

# Mantelpropellerantriebe für Kleinflugzeuge

## *Ducted Fan Propulsion Systems for Small Aircraft*

Von der Fakultät für Maschinenwesen der  
Rheinisch-Westfälischen Technischen Hochschule Aachen  
zur Erlangung des akademischen Grades eines  
Doktors der Ingenieurwissenschaften genehmigte Dissertation

vorgelegt von

Daniel Philipp Weintraub

Berichter: Univ.-Prof. Dr.-Ing. Peter Jeschke  
apl. Prof. Dr.-Ing. Klaus-Dieter Broichhausen

Tag der mündlichen Prüfung: 17.07.2024

*Diese Dissertation ist auf den Internetseiten der Universitätsbibliothek online verfügbar.*



# Kurzfassung

Gegenstand dieser Arbeit ist ein Auslegungsverfahren für Mantelpropellerantriebe, mit dem ihr Betriebsverhalten, ihre Lärmemissionen und ihr Beitrag zum Flugzeugwiderstand bewertet werden. Anhand einer beispielhaften Antriebsauslegung für ein Kleinflugzeug mit 1000 kg Abflugmasse und hybridelektrischem Antriebsstrang werden die beim Entwurf von Mantelpropellerantrieben bestehenden interdisziplinären Zusammenhänge und Zielkonflikte sowie ihre Vor- und Nachteile gegenüber freien Propellern diskutiert.

Das Leistungsverhalten des Mantelpropellers wird mit Aero-Mittelschnittsverfahren und Methoden der Triebwerksleistungsrechnung modelliert. Verluste, Lärm und Widerstände werden auf Basis von teils analytischen und teils empirischen Modellen aus der Literatur in die Betrachtungen einbezogen. Das Leistungsverhalten der Motoren wird mit Kennfeldern beschrieben. Studien der Entwurfsparameter für die beispielhafte Auslegung zeigen, dass die Querschnittsflächen von Propeller und Düse den größten Einfluss auf das Leistungsverhalten des Mantelpropellers haben. Die Lärmemissionen hängen darüber hinaus stark von der Lauf- und Leitschaufelanzahl ab. Die Einflüsse von Teilungen, Sehnenlängen und Schaufelwinkeln auf das Leistungsverhalten sowie den Lärm werden ebenfalls quantifiziert und sind in den meisten Fällen deutlich geringer. Bei Änderungen von Entwurfsparametern und Betriebspunkten folgt das Leistungsverhalten stetigen Trends. Die Lärmemissionen hingegen steigen und fallen oft sprunghaft, bedingt durch die komplexen Entstehungsmechanismen des Rotor-Stator-Interaktionslärms. Beispielhaft wird ein parallel-hybrider Mantelpropellerantrieb mit einem Verbrennungsmotor ausgelegt, der zeitweise von einem Elektromotor unterstützt wird. Bei Mantelpropellern ohne Schaufelverstellung ermöglicht die Hybridisierung des Antriebs einige Betriebseinschränkungen aufzuheben, sodass an bestimmten Punkten der Flugmission, z. B. beim Start, erheblich mehr Schub verfügbar ist. Ferner erlauben Mantelpropeller einen wesentlich leiseren Abflug als von den aktuellen auf freie Propeller ausgerichteten Kleinflugzeug-Zertifizierungsstandards vorgeschrieben. Für den beispielhaften Anwendungsfall liegt der berechnete Lärm mehr als 20 dB unter dem Grenzwert. Durch eine Hybridisierung des Antriebs ist eine weitere Lärminderung realisierbar. Die damit erreichbaren Schubsteigerungen ermöglichen einen steileren Abflug, sodass die Reiseflughöhe in ungefähr der halben Zeit erreicht und der Lärm am Boden auf diese Weise weiter reduziert wird.

In Summe sind Mantelpropeller lärmarme Flugantriebe, deren Leistungsverhalten mittels Hybridisierung verbessert werden kann. Aufgrund der komplexen Zusammenhänge von Leistungsverhalten und Lärm sind für die Vorauslegung solcher Antriebe multidisziplinäre Verfahren erforderlich, wie sie in dieser Arbeit dargestellt werden.



# Abstract

A design procedure for ducted fan propulsion systems is presented in this thesis, which is used to evaluate their operating behavior, noise and drag. Based on an exemplary propulsion system design for a small aircraft with 1000 kg take-off mass and a hybrid electric power train, the design trade-offs of ducted propeller propulsion systems as well as their advantages and disadvantages compared to the free propeller are discussed.

A combination of mean line flow analysis and engine performance calculation methods is used to model the ducted fan performance. Losses, noise and drag are accounted for using partly analytical and partly empirical models from literature. The motor operating behavior is evaluated based on performance maps. Design studies show that the fan and nozzle cross-sectional areas are by far the most important parameters influencing performance. Noise emissions also strongly depend on the blade and vane numbers. The influences of pitch, chord length and blade angles on performance and noise emissions are also evaluated; they are significantly lower in most cases. Performance follows steady trends as design parameters or operating points change. Noise emissions, by contrast, often change abruptly and strongly, driven by the complex generation mechanisms of rotor-stator-interaction noise. The exemplary propulsion design deals with a hybrid electric ducted fan propulsion system powered by an internal combustion engine with intermittent support from an electric motor. For ducted fans without variable pitch blades, adding the electric motor partially offsets some operational limitations and makes significantly more thrust available throughout parts of the flight mission, e. g., at take-off. Moreover, ducted fans allow for a much quieter take-off than required by current small aircraft certification standards that have been developed for free propellers. For the exemplary application, the calculated noise is more than 20 dB below the noise limit. Further noise reduction can be achieved with a hybrid electric propulsion system. The additional thrust enables a steeper climb on take-off, which halves the time required to reach cruising altitude and thereby significantly reduces noise on the ground.

Overall, ducted fans are promising low-noise propulsion systems and their performance is improved when adding an electric motor, thereby creating a hybrid powertrain. Due to the complex relationship between performance and noise, multidisciplinary methods are required for the predesign of these propulsion systems, such as those presented in this work.



# Inhaltsverzeichnis

<b>Nomenklatur</b>	<b>v</b>
<b>1. Einleitung</b>	<b>1</b>
<b>2. Grundlagen</b>	<b>5</b>
2.1. Funktionsprinzipien und Leistungsverhalten . . . . .	5
2.2. Grundlagen der Mantelpropellerströmung . . . . .	12
2.2.1. Verlustziffern und Wirkungsgrad . . . . .	15
2.2.2. Schaufelverwindung . . . . .	17
2.2.3. Betriebsverhalten . . . . .	18
2.3. Antriebslärm . . . . .	22
2.3.1. Wahrnehmung und Bewertung . . . . .	23
2.3.2. Anregung und Ausbreitung . . . . .	24
2.3.3. Entstehungsmechanismen . . . . .	25
2.4. Schub- und Widerstandsbilanzen . . . . .	29
2.4.1. Kontrollvolumenbetrachtung . . . . .	29
2.4.2. Interne und externe Verluste . . . . .	31
2.5. Grundlagen der Gondelströmung . . . . .	32
2.5.1. Einlauf . . . . .	32
2.5.2. Schubdüse und Diffusor . . . . .	37
2.6. Komponenten des hybriden Antriebsstrangs . . . . .	41
2.6.1. Verbrennungsmotor . . . . .	41
2.6.2. Elektromotor . . . . .	43
2.6.3. Getriebe . . . . .	45
<b>3. Stand der Technik</b>	<b>47</b>
3.1. Entwicklung des Mantelpropellers . . . . .	47
3.2. Auslegungsverfahren für Mantelpropellerantriebe . . . . .	52
3.3. Arbeiten verwandter Themengebiete . . . . .	53
3.4. Einordnung und Ziele der Arbeit . . . . .	55

<b>4. Analytische Vorbetrachtungen</b>	<b>57</b>
4.1. Schubcharakteristik . . . . .	57
4.1.1. Standfall . . . . .	57
4.1.2. Allgemeiner Fall . . . . .	58
4.2. Kennlinien . . . . .	62
4.2.1. Belastung und Inzidenzen . . . . .	63
4.2.2. Leitradlose Ausführung . . . . .	64
4.3. Betriebslinien . . . . .	64
4.4. System-Leistungsverhalten . . . . .	67
4.4.1. Synthese von Propeller- und Motorcharakteristik . . . . .	67
4.4.2. Systemabstimmung und Hybridisierung . . . . .	69
<b>5. Entwurfs- und Bewertungsverfahren</b>	<b>71</b>
5.1. Methoden der Auslegung und Nachrechnung . . . . .	71
5.1.1. Auslegungsvariablen . . . . .	71
5.1.2. Rechenalgorithmus . . . . .	73
5.2. Rechenmodell des Propellers . . . . .	77
5.2.1. Totaldruckverluste . . . . .	78
5.2.2. Blockage und Durchflusskoeffizient . . . . .	80
5.2.3. Schaufelverwindung . . . . .	81
5.2.4. Lärmberechnung . . . . .	82
5.2.5. Kennfeldberechnung . . . . .	83
5.2.6. Kalibrierung . . . . .	84
5.3. Rechenmodell der Gondel . . . . .	89
5.3.1. Totaldruckverluste . . . . .	89
5.3.2. Schubstrahleinschnürung . . . . .	90
5.3.3. Schubkoeffizient . . . . .	92
5.3.4. Gondelwiderstand . . . . .	92
5.4. Rechenmodell des Antriebsstrangs . . . . .	93
5.4.1. Hubkolbenmotor . . . . .	94
5.4.2. Elektromotor . . . . .	94
<b>6. Entwurfsstudien für einen exemplarischen Anwendungsfall</b>	<b>95</b>
6.1. Referenzantriebssystem . . . . .	95
6.1.1. Anforderungen . . . . .	96
6.1.2. Auslegung . . . . .	97
6.1.3. Betriebsverhalten . . . . .	100
6.2. Designsensitivitäten des Mantelpropellers . . . . .	109
6.2.1. Propellerdurchmesser . . . . .	110

6.2.2. Blattspitzengeschwindigkeit . . . . .	112
6.2.3. Schaufelteilungsverhältnis und Höhen-Seiten-Verhältnis . . . . .	114
6.2.4. Schaufelzahlen . . . . .	118
6.2.5. Düsenquerschnitt . . . . .	120
6.2.6. Radiale Arbeitsverteilung . . . . .	121
6.3. Abstimmung des Antriebssystems . . . . .	123
6.3.1. Übersetzungsverhältnis . . . . .	124
6.3.2. Hybridisierungsgrad . . . . .	126
6.3.3. Verstelldüse . . . . .	127
6.3.4. Teilungsverhältnis und Kennliniensteigung . . . . .	129
6.4. Lärmoptimierter Betrieb . . . . .	132
<b>7. Zusammenfassung</b>	<b>139</b>
<b>Literaturverzeichnis</b>	<b>143</b>
<b>A. Verlustkorrelationen für die Propellerstufe</b>	<b>153</b>
<b>B. Auslegung und Nachrechnung der radialen Verteilung</b>	<b>163</b>
<b>C. Profil- und Schaufelentwurf</b>	<b>168</b>
<b>D. Verlustkorrelationen für Einlauf, Übergangsstück und Düse</b>	<b>172</b>
<b>E. Gondelgeometrie, Heckwiderstand und Schubstrahleinschnürung</b>	<b>176</b>



# Nomenklatur

## Lateinische Buchstaben

$A$	Austrittskantenfaktor	-
$A$	Fläche, Querschnittsfläche	$m^2$
$a$	Schallgeschwindigkeit	$m/s$
$a, b$	Konstanten der Mixed-Vortex-Auslegung	-
$B$	Anzahl Laufschaufeln	-
$B$	Belastungszahl	-
$B$	Blockage	-
$C$	Konstante	-
$c$	Strömungsgeschwindigkeit im Absolutsystem	$m/s$
$c$	Verwindungsparameter	-
$c_b$	Hinterkanten-Unterdruckkoeffizient	-
$c_c$	Kontraktionsziffer	-
$C_D$	Durchflusskoeffizient	-
$C_D$	Widerstandsbeiwert, Flugzeug	-
$c_D$	Heckwiderstandsbeiwert	-
$c_d$	Dissipationskoeffizient	-
$C_{fg}$	Schubkoeffizient	-
$c_f$	Reibungsbeiwert	-
$C_k$	Strahlquerschnitts-Einschnürungsverhältnis	-
$C_L$	Auftriebsbeiwert, Flugzeug	-
$\vec{c}$	Geschwindigkeitsvektor im Absolutsystem	$m/s$
$D$	Diffusionszahl	-
$D$	Widerstand	N
$\vec{e}$	Einheitsvektor	-
$F$	Schub	N
$f$	Frequenz	Hz
$G$	Filterfunktion	dB
$H$	Flughöhe	m
$h$	Harmonische	-

$h$	Schaufelhöhe	m
$h$	spezifische Enthalpie	$\text{m}^2/\text{s}^2$
$H_P$	Hybridisierungsgrad	-
$H_u$	unterer Heizwert	J/kg
$H_{12}$	Grenzschicht-Formparameter	-
$\bar{I}$	Einheitsmatrix	-
$i$	Inzidenzwinkel	deg
$i_G$	Übersetzungsverhältnis	-
$k$	Form-Faktor	-
$k_{sae}$	Äquivalente Sandrauheit	m
$l$	Sehnenlänge	m
$L_P$	Schalleistungspegel	dB
$L_p$	Schalldruckpegel	dB
$\dot{m}$	Massenstrom	kg/s
Ma	Machzahl $Ma = c/a$	-
$m$	Modenordnung	-
$\vec{n}$	Normalvektor	-
$N$	Drehzahl	RPM
$P$	Leistung	W
$p$	Druck	Pa
$\vec{p}$	Druckvektor	Pa
$R$	spezifische Gaskonstante idealer Gase	$\text{m}^2/(\text{s}^2\text{K})$
$r$	Radius	m
$R^2$	Bestimmtheitsmaß	-
Re	Reynoldszahl	-
$\dot{S}$	Entropieproduktionsrate	$\text{W}/(\text{K m}^3)$
$S$	Oberfläche	$\text{m}^2$
$s$	spezifische Entropie	$\text{J}/(\text{kg K})$
$T$	Temperatur	K
$t$	Schaufelteilung	m
$U$	Lokal benetzter Umfang	m
$u$	Umfangsgeschwindigkeit	m/s
$\vec{u}$	Umfangsgeschwindigkeitsvektor	m/s
$V$	Anzahl Leitschaufeln	-
$V_H$	Hubraum	$\text{m}^3$
$w$	Strömungsgeschwindigkeit im Relativsystem	m/s
$\vec{w}$	Geschwindigkeitsvektor im Relativsystem	m/s
$x, y, z$	kartesische Koordinaten	m

**Griechische Buchstaben**

$\alpha$	Strömungswinkel im Absolutsystem	deg
$\beta$	Strömungswinkel im Relativsystem	deg
$\delta$	Deviation	deg
$\delta_0$	Eigenzirkulation	-
$\delta_1$	Verdrängungsdicke	m
$\delta_2$	Impulsverlustdicke	m
$\delta_{Ax}$	Axialspalt	m
$\delta_{HK}$	Hinterkantendicke	m
$\delta_{Sp}$	Radialspalt	m
$\eta$	Wirkungsgrad	-
$\gamma$	Metallwinkel	deg
$\kappa$	Isentropenexponent	-
$\lambda$	Rohrreibungszahl	-
$\lambda$	Staffelungswinkel	deg
$\lambda$	Wellenfronten-Abstand	m
$\mu$	Durchsatzkoeffizient $\mu = A_0/A_1$	-
$\nu$	Nabenverhältnis $\nu = r_N/r_G$	-
$\pi$	Totaldruckverhältnis	-
$\psi_h$	Enthalpiekenngröße	-
$\psi_{ht}$	aerodynamische Belastung (effektiv oder isentrop)	-
$\varphi$	Durchsatzkenngröße	-
$\varphi$	Profilwölbungswinkel	deg
$\varphi_M$	Widerstandsparameter nach <i>Torenbeek</i> (1976)	-
$\rho$	Dichte	kg/m <sup>3</sup>
$\rho_h$	Enthalpie-Reaktionsgrad	-
$\sigma$	Düsen-Flächenverhältnis $\sigma = A_8/A_2$	-
$\sigma$	Eigenwert einer Mode	-
$\bar{\sigma}$	Spannungstensor	N/m <sup>2</sup>
$\bar{\tau}$	Reibspannungstensor	N/m <sup>2</sup>
$\xi$	Enthalpieverlustbeiwert	-
$\Omega$	Winkelgeschwindigkeit	s <sup>-1</sup>
$\omega$	Kreisfrequenz	s <sup>-1</sup>
$\omega$	Totaldruckverlustbeiwert	-

## Subskripte

A	Austritt
a	Axialkomponente
a	akustisch
a	außen
B	Brutto
D	Düse
E	Eintritt
E	Gondelvorderkante, Abb. 2.13
el	elektrisch
em	effektiver Mittelwert
f	Kraftstoff
G	Gehäuse, Innenkontur des Mantels
G	Getriebe
H	Eintrittshals, Abb. 2.13
h	Hüllfläche
h	harmonische
HK	Hinterkante
I	Installation
i	innen, eingehend
j	Spaltströmung
korr	korrigiert
krit	kritisch
max	maximal
min	minimal
M	Mantelpropeller, Mantel
M	Mittelschnitt
M	Vorderster Punkt des max. Gondelradius, Abb. 2.13
m	Umfangsmodenordnung
N	Nabe
N	Netto
N	Nutzleistung
n	Radialmodenordnung
o	ausgehend
P	Druckanteil
P	Propeller, freier Propeller
Prop	Propeller, Mantelpropeller
R	Reibungsanteil

r	radial
ref	Referenzwert
s, is	isentrop
Sp	Spinner
t	Totalzustand
Tip	Schaufelspitze
tot	Gesamtwert auf Systemebene
tt	total-zu-total
u	Umfangskomponente
Ü	Übergangsstück
v	Verlust
W	Wellenleistung
w	Wirbel
x	axial
z	zylindrischer Abschnitt

### Superskripte

'	Leitrad, Gegenvektor, besondere Größe
”	Laufrad
*	Normierter Wert
~	Effektivwert

### Abkürzungen

AP	Auslegungspunkt
BP	Betriebspunkt
BPF	Blattpassierfrequenz
CR	Cruise (Reiseflug)
DS	Druckseite
EM	Elektromotor
ICE	Verbrennungsmotor
ICL	Initial Climb (Anfangssteigflug)
ISA	Internationale Standard-Atmosphäre
PMSM	Permanentmagneterregter Synchronmotor
SL	Meereshöhe
SS	Saugseite
TAS	True Airspeed, Geschwindigkeit relativ zur umgebenden Luft
TO	Take-Off (Start)
TOC	Top of Climb (Höchster Punkt des Steigflugs)

**Ebenenbezeichnungen der Verdichterstufe**

- 1 Eintritt Laufrad
- 2 Austritt Laufrad/Eintritt Leitrad
- 3 Austritt Leitrad

**Ebenenbezeichnungen des Antriebs**

- 0 Zustand vor dem Triebwerk
- 1 Gondelvorderkante
- 2 Eintritt Propeller
- 3 Austritt Propeller
- 7 Austritt Übergangsstück
- 8 Austritt Schubdüse
- $\infty$  Zustand im Stromab-Unendlichen

# 1. Einleitung

Derzeit werden vielerorts kleine Luftfahrzeuge entwickelt, die in Zukunft neue stadtnahe und innerstädtische Mobilitätsangebote ermöglichen sollen. Neben teilweise autonomen Flugtaxi gehören dazu auch Flugzeuge zur Anbindung abgelegener Regionen und Zubringerflugzeuge für bis zu 19 Passagiere. Die meisten dieser Luftfahrzeuge sind mit elektrischen oder hybriden Antrieben ausgestattet. Weltweit gibt es mehr als 300 solcher Entwicklungsprojekte mit stark steigender Tendenz (*Roland Berger GmbH, 2022*). Welche dieser Projekte letztlich realisiert werden, ist jedoch unklar. Damit diese neuen Luftfahrzeuge eines Tages in großer Zahl stadtnah oder innerstädtisch eingesetzt werden können, müsste unter anderem ihr Fluglärm im Vergleich zu den heutigen Propellerflugzeugen deutlich reduziert werden. Sie müssten so leise sein, dass sie von den Anwohnern der Start- und Landeplätze akzeptiert werden. Nur dann wäre eine stadtnahe und innerstädtische Luftmobilität überhaupt möglich. Die Ausstattung der Luftfahrzeuge mit lärmarmen Mantelpropellerantrieben kann einen wesentlichen Beitrag zu dieser Reduktion des Fluglärms leisten.

Bereits in den 1970er-Jahren wurden Mantelpropeller als lärmarmere Antrieb für Kleinflugzeuge untersucht. Sie erwiesen sich als deutlich leiser als freie Propeller. Trotzdem werden Kleinflugzeuge bis heute fast ausschließlich mit freien Propellern ausgestattet. Die Gründe dafür liegen in den technischen Nachteilen des Mantelpropellers gegenüber dem freien Propeller. Vor allem erhöht die Ummantelung des Propellers den Widerstand des Flugzeugs. Außerdem ist es schwierig, einen Mantelpropeller in bestehende Kleinflugzeuge zu integrieren, da ein Mantelpropeller z. B. aus Gründen der Rundumsicht nicht an der Flugzeugnase angebracht werden kann. Die Ausrüstung von Kleinflugzeugen mit Mantelpropellern erfordert daher grundlegende Neuentwicklungen. Angesichts der geringen Stückzahlen auf dem Kleinflugzeugmarkt stellten solche Neuentwicklungen für lange Zeit eine kaum zu überwindende Hürde dar, was sich jedoch aufgrund der Lärmvorteile in Zukunft ändern könnte. Da die Lärmreduktion an Bedeutung gewinnt, werden in jüngerer Zeit wieder viele Luftfahrzeuge mit Mantelpropellerantrieben entwickelt, darunter der *Airbus E-Fan*, die Aachener Initiative um das *Silent Air Taxi* und der *Lilium Jet* (*Joubert et al., 2016; e.SAT GmbH, 2020; Nathen, 2021*). Am *Institut für Strahlantriebe und Turbomaschinen der RWTH Aachen* wird im Rahmen der Entwicklung des *Jetpellers* und anderer Aktivitäten an leisen Kleinflugzeugantrieben geforscht. Der *Jetpeller*

ist ein vielseitig einsetzbarer Mantelpropeller (*Jetpel GmbH*, 2024). Mantelpropeller sind besonders leise, da sie mehrere einander ergänzende lärmindernde Eigenschaften aufweisen. Sie strahlen weniger Lärm ab als freie Propeller und auch einen höherfrequenten, potenziell als weniger störend empfundenen Lärm. Anders als beim freien Propeller wird der Lärm durch den Mantel abgeschirmt und der beim freien Propeller dominierende *Rotoreigenlärm* breitet sich nicht in die Umgebung aus. Ferner besteht die Möglichkeit, den Lärm durch günstige Wahl der Lauf- und Leitschaufelzahlen zu beeinflussen und ihn durch schallabsorbierende Einbauten, z. B. *akustischer Liner*, zu minimieren. Der höherfrequente Lärm wird auch bei seiner Ausbreitung in der Luft stärker absorbiert.

Neben der anspruchsvollen akustischen Optimierung ist das Betriebsverhalten des Mantelpropellers eine Herausforderung für den auslegenden Ingenieur, auch weil es sich stark vom Betriebsverhalten des freien Propellers unterscheidet. Mantelpropeller weisen oft kleinere Durchmesser als vergleichbare freie Propeller auf, sodass sie im Langsamflug weniger Schub liefern. Sie haben oft auch größere Schaufelzahlen als freie Propeller, sodass Blattverstellmechanismen nur schwer oder gar nicht vorgesehen werden können. Dies erschwert die Abstimmung von Verbrennungsmotor und Mantelpropeller, insbesondere wenn hoher Schub sowohl unter Start- als auch unter Reiseflugbedingungen gefordert ist. Abhilfe kann die Hybridisierung des Antriebs schaffen, z. B. ein parallel-hybrider Antrieb, dessen Elektromotor beim Start und beim Abflug zusätzliche Wellenleistung zum Antrieb des Propellers liefert. In der Literatur finden sich umfangreiche Arbeiten, die den Mantelpropeller selbst behandeln, jedoch keine Untersuchungen über die Zusammenhänge zwischen Aerodynamik und Akustik, Leistungsverhalten des hybriden Antriebs und Flugzeugintegration. Für die Auslegung eines leisen hybridelektrischen Mantelpropellerantriebs ist ein gutes Verständnis dieser Zusammenhänge erforderlich. Es gibt einige frei verfügbare Auslegungswerkzeuge für Mantelpropeller. Allerdings vernachlässigt jedes davon Aspekte, die im Rahmen der Vorauslegung wichtig sind, speziell Verlustmechanismen und den Lärm.

Vor diesem Hintergrund ist das erste Ziel dieser Arbeit die Entwicklung eines Verfahrens zur Auslegung und Bewertung hybridelektrischer Mantelpropellerantriebe, welches ihre Lärmemissionen und ihren Beitrag zum Flugzeugwiderstand berücksichtigt. Das darauf aufbauende zweite Ziel ist die Schaffung eines Verständnisses von Auslegung und Leistungsverhalten des hybridelektrischen Mantelpropellerantriebs. Das umfasst zunächst die Auswirkung einzelner Auslegungsparameter auf Wirkungsgrade, Schub und Lärm. Es umfasst darüber hinaus das Verhalten des Antriebs unter den verschiedenen Bedingungen der Flugmission und die sich daraus ergebenden Zielkonflikte der Auslegung, untersucht am exemplarischen Anwendungsfall eines Kleinflugzeugs mit 1000 kg Abflugmasse. Weitere Ziele sind der Vergleich des Leistungsverhaltens von Mantelpropeller und

---

freiem Propeller sowie die Untersuchung des Potenzials von Mantelpropellern für einen leisen Flugbetrieb und insbesondere für einen leisen Abflug.

Zentraler Gegenstand der Arbeit ist das entwickelte multidisziplinäre Vorauslegungsverfahren. Das gesamte *Antriebssystem* wird dafür aufgeteilt in den Mantelpropeller, bestehend aus Propeller und Mantel (synonym: *Gondel*) und den *Antriebsstrang*, bestehend aus Verbrennungs- und Elektromotoren mit ihren Wellen und Getrieben. Die Komponenten des Antriebsstrangs werden mittels Leistungskennfeldern in die Berechnungen eingebunden. Das Leistungsverhalten des Mantelpropellers wird mit analytischen Verfahren der Aero-Mittelschnittsrechnung und der Triebwerksleistungsrechnung beschrieben. Der Fokus liegt auf Mänteln großer axialer Ausdehnung mit Längen/Durchmesser-Verhältnissen  $\geq 1$ . Verluste und Widerstände werden auf Basis von teils analytischen und teils empirischen Modellen aus der Literatur in die Betrachtung einbezogen. Die radiale Strömungsverteilung wird mittels des einfachen radialen Gleichgewichts bestimmt. Davon ausgehend wird der Lärm des Mantelpropellers mit einem analytischen Verfahren bewertet, welches dem Autor dieser Arbeit von *Koppelberg (2020)* zur Verfügung gestellt wurde.

Im folgenden Kapitel werden die physikalischen Grundlagen der Arbeit beschrieben, wobei zunächst der Propeller im Fokus steht, dann der Mantel und zum Schluss der Antriebsstrang. Anschließend wird der Stand der Technik über den Einsatz von Mantelpropellern an Kleinflugzeugen aufgearbeitet. Dabei wird zunächst ein chronologischer Überblick der Forschung und Entwicklung in diesem Bereich gegeben. Daraus werden Rückschlüsse auf Erfolgsfaktoren zukünftiger Entwicklungen gezogen. Darauf folgt ein Überblick der verfügbaren Auslegungsverfahren für Mantelpropeller, einschließlich Verfahren verwandter Ingenieursdisziplinen, die auch auf Mantelpropellerantriebe anwendbar sind. In diesen Stand der Technik wird die Arbeit eingeordnet.

Das Leistungsverhalten des Mantelpropellers wird zunächst mit einigen starken Vereinfachungen rein auf Basis physikalischer Zusammenhänge analysiert. Dies umfasst den Vergleich zum freien Propeller, Gleichungen für Kennlinien und Betriebslinien sowie das Leistungsverhalten in Kombination mit dem Antriebsstrang. Anschließend werden die Entwurfs- und Bewertungsverfahren entwickelt. Dabei werden zuerst die Rechenalgorithmen dargestellt und im Anschluss die physikalischen Modelle für Propeller, Gondel und Antriebsstrang. Das verwendete Aero-Mittelschnittsverfahren wird anhand von Ergebnissen numerischer Strömungssimulationen kalibriert. Mit diesen Methoden wird ein Antriebssystem für den exemplarischen Anwendungsfall ausgelegt. Die Abwägungen und Zielkonflikte der Auslegung zwischen Wirkungsgraden, Widerstand und Lärm werden diskutiert. Diese Ergebnisse wurden in Teilen auch bereits von *Weintraub, Koppelberg, Köhler und Jeschke (2022)* veröffentlicht.



## 2. Grundlagen

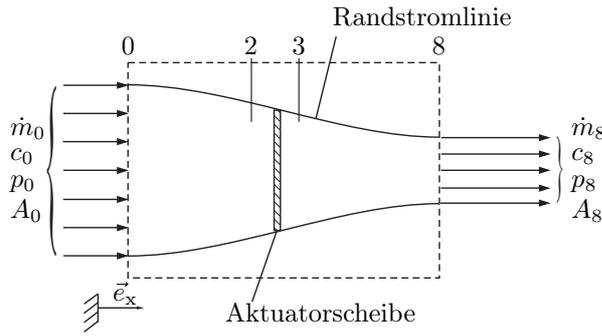
In diesem Abschnitt wird die grundlegende Arbeitsweise des Mantelpropellers beschrieben und gegen den freien Propeller abgegrenzt. Anschließend werden die Grundlagen der Mantelpropellerauslegung unter besonderer Beachtung des Lärmaspekts eingeführt. Daran schließt sich eine Betrachtung der Schub- und Widerstandsbilanzierung an. Dabei wird auch näher auf die Mantelströmung eingegangen. Abschließend werden die Funktionsweisen der Komponenten des hybriden Antriebsstrangs beschrieben.

### 2.1. Funktionsprinzipien und Leistungsverhalten

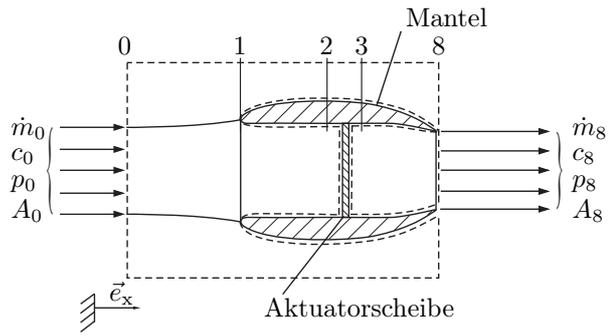
Die Strömungsfelder des Mantelpropellers und des freien Propellers (synonym: *freifahrender Propeller*) unterscheiden sich deutlich voneinander. Daher unterscheiden sich auch deren Schubcharakteristiken, d. h. die zur Erzeugung bestimmter Schübe erforderlichen Antriebsleistungen unter veränderlichen Umgebungsbedingungen, insbesondere der Höhe und Fluggeschwindigkeit.

Die Unterschiede zum freien Propeller sind auf drei Merkmale des Mantelpropellers zurückzuführen: Der Mantel verhindert die Einschnürung der Stromröhre des Propellers und erhöht so den durchgesetzten Massenstrom besonders bei niedrigen Anströmgeschwindigkeiten. Weiterhin erfährt der Mantel als umströmter Ringflügel Kräfte, welche den Schub steigern und mindern können. Ferner reduziert der Mantel weitgehend die Umströmung der Propellerblattspitzen, sodass die Schaufelblätter des Propellers im Gehäusebereich mit größeren Sehnenlängen für stärkere aerodynamische Belastungen ausgelegt werden können. Bei identischen Schubforderungen ist es daher sinnvoll, den Mantelpropeller gegenüber dem freifahrenden Propeller mit kleinerem Durchmesser und höheren Schaufelzahlen auszuführen. Das Laufrad nimmt dann die Gestalt eines Axialgebläses mit vielen Schaufeln an, welches im Englischen auch als *Fan* bezeichnet wird. Der Mantelpropeller wird entsprechend *Ducted Fan* genannt.

An dieser Stelle wird zunächst das Funktionsprinzip des Mantelpropellers mit der von *Rankine* und *Froude* im 19. Jahrhundert begründeten *einfachen Impulstheorie* beschrie-



**Abbildung 2.1.:** Kontrollvolumen zur Schubbestimmung des freien Propellers.



**Abbildung 2.2.:** Kontrollvolumen zur Schubbestimmung des Mantelpropellers.

**Tabelle 2.1.:** Bezeichnung der thermodynamischen Ebenen des Mantelpropellers.

Kurzzeichen	Ebenenbezeichnung
0	Zustand vor dem Triebwerk
1	Gondelvorderkante
2	Eintritt Propeller
3	Austritt Propeller
8	Austritt Schubdüse

ben und dem freien Propeller gegenübergestellt. Die Impulstheorie erlaubt es, ohne Kenntnis der Propellergeometrie eine Beziehung zwischen Schub  $F$ , Leistung  $P$  und Strömungsgeschwindigkeiten  $c_0$ ,  $c_2$ ,  $c_3$  und  $c_8$  herzustellen. In Abb. 2.1 und Abb. 2.2 sind die dafür üblichen mitbewegten Kontrollvolumina dargestellt. Die Ebenenbezeichnungen sind in Tab. 2.1 aufgeführt. Der Propeller wird in beiden Fällen, mit und ohne Mantel, zunächst als Aktuatorscheibe in inkompressibler, reibungsfreier und umfangssymmetrischer Strömung betrachtet. Der Drall des Propellernachlaufs wird vernachlässigt. Die Aktuatorscheibe beaufschlagt den sie durchströmenden Luftmassenstrom  $\dot{m}$  mit einem gleichförmigen Drucksprung  $\Delta p$ , welcher in eine kontinuierliche Beschleunigung umgesetzt wird. Dabei seien  $c_2 \approx c_3$  und  $p_8 = p_0$ .

Unter Anwendung der Erhaltungsgleichungen kann dann für den freien Propeller das *Froudesche Theorem*

$$c_2 = \frac{c_0 + c_8}{2} \quad (2.1)$$

hergeleitet werden. Der Bernoulli-Gleichung folgend herrscht in der Propellerstromröhre vor der Aktuatorscheibe ein statischer Unterdruck gegenüber der stromauf liegenden Kontrollvolumengrenze und dem Fernfeld, mit der maximalen Druckdifferenz

$$p_0 - p_2 = \frac{\rho}{2} (c_2^2 - c_0^2) \quad (2.2)$$

unmittelbar vor der Aktuatorscheibe. Analog herrscht hinter der Aktuatorscheibe in der Propellerstromröhre ein statischer Überdruck gegenüber dem Fernfeld. Daraus folgen Druckgradienten zur Umgebung, die sich in x-Richtung bis zur Aktuatorscheibe auf- und dahinter abbauen. Diese Druckgradienten stehen jeweils im Gleichgewicht zu Zentrifugalkräften, welche durch die Einschnürung der Stromröhre stromauf und stromab der Aktuatorscheibe entstehen. So ist stromauf der statische Druck innerhalb der Stromröhre niedriger als im Fernfeld und die Stromlinien des freien Propellers sind in der sich verjüngenden Stromröhre nach innen gekrümmt. Daraus resultiert eine nach außen wirkende Zentrifugalkraft, welche dem Druckgradienten zum Fernfeld entgegenwirkt. Die Aktuatorscheibe markiert den Wendepunkt der Stromlinien und stromab verhält es sich umgekehrt. Dieses Kräftegleichgewicht bestimmt die Form der Stromröhren des freien Propellers, in denen der Luftstrom, dem *Froudeschen Theorem* zufolge, stromauf und stromab der Aktuatorscheibe um den jeweils gleichen Geschwindigkeitsbetrag beschleunigt. Diese Beschleunigung kann als induzierte Geschwindigkeit  $\Delta c$  beschrieben werden, welche eine Funktion u. a. der Luftdichte  $\rho$ , der Anströmgeschwindigkeit  $c_0$  und des Drucksprungs  $\Delta p$  ist. Mit (2.1) sind

$$c_2 = c_0 + \Delta c \quad (2.3)$$

und

$$c_8 = c_0 + 2\Delta c. \quad (2.4)$$

Der Durchsatz des freifahrenden Propellers

$$\dot{m}_P = \rho A_2 c_2 \quad (2.5)$$

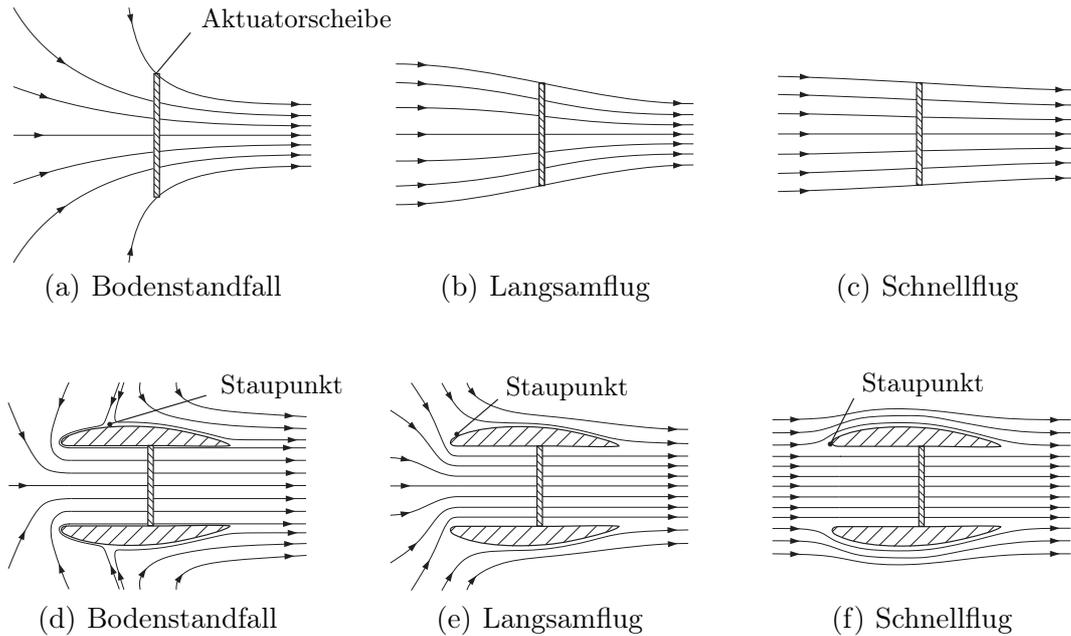
ist eine Funktion von  $c_0$ ,  $\Delta c$ ,  $\rho$  und der Querschnittsfläche der Propellerebene  $A_2$ . Zur Beschreibung der Schubcharakteristik ist keine Kenntnis von  $\Delta p$  notwendig. Der Schub kann nur am freien Propeller selbst angreifen. Schub  $F_P$  und Nutzleistung  $P_{N,P}$  des Propellers sind über  $\Delta c$  miteinander gekoppelt als

$$F_P = \dot{m}(c_8 - c_0) = 2\rho A_2 \Delta c (c_0 + \Delta c) \quad (2.6)$$

und

$$P_{N,P} = \frac{1}{2} \dot{m}(c_8^2 - c_0^2) = 2\rho A_2 \Delta c (c_0 + \Delta c)^2. \quad (2.7)$$

In Abb. 2.3 sind die Stromlinien einiger typischer Betriebszustände des Propellers skizziert. Entscheidend für die Einschnürung der Stromröhre ist das Gleichgewicht zwischen den Druckgradienten und den Zentrifugalkräften in der Zu- und Abströmung der Aktuatorscheibe. Arbeitet ein freifahrender Propeller bei konstanter Nutzleistung, so ist



**Abbildung 2.3.:** Stromlinien des freien Propellers während verschiedener Flugphasen (a) – (c) in Anlehnung an *Alexandrow* (1954) und Stromlinien des Mantelpropellers während verschiedener Flugphasen (d) – (f) in Anlehnung an *Fischer* (1969).

die Einschnürung bei niedrigen Fernfeldgeschwindigkeiten besonders stark ausgeprägt. Dies wird bei Betrachtung von (2.7) deutlich, da  $\Delta c$  stark anwächst, wenn  $P_{N,P}$  bei sinkendem  $c_0$  konstant bleiben soll. Die Geschwindigkeit der Luft ist dann beim Durchströmen der Aktuatorscheibe deutlich größer als im Fernfeld, sodass der Einlaufstromröhrenquerschnitt und die Druckgradienten zum Fernfeld vor und hinter dem Propeller betragsmäßig groß sind. Ein Extremfall ist in dieser Hinsicht der Bodenstandfall, welcher in Abb. 2.3(a) dargestellt ist. Die Luft folgt beim Durchströmen der Aktuatorscheibe Stromlinien mit ausgeprägten radialen Geschwindigkeitskomponenten und der Schubstrahl schnürt sich stark ein. Bei hohen Flug- und Fernfeldgeschwindigkeiten findet diese Einschnürung dagegen fast nicht statt. Die Strömung stromauf und stromab der Aktuatorscheibe ist annähernd axial, wie Abb. 2.3(c) zeigt. Nach (2.7) muss  $\Delta c$  sinken, wenn  $c_0$  bei konstantem  $P_{N,P}$  ansteigt. Für große  $c_0$  gehen also  $c_2 \rightarrow c_0$  und  $A_0 \rightarrow A_2$ .

Die Einfassung in einen ringförmigen Mantel ändert die Schubcharakteristik des Propellers grundlegend, denn der Verlauf der Stromlinien durch die Aktuatorscheibe wird dann vom Mantel vorgegeben. Die besonders bei niedrigen Fernfeldgeschwindigkeiten auftretende Ausbildung der oben beschriebenen stark gekrümmten Stromlinien im Bereich der Aktuatorscheibe ist nicht möglich, weil die Einschnürung des Schubstrahls unmittelbar stromauf und stromab des Propellers unterbunden ist, wie Abb. 2.3(d) – (f) zeigen. Da die Kontraktionsrate der Stromröhren nahe dem freien Propeller am größten ist, genü-

gen zum weitgehenden Unterbinden der Kontraktion auch bereits Mantelringe kleiner axialer Ausdehnung.

Der Schub des Mantelpropellers setzt sich aus den am Propeller und den am Mantel angreifenden Kräften zusammen. Der Mantel kann als Ringflügel betrachtet werden, der eine von den Abmessungen und der Ausgestaltung seines Profils abhängige Zirkulation aufweist. Durch die Zirkulation wird ein Geschwindigkeits- und Druckfeld induziert, welches die Strömung durch den Mantel gegenüber dem Fernfeld beschleunigt oder verzögert. Ohne Propeller ist die resultierende Kraft auf den axial angeströmten Mantel in einer Potentialströmung null. Die radialen Kräfte heben sich aus Symmetriegründen auf und eine axiale resultierende Kraft wirkt ebenfalls nicht (*d'Alembertsches Paradoxon*). Mit Propeller bzw. Aktuatorscheibe kommt es zu Wechselwirkungen zwischen den induzierten Geschwindigkeitsfeldern von Mantel und Propeller. Der Mantel erfährt dann eine Kraft, die den Schub erhöht oder reduziert.

Bei der Gestaltung des Mantels besteht ein großer Spielraum hinsichtlich seiner Länge, Dicke und Profilierung. Für die impulstheoretische Betrachtung sind in erster Linie die Querschnittsflächen am Eintritt und Austritt von Interesse. Für Vorauslegungsbetrachtungen der einfachen Impulstheorie ist die Annahme eines homogenen und zylindrischen Schubstrahls mit

$$p_8 = p_0 \quad (2.8)$$

üblich. Sie wird den folgenden Betrachtungen zugrunde gelegt. Der Parameter

$$\sigma = \frac{A_8}{A_2} \quad (2.9)$$

definiert das Flächenverhältnis des Gondelaustritts 8 zur Aktuatorscheibe 2. Für  $\sigma < 1$  liegt eine Düse und für  $\sigma > 1$  ein Diffusor vor, der hier als verlustfrei, mit stets anliegender Strömung betrachtet wird, während in der (viskosen) Realität eine starke Verzögerung durch große Öffnungswinkel zu Strömungsablösungen und erheblichen Druck- und Schubverlusten führen. Aus der Kontinuitätsgleichung

$$\dot{m}_M = \rho c_2 A_2 = \rho c_8 A_8 \quad (2.10)$$

folgt dann direkt

$$c_8 = \frac{c_2}{\sigma} = \frac{c_0 + \Delta c}{\sigma}. \quad (2.11)$$

Wie beim freifahrenden Propeller wird  $c_2$  durch (2.3) ersetzt.  $\Delta c$  fasst nun die induzierten Geschwindigkeitsbeiträge der Aktuatorscheibe und des Mantels zusammen. Wie aus (2.10) und (2.11) hervorgeht, wird der Massenstrom durch den Mantelpropeller von

der Querschnittsfläche des Austritts bestimmt. Die Berechnung der Einzelbeiträge von Mantel und Propeller zu  $\Delta c$  ist aufgrund von deren Wechselwirkungen kompliziert und auf die Darstellung wird hier verzichtet. Eine sehr detaillierte potentialtheoretische Betrachtung des Mantelpropellers unter Beachtung der Wechselwirkungen von Propeller und Mantel findet sich bei *Küchemann und Weber* (1946). Bereits mit dem obigen einfachen Ansatz lassen sich analytische Aussagen über die Schubcharakteristik des Mantelpropellers treffen, auch für niedrige Fluggeschwindigkeiten und den Standfall. Schub und Nutzleistung des Mantelpropellers ergeben sich analog (2.6) und (2.7) zu

$$F_M = \rho A_2 (c_0 + \Delta c) \frac{c_0(1 - \sigma) + \Delta c}{\sigma} \quad (2.12)$$

und

$$P_{N,M} = \frac{1}{2} \rho A_2 (c_0 + \Delta c) \frac{(c_0 + \Delta c)^2 - \sigma^2 c_0^2}{\sigma^2}. \quad (2.13)$$

Im Gegensatz zum freien Propeller kann der Mantelpropeller mit Schubdüse einen Schub größer Null erzeugen, wenn  $c_2 < c_0$  ist. Viele Strahltriebwerke sind so ausgelegt, dass im Reiseflug  $c_2 < c_0$  ist. Mäntel mit Austrittsdiffusor erhöhen dagegen Geschwindigkeit und Massenstrom in der Aktuatorscheibe gegenüber einem freien Propeller. Diese Ausführung steigert Standschub und *äußeren Wirkungsgrad* und findet u. a. bei senkrecht startenden Luftfahrzeugen und als *Kortdüse* bei Schiffspropellern Anwendung.

Der *innere Wirkungsgrad*

$$\eta_i = \frac{P_N}{P_W} \quad (2.14)$$

ist definiert als Nutzleistung pro zugeführter Wellenleistung  $P_W$  und der *äußere Wirkungsgrad* (auch: *Vortriebswirkungsgrad*)

$$\eta_a = \frac{F c_o}{P_N} \quad (2.15)$$

als erzeugte Vortriebsleistung pro Nutzleistung. Mit (2.6), (2.7), (2.12) und (2.13) folgt für beide Bauformen

$$\eta_a = \frac{2c_0}{c_0 + c_8}. \quad (2.16)$$

Ein hoher äußerer Wirkungsgrad wird demnach dann erzielt, wenn ein gewählter Schub mit niedrigem  $c_8$  erzeugt wird. Darin liegt ein Vorteil des Mantelpropellers, dessen Mantel die Strahlkontraktion verhindert oder wenigstens vermindert. Dies erhöht im Vergleich zu einem freien Propeller gleichen Durchmessers den durchgesetzten Massenstrom,

sodass zur Erzeugung des gleichen Schubs ein niedrigeres  $c_8$  ausreicht. Da die Strahlkontraktion des freifahrenden Propellers bei niedrigen Fluggeschwindigkeiten und im Stand ( $c_0 = 0$ ) besonders ausgeprägt ist, ist der Vorteil des Mantelpropellers unter diesen Bedingungen am größten. Bei  $c_0 \rightarrow \infty$  strebt der äußere Wirkungsgrad für beide Bauweisen gegen 1. Dann gibt es, unter den genannten Annahmen, auch keine Unterschiede im Leistungsverhalten mehr.

Um den Anteil des Mantels am Gesamtschub zu quantifizieren, kann der Schub des Mantelpropellers hinsichtlich seiner an Einlauf, Propeller und Düse angreifenden Anteile nach

$$F_M = F_{M,E} + F_{M,P} + F_{M,D} \quad (2.17)$$

differenziert werden. Reibungskräfte werden dabei nicht betrachtet.  $F_{M,P}$  ist der am Propeller selbst angreifende Schub. Der am Mantel angreifende Schub setzt sich aus zwei Anteilen zusammen: Der stromauf der Aktuatorscheibe liegende Teil des Mantels wird hier vereinfachend als Einlauf bezeichnet. Die daran angreifenden Kräfte sind der Schubanteil  $F_{M,E}$ . Der Teil des Mantels stromab der Aktuatorscheibe wird hier als Düse bezeichnet. Die daran angreifenden Kräfte sind in  $F_{M,D}$  zusammengefasst.

Die am Propeller angreifende Kraft  $F_{M,P}$  ergibt sich wegen  $c_2 = c_3$  direkt aus dem Drucksprung der Aktuatorscheibe. Zweifaches Ansetzen der Bernoulli-Gleichung analog zu (2.2) führt auf

$$p_3 - p_2 = \frac{1}{2} \rho (c_8^2 - c_0^2) \quad (2.18)$$

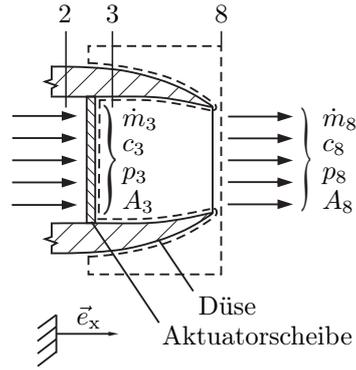
und damit

$$F_{M,P} = A_2 (p_3 - p_2) = \frac{1}{2} \rho A_2 (c_8^2 - c_0^2) . \quad (2.19)$$

Der Schubanteil  $F_{M,E}$  kann anhand einer Betrachtung des Einlaufs als halb unendlicher Körper in einer Potentialströmung hergeleitet werden, wie *Küchemann und Weber* (1953) zeigen. Der Anteil  $F_{M,D}$  kann mit einem Kontrollvolumen bestimmt werden, welches nur den Mantel stromab des Propellers umgibt, wie in Abb. 2.4 dargestellt. Jedenfalls genügt die Bestimmung von  $F_{M,E}$  oder  $F_{M,D}$ . Der letzte, fehlende Wert kann aus (2.17) ermittelt werden, weil der Gesamtschub  $F_M$  aus (2.12) bekannt ist. Damit folgt

$$F_{M,E} = \frac{1}{2} \rho A_2 \Delta c^2, \quad (2.20)$$

$$F_{M,P} = \frac{1}{2} \rho A_2 \frac{(c_0 + \Delta c)^2 - \sigma^2 c_0^2}{\sigma^2} \quad (2.21)$$



**Abbildung 2.4.:** Kontrollvolumen für die Bestimmung von  $F_{M,D}$ .

und

$$F_{M,D} = -\frac{1}{2} \rho A_2 \frac{(c_0 + \Delta c)^2 (1 - \sigma)^2}{\sigma^2}. \quad (2.22)$$

Bemerkenswert ist, dass  $F_{M,E}$  nach (2.20) unabhängig vom Vorzeichen von  $\Delta c$  ist, stets positiv in Schubrichtung wirkt und nur für  $\Delta c = 0$  zu null wird. Im Stand ( $c_0 = 0$ ) und mit zylindrischem Mantel ( $\sigma = 1$ ) vereinfachen sich (2.20) bis (2.22) stark. In diesem Fall ist  $F_{M,E} = F_{M,P}$  und  $F_{M,D} = 0$ . Die Schubkräfte greifen also jeweils genau zur Hälfte am Propeller und am Einlauf an. Der Schubanteil des Einlaufs ist damit im Stand besonders groß. Auf Basis dieser Zusammenhänge wird die Schubcharakteristik des Mantelpropellers in Kap. 4.1 weiter diskutiert.

## 2.2. Grundlagen der Mantelpropellerströmung

Die Vorauslegung eines Mantelpropellers besteht aus den zwei Teilaufgaben der Auslegung des Propellers selbst und der Auslegung des Mantels. Beide erfordern die Bestimmung einer Vielzahl von Geometrieparametern mit jeweils geeigneten Modellen und Vorauslegungsverfahren. Gerade für höher belasteten Mantelpropeller bietet sich die Betrachtung als Schaufelgitter an, welche die gegenseitige Beeinflussung der Schaufeln einschließt. Dies gilt besonders für Propeller mit zahlreichen Schaufeln, die eng geteilte Gitter ähnlich einem Axialgebläse besitzen.

