412	91,8	66,6	193,9	0
1,7	1,7	180	0,8824	2000	25,171	0,8299	0,0771	0,0725	49,7	237,1	824,1	1	824,1	0,5434	97,2	66,6	185,2	0
1,7	1,7	190	0,9314	2000	25,822	0,8388	0,0771	0,0694	49,7	237,1	789,1	1	789,1	0,5457	102,6	66,6	177,4	0
1,7	1,7	200	0,9804	2000	26,505	0,8478	0,0771	0,0667	49,7	237,1	757,7	1	757,7	0,548	108	66,6	170,3	0
1,7	1,7	210	1,0294	2000	27,179	0,8491	0,0771	0,0638	49,7	237,1	722,7	1	722,7	0,5505	113,4	66,6	162,4	0
1,7	1,7	220	1,0784	2000	27,872	0,8527	0,0771	0,0609	49,7	237,1	692,8	1	692,8	0,5531	118,8	66,6	155,7	0
1,7	1,7	230	1,1275	2000	28,563	0,8526	0,0771	0,0583	49,7	237,1	662,6	1	662,6	0,5558	124,2	66,6	148,9	0

Bild C.1 – Hoffmann Propellerdaten

Anhang D

Rechnungen

		% / ξ										
P	49700 W	0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1
B	2	0	0.085	0.17	0.255	0.34	0.425	0.51	0.585	0.68	0.765	0.85
D	1,7 m	1,5708	1,131789	0,8167	0,617296	0,489212	0,402634	0,341105	0,29531933	0,26015563	0,23233878	0,20981644
Cl	0,45	0,994767113	0,991542	0,9863	0,977901	0,964271	0,942203	0,90638	0,8477759	0,74992007	0,57531292	0
Cd	0,045	90,00021046	64,8456	46,796	35,36847	28,02978	23,06921	19,5407	16,9205513	14,9056193	13,3120317	12,0215963
V	27,7 m/s	0	0,245181	0,6327	0,889943	1,028265	1,091508	1,10169	1,06198296	0,95842996	0,74562914	0
n	2000 1/min	0	9,245701	23,857	33,55954	38,77563	41,16051	41,5444	40,0471076	36,1421501	28,1174853	0
a	340,29 m/s	0	0,052415	0,1544	0,227703	0,27191	0,298717	0,31574	0,32711334	0,33504809	0,34079883	0,34510102
α	0 °	0,231028	0,1565	0,102949	0,070648	0,051062	0,03862	0,03031321	0,0245155	0,02031358	0,01717008	0
roh	1,221	32,20615	43,867	58,75168	74,97263	91,80839	108,965	126,306902	143,765099	161,300619	178,890114	0
ε	0,1	0,094643	0,1289	0,172652	0,22032	0,269795	0,32021	0,3711743	0,42247818	0,47400928	0,5265699	0
1)		0,287	0,544	0,571	0,517	0,448	0,381	0,317	0,251	0,174	0,000	0,000
ζ	0,7372	287,1	543,9	571,2	517,2	448,3	381,3	317,1	251,4	174,3	0,0	0,0
2)		64,85	46,80	35,37	28,03	23,07	19,54	16,92	14,91	13,31	12,02	0
λ speed ratio	0,1556	0,077188	0,4522	0,982127	1,557637	2,090042	2,55021	2,88309235	2,98533659	2,62075204	0	0
φ: flow angle tip	0,20962	0,02419	0,096	0,13855	0,149274	0,144766	0,1336	0,11855099	0,09927702	0,07221495	0	0
T	1213,99 272,904 lbs	0,118957	0,56	1,143738	1,732813	2,275992	2,7379	3,06401224	3,14861513	2,7477775	0	0
CT	0,107	0,008468	0,1173	0,353273	0,639134	0,922242	1,17265	1,35857578	1,4310058	1,27026512	0	0
CP	0,077	1,620862										
J	0,489	0,097645										
eta	0,677	1,752981										
beta 3/4	15,913	0,727386										
Pc		1,6875										
ζ		0,7372										
Tc		1,141777										
TcPc		0,676609										

Bild D.1 – Rechnung mit der Adkins-Methode

SHP	66,6		
RPM	2000		
VKAS	54		
Cl _i	0,45		
AF	102,5		
BL	2		
DIA	5,58		
rho\rho0	1		
CP	0,076945505		
J	0,490645161		
PAF	1,305		
CPE1	0,100413883		
PBL	1,827		
PFCL _i	1,373		
CPE2	0,251885315		
PCL _i	1,057		
CPE	0,106137475		
beta 3/4	22,5		
CTE	0,135		
	1. Schritt	2. Schritt	
CT	0,1	0,10412328	
TAF	1,26	1,26	
CTE1	0,126	0,13119534	
TBL	1,8	1,818	
TFCL _i	1,12	1,12	
CTE2	0,254016	0,26713469	
TCL _i	1,029	1,027	
CTE	0,129654	0,13473761	
T	266,6973869		
eta	0,663945019		

Bild D.2 – Rechnung mit der NASA-Methode

HAMILTON STANDARD PARAMETRIC PERFORMANCE --- HAMPROP --- VERS. 7.0 YOURTIME ham07out.txt
 YOURDATE

ECHO OF INPUT DATA
 HO-V62R/I70FA

1. 1. 0. 0. 1.
 0.0 66.6000 2000.0000 0.0000 54.0000 0.0000 0.0000Takeoff

2.00 1.00
 5.58 0.10 1.00
 102.50 10.00 1.00
 0.45 0.00 1.00

HAMILTON STANDARD PARAMETRIC PERFORMANCE --- HAMPROP --- VERS. 7.0 YOURTIME
 YOURDATE

HO-V62R/I70FA

OPERATING CONDITIONS (1) OUTPUT FORMAT 1

PROPELLER BLADE SWEEP OPTION = 0.
 COUNTER ROTATION PROPELLER OPTION = 0.
 TECHNOLOGY OPTION = 1.

Takeoff SHP 66.6 RPM 2000.0 ALT(FT) 0.0 V-KTAS 54.0 ISA+(F) 0.00 ISA+(C) NOISE OPT
 PERFORMANCE MATRIX 0.00 0.00 0.0000

VARIABLE INITIAL VALUE DELTA NUMBER OF VALUES

NO. OF BLADES 2. 1.
 DIAMETER-FT. 5.58 0.10 1
 ACTIVITY FACTOR 103. 10. 1
 INTEG.DES.CL. 0.45 0.00 1

HAMILTON STANDARD PARAMETRIC PERFORMANCE --- HAMPROP --- VERS. 7.0 YOURTIME
 YOURDATE

HO-V62R/I70FA

NO. BLADES =* 2.* DIAMETER (FT) =* 5.58* ACTIVITY FACTOR =* 103.* INTEG.DES.CL. =* 0.45

Name *J MACH CP CT ETA THRUST-LBS BETA-3/4 ETA-IDEAL ERROR
 Takeoff 0.490 0.082 0.077 0.104 0.660 265. 21.1 0.726 0
 HAMILTON STANDARD PARAMETRIC PERFORMANCE --- HAMPROP --- VERS. 7.0 YOURTIME
 YOURDATE

ECHO OF INPUT DATA
 STOP

Bild D.3 – Ausgabedatei von HamProp