Mithilfe des ebenen Gittermodells kann die Funktion des Mantelpropellers, die Umwandlung mechanischer Energie in Strömungsenergie, analytisch beschrieben werden. Er wird dabei als Axialverdichterstufe aufgefasst. Die mit vielen Schaufeln versehenen Lauf- und Leiträder werden als ebene Schaufelgitter betrachtet. Die Schaufelprofile der ebenen Git-

ter entstehen durch das Abwickeln eines Umfangsschnitts durch den Ringraum, welcher zwischen Nabenradius  $r_N$  und Gehäuseradius  $r_G$  entlang des Radius

$$r_M = \sqrt{\frac{r_N^2 + r_G^2}{2}} \quad (2.23)$$

geführt wird, sodass am Ein- und Austritt je zwei flächengleiche Ringquerschnitte entstehen. Dies ist der *Mittelschnitt*, mit dessen Profilen die repräsentativen ebenen Gitter versehen werden und der die mittlere Energieumsetzung der Schaufelräder repräsentiert. Auf diesem Modell beruhen die Aero-Mittelschnittsverfahren, welche einen Zusammenhang zwischen den freien Auslegungsvariablen und dem Leistungsverhalten einer Verdichterstufe herstellen.

Im Mittelschnittsverfahren wird die Durchströmung der Gitter als zweidimensional, stationär, adiabat und inkompressibel betrachtet. Dreidimensionale Strömungsvorgänge infolge der Schaufelverwindung werden vorläufig vernachlässigt. Der Eintritt in das Laufrad, der Austritt aus dem Laufrad, welcher zugleich Eintritt des Leitrades ist, und der Austritt aus dem Leitrad werden als die Strömungsebenen 1, 2 und 3 der Verdichterstufe bezeichnet. Die Strömung innerhalb dieser Ebenen wird als homogen angesehen. Die Annahme homogener Strömung in Ebene 1 ist auch für einen Mantelpropeller gerechtfertigt, weil die Grenzschichten im Einlauf klein im Verhältnis zum Ringraumquerschnitt sind. Änderungen der Geometrie, thermodynamischen Zustandsgrößen und Strömungsgeschwindigkeiten werden in den Ebenen 2 und 3 sprunghaft angesetzt. Für die Zwecke dieser Arbeit werden die radialen Geschwindigkeitskomponenten vernachlässigt und die Mittelschnittsradien

$$r_1 = r_2 = r_3 = r_M \quad (2.24)$$

als konstant betrachtet. Die Strömungsgeschwindigkeiten und -winkel in den Ebenen werden durch Geschwindigkeitsdreiecke beschrieben, wie in Abb. 2.5 dargestellt. Die Form der auf die Umfangsgeschwindigkeit  $u$  normierten Geschwindigkeitsdreiecke ist eine Funktion dimensionsloser Kenngrößen. Dies sind die *Durchsatzkenngröße*

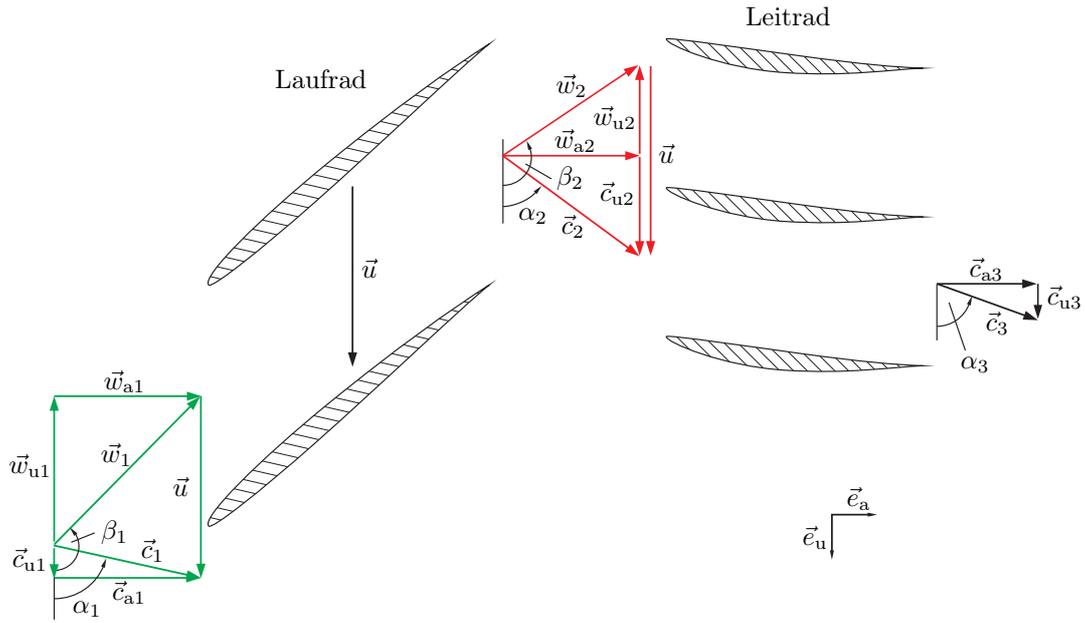
$$\varphi_1 = \frac{c_{a1}}{u}, \quad \varphi_2 = \frac{c_{a2}}{u}, \quad \varphi_3 = \frac{c_{a3}}{u}, \quad (2.25)$$

die *Enthalpiekenngröße*

$$\psi_h = \frac{(\Delta h' + \Delta h'')}{u^2/2} = \frac{\Delta h}{u^2/2} \quad (2.26)$$

und der *Enthalpie-Reaktionsgrad*

$$\rho_h = \frac{\Delta h''}{\Delta h' + \Delta h''}, \quad (2.27)$$



**Abbildung 2.5.:** Definition der Geschwindigkeiten und Winkel im Mittelschnitt.

worin  $c_a$  die Axialgeschwindigkeit in den Ebenen 1, 2 und 3 ist und  $\Delta h$  die Enthalpieänderung. Die Größen des Leitrades sind durch ' und die Größen des Laufrades durch '' gekennzeichnet. Diese Kenngrößen sind zusammen mit  $u$  die *Auslegungsvariablen* des Mantelpropellers. Werden  $\alpha_1 = 90^\circ$  und  $\alpha_3 = 90^\circ$  gewählt, so können Lauf- und Leitrad in der Auslegung vereinfachend als Verdichterrepetierstufe

$$\alpha_1 = \alpha_3 \quad (2.28)$$

$$c_1 = c_3 \quad (2.29)$$

mit konstanter Axialgeschwindigkeit

$$\varphi_1 = \varphi_2 = \varphi_3 = \varphi \quad (2.30)$$

betrachtet werden. Die Zuströmung ist auch üblicherweise drallfrei und

$$c_{u1} = 0, \quad (2.31)$$

sodass der Reaktionsgrad über

$$\rho_h = 1 - \frac{\psi_h}{4} \quad (2.32)$$

mit der Enthalpikenngröße gekoppelt ist. Weiterhin ist der vom Mantelpropeller durchgesetzte Massenstrom über die Schubdüsenkennlinie mit der Druckerhöhung verknüpft, wie mit (4.25) noch gezeigt wird. Die Durchsatzkenngröße ist daher eine Funktion der

Enthalpiekenngröße sowie der Geometrie und der Umgebungsgrößen, u. a.  $A_8/A_2$  und  $c_0$ . Folglich sind durch die obigen Annahmen und Randbedingungen die Variablen  $\varphi$  und  $\rho_h$  implizit festgelegt und mit  $\psi_h$  und  $u$  oder  $N$  verbleiben noch zwei Freiheitsgrade bei der Auslegung der Mittelschnitts-Geschwindigkeitsdreiecke eines Mantelpropellers. Bei Verzicht auf die Vereinfachungen (2.29) und (2.30), die in der Nachrechnung aufgrund veränderlicher Dichteverhältnisse zwischen den Ebenen ohnehin nicht gelten, kommen noch zwei Freiheitsgrade hinzu, die Axialgeschwindigkeitsverhältnisse  $\varphi_2/\varphi_1$  und  $\varphi_3/\varphi_2$ .

Neben diesen Auslegungsvariablen werden bei der Propellerauslegung die *Auslegungsparameter* festgelegt. Diese i. d. R. geometrischen Größen haben keinen direkten Einfluss auf die Geschwindigkeitsdreiecke im Mittelschnitt, welche durch die Auslegungsvariablen bereits festgelegt sind, aber sie beeinflussen das Leistungsverhalten und die mechanischen Eigenschaften des Propellers. Mindestens eine dimensionsbehaftete Größe, meist ein Durchmesser oder eine Querschnittsfläche, dimensioniert den Propeller und legt damit Massenstrom, Schub und Leistungsaufnahme fest. Weitere wichtige Auslegungsparameter sind das Teilungsverhältnis  $t/l$  und das Höhen-Seiten-Verhältnis  $h/l$  von Lauf- und Leitrad sowie der Radialspalt des Laufrades  $\delta''$  und auch das Nabenverhältnis

$$\nu = \frac{r_N}{r_G}. \quad (2.33)$$

Aufgrund der wechselseitigen geometrischen Abhängigkeiten sind nicht alle dieser Parameter frei wählbar. Die Zusammenstellung der frei veränderlichen Eingangsgrößen und der abhängigen Ausgangsgrößen ist individuell auf die Auslegungsaufgabe abgestimmt und Teil der Auslegungsmethode. Die in dieser Arbeit verwendete Methode wird in Kap. 5.1 dargestellt.

### 2.2.1. Verlustziffern und Wirkungsgrad

In Abb. 2.6 ist die Zustandsänderung der vom Mantelpropeller verdichteten Luft dargestellt. Die Strömungsverluste werden in der Vorauslegung in Form von Enthalpieverlusten zwischen den Ebenen 1 und 2 bzw. 2 und 3 berücksichtigt, welche vereinfacht auch als Verluste im Laufrad  $\Delta h''_v$  und im Leitrad  $\Delta h'_v$  bezeichnet werden. Diese Verluste werden auf die kinetische Energie der Zuströmung der Gitter mit den Relativgeschwindigkeiten  $w_1$  und  $c_2$  bezogen, welche nach der *Bernoulli*-Gleichung jeweils der maximal möglichen statischen Druckerhöhung durch Diffusion in den Gittern entspricht. Darauf basiert die Definition der Verlustziffern des Laufrades

$$\xi'' = \frac{\Delta h''_v}{w_1^2/2} \quad (2.34)$$

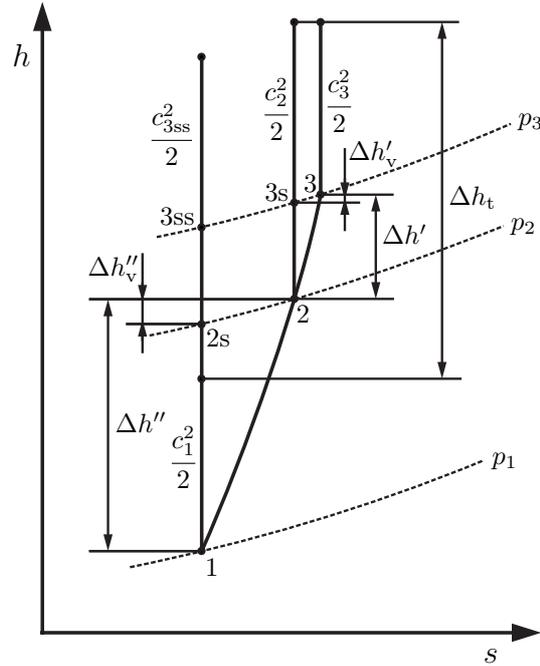


Abbildung 2.6.:  $h, s$ -Diagramm einer Mantelpropellerstufe.

und des Leitrades

$$\xi' = \frac{\Delta h'_v}{c_2^2/2}. \quad (2.35)$$

Die Verluste entstehen aufgrund verschiedener Strömungsphänomene, wovon für einen Mantelpropeller die viskose Umströmung der Schaufeln und der Radialspaltwirbel am bedeutendsten sind. Sie wurden wiederholt analytisch beschrieben und in Versuchsreihen zu Geometrieparametern in Beziehung gesetzt. Daraus entstanden Beschreibungen einzelner Verluste und in sich geschlossener Verlustmodelle, mittels derer die Verlustziffern bei der Auslegung und Nachrechnung bestimmt werden können. Das in dieser Arbeit verwendete Verlustmodell ist Gegenstand von Kap. 5.2. Die Verlustziffern fließen in die Berechnung der Zustandsänderungen zwischen den Verdichterebenen 1 und 3 ein. Das Gütemaß für die Energieübertragung des Propellers von der Antriebswelle in das Arbeitsmedium Luft ist der total-zu-totale *isentropen Stufenwirkungsgrad*

$$\eta_{\text{is,tt}} = \frac{P_{\text{isentrop}}}{P_{\text{real}}} = \frac{h_{t3,\text{ss}} - h_{t1}}{h_{t3} - h_{t1}}. \quad (2.36)$$

Dieser setzt die isentrope  $P_{\text{isentrop}}$  zur realen Verdichterleistung  $P_{\text{real}}$  ins Verhältnis und wird fortan auch als Propellerwirkungsgrad  $\eta_{\text{Prop}}$  bezeichnet. Unter Repetierbedingungen mit

$$c_1 = c_3 \stackrel{!}{=} c_{3\text{ss}} \quad (2.37)$$

kann der Wirkungsgrad auch als direkte Funktion der dimensionslosen Stufenkenngrößen und Verlustziffern dargestellt werden, wie z. B. *Traupel* (1988) zeigt.

### 2.2.2. Schaufelverwindung

Für die Schaufelauslegung und zur Bewertung der aerodynamischen Stabilität und Lärmemissionen ist eine Betrachtung der Strömung über die gesamte Schaufelhöhe erforderlich. Der radiale Verlauf der Geschwindigkeitsdreiecke kann auf Grundlage des einfachen radialen Gleichgewichts bestimmt werden: Zwischen den Schaufelgittern wird die Strömung als stationär, rotationssymmetrisch und reibungsfrei sowie ohne radiale Geschwindigkeitskomponente betrachtet, während die radiale Umverteilung ausschließlich in den Schaufelgittern erfolgt. Aus der Navier-Stokes-Gleichung in radialer Richtung in Zylinderkoordinaten folgt dann die *Gleichung des einfachen radialen Gleichgewichts*

$$\frac{1}{\rho} \frac{dp}{dr} = \frac{c_u^2}{r}, \quad (2.38)$$

welche die an jedem Fluidteilchen angreifende Zentrifugalkraft zum radialen Druckgradienten in Beziehung setzt. Aus (2.38), der Gibbsschen Gleichung und der Definition der Totalenthalpie folgt die *Gleichung der radialen Geschwindigkeitsschichtung*

$$\frac{dh_t}{dr} - T \frac{ds}{dr} = c_a \frac{dc_a}{dr} + \frac{c_u}{r} \frac{d(c_u r)}{dr}. \quad (2.39)$$

Zur Lösung von (2.39) in den Ebenen 1, 2 und 3 existieren verschiedene Ansätze, sogenannte Drallgesetze. Einfache Lösungen sind das Potentialwirbelgesetz (*Free Vortex*)

$$c_u r = \text{konst.} \quad (2.40)$$

und das Starrkörperwirbelgesetz (*Forced Vortex*)

$$\frac{c_u}{r} = \text{konst.} \quad (2.41)$$

Wird ein Mantelpropeller mit einer Free Vortex-Auslegung versehen, so führt dies aufgrund seines niedrigen Nabeverhältnisses zu einer starken Verwindung der Schaufeln und zu einer hohen aerodynamischen Belastung, möglicherweise auch Überlastung, der nabennahen Schaufelschnitte. Dafür hat diese Auslegung den Vorteil konstanter Axialgeschwindigkeit in der Abströmung, welche sich positiv auf den äußeren Wirkungsgrad auswirkt. Die Forced Vortex-Auslegung bewirkt radial aerodynamisch gleich belastete Schaufelschnitte und weniger stark verwundene Schaufeln, was sich positiv auf die aerodynamische Stabilität und die mechanischen Eigenschaften auswirkt. Allerdings wird der Massenstrom damit verstärkt in die Außenschnitte umverteilt und die radial inhomogene Axialgeschwindigkeit am Austritt mindert den äußeren Wirkungsgrad.

### 2.2.3. Betriebsverhalten

Mit der Auslegung ist die Geometrie des Mantelpropellers festgelegt. Aufgrund variierender Umgebungsbedingungen und Schubforderungen wird der Mantelpropeller i. d. R. nicht genau an seinem Auslegungspunkt (*Design*) betrieben, sondern unter davon abweichenden Betriebsbedingungen (*Off-Design*). Der sich unter diese Bedingungen einstellende Betriebspunkt wird in der Nachrechnung ausgehend von den bei der Auslegung festgelegten Auslegungsvariablen bestimmt.

#### 2.2.3.1. Inzidenz und Umlenkcharakteristik

Wenn die Anströmwinkel der Schaufelgitter im Off-Design von der Nennanströmrichtung abweichen, besteht eine Fehlanströmung (*Inzidenz*). Diese ist für Lauf- und Leitrad als

$$i'' = \beta_1 - \beta_{1,\text{Design}} \quad (2.42)$$

$$i' = \alpha_{2,\text{Design}} - \alpha_2 \quad (2.43)$$

definiert und damit positiv, wenn die Umlenkung im Schaufelgitter gegenüber der Auslegung vergrößert wird. Damit gehen Fehlanströmungsverluste einher.

Unter Fehlanströmung lenken die Schaufelgitter die Strömung auch nicht mehr genau in Nennabströmrichtung. Die Umlenkung ist dieser gegenüber vermindert, und zwar umso stärker, je weiter die Gitter geteilt sind. Für Verdichtergitter mit Schaufelteilungsverhältnissen über 1 ist dieser Effekt besonders ausgeprägt. Für die Off-Design-Rechnung kann der Abströmwinkel solcher Gitter mit dem linearen Ansatz

$$\beta_2 = \beta_{2,\text{Design}} + A i'' \quad (2.44)$$

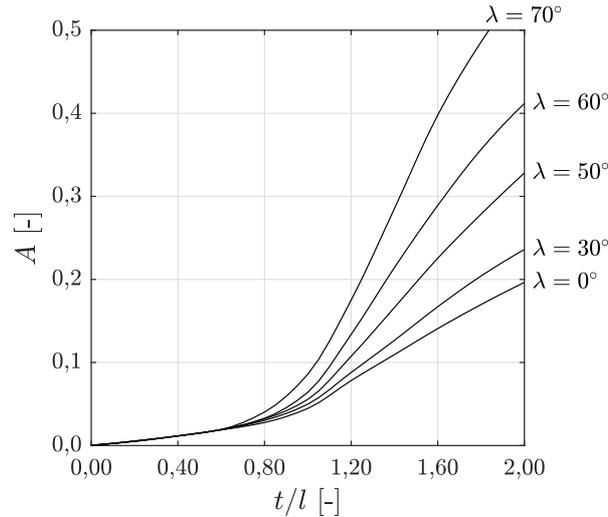
$$\alpha_3 = \alpha_{3,\text{Design}} - A i' \quad (2.45)$$

beschrieben werden. Einen Weg zur Bestimmung des Austrittskantenfaktors  $A$  zeigt *Traupel* (1988) mit Methoden der Potentialtheorie für ein schwach umlenkendes Plattengitter. Nach der auf *Weinig* (1935) zurückgehenden Theorie ist  $A$  vom Schaufelteilungsverhältnis und vom Staffelungswinkel abhängig, wie es in Abb. 2.7 für einige auf die Maschinenachse bezogene Staffelungswinkel  $\lambda$  exemplarisch dargestellt ist.

Bei Teilungsverhältnissen kleiner 0,7 ist  $A$  vernachlässigbar niedrig. Gitter mit einer solchen Teilung lenken die Strömung nahezu unabhängig von der Anströmrichtung im Off-Design in Richtung der Nennabströmung. Für Vorauslegungszwecke können dann

$$\beta_2 \approx \beta_{2,\text{Design}} \quad (2.46)$$

$$\alpha_3 \approx \alpha_{3,\text{Design}} \quad (2.47)$$



**Abbildung 2.7.:** Austrittskantenfaktor  $A$  in Abhängigkeit des Teilungsverhältnisses für verschiedene Staffelungswinkel nach *Traupel* (1988).

als näherungsweise konstant angesehen werden. Für Gitter mit Teilungsverhältnissen über 1 ist  $A$  hingegen von signifikanter Größe. Die Umlenkung und somit der Arbeitseintrag in die Strömung sind für diese Gitter unter Fehlanströmung deutlich vermindert. Mantelpropellerlaufräder weisen im Mittelschnitt typischerweise Staffelungswinkel  $> 40^\circ$  auf, sodass dieser Effekt bei Mantelpropellern mit großen Teilungsverhältnissen stark ausgeprägt ist. Das zeigt sich in einer Abflachung der Stufenkennlinie von Mantelpropellern mit Laufrädern großer Teilungsverhältnisse gegenüber solchen mit Laufrädern kleiner Teilungsverhältnisse.

### 2.2.3.2. Stufencharakteristik und Kennfeld

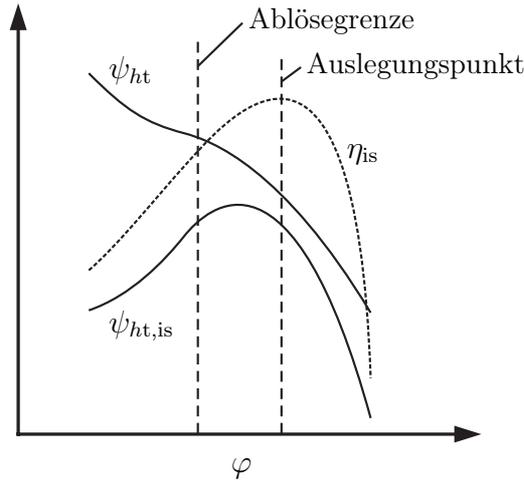
Die *Stufencharakteristik* beschreibt das Strömungsverhalten der Stufe bei verschiedenen Drosselzuständen. Sie entsteht durch Auftragen von

$$\psi_{ht, is} = \frac{\Delta h_{t, is}}{u^2/2} \quad (2.48)$$

und

$$\psi_{ht} = \frac{\Delta h_t}{u^2/2} = \frac{\psi_{ht, is}}{\eta_{is, tt}} \quad (2.49)$$

über  $\varphi$ . Die Kurven  $\psi_{ht}(\varphi)$  und  $\psi_{ht, is}(\varphi)$  werden auch als *Stufenkennlinien* bezeichnet. Eine für Mantelpropeller typische Charakteristik ist in Abb. 2.8 dargestellt.  $\psi_{ht}$  verläuft näherungsweise linear. Die Abflachung der  $\psi_{ht}$ -Kennlinie links der Ablösegrenze ist auf die mit dem Einsetzen von Strömungsablösungen zunehmende Blockage zurückzuführen.



**Abbildung 2.8.:** Schematische Darstellung einer Verdichterstufencharakteristik in Anlehnung an *Eck* (1972) und *Grieb* (2009).

Der *Betriebspunkt* ergibt sich als Schnittpunkt der  $\psi_{ht,is}$ -Kennlinie mit einer, in Abb. 2.8 nicht dargestellten, Düsencharakteristik.

Das Betriebsverhalten des Mantelpropellers wird auch im Verdichterkennfeld dargestellt. Das Kennfeld beruht auf der Mach'schen Ähnlichkeit und eignet sich gut zur Veranschaulichung des Zusammenspiels von Mantelpropeller und Antriebssystem unter veränderlichen Umgebungsbedingungen. Im Verdichterkennfeld ist das Totaldruckverhältnis zwischen Austritt und Eintritt

$$\pi_{\text{Prop}} = \frac{p_{t3}}{p_{t1}} \quad (2.50)$$

über den auf einen Normzustand, hier

$$\begin{aligned} T_{\text{ref}} &= 288,15 \text{ K} \\ p_{\text{ref}} &= 101\,325 \text{ Pa} \end{aligned}$$

bezogenen *korrigierten Massenstrom* am Eintritt

$$\dot{m}_{\text{korr}} = \frac{\dot{m} \sqrt{T_{t1}} p_{\text{ref}}}{\sqrt{T_{\text{ref}}} p_{t1}} \quad (2.51)$$

entlang einer Anzahl von Linien konstanter *korrigierter Drehzahl*

$$N_{\text{korr}} = \frac{N}{\sqrt{T_{t1}}} \sqrt{T_{\text{ref}}} \quad (2.52)$$

aufgetragen. Jede dieser *Drehzahl* entspricht in ihrem Verlauf einer  $\psi_{ht,is}$ -Kennlinie. In Richtung niedriger Massenströme enden die Drehzahl

### 2.2.3.3. Stabilität und Betriebsgrenzen

Unter der Stabilität eines Verdichters wird verstanden, dass er auf kleine Änderungen der Betriebsbedingungen mit begrenzten Betriebspunktverschiebungen reagiert und nach Störungen der Betriebsbedingungen wieder zum ursprünglichen Betriebspunkt zurückkehrt. Dabei wird zwischen der aerodynamischen Stabilität des Verdichters selbst und der Betriebsstabilität des gesamten Systems, in das der Verdichter mit seiner Betriebscharakteristik eingebunden ist, unterschieden. Die aerodynamische Stabilität des Mantelpropellers wird grundsätzlich von denselben Strömungsphänomenen und Zusammenhängen bestimmt wie die aerodynamische Stabilität eines einstufigen Axialverdichters. Aufgrund der niedrigeren Druck- und Nabenverhältnisse verhält sich der Mantelpropeller tendenziell aber deutlich stabiler als hochbelastete Axialverdichterstufen.

Das Verdichterkennfeld zeigt meist nur die aerodynamisch stabile *Primärcharakteristik* (Rick, 2013), die an der Pumpgrenze endet. Stufen mit niedrigem Nabenverhältnis, wie sie im Mantelpropeller vorkommen, neigen zu Eckablösungen der Strömung mit einem stetigen Übergang in den instabilen Betriebsbereich, wie in Abb. 2.8 skizziert (*sanftes Ablösen*). Die auf Teile der Kanalhöhe begrenzten Ablösegebiete führen zu Ablösezellen, die sich typischerweise entweder alle außen oder alle innen im Ringraum befinden und dort umlaufen, je nachdem, ob ein naben- oder gehäusenaher Schaufelschnitt als Erstes überlastet ist. Bei Gebläsen wie dem Mantelpropeller ist das i. d. R. ein nabenaher Schnitt (Eck, 1972), sodass die abgelöste Strömung nur einen kleinen Teil des Ringraumquerschnitts einnimmt. Die auf die Ablösegebiete treffende Strömung wird radial zu niedriger belasteten Schaufelschnitten umverteilt. Dieses sanfte Ablöseverhalten wird durch das niedrige Druckverhältnis, den großen Laufradstaffelungswinkel und die geringe Blockagewirkung von Nabenablösungen auf niedrigem Radius begünstigt (Pampreen, 1993; McKenzie, 1997; Wilson und Korakianitis, 2014). Das ermöglicht bei fortschreitender Androsselung den stetigen Weiterbetrieb des Mantelpropellers entlang einer quasi-stationären *Sekundärcharakteristik* (links der Ablösegrenze in Abb. 2.8) auf hohem Druckniveau. Definitionsgemäß ist dieser Betriebsbereich aerodynamisch instabil, bei begrenzten Nabenablösungen sind die Betriebspunktschwankungen aber gering und dieser Betriebsbereich kann prinzipiell nutzbar sein, ohne die Schaufelräder strukturell zu schädigen.

Ob und ab welchem Punkt einer Kennlinie Betriebsinstabilität einsetzt, hängt von verschiedenen Eigenschaften des gesamten Systems ab, u. a. von der Größe der Druck speichernden Volumina und von der Trägheit des den Propulsor durchströmenden Massenstroms. Mantelpropeller können auch im Bereich positiver Kennliniensteigungen betriebsstabil sein, weil ihre  $\psi_{ht,is}$ -Kennlinie dort aufgrund der oben beschriebenen, langsam wachsenden Ablösezellen i. d. R. flacher verläuft als die Düsencharakteristik.

### 2.2.3.4. Belastungskriterien

Die aerodynamische Belastung ist eine qualitative Beschreibung der Verzögerung der Strömung. Mit zunehmender Belastung steigt die Verzögerung und damit u. a. die Gefahr von Strömungsablösungen. Die maximal mögliche Belastung ist durch Ablösungen der Profilgrenzschicht und andere Effekte limitiert. Sie wird mittels verschiedener Kennzahlen bewertet.

Ein Belastungskriterium ist die Diffusionszahl nach *Lieblein* (1965)

$$D'' = 1 - \frac{w_2}{w_1} + \frac{t''}{2l''} \frac{|w_{u2} - w_{u1}|}{w_1} \leq D_{\max}, \quad (2.53)$$

welche auf der maximal möglichen Verzögerung stromab des saugseitigen Geschwindigkeitsmaximums beruht. Für Profiligitter der NACA-65 Reihe mit einer maximalen Profildicke von zehn Prozent der Sehnenlänge ist  $D_{\max} = 0,6$  ermittelt worden. Zwar beschreibt *Lieblein* die Diffusionszahl nur für den Anströmwinkel minimaler Verluste (*minimum loss incidence*), aber auch bei davon abweichenden Zuströmbedingungen ist sie anwendbar (*Cumpsty*, 2004). Die Gleichung (2.53) ist analog auf das Leitrad übertragbar. Bei Werten von  $D > 0,5 \dots 0,6$  kann ein Schaufelgitter als hochbelastet bezeichnet werden (*Kosyna et al.*, 2002).

Ein weiteres Kriterium ist das von *de Haller* (1953) vorgeschlagene und nach ihm benannte Verzögerungsverhältnis. Demzufolge sind Verzögerungen von

$$\frac{w_2}{w_1} \geq 0,7 \dots 0,75 \quad (2.54)$$

realisierbar. Auch dieses Kriterium ist analog auf das Leitgitter übertragbar. Stärkere Verzögerungen setzen eine besondere Ausführung der Schaufelgeometrie voraus, beispielsweise eng geteilte Gitter (*Traupel*, 1988).

## 2.3. Antriebslärm

Die Begriffe *Schall* und *Lärm* sind in der DIN 1320 (2009) definiert. Als Schall werden mechanische Schwingungen bezeichnet, die sich als akustische Welle in einem elastischen Übertragungsmedium ausbreiten, z. B. in Luft oder einer Flugzeugstruktur. Lärm ist störender Schall im hörbaren Bereich. Unter Schalldruck werden dem Ruhewert des statischen Drucks überlagerte Druckwechsel verstanden. Der Effektivwert des Schalldrucks  $\tilde{p}$  ist dessen zeitlicher quadratischer Mittelwert und beispielsweise mit Mikrofonmessungen ermittelbar. Er ist im Freifeld gegenproportional zum Abstand zur Schallquelle.

Weil der vom Menschen hörbare Bereich des Schalldrucks sich über sechs Größenordnungen erstreckt, wird der Schalldruck logarithmisch als Schalldruckpegel (*Sound Pressure Level, SPL*)

$$L_p = 20 \log_{10} \left( \frac{\tilde{p}}{p_{\text{ref}}} \right) \quad (2.55)$$

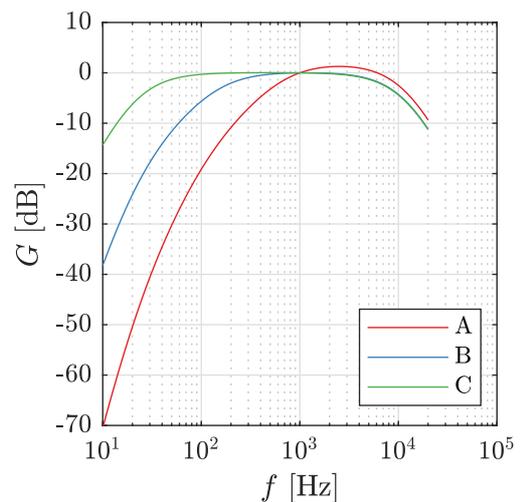
mit der Hilfseinheit Dezibel (dB) dargestellt. Er wird dafür auf den Bezugswert des Schalldrucks  $p_{\text{ref}} = 2 \cdot 10^{-5} \text{ Pa}$  bezogen, welcher der Hörschwelle bei 1 kHz entspricht, also vom Menschen gerade noch hörbar ist. Die Hörschwelle liegt bei 1 kHz bei einem Schalldruckpegel von 0 dB und die sogenannte Schmerzgrenze bei 120 dB. Der gemessene Schalldruck ist u. a. abhängig von der Distanz zur Schallquelle und der Beschaffenheit des Raums, in dem sich der Schall ausbreitet. Von diesen Faktoren unabhängig ist die Schallleistung, d. h. die von einer Schallquelle abgegebene Energie pro Zeit. Sie wird auch als Schalleistungspegel

$$L_P = 10 \log_{10} \left( \frac{P_a}{P_{\text{ref}}} \right) \quad (2.56)$$

dargestellt, bezogen auf den Referenzwert  $P_{\text{ref}} = 10^{-12} \text{ W}$ .  $L_P$  ist gut zur integralen Bewertung einer Schallquelle geeignet, welche die Ausbreitung außen vor lässt.

### 2.3.1. Wahrnehmung und Bewertung

Das menschliche Gehör ist im Frequenzbereich von 1000 Hz bis 4000 Hz sehr empfindlich, zu höheren Frequenzen hingegen und besonders auch unterhalb von 500 Hz nimmt die Empfindlichkeit stark ab. Um dieser frequenzabhängigen Empfindlichkeit des menschlichen Gehörs in der Lärmbewertung Rechnung zu tragen, werden oft bewertete Schallpegel verwendet, beispielsweise bei der Festlegung gesetzlicher Lärmgrenzwerte. Dazu werden die gemessenen Pegel mit einem Filter beaufschlagt, welcher die Gehörempfindlichkeit abbilden soll. Zu diesem Zweck sind *Frequenzbewertungskurven* entwickelt worden, welche in der DIN EN ISO 9612 (2009) festgeschrieben sind. Hervorzuheben sind die in Abb. 2.9 dargestellten Kurven A für die Bewertung niedriger



**Abbildung 2.9.:** Bewertungskurven für Schallpegel, Filterfunktion  $G$  nach DIN EN ISO 9612 (2009).

Schalldruckpegel ( $L_p < 60$  dB) sowie die weiteren Kurven  $B$  ( $L_p > 60$  dB) und  $C$  ( $L_p > 85$  dB) zur Bewertung höherer Schalldruckpegel. Der A-bewertete Schalldruckpegel hat sich in der technischen Akustik weitgehend durchgesetzt. Eine Angabe dieses Pegels wird in der Einheitsangabe als dB(A) gekennzeichnet. Die Aussagekraft dieser A-Bewertung über den empfundenen Schallpegel ist allerdings in vieler Hinsicht begrenzt: Hohe Lautstärkepegel, niedrige Frequenzen und subjektiv besonders lästige Geräusche werden von ihr nicht treffend beschrieben. Auch stark herausstechende Einzeltöne im empfindlichen Frequenzbereich des menschlichen Gehörs und die Dauer der Lärmeinwirkung sind für die subjektive Wahrnehmung von Bedeutung. Diese Faktoren werden z. B. bei der Bestimmung des *effektiv empfundenen Schallpegels* (*Effective Perceived Noise Level*, kurz: *EPNL*) berücksichtigt, die zur Fluglärmbewertung nach ICAO-Annex 16 (2014) in vielen Fällen zur Anwendung kommt.

### 2.3.2. Anregung und Ausbreitung

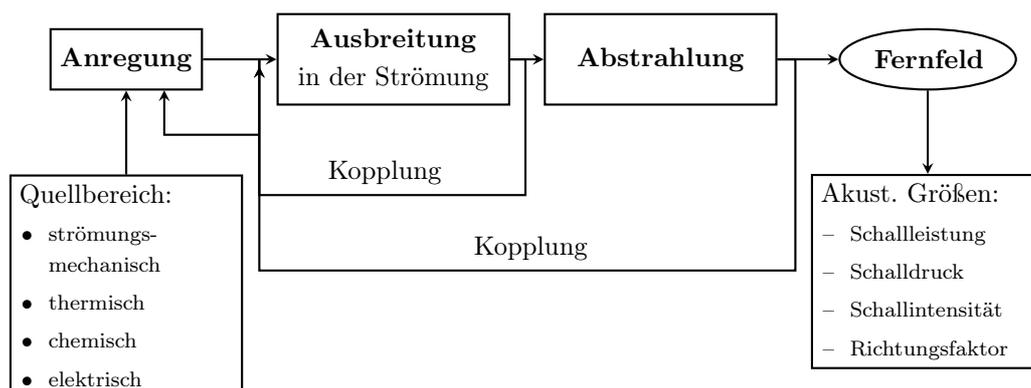
Im Mantelpropellerantriebsstrang entsteht Lärm durch viele Mechanismen, von denen in dieser Arbeit nur der vom Propeller angeregte Strömungslärm betrachtet wird. *Neise* (2002) hat verschiedene Mechanismen der Lärmentstehung und Minderungsmaßnahmen zusammengetragen, worauf sich die folgenden Ausführungen im Wesentlichen stützen. Auch *Smith* (1989) gibt einen umfassenden Überblick über Triebwerkslärm, dessen Quellen und Reduktionsmöglichkeiten.

Der über einen breiten Frequenzbereich emittierte Lärmanteil wird als *Breitbandlärm* bezeichnet. Diskrete, aus diesem hervorstechende Einzeltöne werden als *Tonallärm* bezeichnet. Meistens wird dieser vom *Drehklang* dominiert, der sich aus dem *Drehton* (auch: *Blattpassierfrequenz*, kurz: *BPF*) und seinen ganzzahligen Vielfachen, den *Harmonischen*, zusammensetzt. Die erste BPF ist das Produkt der Laufschaufelzahl  $B$  und der Drehzahl  $N$

$$f_{\text{BPF}} = BN. \quad (2.57)$$

Der durch verschiedene Mechanismen angeregte Lärm breitet sich im Strömungskanal stromauf und stromab des Propellers aus und wird dann aus dem Einlauf und der Düse in die Umgebung abgestrahlt. Diese Zusammenhänge veranschaulicht Abb. 2.10.

Die Entstehung und Ausbreitung des aerodynamischen Lärms wird mit dem Ansatz und den Rechenmodellen der *akustischen Analogien* beschrieben, die auf *Lighthill* (1952) zurückgehen. Diese beruhen auf der Annahme, dass das Strömungsfeld und die Schallquellen ohne Kenntnis des Schalls berechnet werden können, um anschließend die Schallausbreitung für die gegebene Quellenverteilung ohne Berücksichtigung der in Abb. 2.10



**Abbildung 2.10.:** Prinzipskizze zur Geräusentstehung und Abstrahlung ins Fernfeld in Anlehnung an *Deutsche Gesellschaft für Akustik e.V.* (2006).

dargestellten Rückkopplungen zu bestimmen. Die Schallausbreitung wird durch die akustische Wellengleichung beschrieben, die Quellterme für die Schallerzeugung enthält, und die Lösung der Wellengleichung liefert das abgestrahlte Schallfeld. *Lighthill* berechnete mit dieser Methode zunächst Strahlärm. Seine Analogie wurde von *Curle* (1955) auf die Schallanregung in Gegenwart fester Begrenzungswände erweitert und von *Ffowcs Williams und Hawkings* (1969) auf bewegte Begrenzungen.

In der akustischen Analogie von *Ffowcs Williams und Hawkings* wird die Turbomaschine als ein teils von verschiedenen, auch bewegten, Wänden begrenztes Schallquellgebiet in einem ansonsten ruhenden oder gleichförmig bewegten Fluid behandelt. Die Quellterme beschreiben die Schallerzeugung aufgrund der Strömung des Fluids um die Wände. Eine Zusammenfassung der Herleitungen findet sich bei *Neise und Michel* (1994). *Neise* (2002) erläutert die daraus folgenden Erkenntnisse bezüglich der Lärmentstehungsmechanismen. Insbesondere können mit dieser akustischen Analogie die für die Schallanregung in Turbomaschinen maßgeblichen Strömungsphänomene identifiziert und getrennt betrachtet werden. Aus den Quelltermen geht hervor, dass die Geräusche der Turbomaschinen auf drei grundsätzliche Arten von Schallquellen mit bestimmten Abstrahlcharakteristiken zurückgeführt werden können: *Monopole*, *Dipole* und *Quadrupole*. Diese Quellen werden von bestimmten Strömungsphänomenen angeregt.

### 2.3.3. Entstehungsmechanismen

Die dominanten Lärmentstehungsmechanismen unterscheiden sich je nach Maschinentyp. Hier werden die für den subsonisch durchströmten Mantelpropeller wichtigsten behandelt. Mantelpropellerlärm wird hauptsächlich durch instationäre Schaufelkräfte angeregt, die auf eine Vielzahl auch miteinander wechselwirkender Strömungsphänomene zurückzuführen sind.

### 2.3.3.1. Lärm durch Ungleichförmigkeiten der Zuströmung

Wenn die Zuströmung des Rotors stationäre Ungleichförmigkeiten aufweist, bewirkt dies eine positionsabhängige Veränderung der Zuströmwinkel und -geschwindigkeiten und somit instationäre Kräfte der umlaufenden Schaufeln. Die instationären Schaufelkräfte können sich mit einer größeren Geschwindigkeit in Umfangsrichtung bewegen als die Laufschaufeln. Wenn die Umfangsgeschwindigkeit des daraus resultierenden Druckfeldes ausreichend groß ist, breitet sich der Drehklang im Strömungskanal aus und wird ins Fernfeld abgestrahlt. Mögliche Ursachen dafür wären die Verwendung eines Vorleitrades, Einbauten im Einlauf oder andere Ungleichförmigkeiten des Strömungskanals. Auch Fehlanströmungen des Einlaufs und eingesaugte Wirbelfäden von vorgelagerten Flügelklappen oder einlaufnahen Wänden können zu stationären Ungleichförmigkeiten der Zuströmung des Rotors führen. So wird Tonallärm angeregt.

Instationäre Ungleichförmigkeiten der Zuströmung tragen ebenfalls zur Lärmentstehung bei. Die Zuströmturbulenz erzeugt stochastische instationäre Schaufelkräfte, welche Breitbandlärm anregen. Zeitliche Veränderungen einer ungleichförmigen Zuströmung führen zu einer Frequenzverschiebung des erzeugten Tonallärms, sodass das Linienspektrum zu einem *kontinuierlichen* Spektrum wird.

### 2.3.3.2. Lärm durch Rotor-Stator-Interaktion

Die *Rotor-Stator-Interaktion* leistet in vielen Fällen den größten Beitrag zum Mantelpropellerlärm. Zum einen beeinflussen sich, wenn der Axialabstand des Rotor- und Statorgitters klein ist, deren Potentialfelder gegenseitig. Diese Wechselwirkung ist besonders stark, wenn der Axialabstand kleiner als die Sehnenlänge der Rotorschaufeln ist. Zum anderen bewirkt das Auftreffen der Rotorschaufelnachläufe auf die Statorschaufeln eine periodische Änderung ihrer Anströmgeschwindigkeit. Durch die resultierenden instationären Schaufelkräfte entstehen zeitversetzte Druckstörungen, die sich zu rotierenden Druckfeldern oder *Moden* zusammensetzen. Die Druckfelder werden durch ihre Modenordnungen beschrieben. Die azimutale Modenordnung  $m$  steht für die Anzahl der Wellenberge in Umfangsrichtung und die radiale Modenordnung  $n$  steht für die Anzahl der Knoten in radialer Richtung.

Aus Betrachtungen der Periodizität haben *Tyler und Sofrin* (1962) einen Zusammenhang zwischen der Anzahl der Rotor- und Statorschaufeln und den auftretenden Umfangsmodenordnungen abgeleitet. Durch die Interaktion zweier Schaufelgitter mit  $B$  Rotorschaufeln und  $V$  Statorschaufeln werden nur Moden der azimutalen Ordnung

$$m = hB \pm sV \quad (2.58)$$

mit

$$\begin{aligned} h &= 1, 2, 3, \dots \\ s &= 0, 1, 2, \dots \end{aligned}$$

angeregt. Für die Ausbreitungsfähigkeit des aus der Rotor-Stator-Interaktion angeregten Schalls im Strömungskanal ist die Kreisfrequenz der Mode  $\omega$  ausschlaggebend. Sie entspricht der Frequenz, mit der ein ortsfester Beobachter die Wellenberge der Mode wahrnimmt. Diese Kreisfrequenz einer Mode ist das Produkt der azimuthalen Modenordnung und der Winkelgeschwindigkeit  $\Omega_{\text{Muster}}$  der rotierenden Mode.  $\Omega_{\text{Muster}}$  wird aus kinematischen Überlegungen bestimmt. Aus

$$\omega = m \Omega_{\text{Muster}} \quad (2.59)$$

und

$$\Omega_{\text{Muster}} = \Omega \underbrace{\frac{hB}{hB \pm sV}}_m \quad (2.60)$$

mit  $\Omega = 2\pi N$  folgt

$$\omega = 2\pi N h B. \quad (2.61)$$

Die tonale Frequenz der Mode ist die Harmonische  $h$  der Blattpassierfrequenz

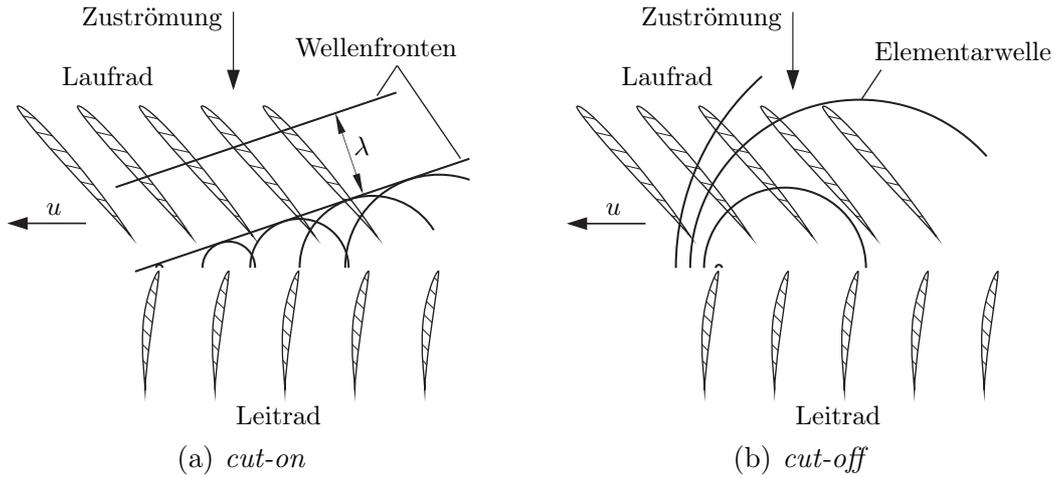
$$f_h = h f_{\text{BPF}}. \quad (2.62)$$

Eine Mode ist ausbreitungsfähig (*cut-on*), wenn die Bedingung

$$\frac{\omega r}{a} \geq \sqrt{1 - \text{Ma}_x^2} \sigma_{mn} \quad (2.63)$$

erfüllt ist. Andernfalls ist sie nicht ausbreitungsfähig (*cut-off*). Die linke Seite von (2.63) enthält den Gehäuseradius  $r$  und die Schallgeschwindigkeit  $a$ . Die rechte Seite ist von der axialen Machzahl  $\text{Ma}_x$  der Kanalströmung sowie vom Eigenwert der Mode  $\sigma_{mn}$  abhängig. Die Entstehung ausbreitungsfähiger und nicht ausbreitungsfähiger Moden nach (2.63) ist in Abb. 2.11 veranschaulicht. Abb. 2.11(a) zeigt den Fall einer ausbreitungsfähigen Mode. Das durch Rotor-Stator-Interaktion angeregte Druckmuster läuft im Verhältnis zur Schallgeschwindigkeit so schnell um, dass die einzelnen Elementarwellen sich zu Wellenfronten überlagern, die einen Abstand von

$$\lambda = \frac{2\pi a}{\omega} \quad (2.64)$$



**Abbildung 2.11.:** Anregung ausbreitungsfähiger Moden (a) und nicht ausbreitungsfähiger Moden (b) in Anlehnung an *Cumpsty* (2004). Lauf- und Leiträder sowie die Umfangsgeschwindigkeit  $u$  sind identisch, die Schallgeschwindigkeit ist größer in (b).

aufweisen. Abb. 2.11(b) zeigt den gegenteiligen Fall einer nicht ausbreitungsfähigen Mode. Das angeregte Druckmuster läuft im Verhältnis zur Schallgeschwindigkeit langsam um. Die Elementarwellen überlagern sich nicht zu einer Wellenfront und die Mode klingt nach kurzer Ausbreitungsdistanz ab. Dies wird auch als Analogie zu sich super- oder subsonisch fortbewegenden Projektilen beschrieben (*Cumpsty*, 2004).

Die Eigenwerte für die Eigenlösungen der Wellengleichung werden aus den Randbedingungen des Strömungskanals bestimmt. Sie werden besonders für hohe radiale Modenordnungen stark vom Nabenverhältnis des Kanals beeinflusst. Für Moden der nullten radialen Ordnung gibt *Tapken* (2016) die Näherung

$$\sigma_{m,0} \approx |m| + 1, \quad (2.65)$$

an. Moden niedriger azimuthaler und radialer Ordnung sind aufgrund des kleinen Eigenwertes eher ausbreitungsfähig als Moden höherer Ordnung. Auch die Umfangsgeschwindigkeit beeinflusst die Ausbreitungsfähigkeit, denn die linke Seite von (2.63) wächst mit ihr proportional an, während die rechte Seite von ihr unbeeinflusst ist. Daher sind bei höheren Umfangsgeschwindigkeiten mehr Moden ausbreitungsfähig.

Bei akustischen Vorauslegungsbetrachtungen ist zu beachten, dass die Anregung der Moden nach (2.58) und ihre Ausbreitungsfähigkeit nach (2.63) zur Anregung und Abstrahlung von Interaktionslärm ins Fernfeld notwendig, aber nicht hinreichend sind. Um eine Aussage darüber zu treffen, wie stark die angeregten und ausbreitungsfähigen Moden tatsächlich ins Fernfeld abgestrahlt werden, ist eine Bewertung der Abstrahlcharakteristiken und Interferenzen der Quellen erforderlich. Aufgrund der gerichteten Dipolcharakteristik der Quellen kann angeregter Interaktionslärm ausbreitungsfähig sein, aber nur sehr schwach abgestrahlt werden.

## 2.4. Schub- und Widerstandsbilanzen

Gegenstand dieses Kapitels ist die in dieser Arbeit verwendete Systematik der Schub-, Widerstands- und Verlustbilanzierung von Mantelpropellern. Dabei werden die Begriffe Mantel und Gondel synonym verwendet.

Die Schub- und Widerstandsbilanzierung erfolgt in Anlehnung an *Kerrebrock* (1992). Die vom Mantelpropeller in Flugrichtung auf das Flugzeug ausgeübte Kraft ist die Differenz aus Schub und Widerstand  $F_N - D_I$ . Der Schub  $F_N$  ist die Summe der Kräfte, welche aus Impuls- und Druckänderungen der Strömung resultieren, die *durch den Antrieb* fließt. Der Widerstand  $D_I$  ist die Summe der übrigen Kräfte, welche aus Impulsänderungen der Strömung resultieren, die *um den Antrieb herum* fließt.

### 2.4.1. Kontrollvolumenbetrachtung

Zur Bestimmung von Schub und Widerstand wird das in Abb. 2.12 dargestellte Kontrollvolumen verwendet. Der Impulssatz für den stationären Flugzustand liefert für das Kontrollvolumen

$$\iint_A \rho \vec{c} (\vec{c} \cdot \vec{n}) dA = \iint_A \bar{\sigma} \cdot \vec{n} dA. \quad (2.66)$$

Die an der Oberfläche wirkenden Kräfte werden mithilfe des Spannungstensors

$$\bar{\sigma} = -p \bar{I} + \bar{\tau} \quad (2.67)$$

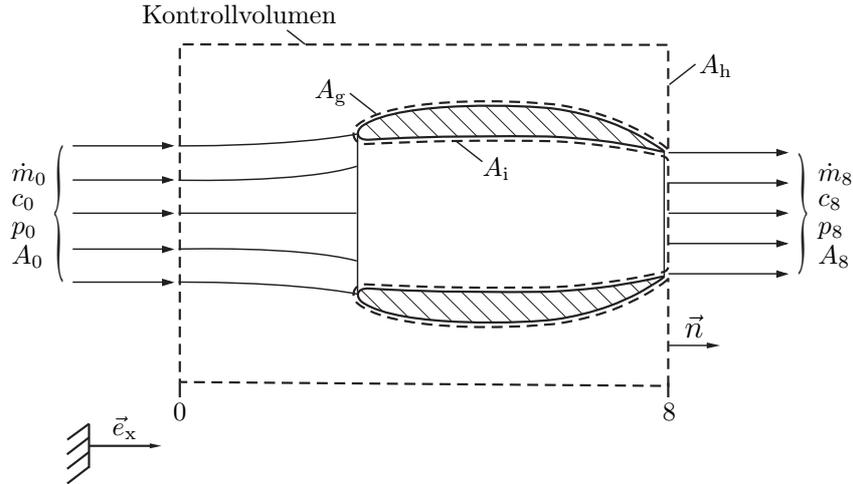
beschrieben, worin  $-p \bar{I}$  die isotropen Druckspannungen und  $\bar{\tau}$  die viskosen Reibungsspannungen repräsentiert. Die Schub- und Widerstandskräfte entsprechen definitionsgemäß den an den festen Oberflächen  $A_i$  und  $A_g$  in x-Richtung angreifenden Kräften

$$F_N - D_I = \vec{e}_x \cdot \iint_{A_i + A_g} \bar{\sigma} \cdot \vec{n} dA. \quad (2.68)$$

Der Pylon zur Anbindung an das Flugzeug wird vernachlässigt, sodass die Flächen  $A_0$  und  $A_8$  gemeinsam mit der Hüllfläche  $A_h$  das Kontrollvolumen vollständig umschließen. Dann kann (2.66) um den Term des Umgebungsdrucks

$$\iint_{A_0 + A_8 + A_h} (p_0 \bar{I}) \cdot \vec{n} dA = 0 \quad (2.69)$$

trivial erweitert werden, um die Bilanzierung der Druckterme zu vereinfachen. Es wird angenommen, dass in den Ebenen 0 und 8 homogene Zustände herrschen, sodass dort



**Abbildung 2.12.:** Schematische Darstellung der Antriebsgondel mit Kontrollvolumen zur Bilanzierung von Schub und Widerstand in Anlehnung an *Kerrebrock* (1992) und *Jeschke* (2019b).

$\bar{\tau} = 0$  ist und die Terme der durch den Antrieb fließenden Strömung in  $x$ -Richtung sich zu

$$\vec{e}_x \cdot \iint_{A_0} \rho \vec{c} (\vec{c} \cdot \vec{n}) dA = -\dot{m}_0 c_0 \quad (2.70)$$

$$\vec{e}_x \cdot \iint_{A_0} (p_0 - p_0) \vec{n} dA = 0 \quad (2.71)$$

$$\vec{e}_x \cdot \iint_{A_8} \rho \vec{c} (\vec{c} \cdot \vec{n}) dA = \dot{m}_8 c_8 \quad (2.72)$$

$$\vec{e}_x \cdot \iint_{A_8} (p_0 - p_8) \vec{n} dA = A_8(p_0 - p_8) \quad (2.73)$$

vereinfachen. Mit allem Obigen wird der Impulssatz (2.66) in  $x$ -Richtung zu

$$F_N - D_I = A_8(p_8 - p_0) + \dot{m}_8 c_8 - \dot{m}_0 c_0 - \vec{e}_x \cdot \iint_{A_h} \left( (p_0 - p) \bar{I} + \bar{\tau} \right) \cdot \vec{n} dA + \vec{e}_x \cdot \iint_{A_h} \rho \vec{c} (\vec{c} \cdot \vec{n}) dA. \quad (2.74)$$

Dies lässt sich nun aufteilen in die *Definition des Nettoschubs*

$$F_N = A_8(p_8 - p_0) + \dot{m}_8 c_8 - \dot{m}_0 c_0 \quad (2.75)$$

und den am Antrieb angreifenden *Installationswiderstand*

$$D_I = \vec{e}_x \cdot \iint_{A_h} \left( (p_0 - p) \bar{I} + \bar{\tau} \right) \cdot \vec{n} dA - \vec{e}_x \cdot \iint_{A_h} \rho \vec{c} (\vec{c} \cdot \vec{n}) dA. \quad (2.76)$$

Der mit (2.75) beschriebene Schub wird auch als *nicht installierter Nettoschub* bezeichnet. Dieser ist die Differenz des Bruttoschubs

$$F_B = A_8(p_8 - p_0) + \dot{m}_8 c_8 \quad (2.77)$$

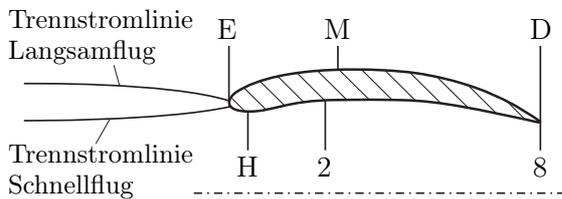
und des Eintrittsimpulses  $\dot{m}_0 c_0$ . Diese Schubdefinition hat sich als Schnittstelle zwischen der Antriebs- und Flugzeugbetrachtung etabliert, weil der nicht installierte Nettoschub auf Basis der Umgebungsbedingungen und der Austrittsbedingungen der Ebene 8 bestimmt werden kann, die einfach zu berechnen und messbar sind.

### 2.4.2. Interne und externe Verluste

Sowohl die Verluste der Innenströmung als auch die reibungsbedingten Kräfte, welche an der Gondelinnenfläche und im Antrieb selbst wirken, sind im Nettoschub (2.75) berücksichtigt und leisten keinen Beitrag zum Installationswiderstand (2.76). Sie zählen zu den *internen Verlusten* und werden als Totaldruckverluste *bilanziert*, fließen also auf diese Weise in die Berechnung der Zustandsänderungen zwischen den Ebenen 0 und 8 und somit letztlich in den Schub ein. Diese Totaldruckverluste und eventuelle Inhomogenitäten der Zuströmung von Ebene 0 nach 2 sind Installationsaspekte, welche in die Berechnung des Nettoschubs nach (2.75) einfließen. Bei Turboluftstrahltriebwerken sind dafür idealisierte Annahmen üblich; beispielsweise wird der Einlaufdruckverlust in subsonischer Zuströmung nach US-MIL-E-5007D (1973) vernachlässigt und zu null gesetzt. Bei Antrieben mit geringem spezifischem Schub, wie sie Gegenstand dieser Arbeit sind, wirkt sich dieser Totaldruckverlust aber stark auf die Leistungscharakteristik aus und eine genauere Betrachtung ist notwendig.

Ein Installationswiderstand entsteht nach (2.76) genau dann, wenn in der Außenströmung ein Impulsverlust anfällt. Dies wird auch als *externer Verlust* bezeichnet. In kompressibler, viskoser Strömung wirken verschiedene Widerstandsmechanismen und  $D_1$  ist stets größer als null. In dieser Arbeit werden alle an der Gondelaußenfläche angreifenden Widerstandskräfte, welche dort infolge von Grenzschichteffekten, Stoß- und viskosen Verlusten wirken, als Installationswiderstand des Antriebs bilanziert. Das schließt die Reibungskräfte der Gondelumströmung ein. Die Reibungskräfte des Pylons und alle weiteren installationsbedingten Widerstände, beispielsweise aufgrund einer Interaktion des Schubstrahls mit den Tragflächen, sind mit Methoden der Antriebsauslegung aber nicht bewertbar und bleiben in dieser Arbeit außen vor.

## 2.5. Grundlagen der Gondelströmung



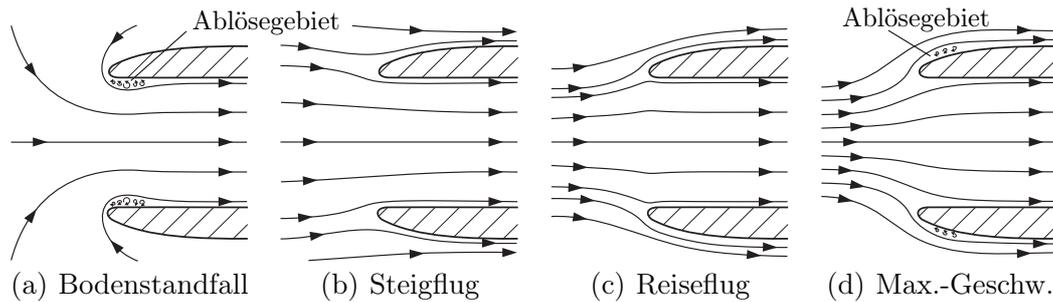
**Abbildung 2.13.:** Definition der Kontrollvolumengrenzen der Gondel.

Gegenstand dieses Kapitels sind die *Gondelströmung* und die mit ihr in Verbindung stehenden Verlustmechanismen. Als Gondelströmung werden hier sowohl die gesamte Umströmung als auch die Durchströmung von Stromauf bis Ebene 2 verstanden. Entsprechend der Bilanzierungssystematik des Kap. 2.4 werden die Verlustmechanismen einzelnen Widerstandskräften und Totaldruckverlusten zugeordnet. Zwischen Um- und Durchströmung liegt die *Trennstromlinie*. Da die Fachliteratur überwiegend englische Begriffe nutzt, sind diese mit angegeben. Die Kontrollvolumengrenzen der Gondel sind in Abb. 2.13 gezeigt. Ebene E markiert die Gondelvorderkante, Ebene H den Einlaufhals. Zur Abgrenzung von Einlauf und Düse D dient Ebene M am maximalen Gondelradius. Wenn die Gondelaußenfläche einen zylindrischen Abschnitt aufweist, um z. B. die Umströmung des Hecks von Zuströmeffekten zu entkoppeln, ist M am vorderen Ende des zylindrischen Abschnitts definiert. Während die Umströmung des Einlaufs stark vom durchgesetzten Massenstrom abhängt, bleibt die Umströmung des Gondelhecks davon weitgehend unbeeinflusst und wird davon losgelöst betrachtet.

### 2.5.1. Einlauf

Die Hauptaufgabe des Einlaufs ist die Bereitstellung des vom Propeller durchgesetzten Massenstroms mit einem möglichst geringen Totaldruckverlust gegenüber der Zuströmung. Das Auslegungsziel ist meist eine homogene Druck- und Geschwindigkeitsverteilung in der Austrittsebene 2 des Einlaufs, welche zugleich die Eintrittsebene des Propellers ist. Der dafür ausgelegte Einlauf soll zudem einen möglichst geringen Widerstand erzeugen. Eine weitere Aufgabe ist die Verzögerung der Strömung, um ein effizientes Arbeiten des Antriebs bei hohen Fluggeschwindigkeiten zu ermöglichen. Wird der Antrieb nur bei niedrigen Fluggeschwindigkeiten eingesetzt, ist das aber nicht notwendig. Außerdem dient der Einlauf zur Reduktion der Schallemissionen des Antriebssystems.

Die Gestaltung des Einlaufs wird durch den weiten Bereich von Massenstrom und Umgebungsbedingungen erschwert, in dem die genannten Aufgaben möglichst gut erfüllt werden müssen. Für Fluggeschwindigkeiten im Unterschall ist die Ausführung als *Pitot-Einlauf* üblich, der einen weiten Betriebsbereich mit geringen Verlusten bietet. Eine Auswahl verschiedener Betriebszustände des Pitot-Einlaufs ist in Abb. 2.14 dargestellt.



**Abbildung 2.14.:** Betriebszustände des Einlaufs in verschiedenen Flugphasen in Anlehnung an *Seddon und Goldsmith (1999)*.

Wesentliche Auslegungsparameter des Einlaufs sind die von der Gondelvorderkante umschriebene Frontfläche  $A_E$  (*Highlight Area*) sowie die engste Querschnittsfläche der Gondellippe  $A_H$  (*Throat Area*).  $A_M$  ist der größte Gondelquerschnitt. Das Flächenverhältnis  $A_M/A_H$  beschreibt die Stirnfläche der Gondel und das Lippenflächenverhältnis  $A_E/A_H$  die innere Ausrundung der Gondellippe. Ein wichtiger Betriebsparameter ist die *Fangstromfläche*  $A_1$ , die auf der Grenze zwischen Einlaufstromröhre und Einlauf liegt. Ihre Außenkontur verschiebt sich mit der Staupunktlage der Trennstromlinie von Innen- und Außenströmung auf der Einlaufippe, wie in Abb. 2.13 angedeutet. Für die folgenden Betrachtungen wird vereinfachend angenommen, dass der Staupunkt immer mit der Gondelvorderkante zusammenfällt, wie in Abb. 2.15 zu sehen ist, sodass

$$A_E \approx A_1 \quad (2.78)$$

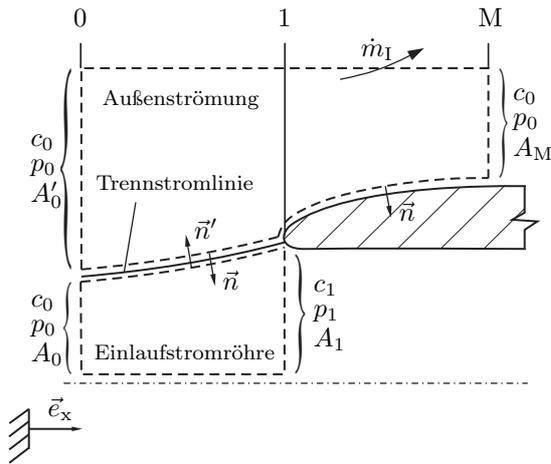
ist. In weiten Teilen der Flugmission ist das in guter Näherung gegeben. Anhand des Durchsatzkoeffizienten

$$\mu = \frac{A_0}{A_1} \quad (2.79)$$

können die Betriebszustände des Einlaufs beschrieben und eingeordnet werden. Im Start und im Steigflug ist oft  $\mu > 1$ , wie in Abb. 2.14(a) und (b) dargestellt. In vielen Flugphasen und zumeist auch im Reiseflug ist  $\mu < 1$ , wie in Abb. 2.14(c) und (d) sowie Abb. 2.15 gezeigt.

### 2.5.1.1. Externe Verluste – Widerstand

Der Beitrag des Einlaufs zum Installationswiderstand kann aus drei Termen zusammengesetzt werden: *Zulauf-, Druck- und Reibungswiderstand*. Der Zulaufwiderstand ist insofern besonders, als er kein Widerstand im Sinne einer an der Gondel angreifenden Kraft ist, sondern ein Effekt der in Kap. 2.4 dargestellten Schub- und Widerstandsbilanzierung.



**Abbildung 2.15.:** Schematische Darstellung des Einlaufs mit Kontrollvolumina zur Bestimmung des Zulauf- und Lippenwiderstandes.

Ein Zulaufwiderstand entsteht u. a., wenn die in das Triebwerk eintretende Strömung verzögert wird. So besitzt sie in Ebene 1 einen Impuls, welcher größer ist als der aus Fernfeldgrößen (Ebene 0) ermittelte Eintrittsimpuls der Nettoschubdefinition. Dem muss ein gleich großer Impulsverlust der Außenströmung gegenüberstehen, weil es zwischen 0 und 1 keine festen Begrenzungswände gibt. Die Impulsübertragung erfolgt durch eine von der Außenströmung auf die Einlaufstromröhre wirkende Kraft, den Zulaufwiderstand

$$D_{\text{Zulauf}} = \vec{e}_x \cdot \iint_{A_{01}} (p - p_0) \vec{n} \, dA, \quad (2.80)$$

der auch als *Additive Drag* bezeichnet wird. Zur Bestimmung dieser Kraft wird der Impulssatz für das Kontrollvolumen der in Abb. 2.15 dargestellten Einlaufstromröhre aufgestellt. Es wird von einer reibungsfreien – der Reibungswiderstand wird definitionsgemäß gesondert betrachtet – und inkompressiblen Strömung ausgegangen. Im aus dem Impulssatz resultierenden Zusammenhang

$$\rho c_1^2 A_1 - \rho c_0^2 A_0 = \vec{e}_x \cdot \iint_{A_{01}} (p_0 - p) \vec{n}' \, dA + A_1 (p_0 - p_1) \quad (2.81)$$

wird das Integral über die Trennstromfläche  $A_{01}$  unter Beachtung der Vorzeichenumkehr  $\vec{n}' = -\vec{n}$  mit (2.80) ersetzt. Durch Einsetzen der Bernoulli-Gleichung von 0 nach 1 folgt

$$D_{\text{Zulauf}} = \frac{\rho A_1}{2} (c_1 - c_0)^2. \quad (2.82)$$

Wie der quadratische Term zeigt, ist der Zulaufwiderstand immer größer-gleich null.

Die um den Einlauf herum beschleunigte Außenströmung wirkt sich nun auf den Druckwiderstand aus, der auch als Lippenwiderstand (*Lip Drag*)

$$D_{\text{Lippe}} = \vec{e}_x \cdot \iint_{A_{1M}} (p - p_0) \vec{n} \, dA \quad (2.83)$$

bezeichnet wird. Aus dem Impulssatz für das Kontrollvolumen der Außenströmung folgt unter denselben Annahmen wie oben – siehe *Seddon und Goldsmith (1999)* –

$$\vec{e}_x \cdot \iint_{A_{01}} (p_0 - p) \vec{n} \, dA + \vec{e}_x \cdot \iint_{A_{1M}} (p_0 - p) \vec{n} \, dA = 0. \quad (2.84)$$

In reibungsfreier Strömung ist demnach

$$D_{\text{Zulauf}} + D_{\text{Lippe}} = 0, \quad (2.85)$$

der Lippenwiderstand kompensiert den Zulaufwiderstand also exakt. Da der Zulaufwiderstand (2.82) stets größer-gleich null ist, ist der Lippenwiderstand stets kleiner-gleich null, wirkt in Schubrichtung positiv und wird auch als Lippensog (*Cowl Suction*) bezeichnet.

In reibungsbehafteter Strömung muss zwischen  $\mu < 1$  und  $\mu \geq 1$  unterschieden werden. Für  $\mu < 1$  verläuft die Verzögerung der Innenströmung von Ebene 0 nach 1 zumindest annähernd isentrop und der Zulaufwiderstand kann mit (2.82) bestimmt werden. Der Lippensog fällt aber gegenüber (2.85) aufgrund der Reibung geringer aus, z. B. wegen sich ausbildender Grenzschichten und Strömungsablösungen. Dies wird als Überlaufwiderstand (*Spillage Drag*)

$$D_{\text{Überlauf}} = D_{\text{Zulauf}} + D_{\text{Lippe}} > 0 \text{ für } \mu < 1 \quad (2.86)$$

bezeichnet.  $D_{\text{Überlauf}}$  fällt nur für sich aufweitende Fangstromröhren ( $\mu < 1$ ) an. Im Betriebszustand mit  $\mu = 1$  ist die Fangstromröhre zylindrisch (*Full Flow*). Dann wird (2.82) null, sodass Zulauf- und Überlaufwiderstand verschwinden. Im Betriebszustand mit  $\mu > 1$  schnürt sich die Einlaufstromröhre ein, sodass ebenfalls kein Überlaufwiderstand entsteht. Somit ist

$$D_{\text{Überlauf}} = 0 \text{ für } \mu \geq 1. \quad (2.87)$$

Die Trennstromlinie trifft für  $\mu > 1$  ringsum von außen auf die Gondelvorderkante, analog einer Profilanströmung mit saugseitiger Inzidenz. Daraus resultiert eine Kraft senkrecht zur Anströmung, welche eine Komponente größer null in Schubrichtung besitzt. Auch diese Kraft wird in der Literatur gelegentlich als Lippensog bezeichnet. Da sie von der Innenströmung erzeugt wird, ist sie definitionsgemäß im Nettoschub (2.75) enthalten und wird nicht gesondert bilanziert, insbesondere nicht als Widerstand.

Die Minimierung des Überlaufwiderstands ist ein primäres Ziel bei der Gestaltung des Triebwerkseinlaufs und speziell seiner Außenkontur. Bei zivilen Turbofantriebwerken ist der Überlaufwiderstand im Reiseflug sehr gering, verglichen mit dem Schub im Promillebereich (*Grieb, 2004*).

Der dritte Beitrag zum Widerstand des Einlaufs ist schließlich der Reibungswiderstand, welcher durch die Gleichung

$$D_{\text{Reibung, Einlauf}} = \vec{e}_x \cdot \iint_{A_{\text{IM}}} \vec{\tau} \cdot \vec{n} \, dA \quad (2.88)$$

beschrieben wird. Auch der Reibungswiderstand entsteht definitionsgemäß nur an der von der Außenströmung benetzten Fläche.

### 2.5.1.2. Interne Verluste – Einlauftotaldruckverlust

Alle Verluste der Innenströmung zwischen Ebene 0 und 2 werden definitionsgemäß als Einlauftotaldruckverhältnis (*Pressure Recovery*)

$$\pi_{\text{Einlauf}} = \frac{p_{t2}}{p_{t0}} \quad (2.89)$$

bilanziert. In subsonischer Strömung ist die Zustandsänderung in der Fangstromröhre annähernd isentrop. Damit verbleiben als einziger signifikanter Verlustbeitrag zu  $\pi_E$  die Verluste im Einlaufdiffusor zwischen Ebene 1 und 2, mit Reibungsverlusten an der inneren Einlaufkontur und ggf. Strömungsablösungen, die aber meist vermeidbar sind. Die Bestimmung dieser Verluste erfordert eine Betrachtung der Grenzschichtentwicklung abhängig von der Kontur des Einlaufdiffusors. Allgemein steigen die Totaldruckverluste mit zunehmender Lauflänge und zunehmendem Öffnungswinkel des Diffusors an. Die an der benetzten Innenfläche des Einlaufs  $S_{12}$  angreifenden Wandschubspannungen sind in einen Totaldruckverlust

$$\Delta p_{t,R,E} = \vec{e}_x \cdot \iint_{S_{12}} \frac{\vec{\tau} \cdot \vec{n}}{A} dS, \quad (2.90)$$

überführbar. Dafür werden sie elementweise auf die lokale durchströmte Querschnittsfläche  $A$  bezogen und über die Länge des Einlaufs integriert, wie *Seddon und Goldsmith* (1985) zeigen. Die Wandreibung kann dafür z. B. mit empirischen Modellen berechnet werden.

Für  $\mu \leq 1$  treten keine Strömungsablösungen an der Einlauflippe auf, weil die Innenströmung stromab des Staupunktes moderat beschleunigt. Für  $\mu > 1$  hingegen entsteht zusätzlich ein mitunter erheblicher Totaldruckverlust  $\Delta p_{t,L,E}$  aufgrund von Überschwindigkeiten und Strömungsablösungen an der Gondellippe. Ist die Einlauflippe sehr dünn, so wird die wandnah in die Gondel eintretende Strömung entlang der kleinen Krümmungsradien der Vorderkante zunächst stark beschleunigt und anschließend wieder verzögert. Dies kann zu Strömungsablösungen führen, die dann eine große Ablöseblase und hohe Totaldruckverluste im Einlauf zur Folge haben. Bei Einlaufrippen mit größeren Radien ist dieser Effekt abgemildert. Die Geschwindigkeitsspitze der wandnahen Strömung wird gegenüber der dünnen Lippe von der Vorderkante nach stromab verschoben und flacht ab. Damit wird erreicht, dass Strömungsablösungen nur unter ungünstigen Bedingungen auftreten und dann auch weiter stromab, was beides  $\Delta p_{t,L,E}$  mindert.

Das Einlauftotaldruckverhältnis ergibt sich aus der Summe dieser beiden Effekte zu

$$\pi_{\text{Einlauf}} = \frac{p_{t0} - \Delta p_{t,E}}{p_{t0}} \quad \text{mit} \quad (2.91)$$

$$\Delta p_{t,E} = \Delta p_{t,R,E} + \Delta p_{t,L,E}. \quad (2.92)$$

In den meisten Betriebszuständen ist  $\Delta p_{t,L,E}$  gering bis vernachlässigbar, besonders für  $\mu < 1$ . Anders verhält es sich im Standfall, wenn der Einlauf Luft aus allen Richtungen aufnimmt. Dann verschiebt sich der Staupunkt weit auf die Außenseite der Gondel, wie Abb. 2.14(a) zeigt. Der wandnahe Teil des angesaugten Massenstroms muss in diesem Betriebspunkt bei der Umströmung der Gondellippe einer Umlenkung von fast  $180^\circ$  über teils kleine Vorderkantenradien folgen, sodass Strömungsablösungen auftreten können, die dann  $\Delta p_{t,L,E}$  stark ansteigen lassen.

### 2.5.2. Schubdüse und Diffusor

An den Propeller schließt sich ein Übergangsstück an und daran, je nach den bei der Auslegung des Antriebs verfolgten Zielen, eine Düse oder ein Diffusor. Deren primäre Funktion ist die Einstellung eines günstigen Betriebspunkts des Propellers. Über den Querschnittsverlauf werden der Gegendruck des Propellers und der Massenstrom am Betriebspunkt des Propellers bestimmt. Aus der Isentropenbeziehung folgt die Strömungsgeschwindigkeit am Austritt

$$c_8 = \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa - 1} R T_{t8} \left[ 1 - \left( \frac{p_8}{p_{t8}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right]}. \quad (2.93)$$

Das Übergangsstück und die Schubdüse oder der Diffusor von Mantelpropellerantrieben werden stets unterkritisch durchströmt und die daran angreifende Kraft wirkt dem Schub entgegen, wie aus (2.22) folgt. Diese Kraft ist Teil des Nettoschubs (2.75).

Im Diffusor können aufgrund von Grenzschichtablösungen verschiedene Strömungsformen vorkommen, die von lokal begrenzten Ablösungen bis zu Strömungsformen mit ausgeprägten Rückströmgebieten reichen und zum Teil instationär sind. Letztere sind im Flugantrieb nicht nur aufgrund der hohen damit verbundenen Totaldruckverluste unerwünscht, sondern auch, weil der Propellerbetriebspunkt und der Schubvektor damit unvorhersehbaren Schwankungen unterworfen sind. In der Schubdüse können aufgrund der beschleunigten Strömung keine Ablösungen auftreten.

Für Vorauslegungsbetrachtungen unterkritisch durchströmter Düsen und Diffusoren ist die Annahme eines an die Umgebung angepassten statischen Drucks  $p_8 = p_0$  üblich. Der

Fehler, welcher durch diese Vereinfachung entsteht, fällt bei der Betrachtung von Turbo-luftstrahltriebwerken kaum ins Gewicht. Die geringen Druckverhältnisse von Propellern sind jedoch von ähnlicher Größenordnung wie der Fehler dieser Vereinfachung, sodass eine genauere Betrachtung erforderlich ist. Diese führt zu folgenden Feststellungen: Aufgrund der Gondel- und Zentralkörpergeometrie liegt am Düsenaustritt ein inhomogenes Druck- und Geschwindigkeitsfeld vor. Nach der Düse schnürt sich der Schubstrahl praktisch immer ein, wie potentialtheoretische Betrachtungen zeigen und bereits *Krüger* (1949) nach Windkanaluntersuchungen berichtete. Der statische Druck in Ebene 8 weicht also von  $p_0$  ab. Er ist umso größer, je stärker sich die Düse verjüngt (kleines  $\sigma$ ) und je stärker sich dadurch der Schubstrahl einschnürt. Dies wird durch das Strahlquerschnitts-Einschnürungsverhältnis

$$C_k = \frac{A_\infty}{A_8} \quad (2.94)$$

mit dem Strahlquerschnitt  $A_\infty$  weit hinter der Düse beschrieben. Auf die Bestimmung von  $C_k$  wird in Abschnitt 5.3.2 weiter eingegangen.

### 2.5.2.1. Interne Verluste – Totaldruckverlust und inhomogene Strömung

In der Düse wird statischer Druck in dynamischen Druck umgewandelt. Die Strömung wird beschleunigt und der statische Druck nimmt in Strömungsrichtung ab. Die beschleunigte Strömung liegt an der Außenwand an und ist inhärent stabil und verlustarm, auch wenn die Düse relativ kurz ist. Die in der Düse anfallenden Verluste werden durch das Totaldruckverhältnis

$$\pi_{\text{Düse}} = \frac{p_{t8}}{p_{t7}} \quad (2.95)$$

beschrieben. In dieses Druckverhältnis fließt neben der Wandreibung auch ein etwaiger Verlust durch Strömungsablösungen von der Innenwand ein, welche am Zentralkörper der Düse auftreten können. Die stromauf im Übergangsstück durch Wandreibung entstehenden Verluste werden durch das Totaldruckverhältnis

$$\pi_{\text{Übergangsstück}} = \frac{p_{t7}}{p_{t3}} \quad (2.96)$$

beschrieben, woraus sich der Totaldruckverlust in Übergangsstück und Düse

$$\Delta p_{t,\text{ÜD}} = p_{t3} \left( 1 - \pi_{\text{Übergangsstück}} \pi_{\text{Düse}} \right) \quad (2.97)$$

ergibt. Dieser Totaldruckverlust besitzt einen Reibungsanteil aufgrund viskoser Umströmung von Gondelinnenflächen  $\Delta p_{t,R,\ddot{U}D}$  und einen Anteil aufgrund von Reibung und Strömungsablösungen am Zentralkörper  $\Delta p_{t,Z,\ddot{U}D}$ . Die beiden Anteile summieren sich zu

$$\Delta p_{t,\ddot{U}D} = \Delta p_{t,R,\ddot{U}D} + \Delta p_{t,Z,\ddot{U}D}. \quad (2.98)$$

Die Nutzleistung des Schubstrahls würde am effizientesten in Schub umgesetzt werden, wenn der Strahl parallel und mit homogener Geschwindigkeit aus der Gondel austräte. Praktisch ist das nur annähernd erreichbar, sodass (2.72) nicht exakt gilt. Inhomogenitäten der Strömungsgeschwindigkeiten und -winkel in Ebene 8 mindern den Schub. Dies wird durch den Schubkoeffizienten (*Gross Thrust Coefficient*)

$$C_{fg} = \frac{\vec{e}_x \cdot \iint_{A_8} \rho \vec{c} (\vec{c} \cdot \vec{n}) dA}{(\dot{m}_8 c_8)_{0D}} \quad (2.99)$$

berücksichtigt, dessen Nenner der maximalen Geschwindigkeit nach (2.77) entspricht. Die Druckverhältnisse  $\pi_{\text{Düse}}$  und  $\pi_{\text{Übergangsstück}}$  sowie der Koeffizient  $C_{fg}$  werden zu den inneren Verlusten gerechnet und bei der Berechnung des Nettoschubs berücksichtigt. Dabei stellt der Durchflusskoeffizient (*Discharge Coefficient*)

$$C_D = \frac{\iint_{A_8} \rho \vec{c} \cdot \vec{n} dA}{(c_8 A_8)_{0D}} \quad (2.100)$$

einen Zusammenhang zwischen der effektiv durchströmten und der geometrischen Querschnittsfläche in Ebene 8 her.

### 2.5.2.2. Externe Verluste – Widerstand

Analog zum Einlauf setzen sich die externen Verluste aus einem Reibungs- und einem Druckwiderstand zusammen. Der Reibungswiderstand aufgrund viskoser Verluste ist

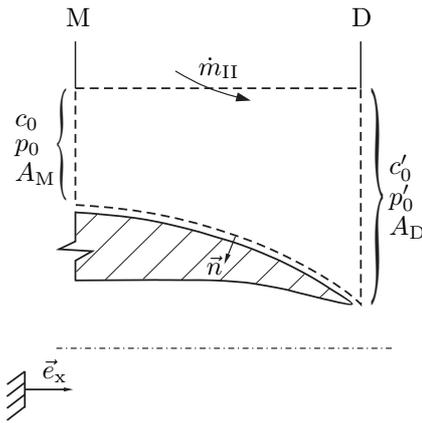
$$D_{\text{Reibung,Düse}} = \vec{e}_x \cdot \iint_{A_{\overline{MD}}} \vec{\tau} \cdot \vec{n} dA. \quad (2.101)$$

Gemeinsam mit (2.88) ergibt er den gesamten Reibungswiderstand der Gondel

$$D_{\text{Reibung}} = D_{\text{Reibung,Einlauf}} + D_{\text{Reibung,Düse}}. \quad (2.102)$$

Der Druckwiderstand wird hier als Heckwiderstand (*Base Drag*)

$$D_{\text{Heck}} = \vec{e}_x \cdot \iint_{A_{\overline{MD}}} (p - p_0) \cdot \vec{n} dA \quad (2.103)$$



**Abbildung 2.16.:** Schematische Darstellung einer Düse mit Kontrollvolumen zur Bestimmung des Heckwiderstands.

bezeichnet und ergibt zusammen mit (2.83) den gesamten Druckwiderstand

$$D_{\text{Druck}} = D_{\text{Lippe}} + D_{\text{Heck}} \quad (2.104)$$

der Gondel. Zur Bestimmung des Heckwiderstands wird der Impulssatz für das in Abb. 2.16 dargestellte Kontrollvolumen der Außenströmung aufgestellt. Da die Einlauf- und Düsenströmung unabhängig voneinander betrachtet werden, werden in der Ebene M homogene Umgebungsbedingungen angesetzt. Wie schon bei der Betrachtung des Einlaufs wird von einer inkompressiblen, reibungsfreien Strömung ausgegangen, sodass der Heckwiderstand

$$D_{\text{Heck}} = \vec{e}_x \cdot \iint_{A_D} \rho \vec{c}'_0 (c_0 - \vec{c}'_0 \cdot \vec{n}) dA + \vec{e}_x \cdot \iint_{A_D} (p_0 - p'_0) \cdot \vec{n} dA \quad (2.105)$$

der Impulsverlust der Außenströmung ist. Wenn an der Kontrollvolumengrenze  $A_D$  homogen der Druck  $p'_0$  und die Geschwindigkeit  $c'_0$  in x-Richtung herrschen, vereinfacht sich der Ausdruck zu

$$D_{\text{Heck}} = \rho c'_0 (c_0 - c'_0) A_D + A_D (p_0 - p'_0) . \quad (2.106)$$

Da zumindest kleine Ablösegebiete um die endlich dünne Hinterkante herum unvermeidbar sind, ist  $p'_0 \neq p_0$  und  $c'_0 \neq c_0$  und stets

$$D_{\text{Heck}} > 0 . \quad (2.107)$$

Der Heckwiderstand steigt an, wenn sich an der Gondelaußenfläche Gebiete abgelöster Strömung von der Hinterkante nach stromauf verschieben. Dies tritt verstärkt auf, wenn die Düse sich auf kurzer Lauflänge stark einschnürt oder Unstetigkeiten in der Kontur aufweist. Auch ein sich aufweitender Schubstrahl kann Rückströmgebiete verursachen, sodass die Außenströmung vor Erreichen der Austrittsebene ablöst. Ein niedriger Heckwiderstand wird bei einem guten Rückgewinn des statischen Drucks erreicht, wie er sich z. B. mit einem spindelförmig eingezogenen Heckkörper erzielen lässt. Die besten Werte für die Länge und den Öffnungswinkel des Heckkörpers ergeben sich aus einer Abwägung des mit zunehmender Lauflänge besseren Druckrückgewinns gegen den damit steigenden Reibungswiderstand.

## 2.6. Komponenten des hybriden Antriebsstrangs

Gegenstand dieses Kapitels sind die physikalischen Grundlagen der Antriebsstrangkomponenten. Den überwiegenden Teil der für die Mission benötigten Leistung erbringt im parallel-hybriden Antrieb der Verbrennungsmotor. Er liefert den Großteil der Start- und die gesamte Reiseflugleistung, sodass der Mantelpropeller gut auf seine Leistungscharakteristik abgestimmt sein muss. Die Betriebsstrategien eines parallel-hybriden Antriebsstrangs erfordern i. d. R. nur zeitweise und geringe Leistungsbeiträge vom Elektromotor, verglichen mit dem Verbrennungsmotor. Die Aufteilung der Antriebsleistung auf Elektro- und Verbrennungsmotor wird durch den Hybridisierungsgrad

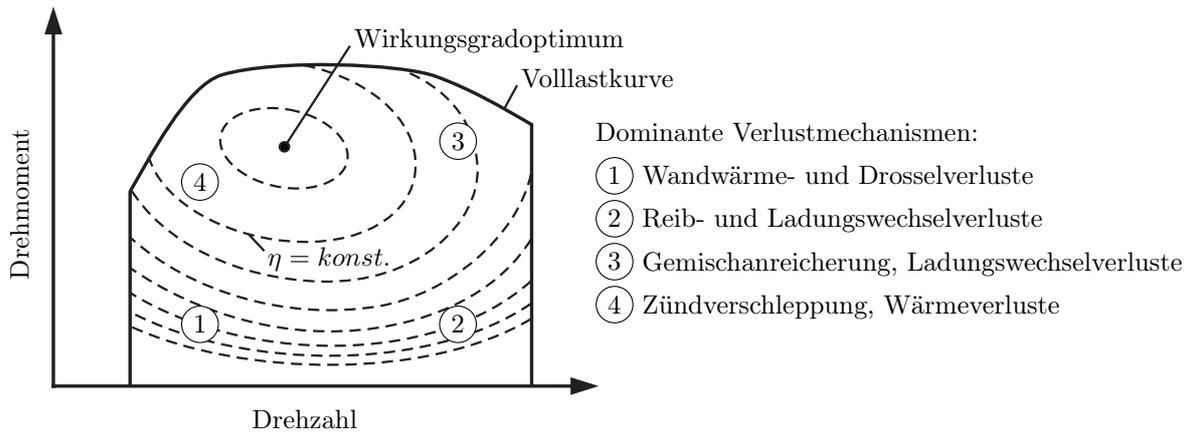
$$H_P = \frac{P_{EM}}{P_{ICE} + P_{EM}} \quad (2.108)$$

mit der Wellenleistung des Verbrennungsmotors  $P_{ICE}$  und des Elektromotors  $P_{EM}$  beschrieben. Der Hybridisierungsgrad kann sowohl für einzelne Betriebspunkte als auch integral über bestimmte Missionsabschnitte oder eine gesamte Flugmission ausgewertet werden.

### 2.6.1. Verbrennungsmotor

Für den Antrieb des Propellers von Kleinflugzeugen werden heute noch überwiegend Verbrennungsmotoren eingesetzt, wobei Elektromotoren zunehmend Verbreitung finden. Die Verbrennungsmotoren sind in der Regel Viertakt-Hubkolbenmotoren, meist Ottomotoren, gelegentlich auch Dieselmotoren. Bei der Auslegung eines konventionell angetriebenen Kleinflugzeugs, wie sie z. B. *Gudmundsson* (2014) ausführlich beschreibt, wird das Antriebssystem auf einen am Markt verfügbaren Motor aufgebaut. Üblicherweise wird entweder das Flugzeug um einen im Voraus gewählten Motor herum entworfen, oder nach der Auslegung des Flugzeugs wird ein passendes Aggregat ausgewählt. Hubkolbenmotoren für Flugzeuge der allgemeinen Luftfahrt sind aktuell mit Wellenleistungen bis zu 300 kW verfügbar.

Der Aufbau und die Arbeitsweise des Viertaktotomotors werden von *Pischinger et al.* (2010) und *van Basshuysen und Schäfer* (2015) umfassend beschrieben. *Gudmundsson* (2014) sowie *Pucher und Zinner* (2012) gehen auf die speziellen Eigenschaften von Flugmotoren ein. Hier werden darauf basierend die für das Leistungsverhalten des Flugmotors wesentlichen Zusammenhänge dargestellt. Ähnlichkeitskenngrößen des Hubkolbenmotors mit verbreiteter Verwendung sind der effektive Mitteldruck  $p_{me}$  und die mittlere Kolbengeschwindigkeit. Sie stehen in direkter Beziehung zu den Eigenschaften des Motors, d. h. dem Kreisprozess und Reibungsvorgängen. Die Drehzahl  $N_{ICE}$  eines Motors



**Abbildung 2.17.:** Schematische Darstellung des Wirkungsgradkennfelds eines Ottomotors mit Abgasturbolader und Direkteinspritzung, in welchem die dominanten Verlustmechanismen gekennzeichnet sind, in Anlehnung an *Huß* (2013) und *van Basshuysen und Schäfer* (2015).

ergibt sich aus seiner mittleren Kolbengeschwindigkeit, seinen Dimensionen und seiner Kinematik. Die Größe eines Motors wird durch den Hubraum  $V_H$  charakterisiert. Die effektive Leistung des Viertaktmotors

$$P_{\text{ICE}} = \frac{N_{\text{ICE}}}{2} V_H p_{\text{me}} \quad (2.109)$$

ist eine Funktion dieser Parameter. Das Drehmoment des Motors ist dabei proportional zum Produkt aus effektivem Mitteldruck und Hubraum. Der effektive Wirkungsgrad ist

$$\eta_{\text{ICE}} = \frac{P_{\text{ICE}}}{\dot{m}_f H_u}. \quad (2.110)$$

mit dem Kraftstoffmassenstrom  $\dot{m}_f$  und dem unteren Heizwert  $H_u$ . Ein typisches Kennfeld eines aufgeladenen Ottomotors ist in Abb. 2.17 schematisch dargestellt. Zu den Randbereichen des Kennfeldes, besonders zu niedrigen Lasten, fällt der Wirkungsgrad ab. Dies ist je nach Betriebsbereich auf unterschiedliche dominierende Verlustmechanismen zurückzuführen. Während Kraftfahrzeugmotoren zu großen zeitlichen Anteilen in Sektor 1 betrieben werden, sind Flugzeugmotoren i. d. R. höher beansprucht und werden zu großen zeitlichen Anteilen in Sektor 3 betrieben.

Neuere Motoren, besonders solche mit Kraftstoffeinspritzung, können mit einer autonomen, volldigitalen Triebwerksregelung (FADEC) ausgestattet sein. Die Motorleistung wird dann mit einem Schubhebel vorgegeben und die übrigen Einstellungen werden von der Regelung automatisch bestimmt. Dies erlaubt eine präzise Beschreibung des Leistungsverhaltens mit Kennfeldern. Andere Flugmotoren werden nicht automatisch geregelt, sondern manuell vom Piloten bedient. Das ist besonders bei älteren Motoren

der Fall und wenn die Gemischbildung mit Vergasern erfolgt. Der Motorbetriebspunkt wird dann über die zugeführten Luft- und Kraftstoffmengen sowie ggf. den Einstellwinkel der Propellerblätter manuell vorgeben. Die Beschreibung des Leistungsverhaltens dieser Antriebe mittels Kennlinien oder Kennfeldern ist schwierig, weil Verbrauch und maximal verfügbare Leistung stets von den Einstellungen abhängen, die im Flug individuell vorgenommen werden. Ein Beispiel dafür ist die Gemischabmagerung im Reiseflug, die unter Kontrolle der Abgas- und Zylindertemperaturen eine Treibstoffersparnis bei leichter Reduktion der Fluggeschwindigkeit erlaubt, bei Fehlbedienung aber mit Schadensrisiken verbunden ist.

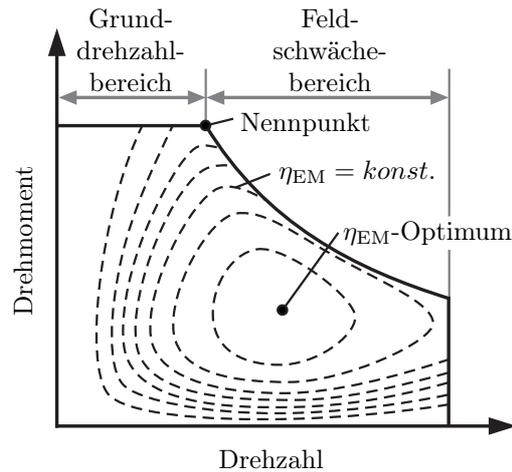
Das Leistungsverhalten eines luftatmenden Antriebs hängt auch vom Zustand der angesaugten Luft ab, der im Laufe einer Flugmission erheblichen Veränderungen unterworfen ist. Bei Saugmotoren ohne Aufladung nimmt die Leistung mit zunehmender Flughöhe über dem Meeresspiegel ab, weil mit der Dichte der Umgebungsluft die maximal verfügbare Masse an Kraftstoff-Luft-Gemisch im Brennraum sinkt. Vereinfachend kann dies über den Zusammenhang

$$P_{\text{ICE}} = P_{\text{ICE,SL}} \left( \frac{\rho}{\rho_{\text{SL}}} \right) \quad (2.111)$$

beschrieben werden. Wird in Reiseflughöhe eine relativ große Motorleistung gefordert, beispielsweise dieselbe hohe Leistung wie unter Meeresspiegel-Bedingungen, kann dies auf zwei Wegen erreicht werden: Es kann ein Saugmotor mit großem Hubraum ausgewählt werden, der in niedrigen Höhen mehr Leistung erbringt als erforderlich, und dann in größerer Höhe unter Berücksichtigung von (2.111) die Anforderung erfüllt. Oder es kann ein Motor mit Lader verwendet werden, welcher dem Motor Luft mit erhöhtem Druck zuführt und so dessen Leistung steigert. Ein aufgeladener Motor ist oft kleiner und leichter als ein Saugmotor gleicher Leistung. Wenn Abgasturbolader zum Einsatz kommen, wird der Ladedruck in den meisten aktuell verfügbaren Flugmotoren durch einen aktiven Druckregelmechanismus auf einen bestimmten Wert begrenzt, der bis in größere Flughöhen konstant aufrechterhalten werden kann. Die *Volldruckhöhe* ist die maximale Flughöhe, bis zu der das möglich ist. Sie nimmt mit der Kapazität des Turboladers zu. Üblich sind Volldruckhöhen von 10 kft bis 15 kft (*Thurston*, 1995).

## 2.6.2. Elektromotor

Der Aufbau und die Funktionsweise elektrischer Maschinen werden z. B. von *Babiel* (2014), *Binder* (2017) und *Hering et al.* (2018) umfassend beschrieben. Hier werden darauf aufbauend die wesentlichen Eigenschaften des *Permanentmagneterregten Synchronmotors* (kurz: PMSM) zusammengefasst. Dieser Maschinentyp eignet sich aufgrund



**Abbildung 2.18.:** Schematische Darstellung des Wirkungsgradkennfelds eines permanentmagneterregten Synchronmotors in Anlehnung an *Binder und Knopik* (2010).

hoher Wirkungsgrade und Leistungsdichten gut für die Verwendung in Fahrzeugen und Luftfahrzeugen. Der PMSM besteht aus einem mit Permanentmagneten besetzten Rotor, der in einem mit Wicklungen versehenen Stator umläuft, in dem durch Wechselspannung ein magnetisches Drehfeld erzeugt wird. Zur Erzeugung dieses Drehfeldes werden PMSM mit komplexen Regelungssystemen an Wechselrichtern betrieben.

Ein typisches Wirkungsgradkennfeld eines PMSM ist in Abb. 2.18 exemplarisch dargestellt. Der Wirkungsgrad

$$\eta_{EM} = \frac{P_{EM}}{P_{EM,el}} \quad (2.112)$$

setzt die abgegebene Wellenleistung zur aufgenommenen elektrischen Wirkleistung  $P_{EM,el}$  ins Verhältnis. Häufig wird der Wirkungsgrad des Wechselrichters im Kennfeld des Motors mitberücksichtigt, da beide gemeinsam betrieben werden. Im Motorenkennfeld werden zwei Betriebsbereiche unterschieden: der Grunddrehzahl- und der Feldschwächebereich. Im Grunddrehzahlbereich steigt die Statorspannung linear mit der Drehzahl und das Drehmoment ist konstant. Bei der Nenndrehzahl wird die maximale Statorspannung erreicht. Darauf werden die Anschlusskabel und der Wechselrichter ausgelegt. Am Nennpunkt sind auch die Wellenleistung des Motors und die thermische Verlustleistung maximal. Im Feldschwächebereich wird vom Wechselrichter der Statorstrom zur Polradspannung phasenverschoben, sodass das Drehmoment abnimmt und die maximale Wellenleistung des PMSM konstant ist.

Die Masse eines PMSM verhält sich linear zum Nenndrehmoment. Daher ist der PMSM insbesondere für eine Flugzeuganwendung am besten ausgelegt, wenn der Betriebspunkt des maximalen Leistungsbedarfs dieser Anwendung mit dem Nennpunkt der Maschine zusammenfällt.

### 2.6.3. Getriebe

Häufig werden Getriebe zur Umwandlung von Drehzahl und Drehmoment zwischen Motoren und Propellern eingesetzt. Für Mantelpropeller kommen prinzipiell verschiedene Bauarten infrage, wie z. B. Zahnrad- und Riemengetriebe. Das Übersetzungsverhältnis und der Wirkungsgrad eines Getriebes sind als

$$i_G = \frac{N_i}{N_o} \quad (2.113)$$

und

$$\eta_G = \frac{P_o}{P_i} \quad (2.114)$$

definiert, mit den Indizes i und o für die Ein- bzw. Ausgangsgrößen. Typischerweise ist bei Kleinflugzeugantrieben  $i_G > 1$ . Bei Propellerantrieben ist eine Übersetzung ins Langsame in Verbindung mit kompakten, schnell drehenden Motoren sinnvoll, aber auch der direkte Antrieb des Propellers ohne Getriebe ist möglich und wird bei älteren Verbrennungsmotoren (Lycoming, Continental) und einigen Elektromotoren genutzt.



## 3. Stand der Technik

Gegenstand dieses Kapitels sind realisierte Mantelpropeller sowie eine Literaturübersicht von Verfahren und Werkzeugen für die Vorauslegung von Mantelpropellerantrieben. Zunächst wird ein chronologischer Überblick der relativ wenigen, bisher ernsthaft verfolgten Projekte zur Ausstattung von Kleinflugzeugen mit Mantelpropellern gegeben. Damit verbunden ist eine Übersicht der wichtigsten Akteure auf diesem Gebiet und der Meilensteine der Realisierung von Mantelpropellern als Kleinflugzeugantrieb. Anschließend werden die aktuell verfügbaren Verfahren zur Vorauslegung von Mantelpropellerantrieben dargestellt und ihre Stärken und Schwächen besprochen. Dabei werden auch Vorauslegungsverfahren von Turboflugtriebwerken und Ventilatoren berücksichtigt, insofern deren Methoden und Ergebnisse auf Mantelpropeller übertragbar sind. Abschließend wird diese Arbeit in den Stand der Technik eingeordnet.

### 3.1. Entwicklung des Mantelpropellers

Die ersten experimentellen Untersuchungen zum Mantelpropeller als Kleinflugzeugantrieb hat *Stipa* (1932) veröffentlicht. Er hatte die Absicht, durch Einfassung des Propellers in einen Mantel die Form des Schubstrahls zu beeinflussen und durch Steigerung des Durchsatzes den Propellerwirkungsgrad zu erhöhen, was ihm auch gelang und er experimentell bestätigen konnte. Der von *Stipa* untersuchte Mantel besaß bereits optische Ähnlichkeit zur Gondel späterer Turboflugtriebwerke, allerdings war der Propeller unmittelbar am Eintritt des Mantels angeordnet und nicht wie heute üblich weiter stromab. Nach erfolgreichen Windkanaluntersuchungen hat *Stipa* (1934) Flugversuche mit einem einmotorigen Flugzeug von 850 kg Abflugmasse unternommen, wobei der Mantelpropeller in den Rumpf integriert war. Er konnte gegenüber freien Propellern verbesserte Flugeigenschaften zeigen: Unter anderem beobachtete *Stipa* eine verringerte Drehzahlvarianz bei veränderlichen Flugbedingungen im Vergleich mit freien Festpropellern und erkannte die daraus folgenden Vorteile bei der Abstimmung mit Hubkolbenmotoren. Wenig später beschrieb *Kort* (1934) das Prinzip der Wirkungsgradsteigerung durch verminderte Strahlkontraktion für Schiffspropeller. Basierend auf impulstheoretischen Erwägungen beschrieb er, dass durch Ummantelung des Propellers bei niedriger

Fahrtgeschwindigkeit die größten Schubsteigerungen zu erwarten sind. Er sah außerdem Parallelen zwischen dem von ihm als Düsenschraube bezeichneten Antrieb und Kaplan-Turbinen. Daraus folgerte er, dass die Strömungsverluste an den Blattspitzen durch das Einfassen des Propellers verringert werden können und dass dazu die Blattspitzen im Vergleich zum freien Propeller neu gestaltet werden müssen.

In den folgenden Jahren haben zahlreiche Autoren theoretische und experimentelle Arbeiten zu Mantelpropellern veröffentlicht sowie technische Umsetzungen und Anwendungsgebiete erkundet. *Sacks und Burnell* (1962) fassen diese in einer Aufarbeitung des damaligen Standes der Technik zusammen. In der Mehrzahl bedienten sich die Arbeiten der Impulstheorie zur Beschreibung des Leistungsverhaltens und der Singularitätenmethode zur Beschreibung des Strömungsfeldes von Propeller und Mantel. Besonders hervorzuheben sind *Munk* (1938), der erstmals Lärmvorteile des Mantelpropellers beschrieben hat, die Windkanaluntersuchung zahlreicher Mantelprofile durch *Krüger* (1949) und die Aufbereitung der Theorie von *Küchemann und Weber* (1946, 1953).

Mitte der 1950er-Jahre begann das MARVEL-Programm der *Mississippi State University* (*Robert*, 1964), das *Bridges* (2005, 2007) zusammenfasst. Im Auftrag der *U.S.-Army* wurde an kurzstart- und landefähigen Kleinflugzeugen geforscht. Die Tragflügelströmung sollte vom Störeinfluss des Propellerstrahls befreit werden, indem der Antrieb am Flugzeugheck angeordnet wurde. Zur Steigerung des Schubs im Langsamflug wurde der Propeller ummantelt. Die verbesserten Langsamflugeigenschaften wurden in umfangreichen Flugerprobungen des Konzepts an mehreren Prototypen nachgewiesen. Dabei wurde u. a. erkannt, dass der Widerstandsanstieg aufgrund des Mantels die Schnellflugeigenschaften erheblich verschlechtert. Eine Funktionsintegration von Mantel und Steuerflächen sollte Abhilfe schaffen. Ende der 1960er-Jahre schwand das Interesse der *U.S.-Army* und das Projekt wurde eingestellt.

In den 1960er-Jahren wurde ein umfassendes Verständnis des Mantelpropellers mit praktisch allen maßgeblichen Effekten erlangt, wozu das umfangreiche und ausgezeichnet konzipierte *Shrouded Propeller Test Program* von *Hamilton Standard* einen großen Beitrag leistete. Über die Ergebnisse berichten *Black et al.* (1968) sowie *Worobel und Peracchia* (1968). In der experimentellen Phase des Programms wurden die wesentlichen Auslegungsparameter des Mantelpropellers systematisch variiert und sein Leistungsverhalten wurde in weiten Bereichen von Belastung (Leistung/Querschnittsfläche), Blattspitzengeschwindigkeit und Machzahl im Windkanal untersucht. In der analytischen Phase des *Hamilton Standard*-Programms wurden Vorauslegungsverfahren auf Basis der Singularitätenmethode entwickelt, wobei die Wechselwirkungen von Mantel, Propeller und Zentralkörper Berücksichtigung fanden. Die Ergebnisse wurden in ein Computerprogramm überführt. Diese Arbeiten führten zum Q-FANS-Forschungsprogramm, über

das *Worobel und Mayo* (1973) und *Metzger und Hanson* (1973) berichten. Darin wurden Mantelpropeller als leise Antriebsalternative für ein- und zweimotorige Kleinflugzeuge untersucht. Der Lärmvorteil gegenüber damaligen Antrieben mit freiem Propeller wird auf ungefähr 20 dB beziffert. Neben Leistungsverhalten, Gewicht und Lärm wurde auch die Flugzeugintegration betrachtet. Als besonders aussichtsreich galt die Kombination mit Wankelmotoren aufgrund des geringen Gewichts, der Laufruhe und der einfachen aerodynamischen Integration dieser kleinen Motoren.

Vergleichbare Untersuchungen fanden später bei der *Dornier GmbH* (1976) statt, allerdings mit einem sehr viel kleineren Parameterraum bei der Gegenüberstellung von freiem Propeller und Mantelpropeller.

Bei *Rhein-Flugzeugbau* begannen wenig später theoretische und experimentelle Arbeiten zum Mantelpropeller, wie *Fischer* (1969) und *Aichert* (1969) berichten. Das Ziel des Forschungsprogramms war eine deutliche Lärmreduktion im Vergleich mit den damaligen freien Propellern. Die Arbeiten mündeten 1973 in dem Versuchsträger *Fanliner*, der für Flugversuche mit verschiedenen drei-, fünf- und siebenblättrigen Mantelpropellern genutzt wurde (*Berdrow et al.*, 1977). Als Antrieb kamen dabei zwei NSU-Wankelmotormodelle mit 81 und 110 kW zum Einsatz. Die Propeller hatten einen Durchmesser von 0,90 m und eine Blattspitzengeschwindigkeit von zunächst 282 m/s und später mit Untersetzungsgetriebe von 166 bis 172 m/s. Es wurden nur Festpropeller untersucht, bei einigen war aber der Staffelungswinkel im Stillstand einstellbar. Aufgrund ungünstiger Designentscheidungen wurde das Ziel der Lärminderung verfehlt. Problematisch waren einerseits die hohen Blattspitzengeschwindigkeiten, welche mit dem Untersetzungsgetriebe reduziert wurden, und andererseits die Lärm anregende, gestörte Propellerzuströmung aufgrund des Einbaus im Rumpf und hinter dem Tragflügel. Aus dem *Fanliner* ging wenig später der ähnlich konfigurierte, ebenfalls zweisitzige *Fantrainer* hervor. Dafür wurde der Mantelpropeller weiterhin im Rumpf zwischen Cockpit und Leitwerk angeordnet. Neues Ziel war nun, das Flugverhalten eines militärischen Jets für Trainingszwecke nachzubilden. Der *Fantrainer* wurde in geringer Stückzahl für die thailändische Luftwaffe gebaut, dort aber nur wenige Jahre betrieben. Beide Flugzeuge waren wirtschaftlich nie erfolgreich (*Zöller*, 2016). Die *FanJet Aviation GmbH* (2020) hat die Rechte erworben und plant eine Neuauflage.

Einen Beitrag zu den Untersuchungen von *Rhein-Flugzeugbau* lieferte auch das *IST der RWTH Aachen*, wo Versuche mit dem Dreiblattpropeller des *Fanliners* durchgeführt wurden (*David*, 1974). Der Propeller, ebenfalls mit einem Durchmesser von 0,90 m, war in einem Modell des Flugzeugrumpfes installiert und wurde von einem Wankelmotor angetrieben. Zunächst wurde das Strömungsfeld vermessen und anschließend die Akustik im schallharten Raum, wobei der Fokus auf einem Reiseflugbetriebspunkt bei 4900 RPM

und entsprechend einer hohen Blattspitzengeschwindigkeit von 231 m/s lag. Versuche der Lärmreduktion mittels verschiedener baulicher Veränderungen blieben erfolglos. Daher wurde zur Verringerung des Lärms schließlich eine komplette Neuauslegung des Propellers empfohlen, mit Verringerungen der Schaufelbelastung und der Umfangsgeschwindigkeit. Diese Untersuchungen hat *Dreier* (1979, 1981) zum Anlass genommen, die Schallentstehungsmechanismen des Mantelpropellers am *IST* systematisch zu untersuchen. Dafür verwendete er einen kleineren, elektrisch angetriebenen Mantelpropeller (Durchmesser 0,65 m). Variiert wurden Schaufelzahl (2 bis 5), Staffelungswinkel und Drehzahl. Als Ergebnis stellt *Dreier* Auslegungsdiagramme für Mantelpropeller bereit, die eine gleichzeitige Optimierung von Wirkungsgrad und Lärm bei der Auslegung ermöglichen sollen, sich allerdings auf Propeller mit unter 30 kW Antriebsleistung beschränken.

Auch bei *Cessna* wurden im Jahr 1972 für kurze Zeit Mantelpropeller im Flug erprobt. Der Versuchsträger *XMC* (*Experimental Magic Carpet*) wurde mit einem Mantelpropeller versehen, um mögliche Wirkungsgradverbesserungen und eine Reduktion des Kabinenlärms zu untersuchen (*Simpson*, 1999; *Visschedijk*, 2003). Dazu wurde der am Heck befindliche Schubpropeller des Versuchsflugzeugs *Cessna 1014 XMC* in einen Mantel eingefasst. Angetrieben wurde der Propeller von einem *Continental O-200-A* Motor mit 74 kW Antriebsleistung. Die Ziele des Programms wurden nicht erreicht: Die Flugleistungen (Steigrate, Maximalgeschwindigkeit) konnten nur minimal verbessert werden, während der Kabinenlärm um 2 bis 3 dB stieg, was mit einer erhöhten Motordrehzahl erklärt wurde. Da zudem Probleme mit der Motorkühlung auftraten, wurde das gesamte *XMC*-Testprogramm eingestellt.

In Frankreich wurde ein Tragschrauber mit Mantelpropellerantrieb entwickelt, der *Rabouyt D2*. Ein Prototyp wurde bei der Pariser Luftfahrtschau 1971 ausgestellt. Der vierblättrige Mantelpropeller war hinter der Kabine angeordnet, hatte verstellbare Schaufeln und für den Antrieb war ein Motor mit 110 kW Leistung vorgesehen. Über den Verlauf der Erprobung ist nichts bekannt (*Taylor*, 1974).

Bei *Dowty Rotol* beschäftigte man sich zur selben Zeit ebenfalls mit Mantelpropellern, wie *Davis* (1975) berichtet. Vorrangiges Ziel war hier die Lärmreduktion. Zum einen bestand eine Kooperation mit *Rhein-Flugzeugbau* und ein Teil der dort erprobten Drei-, Fünf- und Siebenblattpropeller wurde von *Dowty Rotol* geliefert. Zum anderen wurde der Mantelpropeller in einem dafür umgerüsteten zweimotorigen Versuchsflugzeug *Norman Islander* erprobt (*Davis*, 1977; *Wilson*, 1977). Die Propeller hatten einen Durchmesser von 1,219 m bei 224 kW Antriebsleistung und sieben Lauf- sowie sechs Leitschaukeln. Die Laufschaufeln waren im Flug verstellbar. Die Blattspitzengeschwindigkeit betrug 172 m/s. In Unterflügelanordnung, mit, anders als beim *Fanliner*, ungestörter Zuströmung, waren die Resultate vielversprechend. *Taylor* (1979) berichtet über eine Lärmre-

duktion von ungefähr 20 dB gegenüber freien Propellern. Das Konzept wurde aber nicht weiter verfolgt. Offizielle Stellungnahmen des Unternehmens zu den Einstellungsgründen gab es nach Wissen des Autors dieser Arbeit nicht. Naheliegend sind wirtschaftliche Gründe infolge der zweiten Ölpreiskrise.

Etwa zeitgleich wurde in Großbritannien die *Edgley Optica* entwickelt, ein dreisitziges Kleinflugzeug, bei dem der Mantelpropeller das zentrale Rumpfelement bildet. Diese spezielle Architektur sollte eine besonders gute Rundumsicht für das davor gelegene, voll verglaste Cockpit ermöglichen, und so u. a. für Inspektions- und Überwachungsflüge geeignet sein. Es kam ein Fünfblatt-Festpropeller mit einem Durchmesser von 1,22 m zum Einsatz, welcher von Verbrennungsmotoren mit 147 bis 194 kW Antriebsleistung angetrieben wurde (*Thompson, 1983; Taylor, 1987*). Etwa 20 Stück wurden gebaut, der Erfolg blieb aber aus (*Edgley, 2022*).

In jüngerer Zeit wurden und werden neue Flugzeugprojekte mit Mantelpropellerantrieb verfolgt (*Zhang und Barakos, 2020*), darunter der *Airbus E-Fan* (*Joubert et al., 2016*), das *Silent Air Taxi* (*e.SAT GmbH, 2020*) und der *Lilium Jet* (*Nathen, 2021*). Beim *E-Fan* ermöglicht der Mantelpropeller den Einsatz leichter, schnell drehender Elektromotoren. Er dient darüber hinaus der Lärmreduktion, was für einen Einsatz als Trainingsflugzeug sinnvoll ist. Auch beim *Silent Air Taxi* steht die Lärmreduktion im Vordergrund. Noch wird keines dieser Flugzeuge in Serie produziert.

Zusammenfassend ist festzuhalten, dass bis heute kein Kleinflugzeug mit Mantelpropellerantrieb erfolgreich in Serie produziert wurde. Auch in Kleinserie wurden überhaupt nur zwei Flugzeugtypen produziert, der *Fantrainer* und die *Edgley Optica*. Gründe dafür sind die große Fläche des Mantels, sein Widerstand, seine Masse und die problematische Flugzeugintegration besonders bei einmotorigen Kleinflugzeugen. Für zweimotorige Flugzeuge ist die Kombination mit dem Wankelmotor in der Nabe zu einer kompakten und frei platzierbaren Antriebseinheit potenziell vorteilhaft, dem steht aber der schlechte Wirkungsgrad des Wankelmotors entgegen. Nur wenn die Vorteile des Mantelpropellers seine Nachteile gegenüber dem freien Propeller überwiegen, wird sein Einsatz sinnvoll sein. Die drei bisher verfolgten Ansätze können dabei auch zukünftig attraktiv sein:

- Ermöglichung spezieller Flugzeugarchitekturen und/oder Flugeigenschaften, die mit freien Propellern nicht möglich sind (Beispiele: *Fantrainer, Edgley Optica*)
- Deutliche Lärmreduktion gegenüber dem freien Propeller in der Flugzeugkabine und/oder in der Umgebung (Beispiel: *Norman Islander*)
- Nutzung von Leistungs- und Gewichtsvorteilen gegenüber freien Propellern durch höheren Standschub bei gleichem Durchmesser oder durch schneller drehende Motoren bei kleinerem Durchmesser, ggf. dann auch Entfall eines Getriebes

## 3.2. Auslegungsverfahren für Mantelpropellerantriebe

Die heute in der Literatur verbreiteten Ansätze der Vorauslegung von Mantelpropellern beruhen auf Kombinationen bewährter Ansätze der Berechnung von Propeller- und Mantelströmungsfeldern, wie sie bereits *Sacks und Burnell* (1962) beschrieben haben. Das Geschwindigkeitsfeld des Propellers wird dabei mit Verfahren berechnet, die auch bei der Auslegung freier Propeller zum Einsatz kommen: mittels Impulstheorie, Wirbeltheorie, Blattelementtheorie, Traglinientheorie, Tragflächentheorie und Kombinationen davon. Das vom Mantel induzierte Geschwindigkeitsfeld wird z. B. mittels Skelett-Theorie oder Panelmethoden beschrieben. Hier werden drei auf diesen Ansätzen basierende und in aktuellen Computerprogrammen umgesetzte Verfahren zur Auslegung und Bewertung von Mantelpropellern dargestellt.

Ein weitverbreitetes Entwurfswerkzeug ist der *Ducted Fan Design Code (DFDC)* von *Drela und Youngren* (2005). Die Betrachtung der Schaufelreihen basiert in *DFDC* auf der Traglinientheorie, verknüpft mit der Blattelementtheorie zur Berücksichtigung lokaler Profilpolaren und des Schaufelwiderstands, und verknüpft mit der Wirbeltheorie zur Beschreibung des Strömungsfeldes stromab der Schaufeln. Mantel und Nabe werden als rotationssymmetrische Körper mittels Panel-Methode in die Rechnung einbezogen. Leider haben *Drela und Youngren* die Arbeit an *DFDC* bereits im Jahr der Erstveröffentlichung eingestellt. So blieb *DFDC* unvollständig und erlaubte z. B. für lange Zeit keine Betrachtung von Mantelpropellern mit Lauf- und Leitrad. Erst *Carter* (2014, 2015) hat das Programm in dieser Hinsicht vervollständigt. Außerdem hat *Carter* *DFDC* um ein Blockagemodell und ein Werkzeug zur Bearbeitung der Schaufelprofil-schnitte ergänzt. Im Jahr 2015 hat er aber ebenfalls die Weiterentwicklung eingestellt. Die Wechselwirkung von Mantel und Propeller, d. h. die gegenseitige Beeinflussung der Strömungsfelder, kann mit den *DFDC* zugrundeliegenden Verfahren gut abgebildet werden. Die Druck- und Geschwindigkeitsverteilungen der Propellerzu- und Abströmung sind ein Ergebnis der Rechnung. Das ermöglicht eine Abstimmung der Propellerauslegung auf mantelprofilspezifische radial inhomogene Zuströmbedingungen. Einige für die Vorauslegung wesentliche Effekte bleiben in *DFDC* allerdings unberücksichtigt. Die Verluste im Schaufelgitter quantifiziert *DFDC* nur basierend auf Profilpolaren, die für sich bereits eine Unsicherheitsquelle darstellen. Außerdem bleiben dabei Radialspalt- und Sekundärströmungsverluste unberücksichtigt. Die verlustbedingte Blockage der Radialspaltströmung wird ebenfalls nicht berücksichtigt. Die Auswirkungen dieser Phänomene auf das sich ausbildende Strömungsfeld können mittels entsprechender Quellterme berücksichtigt werden, ihre Ausprägung muss dafür aber vorgegeben werden, was Nebenrechnungen in einem separaten Werkzeug erfordert. Auch Gondelwiderstände werden von *DFDC* nicht berechnet.

Im Programm *JavaProp* von *Hepperle* (2018) ist der klassische Ansatz der Auslegung freifahrender Propeller mittels Impuls- und Blattelementtheorie umgesetzt. Mantelpropeller werden in *JavaProp* modelliert, indem der Mantel durch einen einzelnen Ringwirbel beschrieben wird, dessen Zirkulation von der Mantelprofilgeometrie abhängt. Dieser Ansatz ist deutlich einfacher als der von *DFDC* verfolgte, bietet prinzipiell aber denselben Vorteil, dass die vom Mantel verursachten radialen Inhomogenitäten der Laufradzu- und Abströmung berücksichtigt werden können. In *JavaProp* werden nur Laufräder behandelt. Ansonsten bestehen dieselben Einschränkungen wie bei *DFDC*.

Mit *AVID OAV* existiert ein umfangreiches, multidisziplinäres Designwerkzeug für Mantelpropellerantriebe (*Ko et al.*, 2007). Zur Bewertung der aerodynamischen Eigenschaften wird darin ein Superpositionsansatz gewählt. Der Mantel wird als Ringflügel aufgefasst und mit empirischen Auftriebs- und Widerstandsbeiwerten charakterisiert. Das Leistungsverhalten des Propellers wird durch die einfache Impulstheorie beschrieben und kennfeldbasiert ausgewertet. *AVID OAV* ist also kein Auslegungswerkzeug des Propellers an sich, sondern greift dafür auf andere Werkzeuge zurück. *Ko et al.* (2007) empfehlen zur Erzeugung der Kennfelder *XROTOR*, einen Vorläufer von *DFDC*. Als multidisziplinäres Werkzeug bezieht *AVID OAV* auch Antriebsstränge in die Modellierung ein, darunter Hubkolbenmotoren und Elektromotoren. Das ermöglicht eine Abstimmung der Mantelpropellerauslegung auf die Antriebscharakteristik, beispielsweise im Rahmen einer Missionsanalyse.

Wie dieser Überblick zeigt, besteht bei den Vorauslegungsprogrammen für Mantelpropeller eine Lücke zwischen der bereits relativ detaillierten aerodynamischen Betrachtung auf der einen Seite (*DFDC*) und der multidisziplinären Betrachtung inkl. Missionsanalyse auf der anderen Seite (*AVID OAV*). Zudem werden Widerstand und Verluste in den bestehenden Programmen unvollständig oder in ihrer Modellierungstiefe nicht gleichwertig behandelt. Auch die Akustik wird nicht behandelt. Die vorliegende Arbeit adressiert diese Lücke unter Anwendung von Verfahren verwandter technischer Disziplinen.

### 3.3. Arbeiten verwandter Themengebiete

Zwar beschränkt sich die Literatur über die Auslegung von Mantelpropellern als Kleinflugzeugantrieb im Wesentlichen auf die relativ wenigen oben genannten Arbeiten, doch Auslegungs- und Bewertungsmethoden vieler verwandter technischer Disziplinen sind auf sie übertragbar: Der freie Propeller hat ein ähnliches Anwendungsgebiet, bei Axialventilatoren und Axialverdichtern finden sich vergleichbare Lauf- und Leiträder, und zu Turboflugtriebwerken gibt es Parallelen hinsichtlich des Vorgehens zur Aufstellung der Schub-/Widerstandsbilanzierung und Flugzeugintegration.

Freifahrende Propeller behandeln *Betz* (1919), *Weinig* (1940), *Alexandrow* (1954), *Isay* (1964) und, sehr anwendungsnah, *Gudmundsson* (2014). *Wald* (2006) gibt einen historischen Überblick und beschreibt ein Verfahren zur Propellerauslegung basierend auf Blattelementtheorie und Wirbeltheorie, das auf *Theodorsen* (1948) zurückgeht. Es kann noch immer als Stand der Technik angesehen werden. Dasselbe gilt für die Kombination aus Blattelementtheorie und erweiterter Impulstheorie nach *Adkins und Liebeck* (1994). Beide Verfahren sind im beim DLR entwickelten Programm *PROPSTER* zur Vorauslegung und Nachrechnung von Propellern enthalten (*Häßy*, 2018).

Lauf- und Leitrad des Mantelpropellers sind aufgrund ihres niedrigen Druckverhältnisses auch Axialventilatoren ähnlich, wie sie z. B. von *Eck* (1972), *Osborne* (1977), *Wallis* (1961), *Wallis* (1983), *Bommes et al.* (2002), *Kosyna et al.* (2002) und *Carolus* (2013, 2020) beschrieben werden. Einen Überblick der Entwurfsmethoden für Axialventilatoren im Wandel der Zeit sowie den aktuellen Stand der Technik gibt *Castegnaro* (2018). Ein bewährtes Programm zur aerodynamischen Vorauslegung von Axialventilatoren ist *FANPAL* (*Concepts NREC*, 2004, 2019). Es basiert auf Mittelschnittsrechnungen mit Verlustkorrelationen von *Koch und Smith* (1976) und Mehrschnittsverfahren unter Anwendung des radialen Gleichgewichtes. Ähnliche Methoden werden auch von *CFturbo* (*CFturbo GmbH*, 2022) und *TURBOdesign Pre* (*Advanced Design Technology Ltd*, 2022) verwendet.

Der Mantelpropeller als Kleinflugzeugantrieb weist darüber hinaus Ähnlichkeiten zu Turbofantriebwerken auf. Deswegen sind die Arbeiten von *Horlock* (1967), *Traupel* (1988), *Kerrebrock* (1992), *Wennerstrom* (2000), *Cumpsty* (2004) und *Grieb* (2004, 2009) teils auch auf die Betrachtung von Mantelpropellern übertragbar, besonders hinsichtlich der Aerodynamik, Vorauslegung und Bewertung von Axialverdichterstufen. Zur Gondelaerodynamik und Flugzeugintegration sowie Schub-, Widerstands- und Verlustbilanzierung sind noch *Torenbeek* (1976), *Seddon und Goldsmith* (1985, 1999), *Rick* (2013) und *Bräunling* (2015) zu nennen.

*Moreau* (2017) und *Jaron* (2018) haben physikalisch basierte Lärmbewertungsmethoden für Turbofantriebwerke entwickelt, welche für die vorliegende Arbeit auf Mantelpropeller des Kleinflugzeugbereichs übertragen wurden. Die Arbeiten sind in *Weintraub et al.* (2022) und *Koppelberg, Weintraub und Jeschke* (2022) veröffentlicht. Auch *Schade et al.* (2022) hat die Methoden von *Moreau* und *Jaron* auf Mantelpropeller übertragen.

Zur Vorauslegung und Leistungsrechnung von Gasturbinenflugantrieben findet die Software *GasTurb* breite Verwendung. Das Leistungsverhalten der Turbokomponenten wird darin durch Kennfelder abgebildet. Verdichterkennfelder können mittels der dazugehörigen Software *Smooth C* analysiert und bearbeitet werden. Neben der Modellbildung sind

auch die in *GasTurb* integrierten typischen Arbeitsabläufe und Werkzeuge der Vorauslegung und Leistungsrechnung für die vorliegende Arbeit interessant. Besonders hervorzuheben ist die Möglichkeit von Designparameterstudien mit gleichzeitiger Bewertung des Leistungsverhaltens an verschiedenen Missionspunkten (*GasTurb GmbH*, 2022).

### 3.4. Einordnung und Ziele der Arbeit

Wie die in Kap. 3.1 beschriebenen Entwicklungen zeigen, existiert ein umfassendes, auf theoretischen und experimentellen Arbeiten basierendes Verständnis des Mantelpropellers, das insbesondere in der Hochphase seiner Erforschung in den späten 1960er- und 1970er-Jahren entwickelt wurde. Es gab auch zahlreiche Testprogramme und Prototypen. Dann kam die Entwicklung des Mantelpropellers als Antrieb für Kleinflugzeuge praktisch zum Stillstand. Nach wie vor werden Kleinflugzeuge fast ausschließlich von freifahrenden Propellern angetrieben, nicht zuletzt, weil diese wesentlich leichter und besser integrierbar sind.

Seit einiger Zeit werden wieder Kleinflugzeuge mit Mantelpropeller projiziert. Neue Prototypen werden entworfen und gebaut. Grund dafür sind verschiedene Entwicklungen. Zum einen eröffnen elektrische und hybride Antriebsstränge mit hoher Leistungsdichte neue Möglichkeiten der Antriebsauslegung, die zu vollkommen neuen Flugzeugkonzepten führen. Zum anderen erfordern neue Anwendungen der angestrebten urbanen und regionalen Luftmobilität leise Antriebe. Hierfür ist der Mantelpropeller gut geeignet. Die Auslegung solcher zukünftigen Mantelpropellerantriebe ist eine hochgradig interdisziplinäre Aufgabe. Der Verbrennungsmotor wird durch elektrische oder elektrohybride Antriebsstränge mit vielen Freiheitsgraden in der Auslegung ersetzt. Der Lärm wird durch komplexe analytische Methoden minimiert. Das Auffinden der besten Auslegungen erfordert daher Werkzeuge, die eine gleichzeitige Betrachtung des Propellers selbst, des Antriebssystems und der Luftfahrzeugintegration des Antriebssystems ermöglichen. Die in Kap. 3.2 beschriebenen aktuell verfügbaren Auslegungsverfahren sind dafür nicht geeignet. Selbst den ausgereiftesten Programmen fehlen z. B. wichtige Verlustmechanismen. Keines der gegenwärtig verfügbaren Werkzeuge ermöglicht eine Zusammenführung der aerodynamischen und aeroakustischen Optimierung des Mantelpropellers mit dem Leistungsverhalten des Antriebsstrangs.

Diese Lücke adressiert die vorliegende Arbeit mit der Erstellung eines Vorauslegungswerkzeugs, das die beteiligten Disziplinen in der jeweils angemessenen Detailtiefe einbezieht. Dieses Werkzeug ermöglicht die Vorauslegung auf Gesamtsystemebene im Zielkonflikt von Wirkungsgraden, Lärm und Widerstand bzw. Flugzeugintegration. Im neu-

en Themenfeld der hybridelektrischen und lärmoptimierten Mantelpropeller ist bislang wenig über die dafür benötigten Verfahren und die dabei bestehenden Entwurfszusammenhänge bekannt. Daher werden in dieser Arbeit vier Ziele verfolgt:

**1. Entwicklung eines Verfahrens zur Auslegung und Bewertung von hybridelektrischen Mantelpropellerantrieben unter Berücksichtigung von Leistungsverhalten, Lärmemissionen und Gondelwiderstand**

Die Entwicklung des Verfahrens beinhaltet die Zusammenstellung der Ein- und Ausgabevariablen, die Formulierung der Auslegungs- und Nachrechenalgorithmen sowie die Zusammenstellung von Rechenmodellen zur Bewertung des Betriebsverhaltens aller Antriebskomponenten, des Lärms und des Widerstands.

**2. Demonstration des Verfahrens für einen beispielhaften Anwendungsfall**

Der exemplarische Anwendungsfall ist ein für die Zwecke dieser Arbeit definiertes Flugzeug mit zu erfüllenden Schubanforderungen, die für bestimmte Missionspunkte unter Berücksichtigung von operationellen Aspekten und Zulassungsaspekten aufgestellt werden. Für diesen Anwendungsfall wird ein Antriebssystem vorausgelegt, das sämtliche Anforderungen erfüllt.

**3. Gewinnung allgemeingültiger Erkenntnisse der Entwurfszusammenhänge lärmoptimierter, hybridelektrischer Mantelpropellerantriebe**

Anhand von Studien des exemplarischen Anwendungsfalls werden die fünf bis zehn wichtigsten Auslegungsvariablen identifiziert und hinsichtlich ihres Einflusses auf Wirkungsgrade, Widerstand und Lärm quantitativ eingeordnet. Dabei werden die gegenseitigen Abhängigkeiten und Zielkonflikte herausgearbeitet. Die Zusammenhänge zwischen Entwurfsvariablen und Leistungscharakteristik werden zudem mittels vereinfachter analytischer Betrachtungen allgemeingültig beschrieben.

**4. Vergleich von Mantelpropeller und freiem Propeller hinsichtlich der erreichbaren Wirkungsgrade und Lärmpegel**

Der Vergleich wird mittels vereinfachter analytischer Betrachtungen durchgeführt. Die Lärmemissionen des Mantelpropellerantriebs beim Abflug werden für den exemplarischen Anwendungsfall quantifiziert und den von aktuellen Zulassungsvorschriften geforderten Werten gegenübergestellt.

## 4. Analytische Vorbetrachtungen

Gegenstand dieses Kapitels ist die Diskussion der grundlegenden Eigenschaften von Mantelpropellerantrieben und wie sich diese Eigenschaften abhängig von den Auslegungsvariablen des Antriebs ändern. Dabei wird auch auf die Unterschiede zu freien Propellern eingegangen. Die Betrachtungen bauen auf den in Kap. 2 dargestellten Grundlagen auf.

### 4.1. Schubcharakteristik

Als Erstes werden die Schubcharakteristiken des freifahrenden Propellers und des Mantelpropellers untersucht und miteinander verglichen. Dabei zeigt sich, dass die Ummantelung eines Propellers den Schub vorwiegend im Stand und im Langsamflug steigert, während eine Vergrößerung freier Propeller über alle Fluggeschwindigkeiten hinweg größere Schubgewinne ermöglicht.

#### 4.1.1. Standfall

Der Standfall wird in der Literatur häufig für den Vergleich der freifahrenden und ummantelten Propellerbauweisen herangezogen, nicht zuletzt, weil er mittels Zugwaage relativ einfach messbar ist. Bei der analytischen Betrachtung wird meist die in Kap. 2.1 beschriebene einfache Impulstheorie verwendet, obwohl die ihr zugrundeliegenden Annahmen verletzt werden, weil die Strömungsverhältnisse anders sind als in Bewegung: Freifahrende Propeller weisen im Stand starke Rückströmungen im Bereich der Blattspitzen auf und Mantelpropeller oft große Druckverluste im Einlauf. Um die prinzipiellen Merkmale und Vorzüge der Konzepte zu diskutieren, ist die Anwendung der Impulstheorie dennoch sinnvoll.

Eine Möglichkeit ist der Vergleich des Standschubs bei gleicher Nutzleistung und Querschnittsfläche unter gleichen Umgebungsbedingungen. Gleichsetzen von (2.7) und (2.13) zeigt, dass der vom Mantelpropeller durchgesetzte Massenstrom dann größer ist und

dass sich die Massenströme von ummanteltem Propeller  $\dot{m}_{M,Stand}$  und freiem Propeller  $\dot{m}_{P,Stand}$  um den Faktor

$$\left( \frac{\dot{m}_{M,Stand}}{\dot{m}_{P,Stand}} \right)_{A_2, P_N = konst.} = \sqrt[3]{4\sigma^2} \approx 1,59 \sigma^{2/3} \quad (4.1)$$

unterscheiden. Aus (2.6) und (2.12) ergibt sich das Verhältnis

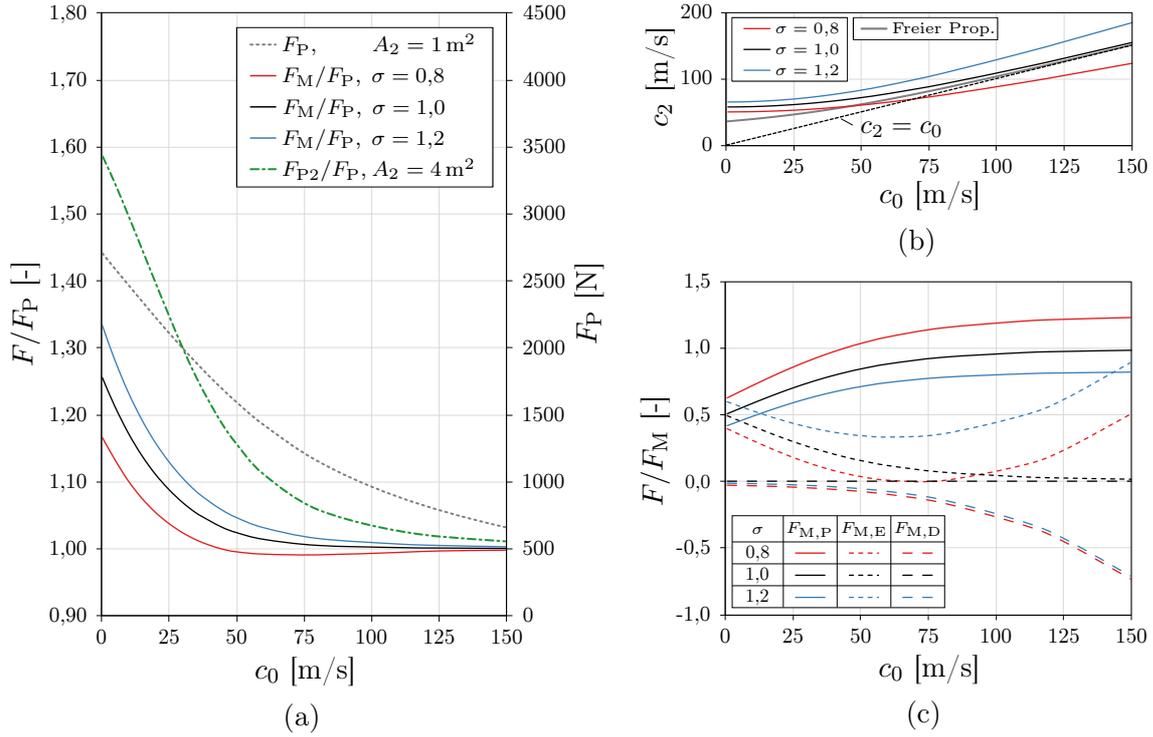
$$\left( \frac{F_{M,Stand}}{F_{P,Stand}} \right)_{A_2, P_N = konst.} = \sqrt[3]{2\sigma} \approx 1,26 \sigma^{1/3} \quad (4.2)$$

des Mantelpropellerstandschubs  $F_{M,Stand}$  zum Standschub des freien Propellers  $F_{P,Stand}$ . Ein Mantelpropeller liefert, wenn  $\sigma = 1$  ist, demnach 26 % mehr Standschub als ein freier Propeller gleichen Querschnitts und gleicher Leistung. Mit Düsen kleineren Querschnitts ist die Standschubsteigerung geringer, mit Diffusor ist sie größer.

Werden alternativ  $A_2$  und  $F$  gleich gewählt, so ergeben (2.7) und (2.13) eine um ca. 29 % geringere Nutzleistung des Mantelpropellers ( $\sigma = 1$ ). Oder es werden  $P_N$  und  $F$  gleich gewählt. Dann ergibt sich eine 50 % kleinere Querschnittsfläche für den Mantelpropeller ( $\sigma = 1$ ) im Vergleich zum freien Propeller.

### 4.1.2. Allgemeiner Fall

Während im Standfall große Unterschiede zwischen den Schubcharakteristiken von freiem Propeller und Mantelpropeller bestehen, gleichen sich diese bei steigender Flugeschwindigkeit rasch an. In Abb. 4.1(a) ist ein Vergleich der Schubcharakteristiken von freiem Propeller und Mantelpropeller gleicher Querschnittsfläche dargestellt. Für die Studie wurde eine Querschnittsfläche von  $1 \text{ m}^2$  und eine Nutzleistung von  $100 \text{ kW}$  gewählt, was eine im Kleinflugzeugbereich übliche Antriebsleistung ist. Der Schubvorteil des Mantelpropellers ist für alle  $\sigma$  bei Fluggeschwindigkeiten bis  $25 \text{ m/s}$  besonders ausgeprägt und nimmt mit zunehmender Geschwindigkeit ab. Schon bei der im Kleinflugzeugbereich üblichen Mindestgeschwindigkeit von  $61 \text{ kn}$  ( $\approx 31,4 \text{ m/s}$ ) liegt der Schubgewinn des Mantelpropellers für alle  $\sigma$  nur noch im einstelligen Prozentbereich. Der zeitlich überwiegende Anteil des Fluges erfolgt natürlich bei höheren Geschwindigkeiten als der Mindestgeschwindigkeit. Dann ist der Schubgewinn des Mantelpropellers noch geringer, sein praktischer Vorteil im Flug also noch kleiner. Ab ca.  $75 \text{ m/s}$  liegt der Schubgewinn durch den Mantel für alle  $\sigma$  unter 2 %. Für  $\sigma = 0,8$  ist der Schub des Mantelpropellers dann sogar geringer als der Schub des freien Propellers. Für hohe Fluggeschwindigkeiten können die Schubcharakteristiken von freiem Propeller und Mantelpropeller durch



**Abbildung 4.1.:** Schubcharakteristik des Mantelpropellers nach (2.6) bis (2.22) mit  $P_N = 100 \text{ kW}$ ,  $A_2 = 1 \text{ m}^2$  ( $A_2 = 4 \text{ m}^2$  für  $F_{P2}$ ),  $\rho = 1 \text{ kg/m}^3$ . Schubvergleich mit dem freien Propeller (a), Strömungsgeschwindigkeit in der Propellerscheibe abhängig vom Düsenquerschnitt (b) und Schubkraftanteile von Propeller, Einlauf und Schubdüse (c).

Grenzwertbetrachtungen der (2.6), (2.7), (2.12) und (2.13) verglichen werden. Bei identischen Werten für  $P_N$ ,  $A_2$  und  $\rho$  ist dann

$$\lim_{c_0 \rightarrow \infty} \left( \frac{\dot{m}_M}{\dot{m}_P} \right)_{A_2, P_N = \text{konst.}} = \sigma \quad (4.3)$$

und

$$\lim_{c_0 \rightarrow \infty} \left( \frac{F_M}{F_P} \right)_{A_2, P_N = \text{konst.}} = 1, \quad (4.4)$$

der erzielbare Schub mit und ohne Mantel also identisch. Dies steht in Übereinstimmung mit den im Schnellflug ähnlichen Strömungsfeldern, wie in Abb. 2.3 dargestellt. Insbesondere verschwindet im Schnellflug die Stromröhrenkontraktion des freien Propellers. Selbst wenn wie hier die Reibung des Mantels völlig vernachlässigt wird, kommt der Schubvorteil des Mantelpropellers praktisch nur beim Startvorgang zur Geltung.

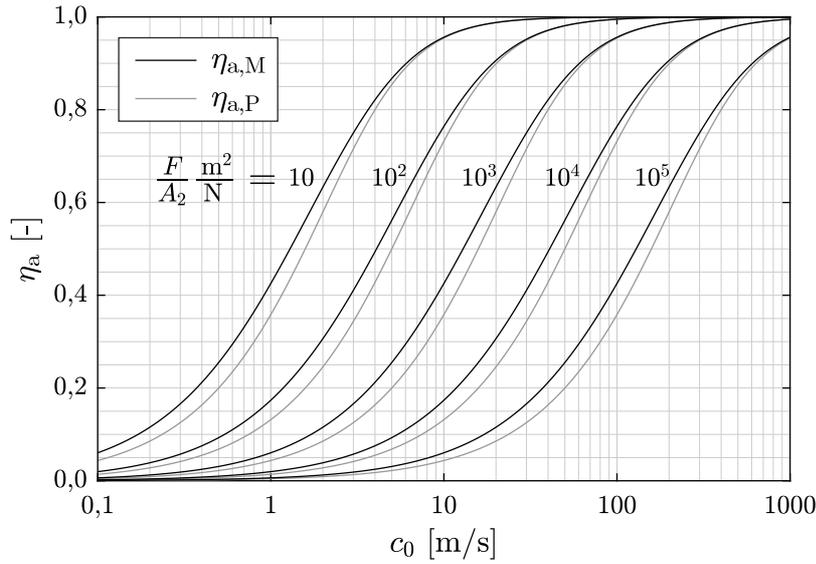
Dieser Schubvorteil des Mantelpropellers beim Start und im langsamen Flug besteht auch nur im Vergleich zu freien Propellern gleicher Querschnittsfläche. Freie Propeller

können jedoch praktisch oft größer ausgeführt werden als Mantelpropeller, deren Durchmesser durch Masse und Widerstand des Mantels begrenzt sind. Beispielhaft sei hier ein freier Propeller mit verdoppeltem Durchmesser betrachtet, sein Schub sei  $F_{P_2}$ . Der Verlauf von  $F_{P_2}/F_P$  in Abb. 4.1(a) zeigt, dass die Verdoppelung des Durchmessers des freien Propellers bei gleichem  $P_N$  ganz erhebliche Schubgewinne ermöglicht. Im Stand sind es annähernd 60% mehr Schub und auch bei  $c_0 = 75 \text{ m/s}$  ist der Schubgewinn des vergrößerten Propellers noch  $> 6\%$ . Eine Vergrößerung des freien Propellers bringt also größere Schubgewinne als die bloße Einfassung in einen Mantel, und zwar bei allen Fluggeschwindigkeiten vom Start bis zum Schnellflug.

Abb. 4.1(b) zeigt, dass  $c_2$  beim Mantelpropeller weniger stark mit  $c_0$  variiert als beim freien Propeller. Das ist besonders mit konvergenter Düse ( $\sigma = 0,8$ ) der Fall. Der Mantelpropeller setzt im Stand einen größeren Massenstrom durch als ein gleich großer freier Propeller, für  $c_0 \rightarrow \infty$  hingegen einen kleineren Massenstrom. Da der Massenstrom des Mantelpropellers so insgesamt weniger variiert, arbeitet er bei fester Propellerdrehzahl mit weniger veränderlichen Anströmwinkeln als der freie Propeller. Das ist für einen stabilen Betrieb und konstant hohen Wirkungsgrad vorteilhaft. Daher ist ein Mantelpropeller für eine Ausführung als Festpropeller deutlich besser geeignet als ein freifahrender Propeller. Weniger veränderliche Anströmwinkel bedeuten auch, dass das Drehmoment des Mantelpropellers weniger stark mit  $c_0$  variiert, was für die Abstimmung mit Hubkolbenmotoren vorteilhaft ist. So ist eine hohe Motorleistung in einem weiteren Bereich veränderlicher Umgebungsbedingungen verfügbar. Bei der Ausführung mit konvergenter Düse ( $\sigma = 0,8$ ), die den Massenstrom bei hohen Geschwindigkeiten gegenüber dem freien Propeller herabsetzt, ist dieser Effekt am stärksten ausgeprägt.

In Abb. 4.1(c) sind für denselben Anwendungsfall die Schubkraftbeiträge von Propeller, Einlauf und Düse als Funktion von  $c_0$  aufgetragen. Dafür werden (2.20), (2.21) und (2.22) ausgewertet. Der Kurvenverlauf bei  $c_0 < 50 \text{ m/s}$  zeigt, dass besonders im Stand und auch bei niedrigen Anström- bzw. Fluggeschwindigkeiten ein Großteil der Schubkraft nicht am Propeller, sondern am Mantel, und zwar am Einlauf, angreift. Damit dieser oft als Lippensog bezeichnete Schubkraftanteil wirkt, muss die Gondelstirnfläche ausreichend groß dimensioniert sein. Sonst löst die Strömung am Einlauf ab.

Die im Zusammenhang mit Abb. 4.1(a) beschriebenen Effekte werden nachfolgend noch allgemeiner betrachtet, losgelöst vom oben beispielhaft gewählten Anwendungsfall. Mit (2.6), (2.12) und (2.16) lassen sich die äußeren Wirkungsgrade von freiem Propeller und Mantelpropeller bestimmen. Für den Mantelpropeller wird nur der Fall  $\sigma = 1$  betrachtet, weil sich (2.12) damit wesentlich vereinfacht.



**Abbildung 4.2.:**  $\eta_{a,M}$  und  $\eta_{a,P}$  nach (4.5) und (4.6) in Abhängigkeit von der Flächenbelastung des Propulsors  $F/A_2$  und der Fluggeschwindigkeit, mit  $\rho = 1 \text{ kg/m}^3$ .

Dies führt für den freien Propeller auf

$$\eta_{a,P} = \left( \frac{1}{2} + \sqrt{\frac{1}{4} + \frac{F_P}{2\rho A_2 c_0^2}} \right)^{-1} \quad (4.5)$$

und für den Mantelpropeller mit  $\sigma = 1$  auf

$$\eta_{a,M} = \left( \frac{3}{4} + \sqrt{\frac{1}{16} + \frac{F_M}{4\rho A_2 c_0^2}} \right)^{-1}. \quad (4.6)$$

Für beide ist

$$\lim_{c_0 \rightarrow 0} \eta_a = 0 \quad (4.7)$$

und

$$\lim_{c_0 \rightarrow \infty} \eta_a = 1. \quad (4.8)$$

In Abb. 4.2 sind die Verläufe von (4.5) und (4.6) für verschiedene Flächenbelastungen  $F/A_2$  über  $c_0$  aufgetragen. Die Flächenbelastung ist für  $\eta_a$  entscheidend, während die Ummantelung von untergeordneter Bedeutung ist. Der Mantelpropeller bietet Vorteile hinsichtlich  $\eta_a$  primär dann, wenn  $A_2$  begrenzt ist, z. B. aus Installationsgründen. Ein Zahlenbeispiel verdeutlicht das: Typische Kleinflugzeuge operieren bei  $F/A_2 \approx 10^3 \text{ N/m}^2$ . Das entspricht einem Propeller mit 2 kN Schub und 1,6 m Durchmesser. Die Ummantelung eines solchen Propellers steigert  $\eta_a$  um 9 % bei  $c_0 = 20 \text{ m/s}$  (beim Start) und 0,5 % für  $c_0 = 70 \text{ m/s}$  (im Reiseflug). Wird derselbe Schub von einem Propeller mit nur 0,5 m Durchmesser gefordert ( $F/A_2 \approx 10^4 \text{ N/m}^2$ ), so steigt  $\eta_a$  durch Ummantelung um 20 % bei  $c_0 = 20 \text{ m/s}$  bzw. 8 % bei  $c_0 = 70 \text{ m/s}$ .

## 4.2. Kennlinien

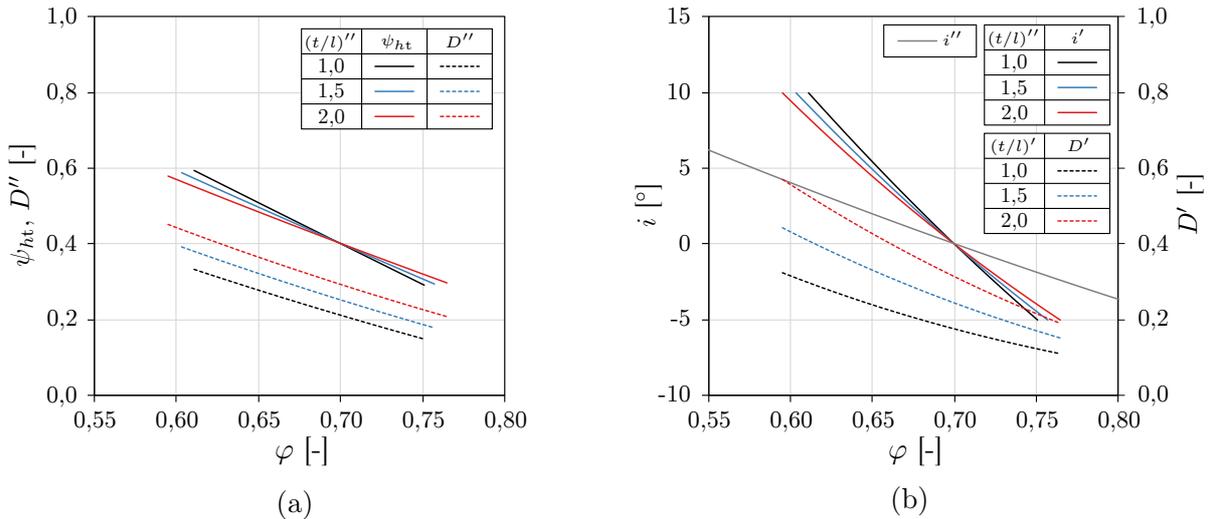
Mit den in Kap. 2.2 dargestellten Verfahren kann der Kennlinienverlauf des Mantelpropellers bewertet werden. Dafür wird hier die Stufenkennlinie ausgehend von ihrer Definition (2.49) mit der Euler-Gleichung und axialer Zuströmung über

$$\psi_{ht} = 2 \frac{c_{u2} - c_{u1}}{u} = 2 \frac{w_{u2} + u}{u} = 2 \left( 1 + \frac{c_{a2}}{u \tan \beta_2} \right) = 2 \left( 1 + \frac{\varphi_2}{\tan \beta_2} \right) \quad (4.9)$$

und Ersetzen von  $\beta_2$  durch (2.44) in die Form

$$\psi_{ht} = 2 \left( 1 + \frac{\varphi_2}{\tan(\beta_{2,Design} + A i'')} \right) \quad (4.10)$$

gebracht. Das Schaufelteilungsverhältnis hat einen Einfluss auf den Kennlinienverlauf, der mittels des in Kap. 2.2.3 beschriebenen Inzidenzeinflussfaktors  $A$  modelliert wird. Die Kennlinien von Mantelpropellern mit großen Teilungsverhältnissen verlaufen flacher als die von Mantelpropellern mit kleinen Teilungsverhältnissen, weil  $A$  und damit die Minderumlenkung für  $t/l > 1$  deutlich zunimmt. In Abb. 4.3(a) ist dieser Effekt für eine typische Mantelpropellerauslegung dargestellt. Dieser Effekt bleibt auch erhalten, wenn später Verluste und Wirkungsgrade in die Betrachtung einbezogen werden und damit  $\psi_{ht, is}$  ausgewertet wird.



**Abbildung 4.3.:** Kennlinien nach (4.10) mit  $A$  aus Abb. 2.7 sowie  $D''$  dreier Mantelpropeller ausgelegt für  $\varphi = 0,7$ ,  $\psi_{ht} = 0,4$  und verschiedene  $(t/l)''$  (a), Inzidenzen nach (4.14) und (4.16) sowie Variation von  $D'$  für verschiedene  $(t/l)'$  bei  $(t/l)'' = 2$  (b).

### 4.2.1. Belastung und Inzidenzen

Nachfolgend wird die aerodynamische Belastung in Abhängigkeit des Teilungsverhältnisses anhand der Diffusionszahl nach Lieblein (2.53) beurteilt. Wird die Vereinfachung (2.30),  $\varphi = konst.$ , auch für die Nachrechnung angesetzt, so lassen sich die Diffusionszahlen von Lauf- und Leitrad als alleinige Funktionen von Teilungsverhältnissen und Strömungswinkeln

$$D'' = 1 - \frac{\sin \beta_1}{\sin \beta_2} + \frac{t'' \sin \beta_1}{2l''} \left( \frac{1}{\tan \beta_2} - \frac{1}{\tan \beta_1} \right) \quad (4.11)$$

$$D' = 1 - \frac{\sin \alpha_2}{\sin \alpha_3} + \frac{t' \sin \alpha_2}{2l'} \left( \frac{1}{\tan \alpha_2} - \frac{1}{\tan \alpha_3} \right) \quad (4.12)$$

berechnen. In Abb. 4.3(a) ist  $D''$  ergänzend zur Kennlinienschar der beispielhaft ausgelegten Mantelpropeller aufgetragen. Je größer das Teilungsverhältnis ist, desto stärker ist die Beschau felung belastet. Alle Laufräder sind an allen Betriebspunkten mit  $D'' < 0,5$  nur mäßig belastet – zumindest im Mittelschnitt und nach diesem Kriterium. Höher belastet ist das Leitrad. In Abb. 4.3(b) sind die Verläufe von  $D'$  für Leiträder verschiedener Teilungen aufgetragen. Eine enge Teilung des Leitrades trägt dazu bei, Überlastungen zu vermeiden. Die Belastung steigt beim Drosseln stark an, mit bis zu  $D' > 0,5$  für  $(t/l)' = 2$ . Für Leiträder ist es daher sinnvoll,  $(t/l)' \leq 1$  vorzusehen, um Stabilitätsprobleme zu verhindern.

Zur Beurteilung der Stabilität werden ebenfalls die Inzidenzwinkel herangezogen. Beim Mantelpropellerlaufrad mit axialer Zu strömung sind die Zu ström- und damit auch die Inzidenzwinkel eine alleinige Funktion der Durchsatzkenngröße. Mit (2.42) und stets  $\beta_1 > 90^\circ$  folgen

$$\tan \beta_1 = -\frac{c_{a1}}{u} = -\varphi_1 \quad (4.13)$$

und

$$i'' = 180^\circ - \beta_{1,\text{Design}} - \arctan(\varphi_1) . \quad (4.14)$$

Der Anström- und Inzidenzwinkel des Leitrades wird analog mit der Euler-Gleichung, (2.43) und (2.49) über

$$\tan \alpha_2 = \frac{c_{a2}}{c_{u2}} = \frac{2\varphi_2}{\psi_{ht}} \quad (4.15)$$

als

$$i' = \alpha_{2,\text{Design}} - \arctan\left(\frac{2\varphi_2}{\psi_{ht}}\right) \quad (4.16)$$

berechnet. Das betragsmäßig größere Argument des streng monoton steigenden Arkustangens führt dazu, dass stets

$$\begin{aligned} i' &> i'' && \text{für } i' > 0 && \text{ bzw.} \\ i' &< i'' && \text{für } i' < 0 \end{aligned} \quad (4.17)$$

ist. Abb. 4.3(b) veranschaulicht das. Kleine  $\psi_{ht}$  und die negative Steigung der Stufenkennlinie  $\psi_{ht}(\varphi)$  nach (4.10) verstärken diesen Trend. Unter diesem Gesichtspunkt sind Laufräder großer Teilung günstig für die Stabilität der Leitradströmung. Ihre Kennlinien verlaufen flacher, sodass die Inzidenz des stromab liegenden Leitrades betragsmäßig kleiner ist.

### 4.2.2. Leitradlose Ausführung

Von Axialventilatoren ist bekannt, dass die aerodynamische Stabilität i. d. R. besser ist, wenn sie ohne Leitrad ausgeführt sind (Eck, 1972). Daher wird hier untersucht, ob das Leitrad im Mantelpropeller notwendig ist. Seine Aufgabe besteht darin, die Abströmung des Rotors in Richtung der Maschinenachse umzulenken, sodass die vom Laufrad der Strömung zugeführte Arbeit  $uc_{u2}$  möglichst vollständig in Schub umgesetzt wird. Ohne Leitrad geht die im Drall enthaltene Energie  $c_{u2}^2/2$  verloren und der innere Wirkungsgrad (2.14) wird um den Faktor

$$\frac{(\eta_i)_{\text{leitradlos}}}{\eta_i} = 1 - \frac{c_{u2}^2/2}{uc_{u2}} = 1 - \frac{\psi_{ht}}{4} \approx \rho_h \quad (4.18)$$

vermindert. Wesentlich ist die Größenordnung des rechten Terms. Bei einem typischen Wert von  $\psi_{ht} = 0,4$  gehen ohne Leitrad 10% der Antriebsleistung in Form von Drall verloren. Für effiziente Flugantriebe ist das inakzeptabel. Mantelpropeller müssen also meist mit Leitrad ausgeführt werden. Nur bei sehr niedrig belasteten Mantelpropellern kann darauf verzichtet werden. Diese sind allerdings für einen schnellen Flug ungeeignet. Einschränkend ist noch anzumerken, dass (4.18) nicht exakt gilt, weil mit dem Leitrad auch dessen Verluste wegfielen und  $\eta_i$  entsprechend wieder etwas ansteigen würde.

### 4.3. Betriebslinien

Als Betriebslinie des Mantelpropellers wird, wie auch bei Turboluftstrahltriebwerken, die Kurve der möglichen stationären Betriebszustände im Verdichter- bzw. Propellerkennfeld bezeichnet. Der Betriebslinienverlauf ist u. a. von den Zuströmbedingungen und  $A_8$  abhängig. Die Lage des Betriebspunktes auf der Betriebslinie ist durch die Drehzahl des

Propellers  $N$  festgelegt. Zur Analyse dieser Abhängigkeiten wird die Betriebsliniengleichung hergeleitet. Der gesamte Mantelpropeller wird dafür vereinfachend als verlustfrei durchströmt betrachtet. Mit isentroper Verdichtung ist dann

$$p_{t8} = p_{t0} \pi_{\text{Prop}}, \quad (4.19)$$

$$T_{t8} = T_{t0} \pi_{\text{Prop}}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \quad (4.20)$$

und mit der Annahme von  $p_8 = p_0$  wegen der Verlustfreiheit auch

$$T_8 = T_0. \quad (4.21)$$

Mit diesen Zusammenhängen, (2.93) und dem Düsenmassenstrom

$$\dot{m}_8 = \rho_8 c_8 A_8 \quad (4.22)$$

wird durch sukzessives Einsetzen und Umformen der Zusammenhang

$$\dot{m}_8 = \frac{A_8 p_0}{\sqrt{T_0}} \sqrt{\frac{2\kappa}{R(\kappa-1)} \left[ \left( 1 + \frac{\kappa-1}{2} \text{Ma}_0^2 \right) \pi_{\text{Prop}}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right]} \quad (4.23)$$

aufgestellt. Weiter ist mit den oben genannten Annahmen  $p_{t0} = p_{t2}$  und  $T_{t0} = T_{t2}$ , sodass aus einer Umstellung der Isentropenbeziehungen

$$\frac{\sqrt{T_0}}{p_0} = \frac{\sqrt{T_{t0}}}{p_{t0}} \underbrace{\left( 1 + \frac{\kappa-1}{2} \text{Ma}_0^2 \right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}}}_{\approx 1 \text{ für } \text{Ma}_0 \leq 0,3} \approx \frac{\sqrt{T_{t2}}}{p_{t2}} \quad (4.24)$$

folgt. Durch Einsetzen von (4.24) in (4.23) und mit der Massenkontinuität  $\dot{m}_8 = \dot{m}_2$  folgt schließlich der reduzierte Propellermassenstrom

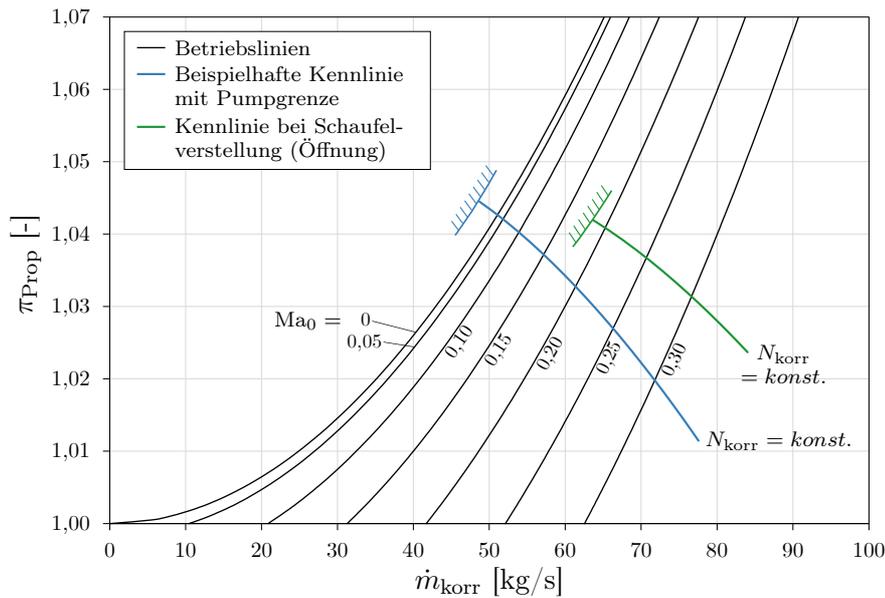
$$\frac{\dot{m}_2 \sqrt{T_{t2}}}{p_{t2}} \approx A_8 \sqrt{\frac{2\kappa}{R(\kappa-1)} \left[ \left( 1 + \frac{\kappa-1}{2} \text{Ma}_0^2 \right) \pi_{\text{Prop}}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right]} \quad (4.25)$$

als Funktion von  $A_8$ ,  $\text{Ma}_0$ ,  $\pi_{\text{Prop}}$  und der Stoffwerte. Der korrigierte Propellermassenstrom lässt sich entsprechend nach (2.51) als

$$\dot{m}_{\text{korr}} = \frac{\dot{m}_2 \sqrt{T_{t2}}}{p_{t2}} \frac{p_{\text{ref}}}{\sqrt{T_{\text{ref}}}} \quad (4.26)$$

darstellen. Der durchgesetzte Massenstrom des Propellers steigt (4.25) zufolge mit zunehmenden Werten von  $\pi_{\text{Prop}}$ ,  $\text{Ma}_0$  sowie  $A_8$  an.

In Abb. 4.4 ist eine Betriebslinienschar für verschiedene  $\text{Ma}_0$  und einen beliebig ausgewählten Schubdüsenquerschnitt gezeigt. Die Darstellung ist um Kennlinien ergänzt,



**Abbildung 4.4.:** Betrieblinien des Mantelpropellers für verschiedene  $Ma_0$  nach (4.25) und (4.26) für  $A_8 = 0,5 \text{ m}^2$ ,  $R = 287 \text{ J/kgK}$ ,  $\kappa = 1,4$ , mit schematischer Darstellung der Kennlinie eines Mantelpropellers mit verstellbaren Laufschaufeln für zwei verschiedene Laufschaufelwinkel.

die beispielhaft für die betrachteten Kleinflugzeugantriebe stehen: Sie haben eine Antriebsleistung von einigen hundert kW und Propellerdruckverhältnisse stets  $< 1,1$ . Der Staudruck ist von derselben Größenordnung. In (4.25) sind  $\pi_{\text{Prop}}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}$  und der  $Ma_0$ -Term ähnlich groß. Die  $Ma_0$ -bedingte Betriebslinienverschiebung verursacht daher starke Betriebspunktverlagerungen entlang fast der gesamten Propellerkennlinie.

Grundsätzlich gibt es zwei Möglichkeiten, die damit verbundenen Wirkungsgradverluste und Stabilitätsprobleme zu vermeiden. Erstens ermöglicht die Verstellschubdüse mit  $A_8$  (4.25) zu skalieren und die Betriebslinien in Richtung des korrigierten Massenstroms zu dehnen und zu stauchen. Damit lassen sich gewünschte Betriebspunkte auf denselben Kennlinien einstellen. Zweitens kann die Kennlinie durch Laufschaufelverstellung verschoben werden, wie in Abb. 4.4 beispielhaft dargestellt ist. Die Schaufelverstellung beeinflusst den Verlauf der Betriebslinien nicht, ermöglicht aber durch eine Verschiebung der Kennlinien die Einstellung günstigerer Betriebspunkte auf der Betriebslinie, z. B. bei höherem Durchsatz und geringerer Belastung der Laufschaufeln. Im dargestellten Beispiel werden die Laufschaufeln zur Anpassung auf größere  $Ma_0$  geöffnet ( $\Delta\beta_{\text{Design}} < 0$ ). Der Propeller arbeitet dann bei einem höheren Wirkungsgrad. Beide erläuterten Möglichkeiten sind aufgrund von Strömungsablösungen an Gondel bzw. Leitrad nur begrenzt einsetzbar. Zudem sind sie mit konstruktivem Aufwand verbunden.

## 4.4. System-Leistungsverhalten

In diesem Kapitel werden die Abstimmung von Antrieb und Propeller sowie das Leistungsverhalten des Gesamtsystems aus Propulsor und Antriebsstrang analysiert. Es wird nur der feste Mantelpropeller behandelt. Verstellpropeller werden nicht behandelt.

### 4.4.1. Synthese von Propeller- und Motorcharakteristik

Die Drehzahlen  $N$  und Drehmomente  $M$  von Propeller und Antriebsstrang sind durch ein im Betrieb unveränderliches Übersetzungsverhältnis  $i_G$  gekoppelt, sodass für den Hubkolbenmotor mit dem Wirkungsgrad des Getriebes  $\eta_G$  nach (2.114)

$$M_{\text{ICE}} = \frac{M_{\text{Prop}}}{i_G \eta_G} \quad (4.27)$$

und

$$N_{\text{ICE}} = i_G N_{\text{Prop}} \quad (4.28)$$

ist. Für die elektrische Antriebsmaschine gelten analoge Zusammenhänge. Das Kennfeld des Hubkolbenmotors ist durch ein Drehzahllimit  $N_{\text{ICE,max}}$  und durch das maximale Drehmoment der Vollastkurve  $M_{\text{ICE,max}}$  begrenzt. Unterhalb der Volldruckhöhe erbringt er seine Leistung praktisch unabhängig von den Umgebungsbedingungen. Sein Leistungsverhalten ergibt sich aus (2.109) und allgemein ist

$$P_{\text{ICE}} \propto N_{\text{ICE}}. \quad (4.29)$$

Das Leistungsverhalten des Mantelpropellers wird als Funktion der dimensionslosen Kenngrößen (2.25) und (2.49) sowie des Produktes  $\rho_2 A_2$  in die Form

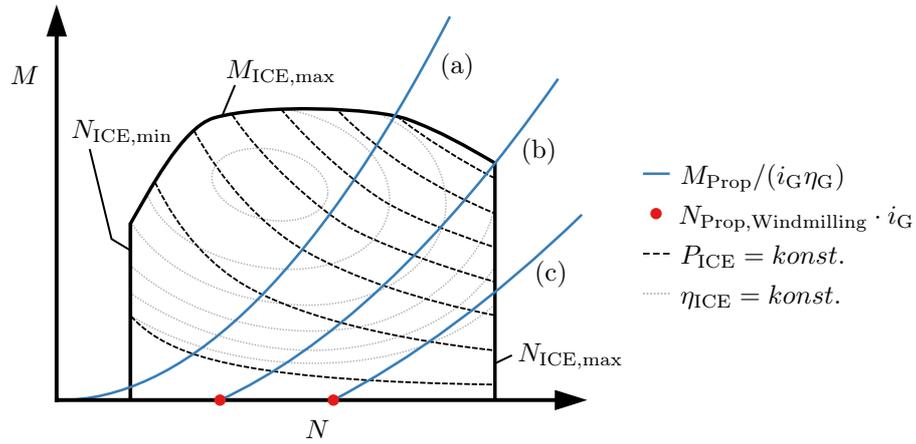
$$P_{\text{Prop}} = \frac{\rho_2 A_2 \psi_{ht} \varphi u^3}{2} \quad (4.30)$$

gebracht, wobei  $u \propto N_{\text{Prop}}$  ist. Die Betriebspunktlage  $(\psi_{ht}, \varphi)$  auf der Stufenkennlinie ist vielfältigen Abhängigkeiten unterworfen. Der Betriebspunkt ist der Schnittpunkt der Stufenkennlinie (4.10), deren Verlauf von der Schaufelenauslegung abhängig ist, und einer Betriebslinie (4.23), deren Verlauf von den Umgebungsbedingungen und der Düsenfläche abhängig ist. Wie daraus folgt und Abb. 4.4 zeigt, ist

$$\psi_{ht} = f(\text{Ma}_0, N_{\text{Prop}}, A_8, \dots) \quad \text{und} \quad \varphi = f(\text{Ma}_0, N_{\text{Prop}}, A_8, \dots). \quad (4.31)$$

Ausgehend von (4.10) und (4.23) kann gezeigt werden, dass dagegen im Standfall ( $\text{Ma}_0 = 0$ )

$$\psi_{ht} = \text{konst.} \quad \text{und} \quad \varphi = \text{konst.} \quad (4.32)$$



**Abbildung 4.5.:** Schematische Darstellung des Hubkolbenmotorkennfeldes mit Betriebsgrenzen und typischen Betriebslinien des Mantelpropellers im Standfall (a), im Steigflug bei mäßiger Geschwindigkeit (b) und beim schnellen Reiseflug (c).

ist, beide also keine Funktion von  $N_{Prop}$  sind. So folgt für den Standfall aus (4.30)

$$P_{Prop} = u^3 \cdot konst. , \quad (4.33)$$

womit

$$P_{Prop} \propto N_{Prop}^3 \quad (4.34)$$

bzw.

$$M_{Prop} \propto N_{Prop}^2 \quad (4.35)$$

ist. Die Standfallbetriebslinie des Mantelpropellers ist demnach eine Parabel im Antriebskennfeld. Für alle anderen Fälle ( $Ma_0 > 0$ ) gelten die Proportionalitäten (4.34) und (4.35) nicht, weil die Abhängigkeiten (4.31) gelten. Anschaulich wird dies dadurch, dass die entsprechenden Betriebslinien nicht durch den Ursprung des Antriebskennfeldes verlaufen, sondern ihren Nulldurchgang bei  $N_{Prop} > 0$  haben. An diesen Nulldurchgängen ist  $\dot{m}_{Prop} > 0$ , dort finden sich die kraftlosen *Windmilling*-Betriebspunkte.

In Abb. 4.5 sind drei Mantelpropellerbetriebslinien mit unterschiedlichen Verläufen im Hubkolbenmotorkennfeld dargestellt, entsprechend den veränderlichen Umgebungsbedingungen einer typischen Flugmission. Im Standfall (a) verläuft die Betriebslinie durch den Ursprung und steigt steil an, sodass  $P_{Prop}$  und damit auch der verfügbare Schub durch die Vollaastkurve des Antriebs limitiert sind. Bei hoher Fluggeschwindigkeit (c) verläuft die Betriebslinie flacher und mit Nulldurchgang bei relativ hoher Motordrehzahl. Der verfügbare Schub ist durch das Drehzahllimit des Hubkolbenmotors begrenzt. Die Betriebslinie (b) stellt sich unter Bedingungen ein, die zwischen diesen Extrema

liegen, z. B. während des Steigens bei mäßiger Fluggeschwindigkeit. Diese Betriebslinie kreuzt die Betriebsgrenzen des Motorkennfeldes am Schnittpunkt von Vollastkurve und Drehzahllimit, oder zumindest in dessen Nähe. Unter diesen Bedingungen ruft der Propeller die maximale Motorleistung ab und setzt sie in Schub um.

Wie Abb. 4.5 weiter veranschaulicht, sind die Windmilling-Drehzahlen als Nullstellen der Betriebslinien zugleich ein Maß für deren Abstand, also die Abstände der Linien (a) bis (c). Im hier betrachteten verlustfreien Fall können sie analytisch bestimmt werden. Ausgehend von (4.10) und (4.23) mit

$$\psi_{ht, \text{Windmilling}} = 0 \quad (4.36)$$

und

$$\pi_{\text{Prop, Windmilling}} = 1 \quad (4.37)$$

folgt nach kurzer Rechnung, dass

$$u_{\text{Windmilling}} = \frac{\sigma c_0}{\varphi_{\text{Design}}} \left( 1 - \frac{\psi_{ht, \text{Design}}}{2} \right) \quad (4.38)$$

und somit

$$N_{\text{Prop, Windmilling}} \propto c_0 \quad (4.39)$$

ist. Die Windmilling-Drehzahlen der Propellerbetriebslinien sind linear von  $c_0$  abhängig. Deren Abstand wird von den in (4.38) enthaltenen Auslegungsvariablen  $\sigma$ ,  $\varphi_{\text{Design}}$  und  $\psi_{ht, \text{Design}}$  des Mantelpropellers bestimmt.  $\psi_{ht, \text{Design}}$  ist eine von  $\sigma$  und  $\varphi_{\text{Design}}$  abhängige Auslegungsvariable und steigt oder sinkt jeweils gemeinsam mit  $\varphi_{\text{Design}}$ , bestimmt durch das Flächenverhältnis  $\sigma$ . Einen geringen Betriebslinienabstand weisen Auslegungen mit kleinem  $\sigma$  sowie großem  $\varphi_{\text{Design}}$  und damit großem  $\psi_{ht, \text{Design}}$  auf. Dies ist im Einklang mit dem im Zusammenhang mit Abb. 4.1(b) beschriebenen Effekt, dass kleine  $\sigma$  zu weniger veränderlichen Propelleranströmwinkeln im Verlauf der Flugmission führen und damit die Abstimmung mit dem Hubkolbenmotor erleichtern.

#### 4.4.2. Systemabstimmung und Hybridisierung

Das Leistungsverhalten von Festpropeller und Motor wird durch Wahl von  $i_G$ , welches die Steigung der Betriebslinien im Motorkennfeld vorgibt, aufeinander abgestimmt. Da alle Betriebslinien nach (4.27) und (4.28) gleichermaßen linear von  $i_G$  abhängen, wird bei einer Anpassung des Übersetzungsverhältnisses immer die gesamte Betriebslinienschar gestreckt oder gestaucht.

Bei der Abstimmung ist ein dreistufiges Vorgehen sinnvoll. Zunächst wird  $i_G$  so gewählt, dass die maximale Motorleistung im Betriebspunkt mit der höchsten oder der am schwierigsten zu erfüllenden Schubanforderung, z. B. im Steigflug, zur Verfügung steht. Dazu wird  $i_G$  so gewählt, dass dieser Betriebspunkt im Motorkennfeld im Schnittpunkt von Volllastkurve und Drehzahllimit liegt. Im zweiten Schritt werden alle Betriebspunkte betrachtet, für die es Schubanforderungen gibt. Neben dem Steigflug können dies z. B. auch der Standfall und der Reiseflug sein.  $i_G$  wird so angepasst, dass die Schubüberschüsse über die Anforderungen gleichmäßig auf die Betriebspunkte verteilt sind. Sind die Schubüberschüsse in allen Betriebspunkten mehr als ausreichend, folgt der dritte Schritt. Der Gesamtsystemwirkungsgrad wird in einem für den Treibstoffverbrauch wichtigen Betriebspunkt betrachtet, z. B. im Reiseflug.  $i_G$  wird dann so angepasst, dass der höchstmögliche Gesamtsystemwirkungsgrad erreicht wird, ohne jedoch die Schubanforderungen zu verletzen.

Die in Abb. 4.5 dargestellte Systemabstimmung kann beispielsweise durch Vergrößerung von  $i_G$  angepasst werden: Die Betriebslinienschar wird damit vom Ursprung aus in  $N$ -Richtung gestreckt und in  $M$ -Richtung gestaucht. Die Motorleistung an Volllastbetriebspunkten beim Start (a) wird durch Erhöhung von  $N_{ICE}$  gesteigert. Im Gegenzug muss eine Verringerung der Maximalleistung an drehzahllimitierten Betriebspunkten im Reiseflug (c) in Kauf genommen werden. Bei ausreichenden Schubüberschüssen in allen Betriebspunkten kann  $i_G$  auch abgesenkt werden, um die Reiseflugbetriebslinie (c) in den Bereich besserer Motorwirkungsgrade zu verschieben.

Der Betriebslinienverlauf kann natürlich auch durch eine Anpassung der MantelpropellerAuslegung verändert werden ( $A_2, \psi_{ht,Design}, \sigma, \dots$ ).

Alle beschriebenen Abwägungen werden durch eine Hybridisierung des Antriebsstrangs erheblich vereinfacht. Die zusätzliche elektrische Leistung  $P_{EM}$  ermöglicht Propellerbetriebspunkte oberhalb der Volllastkurve des Hubkolbenmotors, sodass diese Betriebsgrenze weit nach oben verschoben wird und der Betriebsbereich des Propellers nur noch durch das Drehzahllimit begrenzt ist. Festpropeller mit Hybridantrieb erfüllen somit bei richtiger Wahl von  $i_G$  und  $P_{EM}$  trotz großer Betriebslinienabstände hohe Startschubanforderungen und werden gleichzeitig im Reiseflug treibstoffsparend angetrieben. Im Volllastbetrieb wirkt sich die elektrische Leistungszufuhr zudem doppelt positiv aus: durch direkte Umsetzung in erhöhten Schub sowie durch Erhöhung der Drehzahl und Leistung des Hubkolbenmotors und damit indirekt durch weitere Schubsteigerung. Da mit der Hybridisierung auch größere Betriebslinienabstände akzeptabel sind, ermöglicht sie bei der Auslegung des Mantelpropellers eine freiere Wahl von  $A_2, \sigma$  und  $\psi_{ht,Design}$ , wodurch u. a. Lärminderungsmaßnahmen umgesetzt werden können.

# 5. Entwurfs- und Bewertungsverfahren

In diesem Kapitel wird das Entwurfs- und Bewertungsverfahren für hybridelektrische Mantelpropellerantriebe beschrieben. Zunächst werden die Auslegungs- und Nachrechnungsmethoden des Antriebssystems dargestellt, die auf einem Mehrpunkt-Entwurfsalgorithmus (*Multipoint Design*) basieren. In den Unterkapiteln 5.2, das den Propeller behandelt, und 5.3, das den Mantel behandelt, werden die physikalischen Rechenmodelle des Mantelpropellers dargestellt. Die Modellierung des Antriebsstrangs mittels Komponentenkennefeldern ist Gegenstand des Unterkapitels 5.4.

## 5.1. Methoden der Auslegung und Nachrechnung

Die Auslegungs- und Nachrechenalgorithmen des Antriebssystems sind an die bei Gasturbinenflugtriebwerken üblichen Verfahren angelehnt, wie sie z. B. in der Software *GasTurb* (*GasTurb GmbH*, 2022) verwendet werden. Die Rechenalgorithmen basieren auf einem vorab definierten Satz von Auslegungsvariablen und -parametern. Ein Mehrpunkt-Entwurfsalgorithmus wird verwendet, um die Anforderungen verschiedener Missionspunkte bei der Auslegung der Komponenten des Antriebssystems zu berücksichtigen. Die Berechnung von Installationseffekten und Lärm erfolgt im Anschluss an die Leistungsrechnung. Deren Ergebnisse, z. B. der Totaldruckverlust im Einlauf, werden nicht automatisch in die Auslegung und Nachrechnung zurückgeführt. Dies ermöglicht die Trennung verschiedener Einflussfaktoren auf das Betriebsverhalten des Antriebes, etwa bei Parameterstudien, und ist gerechtfertigt, weil die durch die Installation bedingten Verluste i. d. R. klein sind und bei Änderungen der Auslegung wenig variieren.

### 5.1.1. Auslegungsvariablen

Die Auslegung des Mantelpropellers erfordert variabel definierte Geometrien für Gondel, Lauf- und Leitrad. Die Auslegungsfreiheitsgrade der Mantelpropellergeometrie sind die in Tab. 5.1 und Tab. 5.2 aufgeführten Auslegungsvariablen und -parameter. Ihre Variation ermöglicht Studien zu Wirkungsgrad, Lärmemission und Gondelwiderstand. Eine

**Tabelle 5.1.:** Auslegungsvariablen des Mantelpropellers.

Name	Formelzeichen
Laufraddurchmesser des Propellers	$d_{\text{Prop}}$
Propellernabendurchmesser	$d_{\text{Prop,Nabe}}$
Durchmesserverhältnis Düse/Propeller	$d_{\text{Düse}}/d_{\text{Prop}}$

**Tabelle 5.2.:** Auslegungsvariablen und -parameter der Beschau felung.

Name	Formelzeichen
Blattspitzengeschwindigkeit	$u_{\text{Tip,Design}}$
Wellenleistung des Propellers (Auslegungspunkt)	$P_{\text{Prop,Design}}$
Meridionalgeschwindigkeitsverhältnis von Lauf- und Leitrad	$\varphi_2/\varphi_1$ und $\varphi_3/\varphi_2$
Verwindungsparameter, (B.5)	$c$
Teilungsverhältnis von Lauf- und Leitrad	$(t/l)''$ und $(t/l)'$
Höhen-Seiten-Verhältnis von Lauf- und Leitrad	$(h/l)''$ und $(h/l)'$
Hinterkantendicke von Lauf- und Leitrad	$\delta_{\text{HK}}''$ und $\delta_{\text{HK}}'$
Axialspalt zwischen Lauf- und Leitrad	$\delta_{\text{Ax}}$
Lauf rad-Radialspalt	$\delta_{\text{Sp}}$

wesentliche Auslegungsvariable des Mantelpropellers ist sein Lauf raddurchmesser, der den gesamten Antrieb dimensioniert. Weitere Auslegungsvariablen sind der Nabendurchmesser des Propellers und der Düsendurchmesser, der hier auf den Propellerdurchmesser bezogen ist. Hinzu kommen noch die in Anhang C beschriebenen Variablen des Profil- und Schaufelentwurfs. In dieser Arbeit werden NACA-6 Profile verwendet.

Für die Auslegung der Beschau felung gibt es mit den in Kap. 5.2 noch zu erläuternden Annahmen fünf wesentliche Freiheitsgrade. Vier Auslegungsvariablen legen die Mittelschnittsgeschwindigkeitsdreiecke fest, aus denen die Strömungs- und schließlich die Profilwinkel folgen. Dafür werden oft dimensionslose Größen verwendet, die allgemeingültig und vergleichbar sind. Hier werden stattdessen die Blattspitzengeschwindigkeit und die Wellenleistung des Propellers am Auslegungspunkt als die wesentlichen Designvariablen verwendet. Die Blattspitzengeschwindigkeit beeinflusst die aerodynamische Belastung, mechanische Schaufelspannungen und Lärmemissionen. Die Wellenleistung am Auslegungspunkt ist entscheidend für die Abstimmung des Leistungsverhaltens von Mantelpropeller und Antriebsstrang. Zwei weitere Auslegungsvariablen  $\varphi_2/\varphi_1$  und  $\varphi_3/\varphi_2$  beschreiben die Ringraumkontraktion mit Auswirkungen u. a. auf die Betriebsstabilität des Mantelpropellers. Der fünfte Freiheitsgrad der Schaufelauslegung ist der Verwindungsparameter  $c$ , welcher den Verlauf der Strömungswinkel über die Schaufelhöhe festlegt.

Die weiteren in Tab. 5.2 aufgeführten Größen sind Auslegungsparameter der Beschauflung. Diese sind von untergeordneter Bedeutung gegenüber den oben genannten Variablen und werden i. d. R. nicht nur auf Grundlage der Aerodynamik bestimmt, sondern sind auch von strukturmechanischen Erwägungen, konstruktiven Anforderungen und anderen praktischen Überlegungen beeinflusst.

### 5.1.2. Rechenalgorithmus

Im Rahmen des Entwurfs werden zwei Auslegungspunkte betrachtet, wie in Abb. 5.1 schematisch dargestellt. Zuerst wird der Mantelpropeller aerodynamisch ausgelegt. Für den Verbrennungsmotor wird dabei ein Kennfeld vorgegeben. Als Nächstes werden die elektrischen Komponenten dimensioniert. Damit ist das gesamte Antriebssystem definiert und das Leistungsverhalten kann für jeden beliebigen Betriebspunkt einer Flugmission nachgerechnet werden. Dann wird die Gondel für ihre kritischen Betriebsbedingungen vorausgelegt, insbesondere maximale Anstell- und Schiebewinkel und den Antriebsausfall. Widerstand und Lärm werden im Rahmen der Nachrechnung des Antriebssystems behandelt. Für den Lärm kann z. B. ein nachgerechneter Betriebspunkt im Anfangssteigflug ausschlaggebend sein. Dieser Prozess kann mehrmals durchlaufen werden, wobei die Auslegungspunkte und -variablen angepasst werden, um z. B. einen hohen Reiseflugwirkungsgrad unter Berücksichtigung von Start- und Steigfluranforderungen als Randbedingungen zu erhalten.

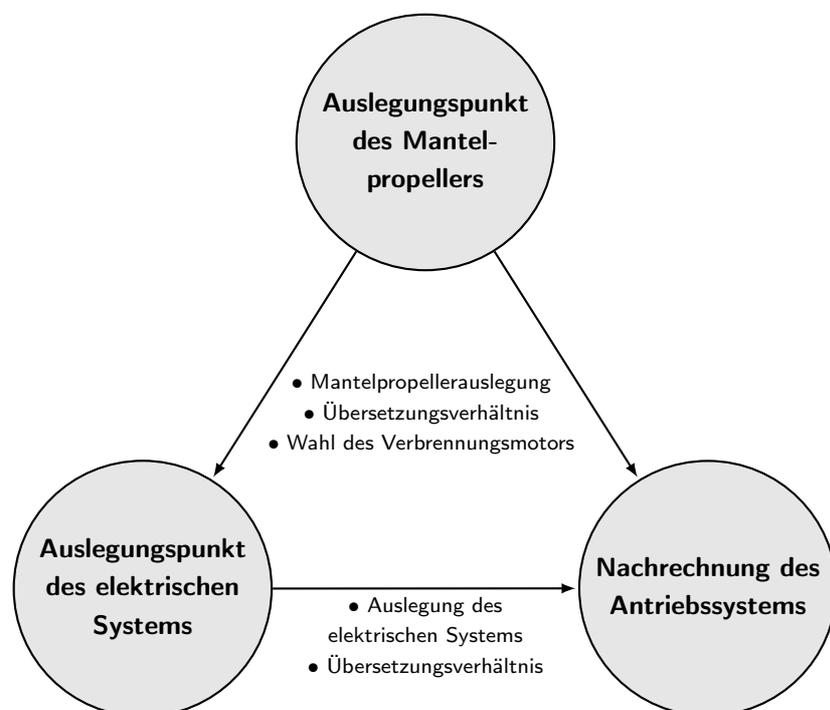


Abbildung 5.1.: Schematische Darstellung des Rechenalgorithmus.

### 5.1.2.1. Auslegungspunkt des Mantelpropellers

Der Ablauf der Auslegungsrechnung des Mantelpropellers ist in Abb. 5.2 dargestellt. Die Mittelschnittsvorauslegung des Propellers wird auf Basis der oben genannten Auslegungsvariablen und -parameter bestimmt. Die Durchsatzkenngröße ist dabei keine unabhängige Auslegungsvariable, da sie implizit durch die Propellerkennlinie und die Düsencharakteristik festgelegt ist. Zunächst ist sie unbekannt und wird geschätzt. Im weiteren Verlauf dient die Durchsatzkenngröße als Iterationsvariable. Die Rechnung folgt zunächst dem Strömungskanal des Mantelpropellers. Beginnend mit den Umgebungsbedingungen am gewählten Auslegungspunkt, wird als Erstes der Einlauftotaldruckverlust berücksichtigt. Der Wirkungsgrad des Propellers wird auf Grundlage von Verlustkorrelationen bestimmt. Daraus folgen die Strömungsbedingungen am Propelleraustritt und der Massenstrom  $\dot{m}_{\text{Propeller}}$ . Mit einem gegebenen Druckverlust im Übergangsstück werden die Bedingungen am Düsenaustritt berechnet. Dann wird aus der Querschnittsfläche der Düse und dem statischen Druck am Austritt  $\dot{m}_{\text{Düse}}$  bestimmt. Mit dem in Kap. 5.3.2 noch zu beschreibenden Ansatz wird dabei berücksichtigt, dass aufgrund der Schubstrahleinschnürung der statische Druck am Düsenaustritt über dem Umgebungsdruck liegt. Der Massenstrom am Düsenaustritt entspricht vorerst nicht dem Wert der Propeller-Mittelschnittsrechnung. Die Differenz zwischen diesen beiden Massenströmen

$$\Delta\dot{m}(\varphi) = \dot{m}_{\text{Propeller}} - \dot{m}_{\text{Düse}} \stackrel{!}{=} 0 \quad (5.1)$$

ist das Ziel der Auslegungsiteration. Mit einem Lösungsalgorithmus wird die Durchsatzkenngröße  $\varphi$  gefunden, sodass die Massenströme gleich sind. Anschließend wird der Verlauf der Strömungswinkel über die Schaufelhöhe in Abhängigkeit vom Verwindungsparameter  $c$  bestimmt, wie in Kap. 5.2.3 beschrieben. Die Profile für diese Umlenkungsaufgabe werden entworfen, wie im Anhang C dargestellt. Es kommen NACA-Profile zum Einsatz. Sie bilden die Grundlage für die Kennfeldberechnung und die Lärmberechnung. Die Gondelgeometrie wird mittels dimensionsloser Variablen festgelegt. Für den Verbrennungsmotor bestehen bei der Auslegungsrechnung nur wenige Freiheiten. Es wird ein vorhandener Motor verwendet, sodass nur das konkrete Baumuster und damit das Kennfeld sowie die Motordrehzahl im Auslegungspunkt des Mantelpropellers und damit das Übersetzungsverhältnis wählbar sind. Unter Annahme eines Getriebewirkungsgrades folgen daraus Wellenleistung und Drehmoment des Motors.

Die Ergebnisse der Auslegungsrechnung des Mantelpropellers umfassen damit den Vorentwurf seiner Lauf- und Leitschaufeln, seinen Wirkungsgrad, den Nettoschub sowie das Übersetzungsverhältnis, den Wirkungsgrad des Verbrennungsmotors und den Treibstoffverbrauch in diesem Betriebspunkt.

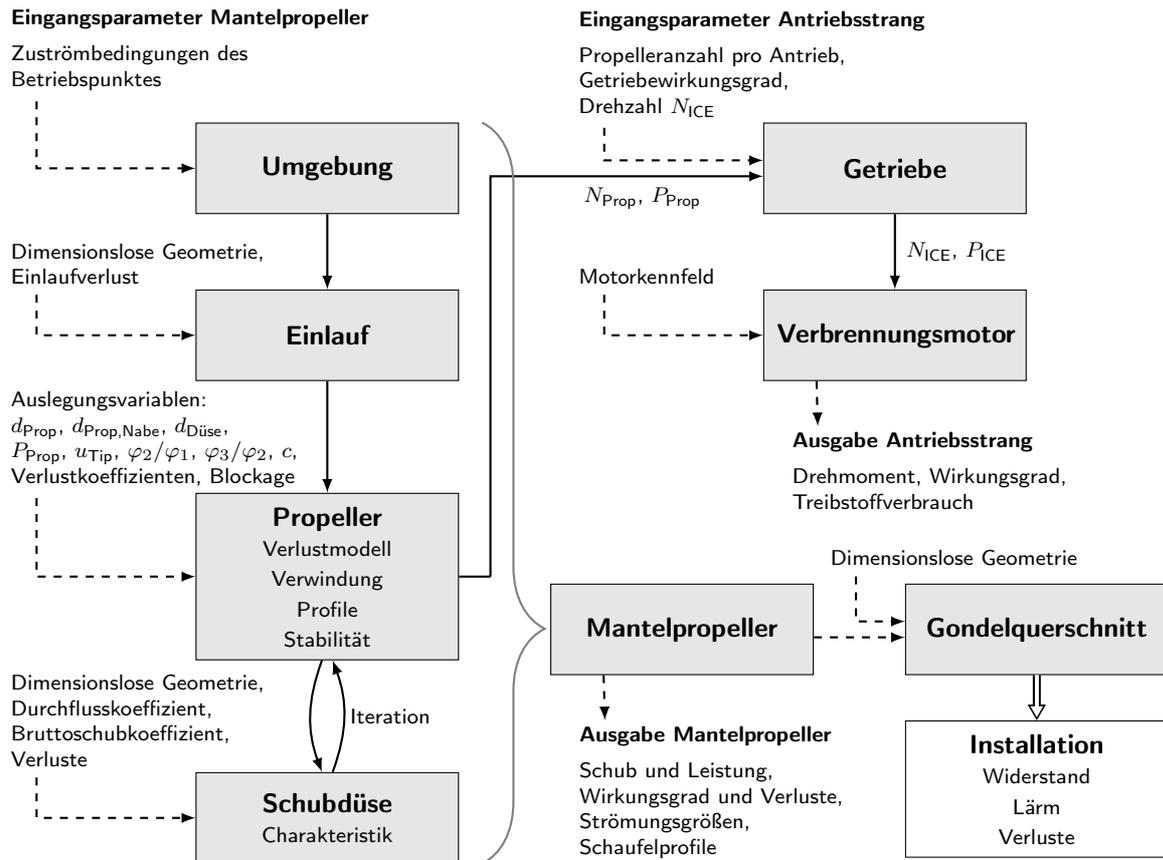


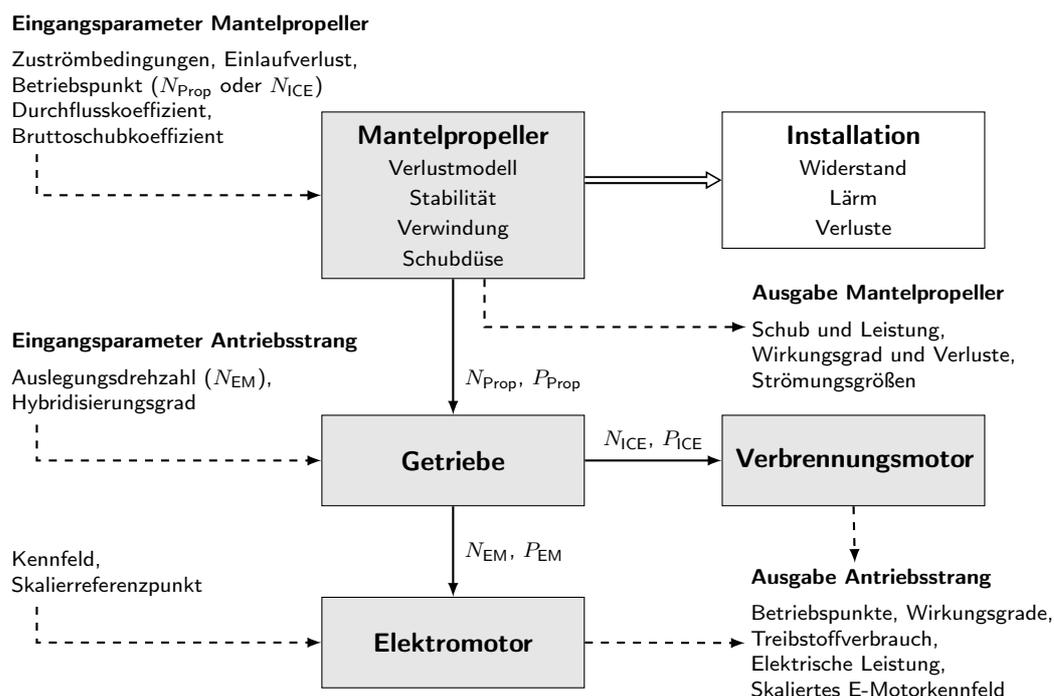
Abbildung 5.2.: Rechenalgorithmus der Auslegung des Mantelpropellers.

### 5.1.2.2. Nachrechnung des Mantelpropellers

Der Algorithmus der Nachrechnung des Mantelpropellers ist in Abb. 5.3 dargestellt. Die Nachrechnung basiert auf der ausgelegten Geometrie und dem ausgewählten Übersetzungsverhältnis. Der Mantelpropellerbetriebspunkt wird durch die Propeller- oder die Verbrennungsmotordrehzahl festgelegt. Die Durchsatzkenngröße dient wieder als Iterationsvariable zur Abstimmung von Propellerkennlinie und Düsencharakteristik. Die Dichteverhältnisse zwischen den Schaufelgittern weichen dabei vom Auslegungspunkt ab. Bei der Iteration im Rahmen der Nachrechnung werden daher drei Durchsatzkenngrößen gesucht. Das Iterationsziel wird als

$$\Delta \dot{m}(\vec{\varphi}) = \begin{pmatrix} \dot{m}_{\text{Propeller},1} - \dot{m}_{\text{Propeller},2} \\ \dot{m}_{\text{Propeller},2} - \dot{m}_{\text{Propeller},3} \\ \dot{m}_{\text{Propeller},3} - \dot{m}_{\text{Düse}} \end{pmatrix} \stackrel{!}{=} 0 \quad \text{mit} \quad \vec{\varphi} = \begin{pmatrix} \varphi_1 \\ \varphi_2 \\ \varphi_3 \end{pmatrix} \quad (5.2)$$

formuliert. Damit sind die Strömungsgrößen des Mantelpropellers, dessen Schub und Wellenleistungsbedarf festgelegt.



**Abbildung 5.3.:** Rechenalgorithmus der Nachrechnung des Mantelpropellers und der Auslegung der Elektrokomponenten.

### 5.1.2.3. Auslegung der Elektrokomponenten

Der Rechenalgorithmus zur Auslegung der elektrischen Antriebskomponenten ist ebenfalls in Abb. 5.3 veranschaulicht. Der dabei betrachtete Betriebspunkt des Antriebssystems wird möglichst so gewählt, dass der höchste elektrische Leistungsbedarf vorliegt. Die Auslegungsrechnung des elektrischen Systems basiert auf einer Nachrechnung des Mantelpropellers unter diesen vorgegebenen Bedingungen. Der Wellenleistungsanteil des Elektromotors wird durch einen Hybridisierungsgrad vorgegeben. Ein weiterer Eingangsparameter ist die Auslegungsdrehzahl des Elektromotors. Entweder diese stimmt mit der Verbrennungsmotordrehzahl überein, oder ein zweites Getriebe ist erforderlich. Zusätzlich wird ein Elektromotorenkennfeld, welches das Leistungsverhalten des betrachteten Maschinentyps widerspiegelt, zusammen mit einem Skalierungsreferenzpunkt in diesem Kennfeld vorgegeben. An diesem Referenzpunkt wird der Wirkungsgrad bestimmt. Damit sind alle nötigen Parameter bekannt, um die elektrische Leistungsaufnahme zu berechnen. Aus einer Leistungsbilanz folgen der Betriebspunkt des Verbrennungsmotors und der Kraftstoffverbrauch. So stehen alle Ausgabewerte fest.

Das Kennfeld wird im Anschluss skaliert, sodass die Eigenschaften des Skalierungsreferenzpunkts mit den Eigenschaften des Elektromotorauslegungspunktes in Bezug auf Drehzahl und Drehmoment übereinstimmen. In allen folgenden Nachrechnungen dient das skalierte Kennfeld zur Berechnung des Elektromotorverhaltens.

#### 5.1.2.4. Nachrechnung des Antriebssystems

Mit den beiden beschriebenen Schritten ist das Antriebssystem vollständig ausgelegt und beliebige Betriebspunkte können nachgerechnet werden. Die erforderlichen Eingabeparameter für jeden Betriebspunkt sind die Umgebungsbedingungen, eine Drehzahl oder Schubanforderung, der Hybridisierungsgrad und die Installationsbedingungen, d. h. der Einlaufftotaldruckverlust und der Bruttoschubkoeffizient. Damit sind die Betriebspunkte aller Komponenten bestimmt und das Leistungsverhalten des Antriebssystems kann bewertet werden.

## 5.2. Rechenmodell des Propellers

In diesem Kapitel werden die zur Auslegung und Nachrechnung des Propellers verwendeten physikalischen Rechenmodelle dargestellt. Dafür werden einige Vereinfachungen getroffen. Vor allem wird das komplexe Zusammenwirken von Mantel und Propeller auf die Annahmen homogener Zuströmung und ein Einlaufkennfeld reduziert. Zudem wird für die aerodynamische Vorauslegung eine Mittelschnittsrechnung verwendet. In verwandten Themengebieten wird erfolgreich genau so vorgegangen. Wie in Kap. 3.3 dargestellt, basiert die Vorauslegung von Ventilatoren und Verdichtern in den Programmen namhafter Hersteller auf Mittelschnittsverfahren. Auch komplexe Gasturbinenflugtriebwerke werden mit 0D/1D-Performanceprogrammen wie z. B. *GasTurb* vorausgelegt.

Die Auslegung der Propellerschaufeln im Mittelschnitt basiert auf den Auslegungsvariablen und -parametern der Propellerstufe sowie dem Ringraum des Propellers, welche allesamt aus den in Kap. 5.1.1 dargestellten Eingangsgrößen abgeleitet werden. Die Anwendung der Mittelschnittsverfahren erfordert vereinfachende Annahmen, wie bereits in Kap. 2.2 beschrieben. So wird die Strömung als eben, stationär und homogen betrachtet. Für die Auslegung der Mantelpropellerstufe wird von einer drallfreien Zu- und Abströmung ausgegangen. Diese Annahme ist sinnvoll, weil eine axiale Zuströmung von besonderen Betriebsbedingungen abgesehen praktisch immer vorliegt und weil die drallfreie Abströmung für die Schuberzeugung am effizientesten ist. Für die Nachrechnung wird stets drallfreie Zuströmung angenommen. Die Abströmung ist unter den meisten Bedingungen annähernd drallfrei, aber aufgrund der inzidenzabhängigen Minderumlenkung nicht vollständig, was zu berücksichtigen ist. Die Minderumlenkung wird auf Basis des Austrittskantenfaktors  $A$  in die Rechnung einbezogen, wie in Kap. 2.2.3 beschrieben. Die Zustandsänderungen im Lauf- und Leitrad werden unter Berücksichtigung der Verlustziffern berechnet. In den folgenden Unterkapiteln werden die Modelle zur Bestimmung der Verluste und Blockage beschrieben. Die zugehörigen Formeln und Herleitungen finden sich im Anhang A. Anschließend wird auf die Modellierung der radialen Verteilung

der Strömungsgrößen eingegangen. Daraus werden die Geschwindigkeitsdreiecke über die gesamte Schaufelhöhe und die Schaufelprofile von der Nabe bis zum Gehäuse abgeleitet. Die entsprechenden Formeln und Herleitungen finden sich im Anhang B. Sowohl die Lärmberechnung als auch die Kennfeldberechnung bauen darauf auf. Abschließend wird das Rechenmodell anhand von numerischen Strömungssimulationen kalibriert.

### 5.2.1. Totaldruckverluste

Die bei der Durchströmung der Propellerstufe auftretenden Totaldruckverluste werden auf verschiedene Verlustmechanismen zurückgeführt und in der Rechnung durch Verlustziffern berücksichtigt. Die Verlustziffern der Einzelverluste werden für das Lauf- und Leitrad jeweils zum Gesamtverlust

$$\xi = \xi_{\text{Profil}} + \xi_{\text{Hinterkante}} + \xi_{\text{Radialspalt}} + \xi_{\text{Axialspalt}} + \xi_{\text{Sekundär}} + \xi_{\text{Inzidenz}} \quad (5.3)$$

aufaddiert. Aufgrund ihres breiten Gültigkeitsbereichs werden die physikalisch begründeten Verlustkorrelationen nach *Denton* (1993) verwendet. Zur Berechnung des Sekundärverlustes wird die damit kompatible Korrelation von *Watzlawick* (1991) verwendet. Die Ansätze und vereinfachenden Annahmen, die den Korrelationen zugrunde liegen, werden im Folgenden beschrieben. Die wesentlichen Schritte der Herleitung und die Gleichungen zur Berechnung der Verlustziffern sind im Anhang A zu finden.

Der Profilverlust entsteht durch die viskose Umströmung der Schaufeln. Er fließt über den Profilverlustkoeffizienten  $\xi_{\text{Profil}}$  in die Berechnung ein. Zur Bestimmung des Verlustkoeffizienten wird die Grenzschicht als vollständig turbulent angenommen. Die saug- und druckseitige Verteilung der Strömungsgeschwindigkeiten wird entsprechend dem Ansatz von *Hall et al.* (2012) als dreiecksförmig angesetzt. Die Entropieproduktion in der viskosen Schaufelgrenzschicht wird über die Saug- und Druckseite integriert und auf den Luftmassenstrom im Schaufelkanal bezogen, um den Verlustkoeffizienten zu erhalten.

Der Hinterkantenverlust ist im Wesentlichen auf die Ausmischung des Nachlaufs mit der Hauptströmung zurückzuführen. Er wird durch den Koeffizienten  $\xi_{\text{Hinterkante}}$  berücksichtigt. Zur Bestimmung des Verlustes wird die Ausmischung als vollständig angenommen. Die Größe des Nachlaufs wird aus dem Grenzschichtzustand anhand der Verdrängungsdicke und der Impulsverlustdicke an der Hinterkante bestimmt, welche wiederum mit einem Ansatz von *Moreau* (2017) berechnet werden, der von der Reynoldszahl und der Diffusionszahl ausgeht. Die Schaufel wird in diesem Ansatz als glatte Platte mit turbulenter Grenzschicht betrachtet.

Der Radialspaltverlust fällt an, weil an der Schaufelspitze ein statischer Druckgradient auftritt, der zu einer Radialspaltströmung von der Druckseite auf die Saugseite führt.

Die daraus resultierenden Verluste werden vom Radialspaltverlustkoeffizienten  $\xi_{\text{Radialspalt}}$  beschrieben. Dieser Koeffizient wird rein analytisch bestimmt. Dazu wird angenommen, dass die Geschwindigkeitskomponente der Radialspaltströmung quer zur Hauptströmung dissipiert und sich anschließend die Radialspaltströmung mit der saugseitigen Hauptströmung ausmischt. Der resultierende Totaldruckverlust wird über die Sehnenlänge integriert und auf den Luftmassenstrom des Schaufelkanals bezogen.

Der Axialspaltverlust umfasst die Reibungsverluste an den Seitenwänden des Strömungskanals zwischen Lauf- und Leitrad. Dieser Verlust geht über den Koeffizienten  $\xi_{\text{Axialspalt}}$  in die Rechnung ein. Der Koeffizient wird vereinfachend aus dem Druckverlust einer äquivalenten Rohrströmung unter der Annahme einer homogenen und vollständig ausgemischten Rotorabströmung bestimmt. Zur Berücksichtigung des Dralls wird die Lauflänge der Strömung an den feststehenden Wänden um den Faktor  $1/\sin \alpha_2$  erhöht.

Der Sekundärverlust fasst die Verlustentstehung aufgrund einer Vielzahl von Einzelströmungsvorgängen zusammen. Wesentliche Verlustbeiträge liefern der Kanalwirbel, der Eckenwirbel und der Hufeisenwirbel, sowie deren Interaktion mit der Schaufel- und Seitenwandgrenzschicht. In dieser Arbeit wird die Sekundärverlustkorrelation von *Watzlawick* (1991) verwendet. *Watzlawick* wertete die Arbeiten früherer Autoren aus und führte eigene Versuchsreihen durch, darunter u. a. Gitterwindkanalmessungen an einem NACA-65 Verdichtergitter. Die gewonnenen Daten korrelierte er mit verschiedenen Geometrie- und Strömungsparametern. So erhielt er eine Korrelation für den Sekundärverlustkoeffizienten  $\xi_{\text{Sekundär}}$ . Die Korrelation gilt für alle Schaufelgitter mit Höhen-Seiten-Verhältnis größer 0,5 und schließt auch die Reibungsverluste an den Seitenwänden innerhalb der Schaufelgitter ein.

Zusätzlich zu den oben genannten Verlusten tritt ein Fehlanströmungsverlust auf, wenn das Schaufelprofil unter anderen Winkeln als dem Nennanströmwinkel angeströmt wird. Dieser wird auch als Inzidenzverlust bezeichnet. Der Koeffizient  $\xi_{\text{Inzidenz}}$  wird zunächst nach *Denton* (1999) konservativ abgeschätzt. Dazu wird angenommen, dass der Impulsanteil der Zuströmung orthogonal zur Nennanströmrichtung vollständig dissipiert. Unter anderem *Bahr* (1964) zeigte, dass sowohl die Profilform als auch die Vorderkantendicke die Verlustziffer und ihre Abhängigkeit von der Fehlanströmung beeinflussen. Wie in Kap. 5.2.6 näher erläutert wird, wird die konservative Annahme von *Denton* abgeschwächt, um die tatsächlichen Verluste zu bestimmen.

### 5.2.2. Blockage und Durchflusskoeffizient

Grenzschichten und Sekundärströmungsphänomene reduzieren die effektiv durchströmte Querschnittsfläche. Dies wird in der Mittelschnittsrechnung durch den Einschnürfaktor (*Blockage*)

$$B = 1 - \frac{A_{\text{effektiv}}}{A_{\text{geometrisch}}} \quad (5.4)$$

mit dem Quotienten aus effektiv durchströmter Fläche und Ringraumquerschnitt berücksichtigt. Stromauf des Laufrades kann die Blockage auf Basis der Verdrängungsdicken  $\delta_1$  an Nabe und Gehäuse mit

$$B_1 \approx \frac{(\delta_1 r)_N + (\delta_1 r)_G}{h r_M} \quad (5.5)$$

abgeschätzt werden (*Grieb, 2009*). Da in dieser Arbeit Mantelpropeller mit relativ kleinen Nabenverhältnissen betrachtet werden und die Lauflänge deutlich größer ist, ist die Ausbildung der Gehäusegrenzschicht für die Blockage maßgeblich. Die gehäusesseitige Verdrängungsdicke wird abgeschätzt, indem die Gehäusegrenzschicht im Einlauf näherungsweise als turbulente Plattengrenzschicht betrachtet wird.

Stromab des Propellerlaufrades resultiert die Blockage neben den Ringraumgrenzschichten aus vielen Sekundärströmungen, sodass sie von zahlreichen Auslegungs- und Betriebsparametern der Stufe beeinflusst wird, z. B. vom Radialspalt und der Verzögerung im Gitter. Den größten Einfluss hat der Radialspaltwirbel des Laufrades. *Khalid et al. (1999)* haben einen Ansatz für die Bestimmung der Blockage aufgrund des Radialspaltwirbels entwickelt, der auf demselben Vorgehen und denselben Annahmen beruht, wie die Bestimmung von  $\xi_{\text{Radialspalt}}$  nach *Denton (1993)*. Die Herleitung der Blockage aufgrund des Radialspaltwirbels  $B_{\text{Spaltwirbel}}$  ist im Anhang A dargestellt. Unter Vernachlässigung der übrigen Einflüsse auf die Blockage ist

$$B_2 = B_1 + B_{\text{Spaltwirbel}} \quad (5.6)$$

und mit der vereinfachenden Annahme, dass die Blockage über das Propellerleitrad konstant bleibt, auch

$$B_3 = B_2. \quad (5.7)$$

Der Durchflusskoeffizient der Schubdüse wird auf Basis von  $B_3$  abgeschätzt. Es wird angenommen, dass die am Propelleraustritt vorliegenden gehäuse- und nabennahen Strömungsgebiete mit Axialgeschwindigkeitsdefiziten ohne Ausmischung mit der Hauptströmung, bei einem vernachlässigbaren statischen Druckgradienten, zur Düse und aus dieser hinaustransportiert werden. Dann ist

$$C_D \approx 1 - B_3. \quad (5.8)$$

### 5.2.3. Schaufelverwindung

Die Bestimmung der radialen Verteilung der Strömungswinkel in der Auslegung und Nachrechnung baut auf dem in Kap. 2.2.2 dargestellten radialen Gleichgewicht auf. Ziel der Auslegung ist die Erzeugung einer radialen Strömungswinkelverteilung für die Wahl der Metallwinkel und Schaufelprofile (siehe Anhang C) sowie als Grundlage für die folgenden Nachrechnungen. Die Nachrechnung der radialen Verteilung dient der Bereitstellung von Strömungsgrößen für die akustischen Rechnungen, darunter die schnittweisen Auftriebskräfte und Grenzschichtparameter. Ferner liefert die Nachrechnung die radiale Verteilung der Axialgeschwindigkeit unter verschiedenen Betriebsbedingungen, auf deren Basis der Schubkoeffizient bestimmt wird.

Vereinfachend wird eine inkompressible Strömung angenommen. Außerdem werden die Ein- und Austrittsradien der Schaufelgitter als jeweils konstant angesetzt. Die Verluste in den Schaufelgittern werden berücksichtigt, allerdings vereinfachend radial homogen angesetzt. Die Blockage in den Schaufelgittern sowie die inzidenzabhängige Minderumlenkung werden vernachlässigt.

Die Auslegung der Schaufelverwindung erfolgt für den Auslegungspunkt der Mittelschnittsrechnung, aus welcher die Parameter  $\rho_{h,M}$ ,  $\varphi_M$  und  $\psi_{h,M}$  im Mittelschnitt, die Drehzahl sowie die Ringraumdurchmesser bekannt sind. Zur Bestimmung der Geschwindigkeitsdreiecke über die Schaufelhöhe wird in den Verdichterebenen 1, 2 und 3 die Gleichung der radialen Geschwindigkeitsschichtung (2.39) gelöst, die auf dem einfachen radialen Gleichgewicht basiert. Free Vortex- und Forced Vortex-Lösungen sind für Mantelpropeller aufgrund ihres kleinen Nabenverhältnisses nicht ideal, eine Kombination der beiden Lösungen ist aber gut für die Auslegung von Mantelpropellern geeignet. Eine solche Kombination ist die *Mixed Vortex*-Auslegung

$$c_{u2} = \frac{\psi_{h,M}\Omega r}{2} \left[ 1 + (1 - c) \left( \left( \frac{r_M}{r} \right)^2 - 1 \right) \right] \quad (5.9)$$

mit der Winkelgeschwindigkeit  $\Omega$  und dem Verwindungsparameter  $c$ . Sie kombiniert Free Vortex- und Forced Vortex-Lösungen zu einem kontinuierlichen Auslegungsspektrum mit dem Freiheitsgrad  $c$ , mit dessen Variation für jeden Anwendungsfall eine günstige Lösung gesucht werden kann. Dies vermeidet eine aerodynamische Überlastung der Naben-schnitte, führt zu strukturmechanisch ertragbaren Verwindungen und hält die für den Vortriebswirkungsgrad ungünstige Umverteilung des Massenstroms in die Außenschnitte in Grenzen. Die Free Vortex-Auslegung ( $c = 0$ ) und die Forced Vortex-Auslegung ( $c = 1$ ) sind Spezialfälle der Mixed Vortex-Auslegung.

Gleichung (5.9) basiert auf der Arbeit von *Lewis* (1996), der allerdings nur das Lauf- rad behandelt. Für die Zwecke dieser Arbeit wurde sein Verfahren um Auslegung und Nachrechnung des Leitrades erweitert. Anhang B enthält die komplette Herleitung der Berechnungsverfahren für Lauf- und Leitrad.

### 5.2.4. Lärmberechnung

Der vom Mantelpropeller emittierte Lärm wird mit einem analytischen Verfahren berechnet, das *Koppelberg* (2020) implementiert und für die Berechnungen dieser Arbeit zur Verfügung gestellt hat. Der Mantel wird vereinfachend als schallhartes Rohr mit unendlicher Länge und konstantem Radius betrachtet. Das Verfahren ist anwendbar, wenn der Abstand zwischen dem Propeller und dem Ein- und Austritt des Mantels ausreichend groß ist, also wenn die Länge des Mantels im Vergleich zum Propellerdurchmesser groß ist. Auch für Mantelpropeller mit kurzen Mänteln ist das Verfahren anwendbar, sofern die Länge von Einlauf und Düse ausreichend groß ist, sodass nicht ausbreitungsfähige Moden stets darin abklingen. Wie in Kap. 2.3.3 beschrieben, wird der Lärm eines solchen Mantelpropellers dominant von Rotor-Stator-Interaktion angeregt. Einen weiteren, signifikanten Beitrag leistet der Hinterkantenlärm. Zur Bewertung des auf diese Phänomene zurückgehenden Lärms sind die von *Moreau* (2017) dargestellten Methode gut geeignet. Deren Vorgehen wird hier zusammengefasst. Eine umfangreiche Beschreibung findet sich in *Koppelberg, Weintraub und Jeschke* (2022).

Ausgangspunkt der Lärmberechnung sind instationäre Strömungsphänomene, die radial diskretisiert über die gesamte Schaufelhöhe betrachtet werden. Ihre Ausprägung wird auf Grundlage der in den vorherigen Kapiteln beschriebenen Strömungsberechnungen ermittelt. Die Gestalt der Nachlaufdüse wird basierend auf dem Grenzschichtzustand an der Hinterkante bestimmt. Das Potentialfeld wird auf Basis der endlichen Schaufeldicke und des Auftriebs ermittelt. Beides zusammen bestimmt die Strömungsgeschwindigkeitschwankungen an der Laufschaufelhinterkante und der Leitschaufelvorderkante, welche jeweils durch Fourier-Analyse in eine Anzahl harmonischer Geschwindigkeitsstörungen zerlegt werden. Auf Grundlage der Frequenz und Amplitude dieser Störungen wird der instationäre Rotor- und Statorauftrieb berechnet, auf den die Lärmanregung zurückzuführen ist. Dieser Ansatz berücksichtigt sowohl tonalen als auch breitbandigen Lärm und ermöglicht die Bewertung von Cut-Off-Auslegungen. Wie in *Koppelberg, Weintraub und Jeschke* (2022) weiter ausgeführt wird, berücksichtigt das Rechenverfahren auch die Abstrahlcharakteristik und die Fernfeldausbreitung. Auf dieser Basis kann der am Boden wahrgenommene Mantelpropellerlärm bewertet werden.

### 5.2.5. Kennfeldberechnung

Das Kennfeld des Mantelpropellers ergibt sich aus einer Vielzahl von Betriebspunkten, die unter Standardumgebungsbedingungen nachgerechnet werden. Die Wirkungsgrade werden mit den kalibrierten Verlustkorrelationen berechnet, die in Kap. 5.2.6 dargestellt sind. Die Stabilitätsgrenzen des Kennfeldes werden anhand von zwei Kriterien ermittelt, die im Folgenden beschrieben werden. Zunächst wird bestimmt, ab welcher Androsselung beim Mantelpropeller aufgrund der radial unterschiedlichen Umlenkcharakteristiken der Schaufelschnitte instabiles Betriebsverhalten einsetzt (maximale Verzögerung). Anschließend wird bewertet, ob die bei dieser Androsselung auftretenden Anströmbedingungen von den Schaufelprofilen ablösefrei ertragen werden, und bis zu welcher Androsselung das der Fall ist (maximale Inzidenz).

#### 5.2.5.1. Stabilitätskriterium maximale Verzögerung

Für die Zwecke dieser Arbeit wird die aerodynamische Stabilitätsgrenze, das Ende der Primärcharakteristik, als die maßgebliche Stabilitätsgrenze im Kennfeld betrachtet. *Traupel* (1982) beschreibt für die Abschätzung der aerodynamischen Stabilitätsgrenze ein Verfahren, bei dem das Zusammenspiel der radial unterschiedlichen Umlenkcharakteristiken bewertet wird. *McKenzie* (1997) beschreibt ein ähnliches Vorgehen. Die Stufe wird radial in Stufenelemente unterteilt, von denen zunächst angenommen wird, dass sie voneinander unabhängig sind. Es gibt nun ein *kritisches Stufenelement*, welches aufgrund seiner Auslegung und Betriebscharakteristik verglichen mit den übrigen radial verteilten Stufenelementen zur niedrigsten maximalen statischen Druckerhöhung imstande ist. Dieses Stufenelement begrenzt die Stabilität der gesamten Stufe. Die aerodynamische Stabilitätsgrenze ist erreicht, wenn das kritische Stufenelement mit seiner maximalen statischen Druckerhöhung operiert. Wird die Stufe noch weiter angedrosselt, bricht der Durchsatz im kritischen Stufenelement zusammen. Das kann sich unterschiedlich zeigen. Ist der Durchsatz im kritischen Stufenelement an der Stabilitätsgrenze noch relativ hoch, führt die abrupte Überlastung zu rotierenden Strömungsablösungen (*Traupel*, 1982). Eine Überlastung bei niedrigem Durchsatz führt eher zu begrenzten Ablösegebieten, die z. B. als nabenseitige Eckenablösung in Erscheinung treten (*Joos*, 2020). Im letzteren Fall wird die Hauptströmung durch die Blockagewirkung der Ablösegebiete innerhalb der Stufe zu größeren Radien umverteilt, sodass dort Arbeitsumsatz und Austrittsgeschwindigkeit zunehmen. Das hat eine stabilisierende Wirkung auf die benachbarten Stufenelemente. Dabei ist kein weiterer Druckanstieg der gesamten Stufe mehr möglich.

In dieser Arbeit wird das kritische Stufenelement mit dem Nachrechenverfahren der radialen Verteilung bestimmt. Das Vorgehen ist analog dem von *Traupel* beschriebenen

Verfahren, mit Ausnahme der hier mangels differenzierterer Betrachtung für alle Stufenelemente als gleich angesetzten Verluste. Beim Nachrechnen der Drehzahllinien wird der radiale Verlauf von  $c_{a3}$  bestimmt. Die Stabilitätsgrenze wird als erreicht angesehen, wenn an einem radialen Schnitt

$$c_{a3} = 0 \tag{5.10}$$

ist. Dies entspricht dem Zusammenbrechen des Durchsatzes im kritischen Stufenelement und damit der Stabilitätsgrenze der Stufe. Beim Mantelpropeller ist aufgrund der hoch belasteten nabennahen Schaufelschnitte dort das kritische Stufenelement zu erwarten.

### 5.2.5.2. Stabilitätskriterium maximale Inzidenz

Die aerodynamische Stabilität ist weiterhin durch die maximalen Fehlanströmungswinkel der verwendeten Schaufelprofile begrenzt. Um diesen Aspekt bei der Bewertung der Stabilitätsgrenze zu berücksichtigen, werden die sich einstellenden Inzidenzen den maximal ertragenen Inzidenzwinkeln der vorgesehenen NACA-Profile bei vergleichbaren Reynoldszahlen gegenübergestellt. Diese können aus Gitterwindkanaluntersuchungen abgeleitet werden, über die z. B. *Herrig et al.* (1951), *Bahr* (1964) und *Lieblein* (1965) berichteten. Verbreitete Verwendung erfahren auch die von *Mellor* (1957) für verschiedene Teilungsverhältnisse aufgestellten Ergebnisse in den NACA-65 Entwurfsdiagrammen, wie sie u. a. *Farokhi* (2014) präsentiert. *Mellor* definierte Stall als 50%igen Anstieg des Profilverlustkoeffizienten. Da die in dieser Arbeit betrachteten Laufräder überwiegend große Teilungsverhältnisse haben, werden die stabilitätsbegrenzenden positiven Inzidenzwinkel auf Basis des Anstellwinkels am Maximum der Auftriebspolaren des Einzelprofils abgeschätzt. Die Polaren werden dem numerischen Strömungslöser *Xfoil* (*Drela*, 1989, 2013) bestimmt.

Für die Vorauslegungsbetrachtungen dieser Arbeit werden nur die Inzidenzwinkel im Mittelschnitt berücksichtigt. Das ist zu rechtfertigen, weil die nabennahen Profile mit ihren relativ dicken Vorderkanten und enger Teilung inzidenzunempfindlich sind, und weil im Bereich der Schaufelspitze die Inzidenzwinkel deutlich weniger variieren als im Mittelschnitt. Um diese Vereinfachung zu berücksichtigen, werden die Mittelschnittsgrenzwerte mit Sicherheitsfaktoren versehen.

### 5.2.6. Kalibrierung

Das beschriebene Rechenmodell wird für die Studien dieser Arbeit anhand der Ergebnisse numerischer Strömungssimulationen einer Referenzauslegung mit den in Tab. 5.3 zusammengefassten Auslegungsparametern kalibriert. Zunächst wird die Mantelpropel-

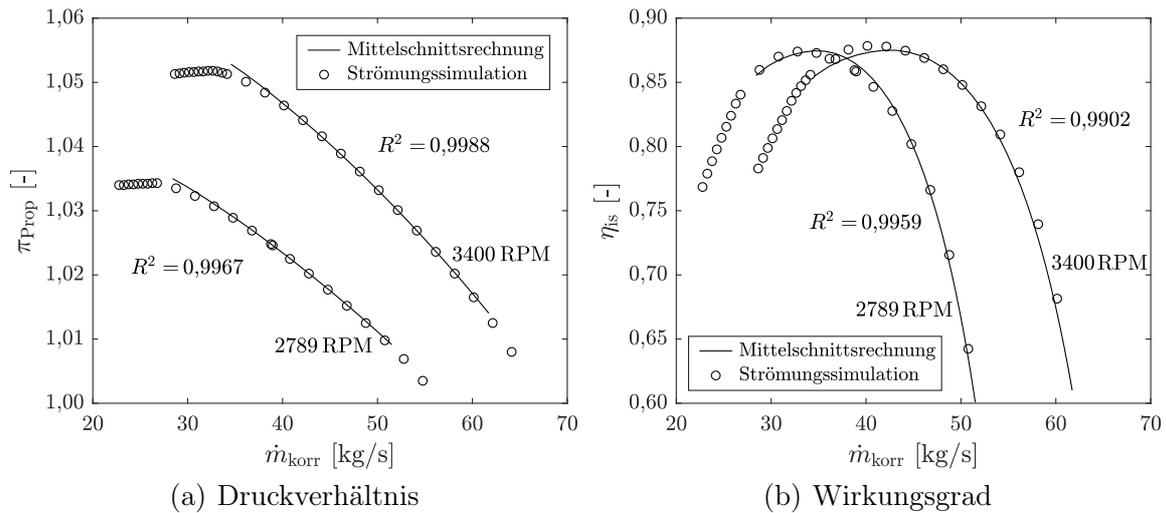
**Tabelle 5.3.:** Parameter der Referenzauslegung des Mantelpropellers.

Parameter	Wert	Parameter	Wert
$d_{\text{Prop}}$	0,850 m	$(t/l)''_{\text{M}}$	2,00
$d_{\text{Prop,Nabe}}$	0,255 m	$(t/l)'_{\text{M}}$	1,10
$\pi_{\text{Prop,Design}}$	1,0246	$(h/l)''_{\text{M}}$	2,00
$N_{\text{korr,Design}}$	2789 RPM	$(h/l)'_{\text{M}}$	1,50
$\dot{m}_{\text{korr,Design}}$	38,96 kg/s	$(\delta_{\text{Ax}}/l''_{\text{M}})$	0,70
$\beta_{2,\text{M,Design}}$	136,4	$\delta_{\text{SP}}$	3 mm
$\alpha_{3,\text{M,Design}}$	90,0	$\delta_{\text{HK,R}}$	2 mm
$c$	0,25	$\delta_{\text{HK,S}}$	2 mm

lerstufe mit Mittelschnittsverfahren ausgelegt und auf Basis der in Anhang C beschriebenen Verfahren werden Rotor- und Statorschaufeln im Detail ausgelegt.

Die numerischen Referenzdaten der Propellerstufe hat *Koppelberg* (2021, persönliche Kommunikation) zur Verfügung gestellt. Es wurde der Strömungslöser TRACE (Turbomachinery Research Aerodynamic Computational Environment) in der Version 9.2 verwendet (*Engel* (1997); *Eulitz* (2000); *Nürnberg* (2004)). Die Strömung wird durch die Reynolds-gemittelten Navier-Stokes (RANS)-Gleichungen beschrieben. Um die Gleichungen räumlich zu diskretisieren, wird eine zellzentrierte Finite-Volumen-Methode eingesetzt, welche diese im mitbewegten Koordinatensystem löst. Die Schließung der RANS-Gleichung erfolgt über Turbulenzmodelle. Die Turbulenz wird mit dem  $k$ - $\omega$ -Modell nach *Wilcox* (1988) modelliert, mit Staupunktkorrektur nach *Kato und Launder* (1993) und unter Berücksichtigung der Rotationseffekte nach *Bardina et al.* (1985). Das Rechenetz ist mit AutoGrid5™ in der Version 14.1 von NUMECA International (mittlerweile Cadence) erstellt. Das Netz ist strukturiert, krummlinig und konturangepasst, mit einer Blockstruktur zur effizienten Berechnung durch Parallelisierung. Es wird jeweils nur eine Passage der Kernströmung von Rotor und Stator vernetzt, was die Periodizität der Strömung ausnutzt, um den Rechenaufwand zu reduzieren. Die Wandgrenzschichten werden mit einem Low-Reynolds-Ansatz direkt aufgelöst. Der sich ergebende dimensionslose Wandabstand  $y^+$  beträgt flächengemittelt  $\approx 0,58$  und maximal 4,2. Für den Rotor und Stator ergeben sich somit 675.000 und 285.000 Zellen. Konvergenzkriterium der Rechnungen sind Wirkungsgradänderungen  $< 0,5\%$ . So werden Kennlinien für zwei Drehzahlen berechnet.

Zur Kalibrierung werden die erzeugten Kennlinien für dieselben Drehzahlen mit dem Mittelschnittsverfahren nachgerechnet. Die Stabilitätsgrenze wird dabei ermittelt, wie in Kap. 5.2.5 beschrieben. Die Eingabeparameter der Verlustmodelle der Mittelschnitts-



**Abbildung 5.4.:** Vergleich der Kennlinien zwischen kalibrierter Mittelschnittsrechnung und Ergebnissen der numerischen Strömungssimulation für korrigierte Drehzahlen 2789 RPM und 3400 RPM mit Bestimmtheitsmaßen  $R^2$ .

rechnung werden dann so gewählt, und teils auch die Verlustmodelle selbst so modifiziert, dass eine möglichst gute Übereinstimmung der mit beiden Verfahren erzeugten Kennlinien erreicht wird. Die Ergebnisse sind in Abb. 5.4 dargestellt. Die Übereinstimmung ist mit  $R^2 > 0,99$  sehr gut. Die erforderliche Kalibrierung des Modells der Minderumlenkung sowie des Verlustmodells ist physikalisch begründet und beschränkt sich auf vier Eingriffe. Der stärkste Eingriff betrifft die Steigung der Kennlinien. Die Kennlinien der Mittelschnittsrechnung verlaufen ohne Kalibrierung im Vergleich mit den Ergebnissen der Strömungssimulation zu steil. Die Umlenkcharakteristik der Stufe wird also durch Anwendung von (2.44) auf den Mittelschnitt unzureichend wiedergegeben. Ein naheliegender Grund dafür ist, dass mit den Mittelschnittsverfahren zu wenig Minderumlenkung vorhergesagt wird, weil der Austrittskantenfaktor  $A$  aus Abb. 2.7 zu klein ist. Ein weiterer Grund ist in der Umlenkcharakteristik der ganzen Stufe zu finden, und zwar in der radialen Umverteilung des Massenstroms im Off-Design in Verbindung mit den unterschiedlichen Kennliniensteigungen der radialen Stufenelemente.

In Abb. 5.5 ist die radiale Umverteilung des Massenstroms bei An- und Entdrosselung der Stufe veranschaulicht. Die Kennlinien der gehäusenahen Stufenelemente sind relativ steil, weil dort  $u$  und  $\beta_2$  groß sind. Kleine Änderungen des Durchsatzes haben große Änderungen der Arbeit  $u\Delta c_{u2}$  zur Folge. Für die Kennlinien der nabennahen Stufenelemente gilt genau das Gegenteil, diese verlaufen relativ flach. Daher wird im ange-drosselten Laufrad der Massenstrom gegenüber dem Designpunkt in die Außenschnitte umverteilt und bei einer Entdrosselung findet umgekehrt eine Umverteilung in die nabennahen Schnitte statt. Während die Kennlinien der gehäusenahen Stufenelemente nur wenig steiler sind als die Kennlinie im Mittelschnitt, verlaufen die Kennlinien der na-

bennahen Stufenelemente viel flacher. Dies führt dazu, dass die Kennlinie der Stufe insgesamt flacher verläuft als eine unkalibrierte Mittelschnittsrechnung mit den Verfahren dieser Arbeit erwarten lässt. Die per Strömungssimulation ermittelte Kennlinie zeigt das. Prinzipiell ist dieser Effekt radial variierender Kennliniensteigungen für alle Verdichter zu erwarten, mit stärkster Ausprägung bei kleinen Nabenvhältnissen, stark verwundenen und weit geteilten Laufrädern. Um die Kennliniensteigung von Mittelschnittsrechnung und Strömungssimulation in Übereinstimmung zu bringen, bietet sich eine Kalibrierung

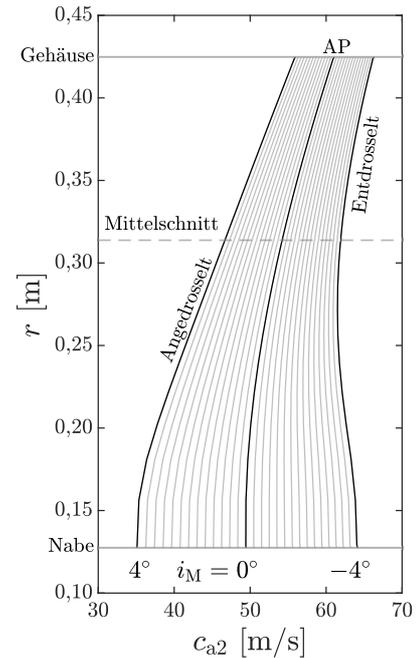
$$\beta_2 = \beta_{2,\text{Design}} + (f_A A + f_\beta) i'' \quad (5.11)$$

mit den Kalibrierfaktoren  $f_A$  und  $f_\beta$  an, die beide Effekte berücksichtigt. Da hier jedoch nur Referenzdaten für ein Teilungsverhältnis vorliegen, können die beiden Effekte nicht getrennt betrachtet werden und es wird nur der Austrittskantenfaktor  $A$  gemäß

$$\beta_2 = \beta_{2,\text{Design}} + f_A A i'' \quad (5.12)$$

mit einem Kalibrierfaktor  $f_A$  beaufschlagt. Für die Bestimmung von  $f_A$  ist der entdrosselte Teil der Kennlinie am besten geeignet, weil die Kennliniensteigung dort hauptsächlich vom oben beschriebenen Effekt abhängt. Sie wird dort weniger von Verlusten und Blockage beeinflusst als im angedrosselten Bereich. Weil  $f_A$  damit (relativ) unabhängig von Verlusten und Blockage bestimmt wird, ist es sinnvoll,  $f_A$  bei der Kalibrierung als Erstes zu bestimmen. Eine kalibrierte Mittelschnittsrechnung kann die durch Strömungssimulation ermittelte Kennlinie gut wiedergeben. Für den hier betrachteten Entwurf wird die Steigung der Kennlinie mit  $f_A \approx 1,4$  richtig nachgebildet.

Weiterhin zeigt sich, dass der Inzidenzverlust deutlich überschätzt wird. Die Ermittlung des Inzidenzverlustes basiert auf der Annahme, dass der Impulsanteil der Zuströmung orthogonal zur Nennanströmrichtung vollständig dissipiert wird. Diese konservative Annahme wird durch einen Kalibrierfaktor  $f_i < 1$  und die Einführung eines Inzidenzbereiches  $i = 0 \dots \Delta i$  mit  $\Delta i > 0$  korrigiert, innerhalb dessen kein Inzidenzverlust anfällt. Ein verlustfreier Bereich  $\Delta i > 0$  ist plausibel, weil gerade dicke Profile gegenüber druck-



**Abbildung 5.5.:** Radialer Verlauf von  $c_{a2}$  bei 2789 RPM mit unterschiedlicher Sensitivität gehäuse- und nabennaher Schnitte auf Betriebspunktverschiebungen (Variation der Mittelschnittsinzidenz  $i_M$ ).

seitiger Inzidenz recht unempfindlich sein können, wie z. B. *Bahr* (1964) für Profile der NACA-65 Serie gezeigt hat. Das führt auf die Verlustkorrelation

$$\xi_{\text{Inzidenz}} = \begin{cases} f_i \sin^2(i - \Delta i) & i > \Delta i \\ f_i \sin^2(i) & i < 0 \\ 0 & \text{sonst} \end{cases} \quad (5.13)$$

für das Lauf- und Leitrad.

Nach der Einführung von  $f_A$ ,  $f_i$  und  $\Delta i$  betrifft der vierte und letzte Eingriff im Rahmen der Kalibrierung die Radialspaltströmung. Um den per Strömungssimulation ermittelten Kennlinienverlauf im stark angedrosselten Bereich gut wiederzugeben, müssen der Radialspaltverlust und die Blockage mit der Geschwindigkeitsverteilung an der Schaufelspitze ausgewertet werden. Die zuvor vereinfachend angesetzte Geschwindigkeitsverteilung des Mittelschnitts unterscheidet sich aufgrund des kleinen Nabenverhältnisses beim Mantelpropeller zu stark von den tatsächlichen Verhältnissen. Die Strömungsgeschwindigkeiten an der Schaufelspitze werden zur Auswertung von Radialspaltverlust und Blockage basierend auf (5.9) und der vereinfachenden Annahme

$$c_{a2,G} = c_{a2,M} \quad (5.14)$$

abgeschätzt. Das gilt nur für die Free Vortex-Auslegung exakt und ist ansonsten eine starke Vereinfachung, ermöglicht aber eine Bestimmung der Zu- und Abströmwinkel an der Schaufelspitze ohne Nachrechnung der radialen Verteilung und ist genauer als die Verwendung von Mittelschnittsgrößen. Die Kalibrierfaktoren und Parameter des Verlustmodells sind in Tab. 5.4 zusammengefasst.

**Tabelle 5.4.:** Kalibrierfaktoren und Parameter des Verlustmodells.

Name	Formelzeichen	Wert
Kalibrierfaktor für Abströmwinkel	$f_A$	1,40
Kalibrierfaktor für Inzidenzverlust	$f_i$	0,30
Inzidenzverlustfreier Bereich	$\Delta i$	3,0°
Blockage am Propellereintritt	$B_1$	0,02
Rohrreibungszahl für Axialspaltverlust	$\lambda$	0,02
Unterdruckkoeffizient für Hinterkantenverlust	$c_b$	0,13
Kontraktionsziffer für Radialspaltverlust	$c_c$	0,70
Dissipationskoeffizient für Profilverlust	$c_d$	0,0024

## 5.3. Rechenmodell der Gondel

Dieses Kapitel enthält eine Zusammenstellung der Modelle und Verfahren zur Berechnung der Totaldruckverluste in Einlauf, Übergangsstück und Düse. Die Herleitungen dazu finden sich in Anhang D. Anschließend werden Verfahren zur Berücksichtigung der Schubstrahleinschnürung, zur Abschätzung des Schubkoeffizienten und zur Berechnung des Gondelwiderstands dargestellt.

### 5.3.1. Totaldruckverluste

Der Einlauftotaldruckverlust entsteht praktisch ausschließlich zwischen dem Eintritt und der Propellerebene. Die Verluste in der Einlaufstromröhre vor dem Eintritt sind demgegenüber vernachlässigbar. Der Verlustanteil durch Reibung im Einlauf  $\Delta p_{t,R,E}$  wird ausgehend von (2.90) bestimmt. Unter Annahme eines konstanten Querschnitts ist

$$\Delta p_{t,R,E} \approx \frac{\rho c_1^2 c_f l_E}{r_1} \quad (5.15)$$

mit dem Reibungsbeiwert  $c_f$  und der Länge des Einlaufs  $l_E$ . Die Grenzschicht im Einlauf wird als vollturbulent angenommen, sodass die Wandreibung mit einem konstanten Reibungsbeiwert der längsangeströmten sandrauen Platte bestimmt werden kann. Dafür werden die Werte nach *Prandtl-Schlichting* in der Näherung von *Böswirth et al.* (2014)

$$c_f = \left( 1,89 + 1,62 \log_{10} \left( \frac{l_{\text{Platte}}}{k_{\text{sae}}} \right) \right)^{-2,5} \quad \text{für} \quad 10^2 < \frac{l_{\text{Platte}}}{k_{\text{sae}}} < 10^6 \quad (5.16)$$

verwendet. Ein typischer Wert für glatte Kunststoffoberflächen ist  $k_{\text{sae}} = 0,03 \text{ mm}$  (*Schlichting et al.* (2006)). Mantelpropeller kommen i. d. R. ohne Einlaufdiffusor aus. Wird ein Diffusor vorgesehen, so ist  $c_f$  größer. Für diesen Fall findet sich bei *Seddon und Goldsmith* (1985) ein empirischer Ansatz zur Bestimmung von  $c_f$  basierend auf Versuchsreihen von *Squire* (1953).

Der Totaldruckverlust aufgrund von Übergeschwindigkeiten und Strömungsablösungen am Einlauf  $\Delta p_{t,L,E}$  ist stark von dessen Gestaltung und den Betriebsbedingungen abhängig. Er tritt nur bei Betriebspunkten mit sich stark einschnürender Einlaufstromröhre auf, und ist praktisch nur am Boden beim Start relevant. *Blackaby und Watson* (1954) haben den Totaldruckverlust von Einläufen mit kreisrunden und elliptischen Vorderkanten bei niedrigen Zuströmmachzahlen von  $Ma_0 = 0$  bis 0,33 experimentell untersucht. Diese Untersuchungen von *Blackaby und Watson* eignen sich hervorragend als Grundlage für die Auslegung von Mantelpropellereinläufen. Auf Basis ihrer Ergebnisse wird

$\Delta p_{t,L,E}$  in dieser Arbeit bewertet, wie in Anhang D dargestellt. Da bereits bei niedrigen Zuströmmachzahlen und praktisch immer im Flug

$$\Delta p_{t,L,E} \approx 0 \quad (5.17)$$

ist, wird hier nicht weiter darauf eingegangen.

Der stromab des Propellerleitrades anfallende Totaldruckverlust  $\Delta p_{t,\ddot{U}D}$  ergibt sich aus der Summe zweier Anteile nach (2.98). Der Reibungsanteil verursacht durch die Grenzschicht am Mantel ist analog nach (5.15) bestimmbar. Das führt auf

$$\Delta p_{t,R,\ddot{U}D} \approx \frac{\rho c_8^2 c_f l_{\ddot{U}D}}{r_8}. \quad (5.18)$$

Der Totaldruckverlust aufgrund von Reibung und Strömungsablösungen am Zentralkörper wird mit dem Ansatz (2.90) bestimmt, d. h., die am Zentralkörperheck angreifende Kraft  $F_{Z,\ddot{U}D}$  wird ermittelt und in einen Totaldruckverlust umgerechnet. Dazu wird diese Kraft auf Basis einer von *Hoerner* (1965) aufgestellten Korrelation des Heckwiderstands in freier Strömung abgeschätzt. Um den Zentralkörper der Düse herrschen zwar andere Verhältnisse als an einem Heckkörper in freier Strömung, doch die Korrelation nach *Hoerner* ist die beste in der Literatur verfügbare Näherung zur Beschreibung dieser Verhältnisse. Der Ringraumquerschnitt stromab des Mantelpropellers wird als konstant angenommen. Dieser Ansatz führt auf

$$\Delta p_{t,Z,\ddot{U}D} = \frac{\rho c_8^2 c_{D,Heck} r_N^2}{2r_8^2} \quad (5.19)$$

mit dem Widerstandsbeiwert  $c_{D,Heck}$ , der von der Form und dem Längen/Durchmesser Verhältnis des Heckkörpers abhängt, wie in Abb. D.2 dargestellt. Den niedrigsten Widerstandsbeiwert hat ein stumpf zulaufender Heckkörper mit einem Längen/Durchmesser Verhältnis um 2. Dafür ist  $c_{D,Heck} \approx 0,03$ .

### 5.3.2. Schubstrahleinschnürung

Werden die viskosen Verluste im Schubstrahl stromab der Ebene 8 vernachlässigt, also auch dessen Ausmischung mit der Umgebung, so durchströmt der Schubstrahl im stromab Unendlichen eine konstante Querschnittsfläche  $A_\infty$ . Das Einschnürungsverhältnis des Schubstrahls

$$C_k = \frac{A_\infty}{A_8} \quad (5.20)$$

setzt diese Querschnittsfläche ins Verhältnis zur Austrittsfläche des Mantels  $A_8$ .  $C_k$  wird nach *Küchemann und Weber* (1953) auf Basis der Singularitätenmethode (Skeletttheorie) berechnet, wie im Anhang E dargestellt. Dabei wird der Mantel vereinfachend als Rotation eines Parabelbogens betrachtet und es wird angenommen, dass  $C_k$  für einen gegebenen Mantel immer gleich ist, unabhängig vom Propellergeschwindigkeitsfeld und damit auch vom Betriebspunkt. Bereits *Krüger* (1949) hat bei Windkanaluntersuchungen von Mantelpropellern beobachtet, dass  $C_k$  mit Belastungsveränderungen des Propellers nur geringfügig variiert. Das führt auf

$$C_k = 1 - \frac{q_2 \tan \alpha_{\text{HK}}}{c_{r2,\text{HK}}^* + c_{x2,\text{HK}}^* \tan \alpha_{\text{HK}}} \frac{r_2^2}{r_8^2} \quad (5.21)$$

mit dem Winkel  $\alpha_{\text{HK}}$  der Skelettlinie an der Hinterkante relativ zur Längsachse sowie den im Punkt der Hinterkante induzierten, auf die Zuströmgeschwindigkeit normierten Geschwindigkeiten  $c_{x2,\text{HK}}^*$  und  $c_{r2,\text{HK}}^*$  und dem Korrekturfaktor  $q_2$  aus Tab. 5.5. Im Ergebnis ist  $C_k$  damit von der Mantelgeometrie festgelegt.

Mit  $C_k$  werden bei der Auslegung und Nachrechnung des Mantelpropellers die statischen Zustandsgrößen

in Ebene 8 bestimmt. Zur Berechnung von  $p_8$  wird die Strömung in Ebene 8 und im stromab Unendlichen als axial homogen angenommen. Alle viskosen Verluste im Schubstrahl stromab der Ebene 8 werden vernachlässigt, also auch dessen Ausmischung mit der Umgebung. Der Zustand am Düsenaustritt ist dann über

$$p_\infty = p_0, \quad (5.22)$$

$$\text{Ma}_\infty = \sqrt{\frac{2}{\kappa - 1} \left[ \left( \frac{p_{t8}}{p_0} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right]} \quad (5.23)$$

und den auf Erhaltungsgleichungen und Isentropenbeziehungen beruhenden Ausdruck

$$C_k = \frac{A_\infty}{A_8} = \frac{\text{Ma}_8}{\text{Ma}_\infty} \left( \frac{1 + \frac{\kappa-1}{2} \text{Ma}_8^2}{1 + \frac{\kappa-1}{2} \text{Ma}_\infty^2} \right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}} \quad (5.24)$$

implizit gegeben. Durch iteratives Lösen der (5.24) wird  $\text{Ma}_8$  und damit der Zustand am Austritt berechnet.

**Tabelle 5.5.:** Numerisch berechnete Werte der Rotation eines Parabelbogens nach *Küchemann und Weber* (1953).

$(l/d)_{\text{Mantel}}$	$c_{r2,\text{HK}}^*$	$c_{x2,\text{HK}}^*$	$q_2$
0,5	2,89	0,75	1,7
1,0	2,54	0,93	1,8
2,0	2,04	0,95	1,7

### 5.3.3. Schubkoeffizient

Der Bruttoschubkoeffizient  $C_{fg}$  beschreibt den Schubverlust aufgrund inhomogener Geschwindigkeiten und von der Axialen abweichenden Strömungswinkeln im Schubstrahl. Für die hier betrachteten Antriebe sind die Winkelabweichungen vernachlässigbar, denn der Schubstrahl der subsonisch durchströmten Düse ist nahezu parallel zur Maschinenachse. Mit axialer Strömung in Ebene 8 vereinfacht sich (2.99) zu

$$C_{fg} = \frac{\iint_{A_8} \rho c_8^2 dA}{(\dot{m}_8 c_8)_{0D}} . \quad (5.25)$$

Die Referenzwerte  $\dot{m}_{8,0D}$  und  $c_{8,0D}$  werden bestimmt, sodass der Massenstrom

$$\dot{m}_{8,0D} = \iint_{A_8} \rho c_8 dA \quad (5.26)$$

und dessen kinetische Energie

$$\dot{m}_{8,0D} \frac{c_{8,0D}^2}{2} = \iint_{A_8} \rho c_8 \frac{c_8^2}{2} dA \quad (5.27)$$

den Werten der radialen Verteilung entsprechen. Dadurch wird eine Bewertung der Inhomogenitäten möglich. Einsetzen in (5.25) liefert

$$C_{fg} = \iint_{A_8} \rho c_8^2 dA \left( \iint_{A_8} \rho c_8 dA \iint_{A_8} \rho c_8^3 dA \right)^{-0,5} . \quad (5.28)$$

Die Geschwindigkeitsinhomogenität in Ebene 8 wird auf Basis der radialen Verteilung der Strömungsgrößen am Austritt des Propellerleitrades ausgewertet, welche aus den in Kap. 5.2.3 beschriebenen Rechenverfahren resultiert.

### 5.3.4. Gondelwiderstand

Der Gondelwiderstand setzt sich aus den in Kap. 2.5.1 und Kap. 2.5.2 beschriebenen Komponenten zusammen. Er wird von vielen interagierenden Strömungsvorgängen beeinflusst, abhängig von den Betriebsbedingungen und Merkmalen der Gondelgeometrie. Die Berechnung erfolgt mit empirisch begründeten Modellen aus der Literatur. Aufgrund der großen verfügbaren Datenbasis wird hier eine Gondelkontur der NACA-1 Serie genutzt. Die Gondelkonturen dieser Serie sind für Vorauslegungsbetrachtungen subsonisch umströmter Antriebsgondeln gut geeignet. Alle NACA-1 Einlaufkonturen sind

geometrisch ähnlich und können aus einem Satz dimensionsloser Koordinaten bestimmt werden, wenn die Länge und der Durchmesser des Einlaufs in Bezug auf den Manteldurchmesser gegeben sind. Die Gondelgeometrie ergibt sich daraus, wie im Anhang E beschrieben. *Stanhope* (1968) hat aus Versuchsreihen einen empirischen Zusammenhang für den Widerstand solcher Gondeln abgeleitet. In der Formulierung von *Torenbeek* (1976) ist der Widerstand

$$D_I = \underbrace{\frac{\rho c_0^2}{2} \left( 1 + \frac{l_{Me}}{l_M} \left( (1 + \varphi_M)^{\frac{5}{3}} - 1 \right) \right)}_{D_{\text{Überlauf}} + D_{\text{Reibung}}} c_f S_{\text{Gondel}} + \underbrace{\frac{\rho c_0^2}{2} c_{D,\text{Heck}} A_M}_{D_{\text{Heck}}} \quad (5.29)$$

mit den Längen  $l_M$  und  $l_{Me}$  von Mantel und Einlauf, der benetzten Außenfläche der Gondel  $S_{\text{Gondel}}$ , der Querschnittsfläche des Mantels  $A_M$  und dem Betriebsparameter

$$\varphi_M = 0,33 \frac{d_M - d_E}{l_{Me}} \left( 1 + 1,75 \frac{A_E - A_0}{A_M - A_E} \right), \quad (5.30)$$

abhängig vom Durchmesser  $d_E$  und der Querschnittsfläche  $A_E$  des Einlaufs sowie dem Querschnitt der Einlaufstromröhre  $A_0$ . Der erste Term von (5.29) erfasst den Reibungswiderstand, wobei  $c_f$  mit (5.16) abgeschätzt wird. Der vorangestellte Klammerterm mit  $\varphi_M$  ist eine empirische Korrektur des Effekts lokaler Übergeschwindigkeiten. Damit beinhaltet der erste Term auch den Überlaufwiderstand. Der zweite Term von (5.29) erfasst den Druckanteil des Heckwiderstandes, wobei  $c_{D,\text{Heck}} \approx 0,015$  angenommen wird. Wie  $c_{D,\text{Heck}}$  von der Gondelgeometrie abhängt, wurde von *Bergman* (1972) untersucht, siehe dazu Anhang E.

(5.29) gilt für den *unterkritischen Fall*, der bei allen in dieser Arbeit betrachteten Auslegungen und Betriebspunkten vorliegt. Das ist ein Auslegungskriterium der Gondel, dessen Einhaltung mit der Korrelation von *Stanhope* (1968) (zit. nach *Bräunling* (2015)) überprüft wird. Der *kritische Fall* tritt auf, wenn  $A_0$  sehr klein wird und aufgrund von Strömungsablösungen oder lokalen Überschallgebieten am äußeren Einlauf der Widerstand stark ansteigt.

## 5.4. Rechenmodell des Antriebsstrangs

Das Betriebsverhalten des parallel-hybriden Antriebsstrangs wird mithilfe von Komponentenkennfeldern und Übertragungswirkungsgraden in die Systemsimulation einbezogen. Für die Ziele dieser auf den Mantelpropeller fokussierten Arbeit ist eine solche vereinfachte Betrachtung des Antriebsstrangs ausreichend.

### 5.4.1. Hubkolbenmotor

Während des Vorentwurfs von Kleinflugzeugen können verschiedene Verbrennungsmotoren ausgewählt werden. Eine Skalierung ihrer Leistung anhand des Hubraums und anderer Parameter ist prinzipiell möglich, aber abseits von Voruntersuchungen nicht üblich, weil die Entwicklung neuer Flugmotoren in der Praxis mit großem Aufwand verbunden ist.

Für die Studien dieser Arbeit wird der kompakte und leistungsstarke, turboaufgeladene Flugmotor Rotax 915 verwendet. Seine Volldruckhöhe liegt bei 15 kft. Er ist automatisch geregelt und das Leistungsverhalten wird mit einem Kennfeld eindeutig beschrieben (*BRP-Rotax GmbH & Co KG*, 2019).

Im Rechenalgorithmus wird die Kennfeldstruktur übernommen. Darin sind für verschiedene Drosselgrade und Drehzahlen die Drehmomente und Wirkungsgrade tabelliert. Die Auswertung beliebiger Kennfeldpunkte erfolgt anhand einer Interpolation von Werten benachbarter Kennfeldpunkte. Dabei wird auch begrenzt extrapoliert, um die numerische Stabilität der Antriebssystemberechnung zu verbessern.

### 5.4.2. Elektromotor

Elektromotoren können wesentlich einfacher an individuelle Anforderungen angepasst werden als Hubkolbenmotoren. Im Rahmen der Vorauslegung ist die Variation der Entwurfsvariablen des Elektromotors daher sinnvoll. Ein Elektromotor ist unter Beibehaltung der Kennfeldtopologie skalierbar, wie *Pries und Hofmann* (2013) ausführen.

In dieser Arbeit wird der Elektromotor anhand seiner Drehzahl und Leistung am Nennpunkt dimensioniert. Zur Berechnung des Betriebsverhaltens wird das Kennfeld einer gegebenen Maschine auf diesen Nennpunkt skaliert. Als generisches Kennfeld einer elektrischen Maschine wird das Kennfeld der QSS-Toolbox von *Guzzella und Amstutz* (2005) verwendet.

# 6. Entwurfsstudien für einen exemplarischen Anwendungsfall

Gegenstand dieses Kapitels ist die Auslegung eines leisen, hybridelektrischen Mantelpropellerantriebs für ein beispielhaftes Kleinflugzeug. Zunächst wird in Kap. 6.1 ein Referenzantriebssystem ausgelegt, das als Startpunkt der folgenden Studien dient. Als Grundlage dafür wird exemplarisch ein zweisitziges Flugzeug mit einer Reihe von Missionsanforderungen als Anwendungsfall definiert, welches am typischen Marktumfeld der Flugzeugklasse orientiert ist.

Im zweiten Schritt werden in Kap. 6.2 die Abwägungen und das Vorgehen der Mantelpropellerauslegung mittels Parameterstudien beschrieben, wobei ein besonderer Fokus auf den Designsensitivitäten von Wirkungsgrad und Lärm liegt. Daran schließen sich in Kap. 6.3 Entwurfsstudien auf Gesamtsystemebene an, welche die Abstimmung von Mantelpropeller und hybridem Antriebsstrang thematisieren. Wesentlich sind dabei das Übersetzungsverhältnis und der Hybridisierungsgrad. Die in Kap. 4 qualitativ beschriebenen Zusammenhänge zwischen Auslegung und Leistungsverhalten werden durch diese Studien einerseits um zusätzliche Designvariablen erweitert und andererseits für den konkreten Anwendungsfall quantifiziert.

Zuletzt wird in Kap. 6.4 der Einfluss der Antriebsauslegung auf Flugzeugebene dargestellt. Unter Nutzung der Flexibilität des hybriden Antriebs werden verschiedene Abflugverfahren definiert und der am Boden wahrnehmbare Lärm wird verglichen und bewertet.

## 6.1. Referenzantriebssystem

In diesem Unterkapitel wird zunächst ein beispielhafter Anwendungsfall definiert, der aus den in Kap. 3 beschriebenen Entwicklungen der jüngeren Zeit folgt. Der Anwendungsfall ist ein Kleinflugzeug, das einerseits auf kurzen Bahnen leise starten und landen kann, und das andererseits mit einem Verbrennungsmotor ausgestattet ist, um eine hohe Reichweite zu haben. Daraus ergeben sich Missionsanforderungen und ein Flug-

zeugvorentwurf, woraus dann Schubanforderungen abgeleitet werden. Unter Nutzung der in Kap. 5 beschriebenen Verfahren wird ein Antriebssystem vorausgelegt, welches die Schubanforderungen erfüllt, die *Referenzauslegung*. Dieser Anwendungsfall und die Referenzauslegung wurden im Wesentlichen bereits in *Weintraub et al. (2022)* veröffentlicht. Infolge der Kalibrierung des Verlustmodells wurde die Referenzauslegung für die Zwecke dieser Arbeit nochmals geringfügig modifiziert.

### 6.1.1. Anforderungen

Da der Fokus auf lärmarmen und hybridelektrischen Antrieben liegt, bietet sich eine Referenzanwendung an, bei der die Vorteile solcher Antriebe zur Geltung kommen. Dafür eignen sich Kleinflugzeuge mit niedrigem induziertem Widerstand, welche bereits mit niedrigem Schub gute Steigleistungen erbringen. Ein solches Flugzeug kann im Steigflug auch mit einem konventionellen, freifahrenden Propellerantrieb relativ lärmarm operieren. Die Ausstattung dieses Flugzeugs mit einem lärmoptimierten Antrieb bietet dann die Möglichkeit eines besonders lärmarmen Flugbetriebs.

Zunächst wird eine Reihe von Anforderungen festgelegt. Das Antriebssystem wird für ein zweisitziges Flugzeug mit einer maximalen Abflugmasse von 1000 kg und einer Reisefluggeschwindigkeit von 140 kt true airspeed (TAS) in 10 kft Höhe ausgelegt. Der Startschubbedarf (*Take-Off*) wird auf Grundlage einer Rollstrecke von 210 m bewertet. Der Schubbedarf für den Anfangssteigflug (*Initial Climb*) wird aus CS-23 Amdt. 5 abgeleitet, welche einen Steiggradienten von mindestens 8,3 % vorschreibt. Eine angenommene Steigratenanforderung von 600 ft/min unter Reiseflugbedingungen führt auf den Schubbedarf am Ende des Steigflugs (*Top of Climb*). Eine Reichweite wird nicht vorgegeben. Sie kann im Nachgang ausgehend von einer geschätzten mitgeführten Treibstoffmasse ermittelt werden. Die Wahl dieser Parameter ist an vergleichbaren, aktuell am Markt verfügbaren Kleinflugzeugen mit niedrigem Auftriebswiderstand orientiert. Mit Ausnahme der Initial Climb-Anforderung erfolgt diese Definition aber prinzipiell willkürlich. Anschließend wird auf Basis der von *Brüning et al. (1993)* und *Gudmundsson (2014)* beschriebenen Verfahren ein Referenzflugzeugentwurf entwickelt. Das Flugzeug wird dabei als Massenpunkt in einem ruhenden Luftraum betrachtet. Es wird davon ausgegangen, dass das Flugzeug kein Hochauftriebssystem besitzt und der Schubeinstellwinkel null ist. Kompressibilitäts- und Reynoldszahleffekte werden vernachlässigt. Die Flugzeugpolare wird vereinfachend durch die *symmetrische Polare*

$$C_D = C_{D,\min} + k C_L^2 \quad (6.1)$$

angenähert. Wie die Vorauslegung mit den o. g. Verfahren zeigt, erfüllt ein Flugzeug mit einer Flügelfläche von 20 m<sup>2</sup>, einer Flügelstreckung von 30 und einer besten Gleitzahl

**Tabelle 6.1.:** Schubanforderungen der Referenzanwendung und Bezeichnungen der Antriebssystembetriebspunkte bei jeweils exakter Erfüllung der Schubanforderung.

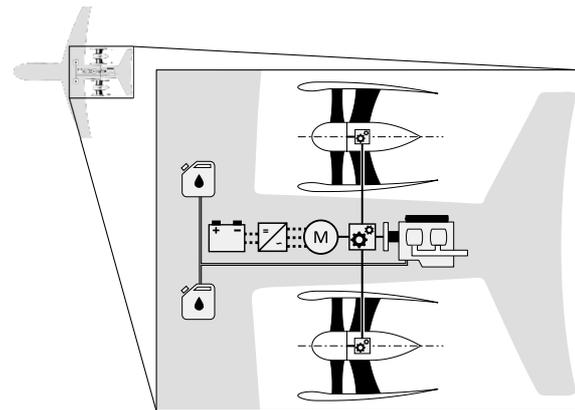
Missionspunkt	Umgebung	Geschwindigkeit	Schub	Betriebspunkt
Take-Off	SL ISA+0 K	39 kt (TAS)	1620 N	TO
Initial Climb	SL ISA+0 K	62 kt (TAS)	1100 N	ICL
Top of Climb	10 kft ISA+0 K	140 kt (TAS)	841 N	TOC
Cruise	10 kft ISA+0 K	140 kt (TAS)	429 N	CR

von 50, welche sich für  $C_{D,\min} = 0,0086$  und  $k = 0,011$  ergibt, alle Anforderungen. Die dafür erforderlichen Schübe sind in Tab. 6.1 zusammengestellt. Sie folgen aus (6.1). Zum sicheren Erfüllen der zulassungsrelevanten Initial Climb-Schubanforderung wurde der auf Basis von (6.1) erhaltene Wert noch um 10 % erhöht.

Um im Kap. 6.4 viele verschiedene Abflugverfahren zu untersuchen, wird bei der Antriebsauslegung ein über die Werte der Tab. 6.1 hinausgehender, hoher Schubüberschuss für Take-Off und Initial Climb angestrebt. Für den erforderlichen Leistungsüberschuss sorgt die Hybridisierung des Antriebsstrangs.

### 6.1.2. Auslegung

Für die Referenzanwendung wird eine Antriebsarchitektur mit zwei seitlich am Rumpf angeordneten, identisch ausgelegten Mantelpropellern vorgesehen. In dieser Anordnung ist die Zuströmung der Mantelpropeller relativ ungestört, sie behindern die Rundumsicht des Piloten nicht und die Giermomente gleichen sich aus. Ein einzelner Mantelpropeller könnte nur zwei dieser drei Ansprüche zugleich erfüllen. Bei der aerodynamischen Vorauslegung wird im Folgenden immer nur einer der zwei Mantelpropeller betrachtet. Beide Propeller werden von einem gemeinsamen hybridelektrischen Antriebsstrang angetrieben, wie in Abb. 6.1 dargestellt.



**Abbildung 6.1.:** Architektur des hybridelektrischen Antriebssystems mit Batterie, Wechselrichter, Elektromotor, Kraftstofftanks, Verbrennungsmotor und Leistungsübertragung auf zwei Mantelpropeller nach *Weintraub et al. (2022)*.

Einige übergeordnete Designentscheidungen werden auf Basis der in Kap. 4 beschriebenen charakteristischen Eigenschaften von Mantelpropellerantrieben getroffen. So wird eine Auslegung mit

- Festpropeller (konstruktiv einfach),
- Leitrad (effizient aufgrund Drall-Rückgewinn),
- konvergenter Schubdüse (günstiges Betriebsverhalten),
- großem Schaufelteilungsverhältnis im Laufrad (geringe Totaldruckverluste) und
- kleinem Schaufelteilungsverhältnis im Leitrad (geringe aerodynamische Belastung)

vorgesehen. Verstellpropeller und leitradlose Ausführungen werden nicht betrachtet. Der große Propellerdesignraum wird so von vornherein um zwei Dimensionen reduziert. Am Designpunkt wird  $\varphi = konst.$  angesetzt, damit entfallen zwei weitere Dimensionen. Es verbleiben zehn Freiheitsgrade: drei für die Größe von Propeller, Nabe und Düse, zwei für die Geschwindigkeitsdreiecke im Mittelschnitt, dazu der Verwindungsparameter der Beschaukelung, und insgesamt vier Freiheitsgrade der Teilungs- und Höhen-Seiten-Verhältnisse von Lauf- und Leitrad.

Die Bestimmung der Auslegungsvariablen und -parameter erfolgt unter Abwägung verschiedener Aspekte. Voraussetzung ist die Erfüllung der Schubanforderungen. Ferner sind hohe innere und äußere Wirkungsgrade, niedriger Lärm, geringer Gondelwiderstand und ein möglichst gutes Zusammenspiel von Propeller- und Motorkennfeld angestrebte Ziele der Auslegung. In Tab. 6.2 sind die Variablen und Parameter einer Auslegung von Mantelpropeller und Antriebsstrang zusammengefasst, welche die aufgestellten Schubanforderungen erfüllt. Die Auswahl der aufgeführten Werte erfolgte durch systematische Variation, analog den in Kap. 6.2 noch vorzustellenden Studien, bis die o. g. Anforderungen erfüllt waren. Aufgrund des vieldimensionalen Designraums und der konkurrierenden Ziele (Wirkungsgrad, Lärm etc.) wird auf eine numerische Optimierung verzichtet. Diese Referenzauslegung wurde gegenüber der Veröffentlichung in *Weintraub et al. (2022)* aufgrund des zwischenzeitlich kalibrierten Verlustmodells modifiziert. Zur Erfüllung der Schubanforderung wurde das Übersetzungsverhältnis geringfügig von 1,0891 auf 1,0868 angepasst. Die Anzahl der Rotorschaukeln wurde von sieben auf acht erhöht, um die Lärmemissionen zu reduzieren.

Aufgrund der geringen erforderlichen Leistung werden beide Propeller mit einem gemeinsamen Antriebsstrang zu versehen. Das ist auch sinnvoll, weil ein großer Verbrennungsmotor eine geringere Masse und einen höheren Wirkungsgrad hat als zwei kleine Motoren. Ein Nachteil dieser Anordnung ist, dass zwischen dem Motor und den beiden Mantelpropellern Umlenkgetriebe erforderlich sind. Umlenkgetriebe sind aber ohnehin erforderlich, weil kein Hubkolbenmotor klein genug ist, um direkt an einen Mantelpro-

**Tabelle 6.2.:** Referenzauslegung des Mantelpropellerantriebssystems.

Variable	Wert	Variable	Wert
$d_{\text{Prop}}$	0,600 m	$(t/l)'$	1,00
$d_{\text{Prop,Nabe}}$	0,180 m	$(h/l)'$	1,67
$\pi_{\text{Design}}$	1,0208	$\delta_{\text{Ax}}/l''$	0,70
$N_{\text{korrr,Design}}$	4441 RPM	$\delta_{\text{Sp}}$	3 mm
$\dot{m}_{\text{korrr,Design}}$	19,70 kg/s	$\delta_{\text{HK,R}}, \delta_{\text{HK,S}}$	1 mm
$\beta_{2,\text{Design}}$	142,2°	$d_{\text{Düse}}/d_{\text{Prop}}$	0,90
$\alpha_{3,\text{Design}}$	90,0°	$\eta_{\text{G}}$	0,98
$c$	0,25	$i_{\text{G}}$	1,0868
$(t/l)''$	2,00	$P_{\text{ICE,max}}$	104 kW
$(h/l)''$	2,40	$P_{\text{EM,max}}$	46 kW

peller montiert zu werden. Angesichts von Propellerdurchmessern unter 0,6 m ist der durch den Motor blockierte Strömungsquerschnitt dafür zu groß.

Als Verbrennungsmotor wird der Rotax 915 iS A vorgesehen, ein effizienter Flugmotor mit hoher Leistungsdichte und zum Zeitpunkt der Studien der leistungsstärkste Flugmotor der Firma Rotax. Er ist turboaufgeladen und kommt auch bei vergleichbaren Kleinflugzeugen zum Einsatz. Der Rotax 915 iS A liefert eine maximale Startleistung von 104 kW bei 5800 RPM, die für fünf Minuten und bis zu einer Flughöhe von 15 kft abgegeben werden kann. Die maximale Dauerleistung beträgt 99 kW bei 5500 RPM. Das Leistungsverhalten ist tabelliert verfügbar (*BRP-Rotax GmbH & Co KG*, 2019).

Als Elektromotor der Referenzauslegung wird ein Motor des im Kleinflugzeugmarkt etablierten Herstellers *EMRAX d.o.o.* vorgesehen. Der kleinste Flugmotor dieses Herstellers ist aktuell der EMRAX 188, mit einer Maximalleistung von 52 kW bei 6500 RPM (bis zu zwei Minuten) und einer Dauerleistung von 30 kW (*EMRAX d.o.o.*, 2020). Er wiegt nur ungefähr 7 kg und kann unter Inkaufnahme geringer Leistungseinbußen mit derselben Drehzahl wie der Rotax 915 iS A betrieben werden. Als hybride Betriebsstrategie wird ein Start-Boost vorgesehen. Der elektrische Antrieb unterstützt den Verbrennungsmotor nur während der kurzen Missionsabschnitte Take-Off und Initial Climb. Dafür sind kleine und damit leichte Energiespeicher ausreichend, welche die Flugzeugmasse kaum beeinflussen.

Diese gesamte Auslegung wird für die Zwecke dieser Arbeit fortan als *Referenzauslegung* bezeichnet, die Motoren als ICE (Rotax) und EM (EMRAX). In den folgenden Unterkapiteln werden die Betriebseigenschaften der Referenzauslegung analysiert.

### 6.1.3. Betriebsverhalten

Zur Bewertung des Leistungsverhaltens an den mit Schubanforderungen versehenen Missionspunkten wird das vorausgelegte Antriebssystem mit den in Kap. 5 beschriebenen Verfahren nachgerechnet. Anschließend werden die Kennfelder und Betriebslinien betrachtet, danach Wirkungsgrade, aerodynamische Stabilität und Lärmemissionen. Hierbei zeigt sich unter anderem, dass ein einzelner freier Propeller die geforderten Schübe mit deutlich höheren Wirkungsgraden liefern kann und der Hybridantrieb eigentlich nicht nötig ist, es sei denn, eine besonders kurze Startrollstrecke erfordert seinen Einsatz.

#### 6.1.3.1. Schub und Antriebsleistung

In Tab. 6.3 ist der maximal verfügbare Schub des entworfenen Antriebssystems den oben aufgestellten Anforderungen gegenübergestellt. Alle Schubanforderungen werden erfüllt.

Die Top of Climb-Schubanforderung ist exakt erfüllt. Das ist kein Zufall, sondern Ergebnis der Auslegung. Das Übersetzungsverhältnis wurde dabei so eingestellt, dass der Verbrennungsmotor unterhalb der Leistungsgrenze an seiner Drehzahlgrenze operiert, sodass dabei (nur) der geforderte Schub erzeugt wird. Dies wirkt sich positiv auf das Betriebsverhalten bei Take-Off und Initial Climb aus. Das ist auf die in Kap. 4.3 bereits beschriebenen Betriebslinienabstände des Festpropellers im Motorkennfeld zurückzuführen und wird im folgenden Unterkapitel weiter erläutert.

Die Take-Off- und Initial Climb-Betriebspunkte sind, im Gegensatz zu Top of Climb, durch die Drehmomentgrenze des Motors limitiert. Die Take-Off-Schubanforderung wird daher nur mit elektromotorischer Unterstützung erfüllt. Die Schubanforderung bei Initial Climb ist auch ohne elektrische Unterstützung erfüllbar. Mit elektrischer Unterstützung wird sie weit übertroffen. Mit 93 % Schubüberschuss bei Initial Climb sind weit höhere Steiggradienten als die geforderten 8,3 % realisierbar. Eine Bewertung mit den in Kap. 6.1.1 beschriebenen Verfahren ergibt Steiggradienten bis zu 19,6 %, entsprechend einer Steigrate von 1230 ft/min. So entstehen Freiheiten bei der Wahl möglichst lärmärmer Abflugverfahren. Dass zum Erfüllen der Initial Climb-Anforderung das elektrische Antriebssystem nicht nötig ist, kann auch für eine Zulassung vorteilhaft sein.

Sowohl bei Take-Off als auch bei Initial Climb stellt der Verbrennungsmotor nur mit elektrischer Unterstützung eine Leistung  $>100$  kW bereit, also annähernd seine Maximalleistung. Der elektrische Antrieb ist dabei mit 45,6 und 46,0 kW jeweils annähernd voll ausgelastet. Je 2 kW zugeführter elektrischer Leistung steigt die in Summe abgegebene Wellenleistung des Antriebsstrangs bei Take-Off und Initial Climb um ungefähr 3 kW. Dieser Effekt ist auf die Lage der Betriebslinien in den Motor- und Propellerkennfeldern zurückzuführen, wie im nächsten Abschnitt diskutiert wird.

**Tabelle 6.3.:** Maximal verfügbare Schübe und dafür erforderliche Antriebsleistungen der Referenzauslegung für die Missionspunkte der Tab. 6.1, teils mit Unterstützung des elektrischen Antriebs als Start-Boost.

Missionspunkt	Schub (zwei Propeller)			Antriebsleistung		
	gefordert	verfügbar	rel. Abw.	ICE	EM	Summe
Take-Off	1620 N	1419 N	-12 %	76,2 kW <sup>1</sup>	-	76,2 kW
		2355 N	+45 %	100,7 kW <sup>2</sup>	45,6 kW	146,3 kW
Initial Climb	1100 N	1288 N	+17 %	78,9 kW <sup>1</sup>	-	78,9 kW
		2122 N	+93 %	101,5 kW <sup>2</sup>	46,0 kW	147,5 kW
Top of Climb	841 N	841 N	±0 %	87,5 kW <sup>3</sup>	-	87,5 kW
Cruise	429 N		+96 %			

<sup>1</sup> mit Motordrehzahl < 4700 RPM

<sup>2</sup> mit Motordrehzahl > 5500 RPM

<sup>3</sup> mit Motordrehzahl = 5500 RPM

### 6.1.3.2. Kennfelder und Betriebslinien

Mit den in Kap. 5.2.5 dargestellten Verfahren wird das Propellerkennfeld der Referenzauslegung berechnet. In Abb. 6.2 ist das so erzeugte Kennfeld mit einigen Betriebspunkten (BP 1 bis 4) und Betriebslinien dargestellt. Abb. 6.3 zeigt das Kennfeld des Verbrennungsmotors mit denselben Betriebspunkten und Betriebslinien.

Zunächst fällt auf, dass die Betriebslinien bei Initial Climb und Top of Climb im Propellerkennfeld weit auseinander liegen. Dieser vom Eintrittsimpuls verursachte Abstand der Betriebslinien steht im Einklang mit den in Kap. 4.3 hergeleiteten Zusammenhängen. Die Lage und der Verlauf der Betriebslinien hängen primär von den Umgebungsbedingungen ab, hier besonders von den unterschiedlichen Fluggeschwindigkeiten. Der Abstand der Betriebslinien bewirkt, dass der Propeller im Reiseflug mit niedrigeren Wirkungsgraden als beim Start operiert. Dies lässt sich mit der Wahl des Auslegungspunktes der Beschaufelung (AP) korrigieren, da die Gestalt des Kennfeldes sich verändert. Der Verlauf der Betriebslinien verändert sich dabei nicht, da dieser nur von  $A_8$  und  $Ma_0$  abhängig ist, wie (4.25) zeigt. Es ist sinnvoll, den Auslegungspunkt nah am Cruise-Betriebspunkt zu wählen, damit im Reiseflug hohe Wirkungsgrade erreicht werden. Zugleich bewirkt eine Verschiebung des Auslegungspunktes in Richtung Cruise ein Absinken der Pumpgrenze. Daher sind eine genaue Kenntnis der Pumpgrenze und ein Kompromiss zwischen Reiseflugwirkungsgrad und Pumpgrenzabstand beim Start notwendig.

Der Abstand der Betriebslinien im Propellerkennfeld überträgt sich auch in das Kennfeld des Verbrennungsmotors, mit der Folge, dass an kaum einem Missionspunkt die

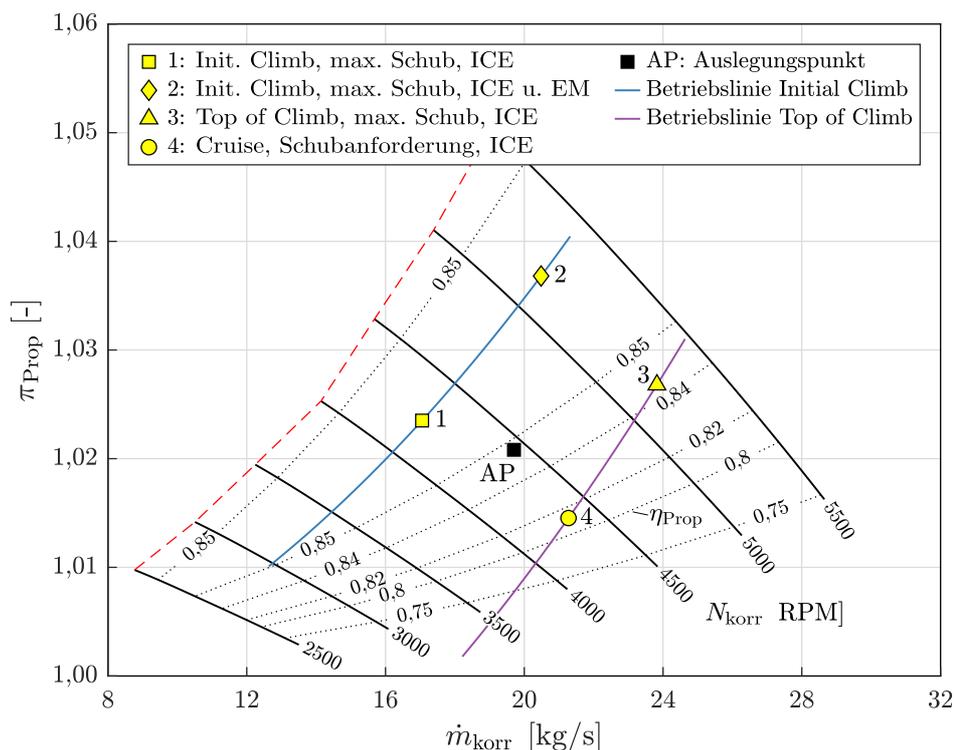


Abbildung 6.2.: Propellerkennfeld der Referenzauslegung mit Betriebspunkten der Tab. 6.3 sowie Betriebslinien bei Initial Climb und Top of Climb.

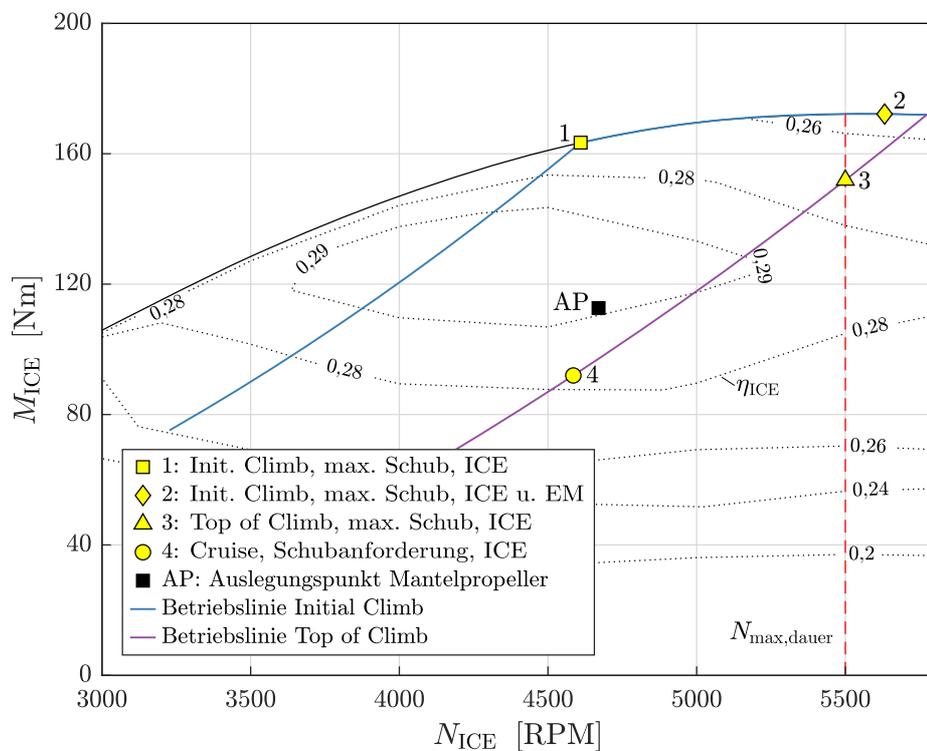


Abbildung 6.3.: Motorkennfeld des Rotax 915 iS A nach BRP-Rotax GmbH & Co KG (2019) mit denselben Betriebspunkten und Betriebslinien wie Abb. 6.2.

maximale Motorleistung abgerufen wird. Hier zeigt sich das am momentenbegrenzten Initial Climb-BP 1 und dem drehzahlbegrenzten Top of Climb-BP 3. Weder bei Initial Climb, noch bei Top of Climb, steht also die Maximalleistung des Verbrennungsmotors zur Verfügung. Die Hybridisierung des Antriebsstrangs löst dieses, dem Festpropeller eigene Problem teilweise. Mit Unterstützung des elektrischen Antriebsstrangs können Betriebspunkte auf der Initial Climb-Betriebslinie jenseits von BP 1 und bis BP 2 erreicht werden, sodass die oben besprochenen großen Schubvorteile zur Geltung kommen. Nur bei diesen momentenbegrenzten Betriebspunkten des Verbrennungsmotors, hier zwischen BP 1 und BP 2, ist die elektrische Leistungszufuhr nötig und sinnvoll. Alle übrigen Betriebspunkte, darunter die Top of Climb-Betriebslinie bis BP 3, kann der Verbrennungsmotor alleine bedienen. Mit dem gewählten Übersetzungsverhältnis ist der Propeller unter Top of Climb-Bedingungen gar nicht in der Lage, mehr Leistung abzurufen, als der Verbrennungsmotor dauerhaft bereitstellt. Demzufolge ist auch die gewählte hybride Betriebsstrategie, der Start-Boost, die einzig Sinnvolle und Richtige. Zwischen BP 1 und BP 2 kann der Antriebsstrang aufgrund der Motorbetriebsgrenzen nur endlich lange betrieben werden. Währenddessen wird die hohe Antriebsleistung in ein Steigen des Flugzeugs überführt und das Flugzeug beschleunigt. Dadurch sinkt die Betriebslinie im Motorkennfeld ab, sodass die elektrische Antriebsunterstützung nicht mehr nötig ist und auch nicht mehr sinnvoll eingesetzt werden kann.

Wie in Kap. 4.4 gezeigt, ist das Übersetzungsverhältnis maßgeblich für den Verlauf der Betriebslinien im Motorkennfeld. Eine Vergrößerung des Übersetzungsverhältnisses würde die Betriebslinien im Motorkennfeld zu größeren Drehzahlen und niedrigeren Momenten verschieben. Entlang der jeweiligen Betriebsgrenzen würden sich BP 1 zu größeren Drehzahlen (mehr Leistung verfügbar) und BP 3 zu geringeren Momenten (weniger Leistung verfügbar) verschieben. Entsprechend würden sich die Betriebspunkte auf den zugehörigen Propellerbetriebslinien verschieben: BP 1 zu höheren Drehzahlen (mehr Schub) und BP 3 zu niedrigeren Drehzahlen (weniger Schub). Hier wird das Übersetzungsverhältnis für maximalen Initial Climb-Schub gewählt. Dabei ist es nach oben begrenzt durch die Top of Climb-Schubforderung. Der Initial Climb-Schub ist genau dann maximal, wenn bei Top of Climb nur gerade so viel Schub verfügbar ist, wie gefordert. Genau das ist bei der Referenzauslegung der Fall, wie Tab. 6.3 zeigt: Bei Top of Climb sind genau die geforderten 841 N verfügbar, mehr nicht.

Bei der Systemabstimmung hängen die Wahl des Übersetzungsverhältnisses und die Wahl der elektrischen Antriebsleistung bzw. des Hybridisierungsgrades eng zusammen. Sie beeinflussen einander. Das Übersetzungsverhältnis ist dabei der entscheidende Parameter, weil es das Leistungsverhalten und die Betriebsgrenzen des Antriebssystems an allen Missionspunkten bestimmt. Der elektrische Antrieb kann dann bei momentenbe-

grenzten Betriebspunkten des Verbrennungsmotors eingesetzt werden, um den Schub zu steigern. Wenn bei drehzahlbegrenzten Betriebspunkten Schub fehlt, kann der zusätzliche elektrische Antrieb daran nichts ändern.

Ein zusätzliches stufenloses Getriebe zwischen den Motoren und dem Verteilgetriebe könnte die Lage der Betriebslinien in den Kennfeldern voneinander entkoppeln. Die Betriebslinie im Motorkennfeld wäre damit im Betrieb verschiebbar. So könnte die maximale Leistung unabhängig von den Umgebungsbedingungen abgerufen werden, oder z. B. auch eine erforderliche Wellenleistung beim jeweils bestmöglichen Motorwirkungsgrad bereitgestellt werden. Bei Kleinflugzeugantrieben werden solche Getriebe aber bisher nicht eingesetzt. Die Blattverstellung eines freien Propellers wirkt ähnlich.

### 6.1.3.3. Wirkungsgrade und Widerstand

In Tab. 6.4 ist aufgeführt, welche Antriebsleistungen erforderlich sind, um die Schubanforderung an den o. g. vier Missionspunkten jeweils genau zu erfüllen. Ergänzend dazu sind verschiedene Wirkungsgrade an den Betriebspunkten angegeben. Der Index *tot* kennzeichnet Größen des gesamten Antriebssystems mit zwei Propellern.

Zunächst fällt auf, dass die erforderliche Antriebsleistung stets unter den 99 kW liegt, die der Verbrennungsmotor im Dauerbetrieb maximal bereitstellt. Mit einem variablen Übersetzungsverhältnis könnten also alle Forderungen erfüllt werden. Ein zusätzlicher elektrischer Antrieb wäre nicht nötig. Zum Erfüllen der Schubanforderung bei Take-Off (TO) muss auch nur wenig Leistung vom elektrischen Antrieb zugeführt werden, mit 7,1 kW nur ca. 15 % der Nennleistung des Elektromotors von 46 kW. Die übrigen Schubanforderungen erfordern gar keine elektrische Unterstützung des Antriebs. Angesichts des Ursprungs der TO-Schubanforderung, einer relativ willkürlich geforderten Rollstrecke von 210 m, wirft dies die Frage auf, inwiefern ein hybrider Antrieb für das Referenzflugzeug überhaupt erforderlich ist.

Der äußere Wirkungsgrad ist erwartungsgemäß am höchsten an Missionspunkten mit hoher Flugeschwindigkeit, also dem Top of Climb (TOC) und Cruise (CR). Auffallend ist die große Spanne von  $\eta_a < 0,5$  bis  $\eta_a > 0,95$ . Wie in Kap. 4.1 gezeigt, ist die Querschnittsfläche des Propulsors der primäre Einflussfaktor auf  $\eta_a$ . Die vorliegende große Spanne unterstreicht die Wichtigkeit der richtigen Wahl des Propellerdurchmessers. Der Durchmesser beeinflusst die Systemwirkungsgrade erheblich. Mit einer aerodynamischen Optimierung des Propellers und des Verlaufs seiner Betriebslinien sind hingegen nur Wirkungsgradverbesserungen von wenigen Prozent zu erzielen.

Der innere Wirkungsgrad wird primär vom isentropen Wirkungsgrad des Propellers bestimmt, daneben auch von den übrigen Verlustquellen im Strömungskanal. Ein Maß für

**Tabelle 6.4.:** Schub, Leistungsaufnahme, Wirkungsgrade, schubspezifischer Kraftstoffverbrauch und Installationswiderstand der Referenzauslegung an den Betriebspunkten der Tab. 6.1, jeweils bei genauer Erfüllung der Schubanforderung.

Betriebspunkt	$F_{N,tot}$	$P_{tot}$	$\eta_a$	$\eta_i$	$\eta_{Prop}$	$\eta_{ICE}$	$\dot{m}_f/F_{N,tot}$	$D_{I,tot}$
Take-Off (TO)	1620 N	88,4 kW <sup>1</sup>	0,454	0,807	0,855	0,267	4,58 g/kNs	6 N
Initial Climb (ICL)	1100 N	63,8 kW <sup>2</sup>	0,658	0,838	0,856	0,290	4,85 g/kNs	16 N
Top of Climb (TOC)	841 N	85,7 kW <sup>2</sup>	0,879	0,805	0,840	0,273	9,08 g/kNs	62 N
Cruise (CR)	429 N	43,3 kW <sup>2</sup>	0,951	0,753	0,810	0,284	8,63 g/kNs	64 N

<sup>1</sup> 7,1 kW vom EM, übrige Wellenleistung von ICE

<sup>2</sup> EM inaktiv, gesamte Wellenleistung von ICE

die übrigen Verluste ist der Quotient  $\eta_i/\eta_{Prop}$ . Bei TO sind dies vor allem Eintrittsverluste, bei TOC und CR primär viskose Verluste aufgrund hoher Strömungsgeschwindigkeiten. Bei ICL sind aufgrund der moderaten Fluggeschwindigkeit diese übrigen Verluste nur schwach ausgeprägt, sodass dort der innere Wirkungsgrad am höchsten ist.

Der schubspezifische Kraftstoffverbrauch ist bei CR um 5 % geringer als bei TOC. Entscheidend dafür ist die Zunahme von  $\eta_{ICE}$  um 0,011. Dies allein erklärt 4 % Verbrauchsreduktion, da  $\eta_{ICE}$  gering ist und daher eine Zunahme um 0,011 schon eine relativ große Verbesserung darstellt.

Der Installationswiderstand ist nur unter Reiseflugbedingungen signifikant, dann allerdings hoch, mit ca. 15 % des Nettoschubs bei Cruise. Das ist einer der großen Nachteile des Mantelpropellers gegenüber dem freien Propeller.

Anhand des inneren und äußeren Wirkungsgrades können weitere Erwägungen zum Vergleich von Mantelpropeller und freiem Propeller angestellt werden. Im Allgemeinen ist bei beiden  $\eta_i \approx \eta_{Prop} \approx 0,8 \dots 0,9$ . Da  $\eta_a$  hingegen maßgeblich von der Propellerquerschnittsfläche beeinflusst wird, bestehen diesbezüglich große Unterschiede zwischen Mantelpropeller und freiem Propeller, besonders bei niedrigen Fluggeschwindigkeiten. Wie sich mit (4.5) und (4.6) einfach zeigen lässt, stellt ein einzelner freier Propeller von 1,2 m Durchmesser die geforderten TO- und ICL-Schübe mit deutlich besseren äußeren Wirkungsgraden bereit, als die Mantelpropeller der Referenzauslegung dieser Arbeit. So ist für den einzelnen 1,2 m-freien Propeller  $\eta_a \approx 0,55$  bzw. 0,77 gegenüber zwei 0,6 m-Mantelpropellern mit  $\eta_a \approx 0,45$  bzw. 0,66, jeweils bei TO und ICL. In der Praxis wäre der freie Propeller noch größer dimensionierbar. Es gibt Kleinflugzeuge mit faltbaren Propellern über 1,6 m Durchmesser, die dann entsprechend noch höhere äußere Wirkungsgrade haben, etwa die *S12* der *Stemme AG* (2018). Der daraus resultierende größere Leistungsbedarf zum Erfüllen derselben Schubanforderungen ist ein weiterer Nachteil des Mantelpropellers gegenüber dem freien Propeller.

### 6.1.3.4. Belastung und Stabilität

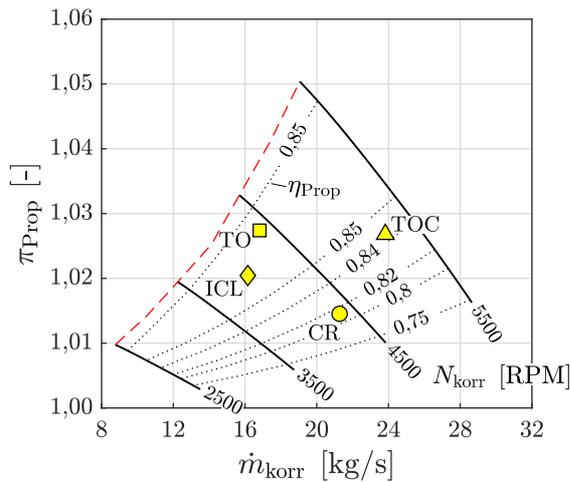
In Tab. 6.5 sind die Inzidenzwinkel, das Verzögerungsverhältnis nach de Haller und die Diffusionszahl nach Lieblein für Lauf- und Leitrad an den Betriebspunkten der Tab. 6.1 und 6.4 aufgeführt. In allen Betriebspunkten ist die Fehlanströmung des Leitrades wesentlich größer als jene des Laufrades. Das entspricht den in Kap. 4.2 beschriebenen Zusammenhängen und ist auf den hohen Reaktionsgrad der Propellerbeschaufelung zurückzuführen. Die Verzögerungsverhältnisse liegen im Mittelschnitt für alle Betriebspunkte weit über einem unteren Grenzwert von 0,7. Die Diffusionszahlen sind weit unter dem Grenzwert von 0,6. Das Laufrad ist stärker belastet als das Leitrad, was plausibel ist angesichts des im Laufrad doppelt so großen Teilungsverhältnisses, und unkritisch für die Stabilität.

**Tabelle 6.5.:** Inzidenzwinkel, Verzögerungsverhältnis nach de Haller und Diffusionszahl nach Lieblein im Mittelschnitt für die Betriebspunkte der Tab. 6.1 und 6.4.

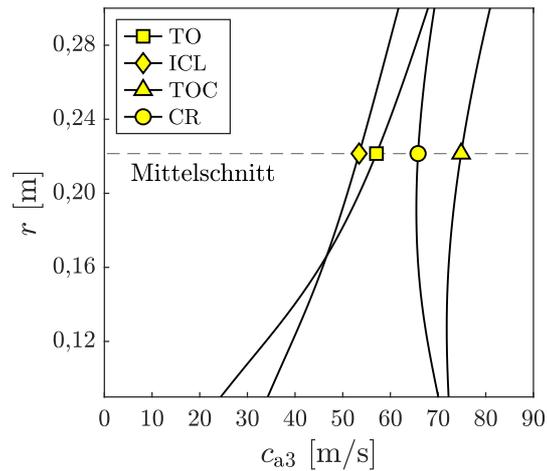
Betriebspunkt	$i''$	$i'$	$w_2/w_1$	$c_3/c_2$	$D''$	$D'$
TO	3,8°	8,3°	0,81	0,90	0,41	0,31
ICL	2,4°	5,0°	0,83	0,93	0,37	0,26
TOC	-1,0°	-1,5°	0,88	0,96	0,27	0,17
CR	-2,6°	-5,1°	0,91	0,98	0,21	0,12

Die Extreme der vier Betriebspunkte bilden TO mit den höchsten aerodynamischen Belastungen und CR mit den betragsmäßig größten negativen Inzidenzen. Es ist sinnvoll, in solchen Betriebspunkten randnahe Schnitte der Beschaufelung hinsichtlich der Belastungskenngrößen zu untersuchen. Bei TO ist die Beschaufelung insb. des Rotors an der Nabe stark belastet. Im nabennahen 10%-Schnitt ist beispielsweise  $w_2/w_1 = 0,63$  und  $D'' = 0,67$ . Das enger geteilte Leitrad ist etwas weniger stark belastet, mit  $c_3/c_2 = 0,64$  und  $D' = 0,56$ . Diese Werte liegen unter und über dem jeweiligen Grenzwert. Ob dies zu aerodynamischer Instabilität führt, wird in der Detailauslegung mit numerischen Strömungssimulationen untersucht. Auch wenn Ablösungen an der Nabe auftreten, ist davon auszugehen, dass diese, solange sie sich auf nabennahe Radien beschränken, die Leistungscharakteristik nicht wesentlich beeinflussen. Außerdem ist das Ablöseverhalten des Mantelpropellers allgemein gutartig, wie in Kap. 2.2.3 beschrieben.

Abb. 6.4 zeigt die Lage der Betriebspunkte im berechneten Kennfeld. Der Verlauf der Pumpgrenze ist hier basierend auf dem Kriterium (5.10) bestimmt, hängt also alleinig von der Umlenkcharakteristik der Beschaufelung ab. Der Pumpgrenzabstand ist in allen Betriebspunkten ausreichend. Abb. 6.5 zeigt, dass der mit  $c_{a1} = konst.$  einströmende Massenstrom am Propelleraustritt, bei den im Kennfeld näher an der Pumpgrenze lie-



**Abbildung 6.4.:** Propellerkennfeld mit Betriebspunkten der Tab. 6.1, 6.4 und 6.5.



**Abbildung 6.5.:** Radialer Verlauf von  $c_{a3}$  für die Betriebspunkte der Abb. 6.4.

genden Betriebspunkten, in Richtung Gehäuse umverteilt wird. Besonders ausgeprägt ist dies bei TO. Entsprechend hoch ist für TO die oben beschriebene aerodynamische Belastung der nabennahen Schnitte.

### 6.1.3.5. Lärm

In Tab. 6.6 sind die Schalleistungspegel des Referenzantriebssystems für die oben betrachteten vier Betriebspunkte aufgeführt. Die Auswirkung der A-Bewertung ist gering, weil Lärm im Bereich von 1 bis 5 kHz dominiert und der Bewertungsfaktor dafür klein ist. In allen vier Betriebspunkten ist der Nachlaufdüsen-Interaktionslärm die lauteste Lärmquelle. Die Betriebspunktlage im Kennfeld wirkt sich auf den Interaktionslärm allgemein aus, wie folgt: In Richtung der Pumpgrenze dicken die Grenzschichten auf, sodass das Geschwindigkeitsdefizit in den Nachlaufdüsen zunimmt. Damit steigt der instationäre Profilauftrieb an, welcher zur Anregung von Interaktionslärm führt. In Richtung höherer Drehzahlen nehmen die Strömungsgeschwindigkeiten zu, auch damit steigt der instationäre Profilauftrieb, sodass der Interaktionslärm zunimmt. Außerdem nimmt mit ansteigender Drehzahl die Anzahl der ausbreitungsfähigen Moden diskret zu.

Bei TO sind die dritte und die vierte BPF die dominanten Frequenzen des Interaktionslärms. Die erste und auch die zweite BPF sind cut-off. Auch bei ICL sind die erste und die zweite BPF cut-off, während die dritte und die vierte BPF cut-on sind, weil durch die Rotor-Stator-Interaktion hier ausbreitungsfähige Moden angeregt werden. Für die erste und die zweite BPF regen die Interaktionslärmquellen Moden der Umfangsordnungen  $-3$  und  $5$  an. Anhand der (2.58) bis (2.65) lässt sich zeigen, dass die erste und zweite BPF unter den cut-off-Frequenzen dieser Moden liegen, d. h., dass die angeregten Moden im Strömungskanal des Mantelpropellers abklingen und die Abstrahlung ins Fernfeld

**Tabelle 6.6.:** Drehzahl, Axial- und Blattspitzenmachzahl sowie Schalleistungspegel für die Referenzauslegung an den Betriebspunkten der Tab. 6.1, 6.4 und 6.5.

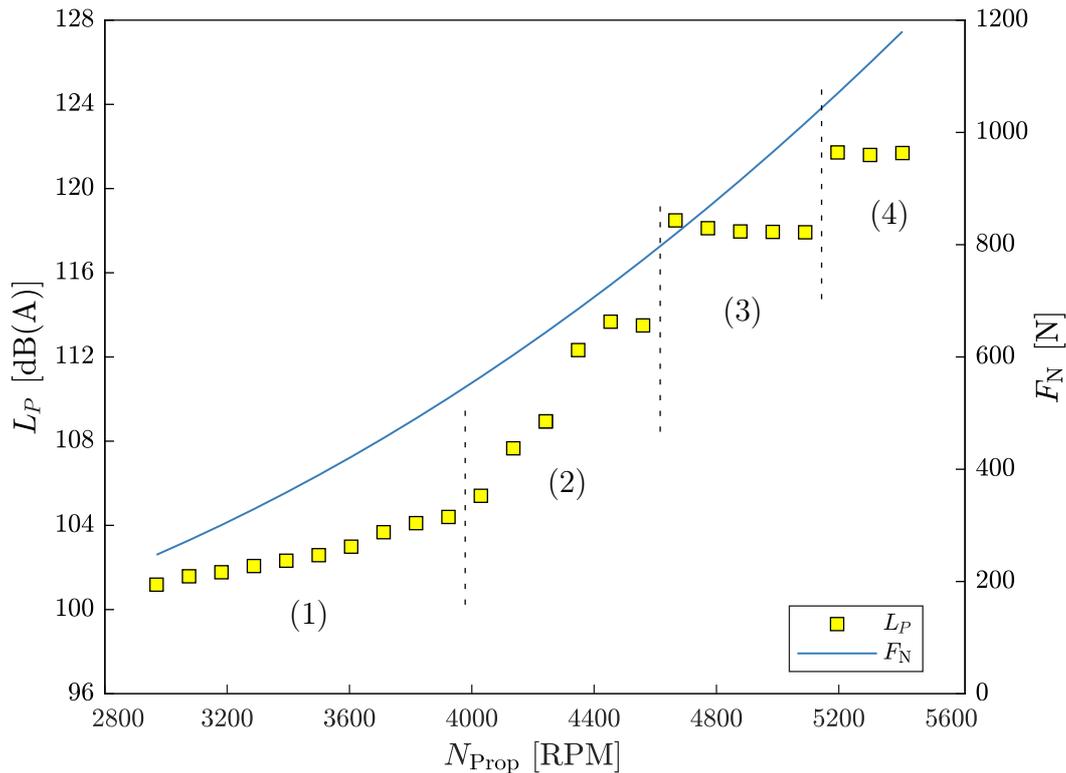
Betriebspunkt	$N_{\text{Prop}}$	$Ma_x$	$Ma_{\text{Tip}}$	$L_P$	$L_P$ (A-Bew.)
TO	4387 RPM	0,162	0,437	113,2 dB	114,1 dB(A)
ICL	3989 RPM	0,155	0,400	104,6 dB	104,7 dB(A)
TOC	5061 RPM	0,233	0,538	120,2 dB	119,5 dB(A)
CR	4219 RPM	0,207	0,453	109,9 dB	109,8 dB(A)

vermieden wird oder wenigstens stark verringert ist. Für die dritte und vierte BPF regen die Interaktionslärmquellen Moden der Umfangsordnungen 2 und  $-1$  an. Nach (2.58) bis (2.65) liegen die dritte und die vierte BPF über den cut-off-Frequenzen dieser Moden. Diese Moden klingen im Kanal nicht ab und werden ins Fernfeld abgestrahlt.

Bei TOC ist die Schalleistung deutlich größer als bei den übrigen Punkten. Hier sind auch die erste und zweite BPF ausbreitungsfähig. Das ist darauf zurückzuführen, dass die Ausbreitungsfähigkeit von Moden mit steigender Frequenz, Axialmachzahl und sinkender Schallgeschwindigkeit zunimmt. Mit (2.58) bis (2.65) lässt sich zeigen, dass die erste und zweite BPF an diesem Betriebspunkt oberhalb der cut-off-Frequenzen der Umfangsmoden der Ordnungen  $-3$  und 5 liegen.

Bei CR sind die Verhältnisse dem TO ähnlich. Die Mode der dritten BPF wird aber weniger stark angeregt, weil die Abstrahleffizienz der Quellen geringer ist. Daher ist der Schalleistungspegel geringer.

In Abb. 6.6 ist dargestellt, wie sich Lärm und Schub entlang der Initial Climb-Betriebslinie verändern. Bei niedrigen Propellerdrehzahlen sind Tonal- und Breitbandlärm ähnlich laut. Mit zunehmender Drehzahl steigen beide aufgrund größerer Strömungsgeschwindigkeiten leicht an. Bereits bei 3989 RPM ist die ICL-Schubforderung erfüllt (Tab. 6.6). Ab einer Propellerdrehzahl von ca. 4000 RPM nimmt der Lärm stärker zu und der Tonallärm beginnt zu dominieren. Grund dafür ist, dass mit steigender Drehzahl schrittweise mehr Radialmoden der höheren Harmonischen ab der dritten BPF ausbreitungsfähig werden. Bei ca. 4600 RPM wird die zweite BPF ausbreitungsfähig, was mit einem sprunghaften Anstieg des Lärms von 5 dB(A) verbunden ist. Ein weiterer Anstieg der Drehzahl führt zunächst zum leichten Absinken des Lärms aufgrund einer verringerten Abstrahleffizienz der Moden. Bei ca. 5150 RPM nimmt der Lärm dann erneut sprunghaft zu, dieses Mal um 4 dB(A) auf 121,7 dB(A) aufgrund der erreichten Ausbreitungsfähigkeit der ersten BPF. Die Leistungsfähigkeit des Referenzantriebs ist bei 5180 RPM ausgeschöpft und der maximal verfügbare Schub erreicht (Tab. 6.3). Wird



**Abbildung 6.6.:** Verlauf von A-bewertetem Schalleistungspegel und Schub eines Mantelpropellers der Referenzauslegung entlang der Initial Climb-Betriebslinie. Anstieg des Lärms zunächst langsam, mit gleichen Anteilen von Tonal- und Breitbandlärm (1), dann Dominanz des Tonallärms (2) und sprunghafte Anstiege des Lärms, wenn die zweite BPF (3) und die erste BPF (4) ausbreitungsfähig werden.

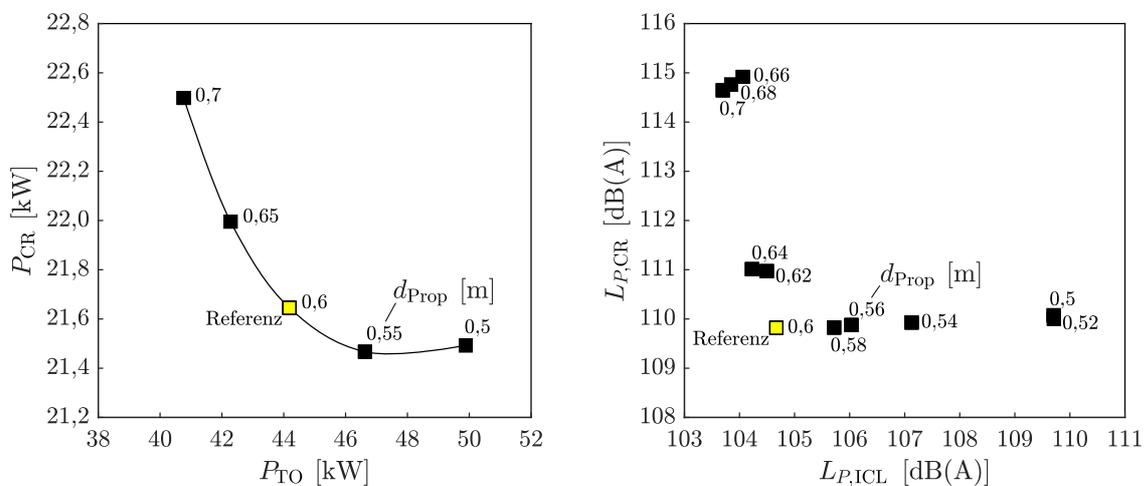
bei Initial Climb statt des geforderten Schubs von 1100 N der fast doppelt so große, maximale Schub von 2122 N abgerufen, so nimmt der Lärm um insgesamt 17 dB(A) zu.

## 6.2. Designsensitivitäten des Mantelpropellers

Die in diesem Kapitel dargestellten Parameterstudien sind alle nach demselben, folgenden Schema durchgeführt: Ein oder zwei Designvariablen bzw. -parameter werden variiert. So wird eine Anzahl verschiedener Auslegungen erzeugt. Für jede dieser Auslegungen werden anschließend Off-Design-Betriebspunkte unter den Bedingungen von Take-Off, Initial Climb und Cruise berechnet. Für diese Betriebspunkte wird die Drehzahl so gewählt, dass die Schubanforderungen der Tab. 6.1 genau erfüllt werden. So erbringen alle Auslegungen in einem Betriebspunkt jeweils denselben Schub. Diese Betriebspunkte werden mit den Abkürzungen TO, ICL und CR bezeichnet. Wie effizient, betriebsstabil, lärmarm usw. die Auslegungen in diesen Betriebspunkten sind, wird anhand der dargestellten Studienergebnisse verglichen. Alle Ergebnisse dieses Kapitels beziehen sich dabei auf einen einzelnen Propeller.

### 6.2.1. Propellerdurchmesser

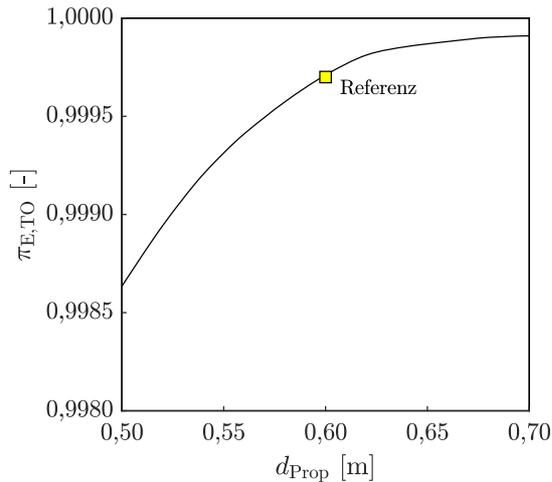
In Abb. 6.7 sind die Ergebnisse einer Parameterstudie des Propellerdurchmessers dargestellt. Der Propellerdurchmesser beeinflusst sowohl die Wirkungsgrade als auch die Lärmemissionen in allen Betriebspunkten. Die Schaufelzahlen sind in der Studie konstant gehalten. Dafür wird die Teilung von Lauf- und Leitrad gegenüber den Werten der Tab. 6.2 variiert. Die Anpassungen der Teilung sind gering. Das Teilungsverhältnis weicht von den Werten der Referenzauslegung um kaum mehr als maximal 10% ab, mit  $(t/l)'' = 1,83; 2; 2,21$  für  $d_{\text{Prop}} = 0,5 \text{ m}; 0,6 \text{ m}; 0,7 \text{ m}$ . Wie Abb. 6.12 zeigen wird, beeinflussen solche kleinen Änderungen von  $(t/l)''$  den Propellerwirkungsgrad kaum.



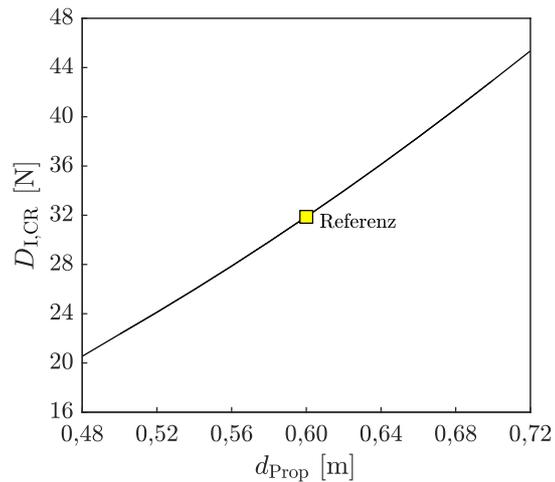
(a) Erforderliche Leistung für TO und CR (b) A-bew. Schalleistungspegel für ICL und CR

**Abbildung 6.7.:** Auswirkung des Propellerdurchmessers auf Antriebsleistung und A-bewerteten Schalleistungspegel für die Betriebspunkte TO, ICL und CR nach Tab. 6.1.

In Abb. 6.7(a) verändert sich der Leistungsbedarf im Reiseflug mit dem Propellerdurchmesser um einige Prozent. Eine Verbesserung gegenüber der Referenzauslegung ist möglich, die im Reiseflug einzusparende Leistung ist aber mit  $< 1\%$  klein. Der Durchmesser für minimales  $P_{\text{CR}}$  liegt bei ungefähr 0,55 m. Für den Start gibt es ein solches Minimum nicht.  $P_{\text{TO}}$  nimmt mit steigendem Durchmesser immer ab, sodass große Propeller im Vorteil sind. Die Sensitivität  $\Delta P / \Delta d_{\text{Prop}}$  ist auch beim Start größer als im Reiseflug. Im betrachteten Durchmesserbereich variiert  $P_{\text{TO}}$  um  $+13\%$  und  $-8\%$  zur Referenz. Grund dafür ist der beim Start deutlich niedrigere und bzgl.  $d_{\text{Prop}}$  sensitive äußere Wirkungsgrad, wie in Kap. 4.1 beschrieben wurde. Die Wahl eines Durchmessers von 0,6 m bei der Referenzauslegung ist daher ein Kompromiss und fällt vorrangig mit Blick auf den Reiseflug. Dieser ist ausschlaggebend für den Treibstoffverbrauch, weil das Flugzeug die meiste Zeit im Reiseflug verbringt. Die Schubanforderung beim Start muss dagegen nur kurzzeitig erfüllt werden und wird dies auch. Der Antriebsstrang stellt mit elektrischer Unterstützung die erforderlichen TO-Leistungen für alle  $d_{\text{Prop}}$  bereit.



**Abbildung 6.8.:** Auswirkung des Propellerdurchmessers auf den Einlauftotaldruckverlust am TO-Betriebspunkt.



**Abbildung 6.9.:** Auswirkung des Propellerdurchmessers auf den Gondelwiderstand im Reiseflug.

Auch mit Blick auf die Lärmemissionen ist der Durchmesser des Referenzpropellers eine gute Wahl. Kleine Propeller wären bei ICL deutlich lauter, und zwar um ungefähr 5 dB(A), wie Abb. 6.7(b) zeigt. Weiterhin bietet der Referenzdurchmesser den minimalen Lärm im Reiseflug. Auch beim Überflugpunkt ICL ist der Antrieb relativ leise. Nur deutlich größere und für den Reiseflug ungeeignete Propeller erlauben noch weitere, minimale Lärmreduktionen um ungefähr 1 dB(A) bei ICL. Die Lage der Punkte in Abb. 6.7(b) lässt sich mittels der cut-off-Bedingung (2.63) erklären. Sowohl hohe Drehzahlen als auch große Durchmesser begünstigen demnach die Ausbreitungsfähigkeit der Moden und führen damit zu höheren Lärmemissionen. Für  $d_{\text{Prop}} \geq 0,66 \text{ m}$  ist im Reiseflug die zweite BPF ausbreitungsfähig, was zur Zunahme der Lärmemissionen führt. Der Lärm bei ICL ist vorrangig drehzahlgetrieben. Kleine Propulsoren mit entsprechend niedrigen Wirkungsgraden und daher höheren Antriebsleistungen emittieren mehr Lärm. Der nochmalige Anstieg von  $L_{P,ICL}$  für  $d < 0,54$  ist darauf zurückzuführen, dass Moden höherer radialer Ordnung ausbreitungsfähig werden, wodurch mehr Lärm mit der dritten und fünften BPF abgestrahlt wird.

Abb. 6.8 zeigt, wie sich der Propellerdurchmesser auf den Einlauftotaldruckverlust auswirkt. Für die Referenzauslegung ist  $\pi_E = 0,9997$ . Das erscheint auf den ersten Blick vernachlässigbar, entspricht aber schon nicht-vernachlässigbaren 1,1 % des Propellerdruckverhältnisses. Kleinere Mantelpropeller haben aufgrund der höheren Strömungsgeschwindigkeiten bei TO deutlich größere Totaldruckverluste im Einlauf. Für  $d_{\text{Prop}} = 0,5$  beträgt der Einlauftotaldruckverlust z. B. hohe 3,7 % des Propellerdruckverhältnisses.

Der Propellerdurchmesser wirkt sich auch auf den Gondelwiderstand aus, wie Abb. 6.9 für den Reiseflug zeigt. Der Gondelwiderstand liegt bei 10 bis 20% des geforderten Rei-

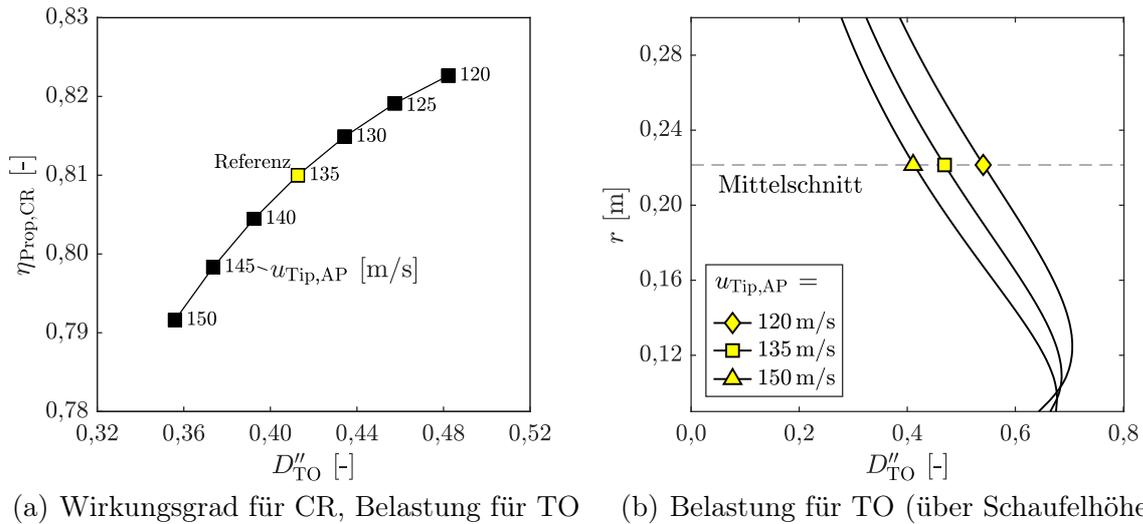
seflugschubes und verdoppelt sich ungefähr bei einer Vergrößerung des Propellers von  $d_{\text{Prop}} = 0,5$  m auf 0,7 m. Der zunehmende Schubbedarf großer Gondeln ist in Abb. 6.7(a) nicht berücksichtigt, denn in dieser Studie ist die Schubanforderung konstant. Unter Berücksichtigung dieser Designrückkopplung würde, unter Vernachlässigung der Akustik, die Wahl auf einen kleineren Propeller fallen. So wäre mit  $d_{\text{Prop}} = 0,5$  m gegenüber dem Referenzdurchmesser ungefähr 5% Reiseflugleistung zu sparen, dadurch dass der Gondelwiderstand verringert wird. Unter diesem Gesichtspunkt sind kleine Propellerdurchmesser für den Reiseflug besser.

Unter Abwägung all dieser Aspekte ist die Wahl eines Durchmessers zwischen 0,55 m und 0,6 m ein guter Kompromiss. Der Referenzdurchmesser 0,6 m priorisiert niedrigen Lärm gegenüber niedrigem Verbrauch. Bei 0,55 m wäre der Antrieb u. a. aufgrund des niedrigeren Gondelwiderstands im Reiseflug ungefähr 5% sparsamer, allerdings auf Kosten von rund 2 dB(A) mehr Lärm bei ICL.

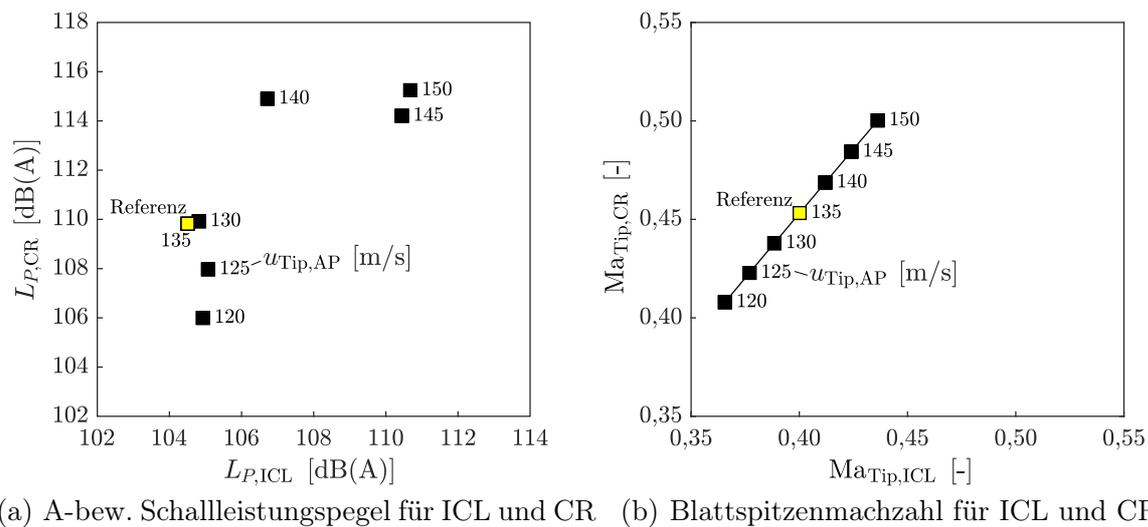
### 6.2.2. Blattspitzengeschwindigkeit

In dieser Studie wird  $u_{\text{Tip,AP}}$  variiert, was sich auf die relative Strömungsgeschwindigkeit im Rotor auswirkt und damit auf die Staffelung der Schaufeln sowie die Wölbung der Schaufelprofile. Mit  $u_{\text{Tip,AP}}$  steigt der Staffelungswinkel an und die Wölbung nimmt ab. Wie Abb. 6.10 zeigt, sind niedrige Blattspitzengeschwindigkeiten vorteilhaft für den Wirkungsgrad im Reiseflug. Grund dafür sind die mit  $w_1^2$  zunehmenden Verluste nach (2.34). Eine Verringerung von  $u_{\text{Tip,AP}}$  gegenüber der Referenzauslegung bringt Wirkungsgradverbesserungen im Reiseflug von ungefähr 1%. Begrenzt ist dies durch die Schaufelbelastung, die hier für den Mittelschnitt beim besonders hochbelasteten Betriebspunkt TO aufgetragen ist. Abb. 6.10(b) zeigt die aerodynamische Belastung über die gesamte Schaufelhöhe für drei exemplarische Auslegungen. Im nabennahen Bereich ist für alle Auslegungen  $D''_{\text{TO}} > 0,6$  und für die niedrigste Blattspitzengeschwindigkeit sogar  $D''_{\text{TO}} > 0,7$ . Diese Belastung ist hoch und eine Reduzierung von  $u_{\text{Tip,AP}}$  unter 135 m/s wird daher ausgeschlossen, um einen instabilen Betrieb möglichst zu vermeiden. Eine Bestimmung der tatsächlichen Stabilitätsgrenze ist mit dem hier verwendeten Vorauslegungswerkzeug nicht möglich.

Einen Überblick der Lärmemissionen gibt Abb. 6.11(a). Der Lärm nimmt mit  $u_{\text{Tip,AP}}$  zu. Zwischen den Auslegungen gibt es bei ICL eine Spanne von mehr als 5 dB(A), bei CR sogar fast 10 dB(A). Bei ICL ist die Referenzauslegung am leisesten. Bei CR ist die abgestrahlte Schalleistung stets deutlich größer als bei ICL, weil bei CR mehr Moden ausbreitungsfähig sind. Grund dafür sind die höheren Drehzahlen und Strömungsgeschwindigkeiten im Reiseflug. Außerdem ist die Schallgeschwindigkeit in Reiseflughöhe



**Abbildung 6.10.:** Auswirkung der Auslegungs-Blattspitzengeschwindigkeit auf den CR-Wirkungsgrad und die TO-Belastung. Betriebspunkte nach Tab. 6.1.



**Abbildung 6.11.:** Auswirkung der Auslegungs-Blattspitzengeschwindigkeit auf die A-bewerteten Schalleistungspegel und Blattspitzenmachzahlen für ICL- und CR-Betriebspunkte nach Tab. 6.1.

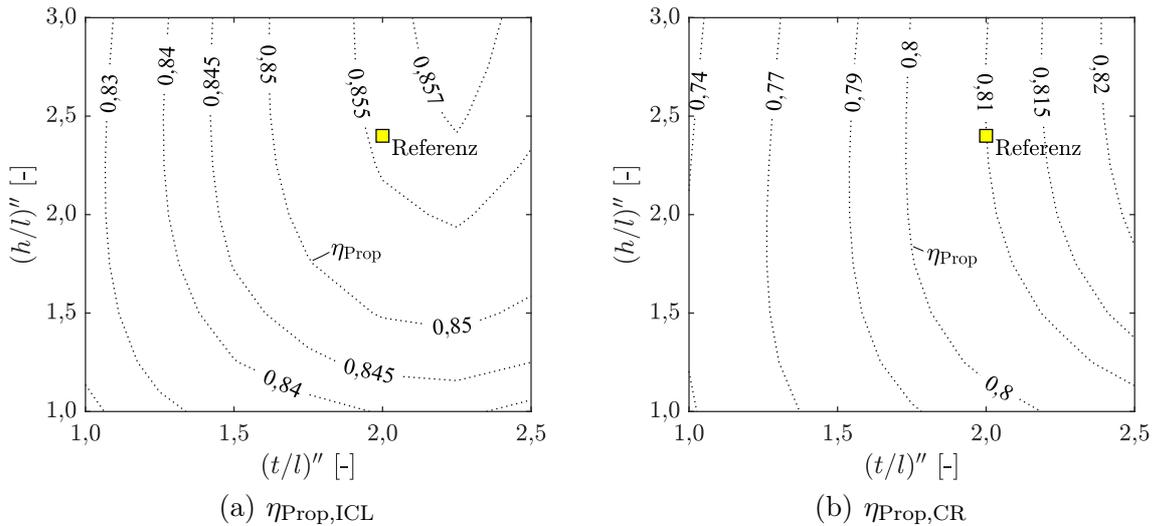
niedriger, die Machzahlen sind also höher, und auch deshalb können sich bei CR mehr Moden ausbreiten als bei ICL. Eine Erhöhung von  $u_{\text{Tip,AP}}$  führt zu höheren Blattspitzenmachzahlen bei ICL und CR, eine Absenkung zu verringerten Blattspitzenmachzahlen. Abb. 6.11(b) zeigt dies quantitativ. Eine Absenkung von  $u_{\text{Tip,AP}}$  unter 135 m/s bringt im Reiseflug eine Lärmreduktion. Bei CR sind mehr Moden höherer Ordnung ausbreitungsfähig als bei ICL und bei einer Drehzahlreduktion sind einige davon dann nicht mehr ausbreitungsfähig. Dadurch ist beim Absenken von  $u_{\text{Tip,AP}}$  eine Lärmreduktion für CR um bis zu 4 dB(A) möglich, bei ICL dagegen bleibt der Lärm praktisch unverändert.

Wird  $u_{\text{Tip,AP}}$  gegenüber der Referenz erhöht, also über 135 m/s, so wird bereits beim kleinen Schritt zu 140 m/s die zweite BPF ausbreitungsfähig, und zwar sowohl für CR als auch für ICL. Dies steigert den Lärm für CR um rund 5 dB(A). Für ICL werden bei einer weiteren Steigerung von  $u_{\text{Tip,AP}}$  zusätzliche Moden der vierten und fünften BPF ausbreitungsfähig, sodass auch hier der Lärm in Summe um ungefähr 5 dB(A) gegenüber der Referenzauslegung zunimmt.

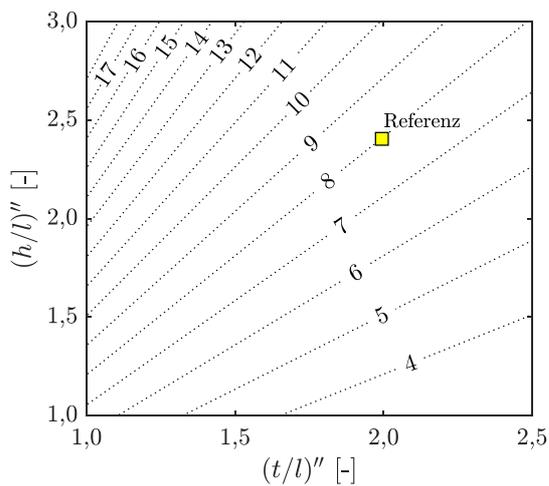
All dies entspricht den nach Kap. 2.2 und 2.3 zu erwartenden Trends. Die Wahl von  $u_{\text{Tip}} = 135$  m/s ist für die Referenzauslegung hinsichtlich der ICL-Lärmemissionen am besten. Unter Berücksichtigung der übrigen Betriebspunkte ist  $u_{\text{Tip}} = 135$  m/s ein guter Kompromiss zwischen niedrigem Lärm, hohem Wirkungsgrad und akzeptabler aerodynamischer Stabilität. Eine Erhöhung über 135 m/s ist weder unter Gesichtspunkten des Wirkungsgrads noch des Lärms sinnvoll. Eine Absenkung unter 135 m/s verbessert den CR-Wirkungsgrad um 1 bis 2 % und reduziert den CR-Lärm um 2 bis maximal 4 dB(A), der ICL-Lärm bleibt dabei aber annähernd unverändert. Ob dies umsetzbar wäre, hängt maßgeblich von der Stabilität der Strömung ab, primär auf den niedrigen Radien und vor allem für den TO-Betriebspunkt. Selbst wenn im TO-Betriebspunkt großflächige Strömungsablösungen auftreten, wäre zu erwägen, diese in Kauf zu nehmen, um die genannten Effizienz- und Lärmvorteile zu nutzen. Da die Propellerkennlinie flach verläuft, ist ein sanfter Übergang zur Ablösecharakteristik zu erwarten, wie in Kap. 2.2.3 und 5.2.5 beschrieben. Es ist möglich, dass die TO-Schubforderung mittels des elektrischen Boosts erfüllt werden kann, auch wenn großflächige Strömungsablösungen vorliegen, die den Wirkungsgrad in diesem Betriebspunkt herabsetzen. Fraglich ist, ob die Strömungsablösungen strukturelle Probleme bedingen, ob sie auch bei ICL auftreten, und ob sie mit akustischen Nachteilen einhergehen. Diese Fragen zu beantworten geht über das Ziel dieser Arbeit hinaus und ist mit den hier genutzten Werkzeugen auch nicht möglich.

### 6.2.3. Schaufelteilungsverhältnis und Höhen-Seiten-Verhältnis

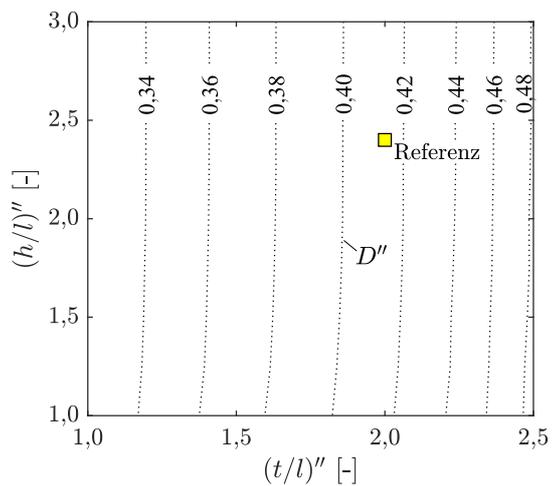
Sowohl das Schaufelteilungsverhältnis als auch das Höhen-Seiten-Verhältnis beeinflussen die Schaufelzahlen, den Wirkungsgrad, die aerodynamische Belastung bzw. Stabilität und auch die Lärmentstehung. Hier wird zunächst das Laufrad betrachtet. In Abb. 6.12 ist dargestellt, wie sich  $(t/l)''$  und  $(h/l)''$  auf den Propellerwirkungsgrad für die ICL- und CR-Betriebspunkte auswirken. Der Designraum ist zur besseren Übersicht als Kontinuum dargestellt. Tatsächlich möglich sind nur diskrete Schaufelzahlen, entsprechend der Linienschar in Abb. 6.13. Wie Abb. 6.12(a) zeigt, variiert der ICL-Wirkungsgrad im untersuchten Parameterraum um bis zu 4 %. Die U-Form der Wirkungsgradisolines ergibt sich aus dem Zusammenspiel der drei wesentlichen Verlustmechanismen. Profil- und Hinterkantenverlust sind bei niedrigen Teilungsverhältnissen aufgrund der vielen



**Abbildung 6.12.:** Auswirkung von Schaufelteilungsverhältnis und Höhen-Seiten-Verhältnis des Rotors auf den Wirkungsgrad für ICL- und CR-Betriebspunkte nach Tab. 6.1.



**Abbildung 6.13.:** Laufschaufelzahlen im untersuchten Parameterraum.



**Abbildung 6.14.:** Rotordiffusionszahl für TO-Betriebspunkte nach Tab. 6.1.

Schaufeln und der großen benetzten Fläche dominant. Der Radialspaltverlust wächst bei großen Teilungsverhältnissen mit dem treibenden Druckgradienten an. Der Sekundärverlust ist bei kleinen Höhen-Seiten-Verhältnissen durch die ausgeprägten Wirbel und die Grenzschichtinteraktion groß. Demnach existiert ein bestimmtes Teilungsverhältnis, bei dem der Wirkungsgrad am höchsten ist. Für das Höhen-Seiten-Verhältnis hingegen sind größere Werte immer besser, weil der Anteil der Sekundärströmungen mit dem Höhen-Seiten-Verhältnis stets abnimmt.

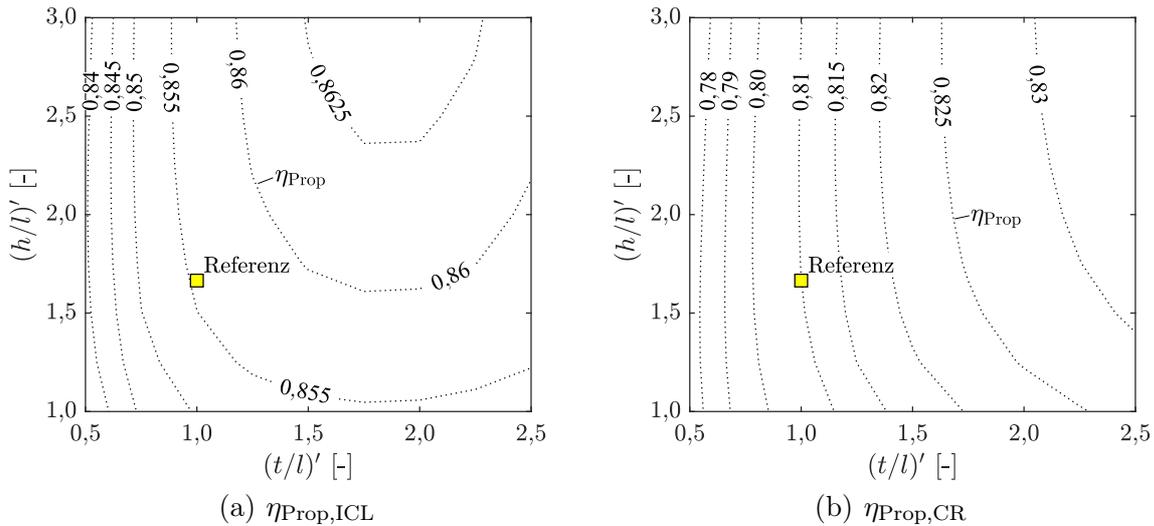
Der CR-Wirkungsgrad variiert im selben untersuchten Parameterraum um mehr als 8%, wie Abb. 6.12(b) zeigt. Die Belastung ist im Reiseflug geringer und die Strömungsgeschwindigkeiten sind höher. Daher sind die Verlustmechanismen anders gewichtet. Es

dominieren die Profil- und Hinterkantenverluste. Die Abhängigkeit der Verluste von  $(h/l)''$  ist weniger stark als bei ICL und der Radialspaltverlust ist fast vernachlässigbar. Gerade für den Reiseflug sind daher große Teilungsverhältnisse zur Verbesserung des Wirkungsgrads ideal, mit möglichst wenig benetzter Schauffelfläche, um die Profilverluste zu minimieren. Nach oben ist die Wahl des Teilungsverhältnisses durch die aerodynamische Stabilität begrenzt. Als Maß dafür ist in Abb. 6.14 die Diffusionszahl bei TO aufgetragen. Die Belastung hängt primär vom Teilungsverhältnis ab und für alle betrachteten Auslegungen ist  $D'' < 0,5$ . Der geringe Einfluss des Höhen-Seiten-Verhältnisses auf  $D''$  folgt aus kleinen Betriebspunktverschiebungen aufgrund der Wirkungsgradänderungen. Wie im vorherigen Unterkapitel erläutert, ist die aerodynamische Belastung an der Nabe wesentlich höher. Insbesondere für  $(t/l)'' > 2$  kann es dort am TO-Betriebspunkt zu Strömungsablösungen kommen.

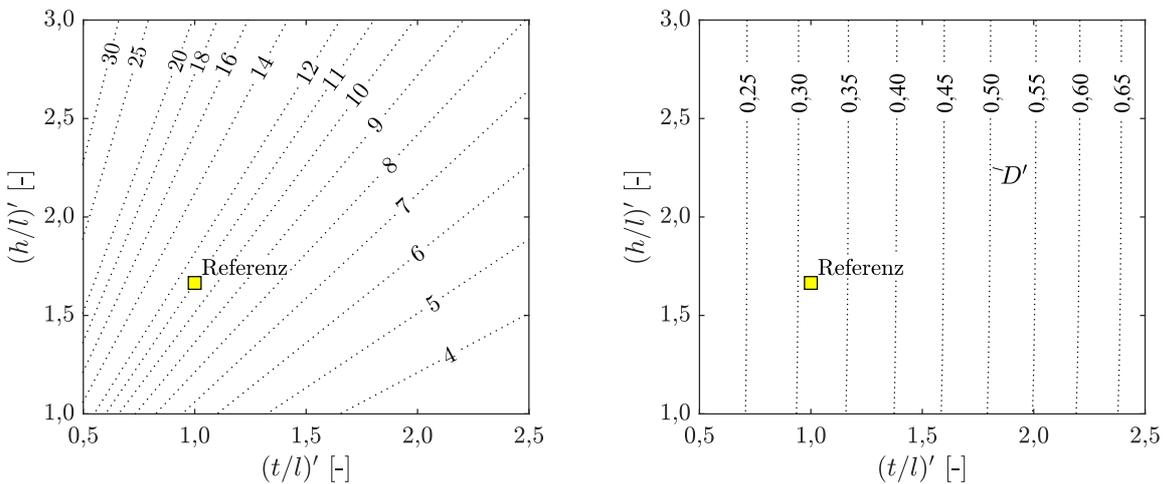
Auch das Höhen-Seiten-Verhältnis kann nicht beliebig groß gewählt werden. Zum einen ist das Teilungsverhältnis begrenzt, sodass bei großen Höhen-Seiten-Verhältnissen sehr viele Schaufeln erforderlich sind. Viele Schaufeln steigern die Kosten. Zum anderen sind bei kurzen und dünnen Schaufeln strukturelle Probleme zu erwarten. Daher ist der Parameterraum hier auf  $h/l \leq 3$  begrenzt. Die Referenzauslegung mit  $(t/l)'' = 2$  und  $(h/l)'' = 2,4$  ist ein Kompromiss zwischen Wirkungsgraden und Stabilität und auch akustisch motiviert, um acht Laufschaufeln zu erhalten.

Beim Stator sind die Verhältnisse grundsätzlich ähnlich wie beim Rotor. Die entsprechenden Studienergebnisse, wie sich  $(t/l)'$  und  $(h/l)'$  auf den Propellerwirkungsgrad für die ICL- und CR-Betriebspunkte auswirken, sind in Abb. 6.15 dargestellt. Die Parameterkombinationen mit diskreten Schaufelzahlen zeigt Abb. 6.16. Der Propellerwirkungsgrad variiert im untersuchten Parameterraum für ICL und CR um etwas mehr als 2% und 5%. Das ist weniger als beim Laufrad, aber in der Relation ähnlich. Die wirkenden Verlustmechanismen sind die gleichen, mit Ausnahme des Radialspaltverlustes, der im Leitrad nicht anfällt. Im Unterschied zum Laufrad sinken die Profil- und Hinterkantenverluste des Leitrades bei ICL mit zunehmendem Teilungsverhältnis nur bis ungefähr  $(t/l)' = 1,75$  und steigen dann wieder an. Grund für diesen Unterschied ist die deutlich größere Belastung des Leitrades, welche zu größeren Übergeschwindigkeiten und damit Profil- und Hinterkantenverlusten führt. In Summe aller Verluste ergeben sich für Lauf- und Leitrad, jeweils für ICL und CR, Wirkungsgradkonturen ähnlicher U-Form.

Wie sich die Belastung beim TO-Betriebspunkt im untersuchten Designparameterraum verändert, ist in Abb. 6.17 anhand der Diffusionszahl im Mittelschnitt dargestellt. Die Belastung ist, wie schon beim Laufrad, primär vom Teilungsverhältnis abhängig. Sie ist deutlich größer als beim Laufrad, sodass der Designraum in Richtung großer Teilungsverhältnisse stärker eingeschränkt ist. Auch dem Höhen-Seiten-Verhältnis sind Grenzen



**Abbildung 6.15.:** Auswirkung von Schaufelteilung und Höhen-Seiten-Verhältnis des Stators auf den Wirkungsgrad. ICL- und CR-Betriebspunkte nach Tab. 6.1.



**Abbildung 6.16.:** Leitschaufelzahlen im untersuchten Parameterraum.

**Abbildung 6.17.:** Stator-Diffusionszahl der TO-Betriebspunkte nach Tab. 6.1.

gesetzt. Es gelten dieselben Erwägungen, wie oben beim Laufrad beschrieben. Zudem hat das Leitrad eine strukturelle Funktion, weil es die Nabe hält und damit die entsprechenden Kräfte überträgt. Unter Abwägung all dieser Aspekte wurden für die Referenzauslegung relativ geringe Werte von  $(h/l)' = 1,67$  und  $(t/l)' = 1$  gewählt. Die Wahl der Leitschaufelzahl elf folgt akustischen Erwägungen.

Alles oben beschriebene entspricht den nach Kap. 2.2 und 2.3 zu erwartenden Trends. Bei der Wahl von  $(t/l)$  und  $(h/l)$  für Lauf- und Leitrad besteht ein Spielraum, in dem Wirkungsgrad, Akustik und Betriebsverhalten abgewogen werden können. Anstelle der Referenz mit  $(t/l)'' = 2$  und  $(h/l)'' = 2,4$  hätte bei derselben Schaufelzahl auch  $(t/l)'' = 2,5$  und  $(h/l)'' = 3$  gewählt werden können. Damit wäre der CR-Wirkungsgrad um

ungefähr 1 % besser, dafür aber die Diffusionszahl beim TO-Betriebspunkt mit  $D'' = 0,48$  (statt 0,41) auch deutlich höher. Analog hätte beim Stator statt  $(t/l)' = 1$  und  $(h/l)' = 1,67$  auch mit derselben Schaufelzahl  $(t/l)' = 1,5$  und  $(h/l)' = 2,5$  gewählt werden können. Damit wäre der CR-Wirkungsgrad noch einmal um ungefähr 1 % besser, dafür aber die Diffusionszahl beim TO-Betriebspunkt mit  $D' = 0,43$  (statt 0,31) deutlich höher. Wie schon bei  $u_{\text{TiP,AP}}$  stellt sich also die über das Ziel dieser Arbeit hinausgehende Frage, wie stark die ausgelegte Beschau felung bei TO wirklich belastbar ist, und ob es sinnvoll wäre, im TO-Betriebspunkt begrenzte Strömungsablösungen zu akzeptieren.

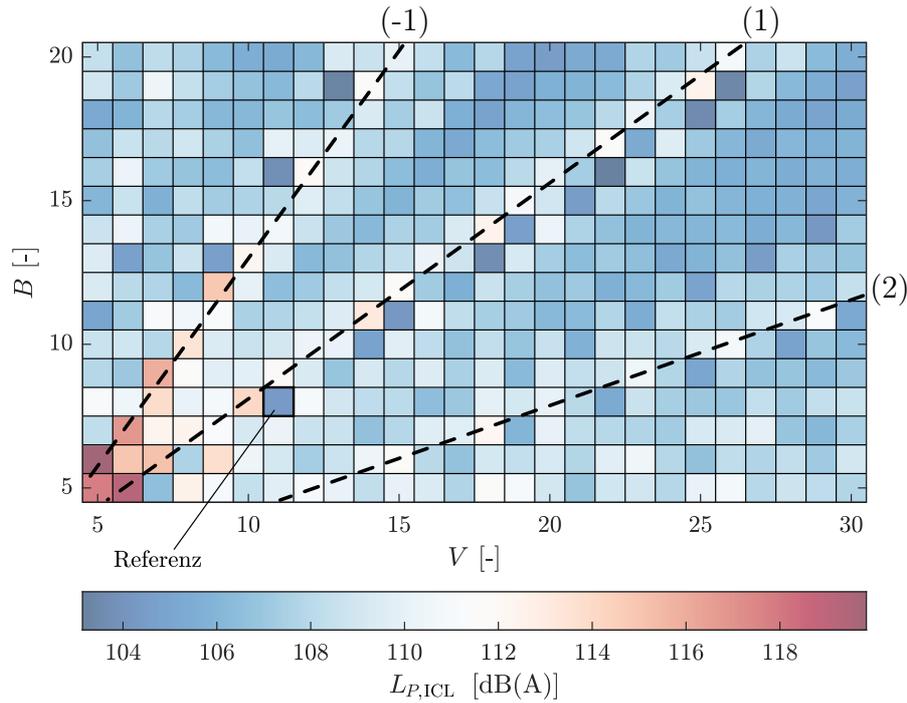
### 6.2.4. Schaufelzahlen

Den Einfluss der Schaufelzahl auf den Lärm haben *Koppelberg, Weintraub und Jeschke* (2022) umfassend untersucht. Nach derselben Methode und mit der für diese Arbeit verwendeten Kalibrierung hat *Koppelberg* (2023, persönliche Kommunikation) die Abb. 6.18 und 6.19 zugrundeliegenden Lärmberechnungen durchgeführt und auch die Abbildungen zur Verfügung gestellt. Die Schaufelzahl wurde über  $h/l$  eingestellt, sodass  $t/l$  konstant blieb, um die aerodynamische Belastung konstant zu halten.

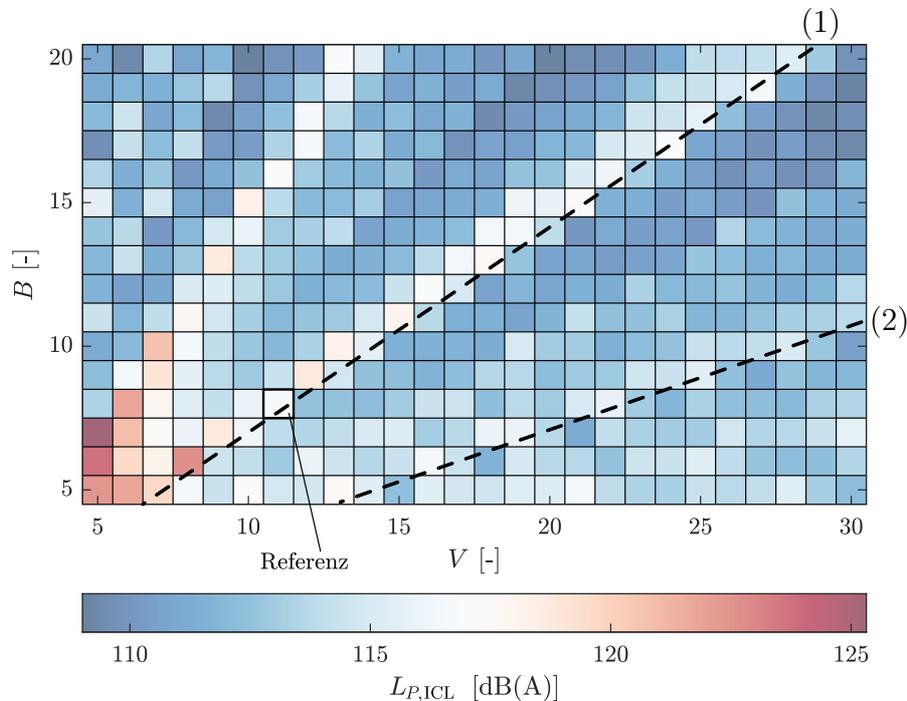
In Abb. 6.18 ist zu erkennen, dass niedrige Lärmemissionen auf verschiedenen Wegen erreichbar sind. Die Anzahl der Laufschaufeln kann deutlich größer sein als die Anzahl der Leitschaufeln. Das entspricht hier dem Bereich über Linie (-1). Alternativ können mehr Leit- als Laufschaufeln vorgesehen werden (1), ein cut-off-Design, womit sogar erreichbar ist, dass die zweite BPF nicht ausbreitungsfähig ist (2).

Die Referenzauslegung verbindet insgesamt niedrige Schaufelzahlen mit geringen Lärmemissionen. Die Kombination von acht Lauf- und elf Leitschaufeln ist erkennbar besonders günstig. Das liegt daran, dass unmittelbar unter der Linie (1) für einige Schaufelzahlkombinationen auch die zweite BPF nicht ausbreitungsfähig ist. Das ist sonst erst für Kombinationen unterhalb der Linie (2) und damit wesentlich mehr Leitschaufeln der Fall. Unmittelbar unterhalb von Linie (1) ist  $V \approx 1,5 B$ , sodass hier nur Moden relativ hoher Umfangsordnung der zweiten BPF, z. B. 5, 6 und größer, angeregt werden. Unter den günstigen Bedingungen des ICL-Betriebspunktes, mit seiner geringen Drehzahl und den geringen Machzahlen, ist damit die zweite BPF nicht ausbreitungsfähig.

Wie die Erläuterungen im Zusammenhang mit Abb. 6.6, Abb. 6.7(b) und Abb. 6.11(a) zeigen, ist die Ausbreitungsfähigkeit der zweiten BPF sensitiv gegenüber Parametern, welche die Drehzahl und Strömungsgeschwindigkeit beeinflussen. Diese Sensitivität wird anhand einer Veränderung des Betriebspunktes bei der Schaufelzahlwahl untersucht. Dafür wird die Schaufelzahlstudie bei ICL-Bedingungen wiederholt, und dabei ein deutlich erhöhter Schub betrachtet. Der Schub wird von 550 N auf 1000 N angehoben. Mit den



**Abbildung 6.18.:** Einfluss von Rotor- und Statorschaufelzahl auf den A-bewerteten Gesamtschalleistungspegel für ICL, nach *Koppelberg* (2023, persönliche Kommunikation), Annotationen vom Autor: Über Linie (-1) und unter Linie (1) ist die erste BPF nicht ausbreitungsfähig. Unter Linie (2) ist auch die zweite BPF nicht ausbreitungsfähig.



**Abbildung 6.19.:** Einfluss von Rotor- und Statorschaufelzahl auf den Gesamtschalleistungspegel für ICL-Bedingungen und auf 1000 N erhöhtem Schub nach *Koppelberg* (2023, persönliche Kommunikation), Annotationen vom Autor: Unter Linie (1) ist die erste BPF nicht ausbreitungsfähig, unter Linie (2) auch die zweite BPF.

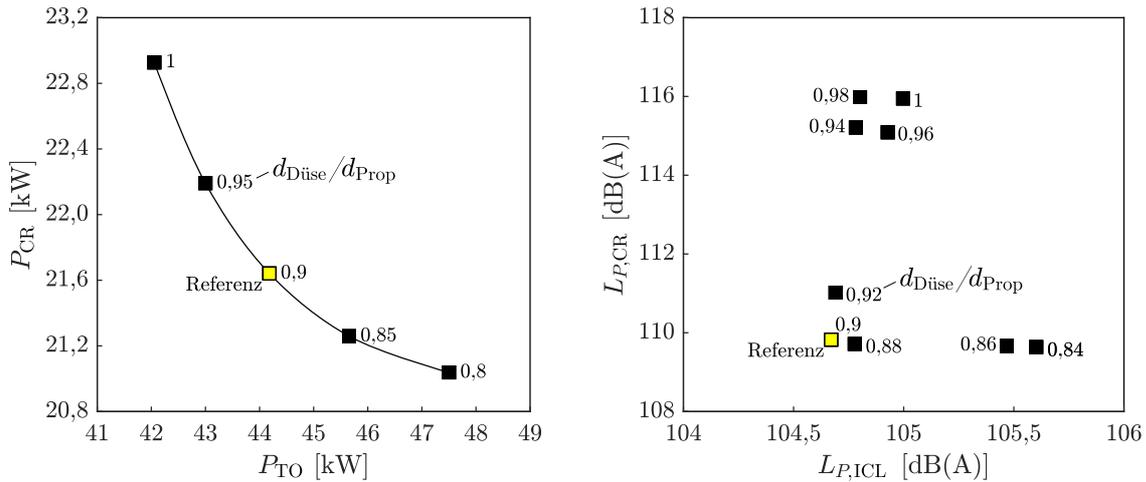
1000 N wurde ein runder Wert etwas unterhalb des Maximalschubs der Referenz gewählt, denn der erreichbare Maximalschub ist aufgrund variierender Wirkungsgrade für alle Schaufelzahlen unterschiedlich. Die Ergebnisse der Studie sind in Abb. 6.19 dargestellt. Das Lärmniveau ist deutlich höher als bei 550 N Schub. Die Nicht-Ausbreitungsfähigkeit der ersten und zweiten BPF ist im Vergleich mit Abb. 6.18 zu niedrigeren Lauf- und höheren Leitschaukelzahlen verschoben, weil aufgrund der höheren Drehzahlen und Strömungsgeschwindigkeiten mehr Moden ausbreitungsfähig sind.

Die Wahl der Referenzschaufelzahlen ist für den 1000 N-Betriebspunkt ungünstig. Die erste BPF ist gerade noch nicht ausbreitungsfähig, die zweite BPF ist aber ausbreitungsfähig. Der A-bewertete Gesamtschalleistungspegel steigt gegenüber dem ICL-Betriebspunkt um 12,4 dB(A) an. So emittiert die Referenzauslegung für 1000 N Schub mehr Lärm, als Auslegungen mit benachbarten Schaufelzahlkombinationen wie sieben/elf oder acht/zwölf. Diese beiden alternativen Auslegungen sind bei 550 N Schub (ICL) deutlich lauter als die Referenz, um 6 und 7 dB(A), bei 1000 N Schub hingegen deutlich leiser als die Referenz, um 3 und 4 dB(A).

Schon die Betrachtung nur dieser zwei Betriebspunkte zeigt, dass mit gut gewählten, niedrigen Schaufelzahlen der Lärm an einem bestimmten Betriebspunkt minimiert werden kann. Eine solche Auslegung ist aber sehr anfällig gegenüber Betriebspunktveränderungen. Auslegungen mit hohen Schaufelzahlen, beispielsweise um  $B = 15$  und  $V = 25$  in Abb. 6.18 und 6.19, sind robuster bzgl. Betriebspunktveränderungen, haben aber andere bereits genannte Nachteile (Struktur, Kosten).

### 6.2.5. Düsenquerschnitt

In Abb. 6.20 ist dargestellt, wie sich der Düsenquerschnitt auf den Leistungsbedarf und den Lärm auswirkt. Der Düsenquerschnitt einzelner Auslegungen ist dabei jeweils für alle Betriebspunkte konstant, d. h., hier wird keine Verstelldüse betrachtet. Bei  $d_{\text{Düse}}/d_{\text{Prop}} = 0,96$  ist  $A_8 \approx A_2$ . Für kleinere Werte  $d_{\text{Düse}}/d_{\text{Prop}}$  wirkt der Austrittsquerschnitt als Düse und für größere Werte als Diffusor. Das Leistungsverhalten veranschaulicht Abb. 6.20(a). Für CR ist eine relativ kleine Düsenfläche vorteilhaft, weil der Betriebspunkt damit bedingt durch den in Kap. 4.3 beschriebenen Betriebsliniennoteffekt im Kennfeld nicht so weit abgesenkt wird.  $\eta_{\text{Prop}}$  ist damit höher und der Leistungsbedarf sinkt. Für den TO-Betriebspunkt sind dagegen größere Austrittsflächen von Vorteil. Propulsoren mit großer Austrittsfläche benötigen bei niedrigen Fluggeschwindigkeiten wenig Antriebsleistung, weil mit dem durchgesetzten Massenstrom  $\eta_a$  steigt, wie in Kap. 4.1 beschrieben. Dieser Effekt ist auch wesentlich größer als kleine Wirkungsgradänderungen durch Betriebspunktverschiebungen im Kennfeld.



(a) Erforderliche Leistung für TO und CR (b) A-bew. Schalleistungspegel für ICL und CR

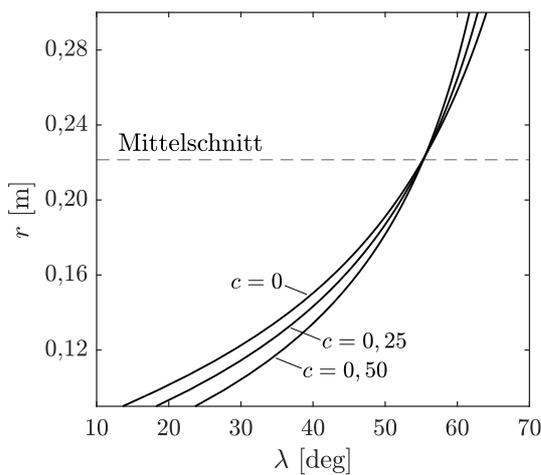
**Abbildung 6.20.:** Auswirkung des Düsendurchmessers auf Antriebsleistung und A-bewerteten Schalleistungspegel für die Betriebspunkte TO, ICL und CR nach Tab. 6.1.

Abb. 6.20(b) zeigt den A-bewerteten Schalleistungspegel für unterschiedliche  $d_{Düse}/d_{Prop}$ . Im Reiseflug variiert der Lärm um über 6 dB(A), bei Initial Climb dagegen nur um 1 dB(A). Bei CR ist für  $d_{Düse}/d_{Prop} > 0,94$  die zweite BPF ausbreitungsfähig. Grund dafür ist, dass mit zunehmender Austrittsfläche sowohl die Axialmachzahl als auch  $N_{Prop}$  ansteigen. Dadurch steigt der Lärm stark an. Bei ICL nimmt der Lärm für  $d_{Düse}/d_{Prop} \leq 0,86$  um knapp 1 dB(A) zu. Diese Zunahme resultiert daraus, dass eine Mode höherer Ordnung bei der achten BPF ausbreitungsfähig und stark angeregt wird. Der Schalleistungspegel der achten BPF nimmt beim Schritt von  $d_{Düse}/d_{Prop} = 0,88$  zu 0,86 sprunghaft um 15 dB zu. Die achte BPF ist damit die am stärksten angeregte Frequenz und im Spektrum vorherrschend für  $d_{Düse}/d_{Prop} \leq 0,86$ .

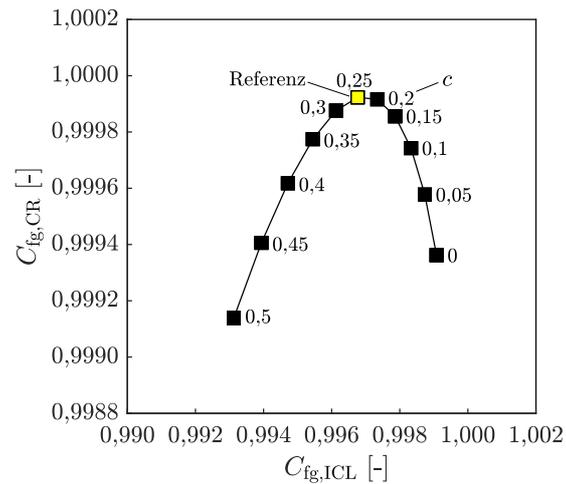
Für die Referenzauslegung wird  $d_{Düse}/d_{Prop} = 0,9$  gewählt, weil damit der Lärm minimiert wird und weil dies einen guten Kompromiss zwischen den erforderlichen Start- und Reiseflugleistungen darstellt.

### 6.2.6. Radiale Arbeitsverteilung

Die radiale Arbeitsverteilung wird am Auslegungspunkt durch den Verwindungsparameter  $c$  festgelegt. In den nachgerechneten Betriebspunkten ergibt sich die Arbeitsverteilung dann nach Kap. 5.2.3. Daraus folgt eine i. d. R. radial inhomogene Austrittsgeschwindigkeit der Düse, deren Effekt auf den Schub über den Bruttoschubbeiwert nach Kap. 5.3.3 in die Leistungsrechnung einfließt. Diese Zusammenhänge werden hier quantifiziert. Dafür werden mehrere Auslegungen erzeugt, wobei die Referenzauslegung ( $c = 0,25$ ), eine Free Vortex-Auslegung ( $c = 0$ ) und eine Auslegung mit  $c = 0,5$  detaillierter analysiert werden.



**Abbildung 6.21.:** Rotorverwindung für verschiedene Verwindungsparameter  $c$ .

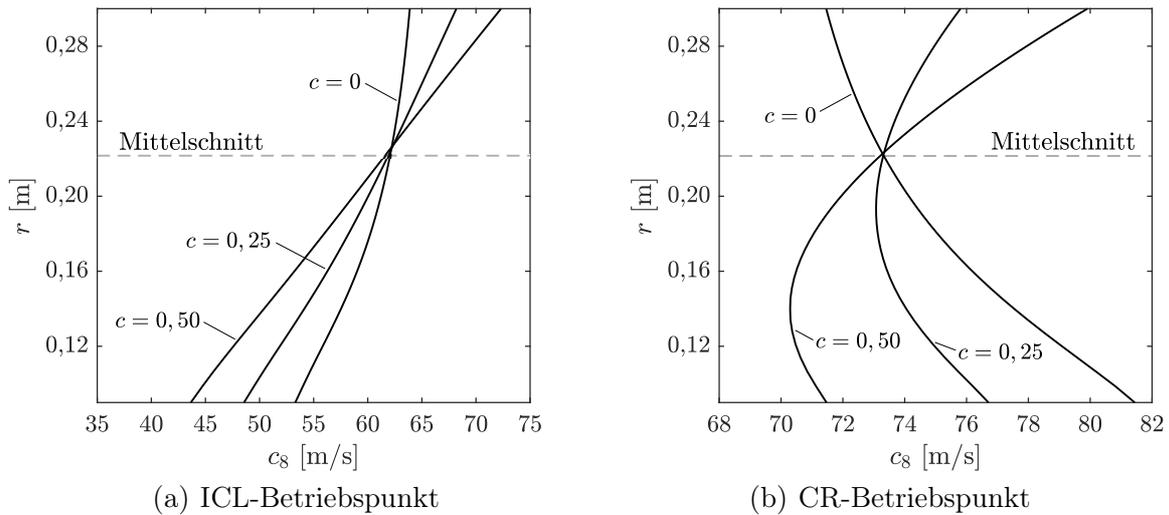


**Abbildung 6.22.:** Bruttoschubbeiwert für die ICL- und CR-Betriebspunkte.

Abb. 6.21 zeigt zunächst die Verwindungen der resultierenden Laufschaufeln im Vergleich. Die Schaufel mit Free Vortex-Auslegung ist deutlich stärker verwunden als die Schaufeln mit Mixed Vortex-Auslegungen ( $c > 0$ ). Abb. 6.22 zeigt, wie sich  $c$  auf  $C_{fg}$  auswirkt. Zur effizienten Schuberzeugung wird  $C_{fg} \rightarrow 1$  angestrebt. Für ICL ist die Free Vortex-Auslegung mit dem größten  $C_{fg}$  am besten. Für CR ist eine Mixed Vortex-Auslegung mit  $c = 0,25$  optimal. Beides lässt sich über die radialen Geschwindigkeitsverläufe am Düsenaustritt erklären.

In Abb. 6.23 sind die für verschiedene  $c$  resultierenden radialen Verteilungen von  $c_8$  für die Betriebspunkte ICL und CR aufgetragen. Kommt eine Free Vortex-Auslegung zur Anwendung, so ist  $c_8$  am Auslegungspunkt radial konstant. Für ICL wird dann gegenüber dem Auslegungspunkt angedrosselt, sodass die Strömung nach außen umverteilt wird, und für CR wird entdrosselt, sodass die Strömung nach innen umverteilt wird. Bei Mixed Vortex-Auslegungen wird die Strömung bereits im Auslegungspunkt nach außen umverteilt. Die Trends sind daher gegenüber der Free Vortex-Auslegung entsprechend verschoben. Bei allen Betriebspunkten wird die Strömung im Vergleich zur Free Vortex-Auslegung stärker in die Außenschnitte umverteilt, und zwar umso mehr, je größer  $c$  gewählt wird. So ist zu erklären, dass die Free Vortex-Auslegung in den gegenüber dem Auslegungspunkt angedrosselten Kennfeldbereichen, wie ICL, zum höchsten  $C_{fg}$ -Wert führt. In gegenüber dem Auslegungspunkt entdrosselten Kennfeldbereichen, wie CR, haben Mixed Vortex-Auslegungen höhere  $C_{fg}$ -Werte. Dabei gibt es im entdrosselten Bereich für jeden Betriebspunkt einen bestimmten Verwindungsparameter für eine möglichst homogene Abströmung und damit maximales  $C_{fg}$ . Bei CR ist dieser  $c \approx 0,25$ .

Die Auswirkungen auf das Leistungsverhalten sind im Wertebereich der Abb. 6.22 allerdings gering.  $C_{fg,ICL}$  von 0,9965 auf 1 zu erhöhen, bringt 0,74% Ersparnis bei der



**Abbildung 6.23.:** Auswirkung der radialen Arbeitsverteilung (Verwindungsparameter  $c$ ) auf die radiale Verteilung der Austrittsgeschwindigkeit für die Betriebspunkte ICL und CR nach Tab. 6.1.

Antriebsleistung.  $C_{fg,CR}$  auf 0,999 abzusenken, führt zu 0,54% mehr Leistungsbedarf.  $C_{fg}$  ist also von untergeordneter Bedeutung bei der Festlegung der radialen Arbeitsverteilung. Erwägungen zu Wirkungsgrad und Stabilität sind deutlich wichtiger bei der Auswahl des Verwindungsparameters  $c$ .

### 6.3. Abstimmung des Antriebssystems

Im Folgenden werden vier Variablen hinsichtlich ihres Einflusses auf das Betriebsverhalten des Antriebssystems untersucht. Die wesentlichen Stellschrauben des Zusammenspiels von Mantelpropeller und Antriebsstrang sind das Übersetzungsverhältnis und der Hybridisierungsgrad. Daran schließt sich die Betrachtung einer Düsenverstellung an. Auch das Laufschaufelteilungsverhältnis beeinflusst das Betriebsverhalten des Systems, weil die Kennlinien mit größer werdendem Teilungsverhältnis des Laufrads abflachen. Diesem signifikanten, bei der Systemabstimmung nützlichen Effekt ist der letzte Abschnitt gewidmet.

Die in diesem Kapitel dargestellten Parameterstudien sind erneut nach einem einheitlichen Schema aufgebaut. Je Studie wird eine Variable variiert,  $i_G$ ,  $H_P$ ,  $d_{Düse}$  oder  $(t/l)''$ . So wird eine Anzahl verschiedener Konfigurationen erzeugt. Für jede davon werden anschließend die bis zu vier Betriebspunkte nachgerechnet. Bei Take-Off, Initial Climb und Top of Climb wird der Betriebspunkt für maximale Antriebsleistung eingestellt, sodass der maximale Schub sich zwischen den Auslegungen unterscheidet. Bei Cruise wird, davon abweichend, genau die Schubforderung der Tab. 6.1 eingestellt, weil der Motorwirkungsgrad und der Treibstoffverbrauch die relevanten Zielgrößen sind.

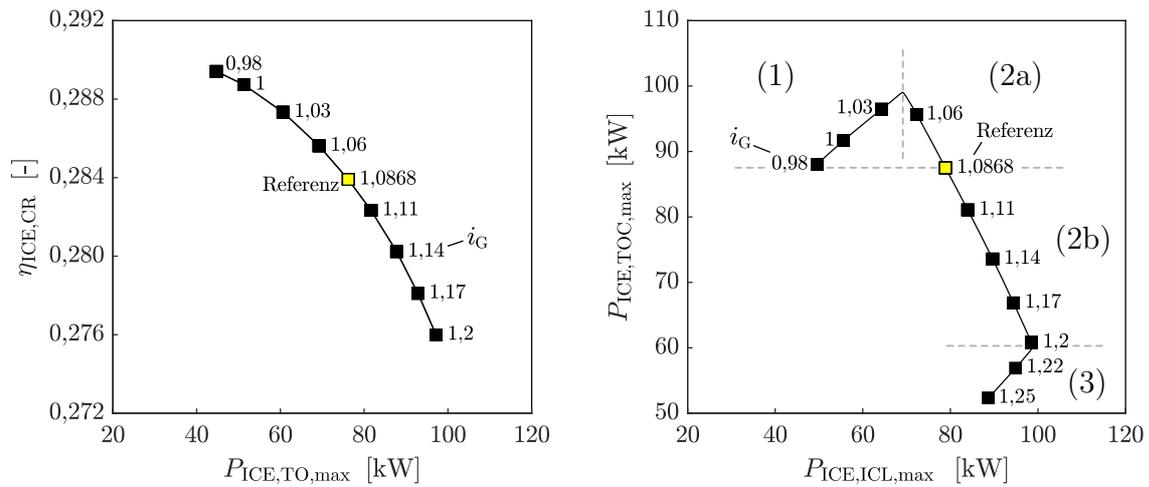
### 6.3.1. Übersetzungsverhältnis

In Kap. 4.4 wurde mittels analytischer Betrachtungen beschrieben, wie sich das Übersetzungsverhältnis auf das Systemleistungsverhalten auswirkt. Das wird nun anhand der Referenzauslegung nachvollzogen. Dafür wird ausschließlich das Übersetzungsverhältnis variiert, während die Auslegung des Mantelpropellers unverändert bleibt. In dieser Studie sind sämtliche betrachteten Betriebspunkte ohne elektrische Leistungszufuhr gerechnet. Unter TO-, ICL- und TOC-Bedingungen werden die maximal zur Verfügung stehenden Wellenleistungen des Verbrennungsmotors betrachtet. Im Reiseflug wird der Schub für alle  $i_G$  konstant gesetzt. Die Ergebnisse der Studie beschränken sich auf das Leistungsverhalten und sind in Abb. 6.24 dargestellt. Abb. 6.25 veranschaulicht die dazugehörigen Betriebspunktlagen im Motorkennfeld.

In Abb. 6.24(a) ist der Zielkonflikt zwischen Startschub und Reiseflugwirkungsgrad zu erkennen. In der untersuchten Spanne von  $i_G$  variiert  $\eta_{ICE,CR}$  nur um 5%, wohingegen sich  $P_{ICE,TO,max}$  mehr als verdoppelt. Für hohe CR-Wirkungsgrade muss der Motor langsam laufen, was kleine  $i_G$  erfordert, wie auch Abb. 6.25 zeigt. Damit ist der momentenbegrenzte TO-Betriebspunkt auf niedrige Leistungen limitiert.

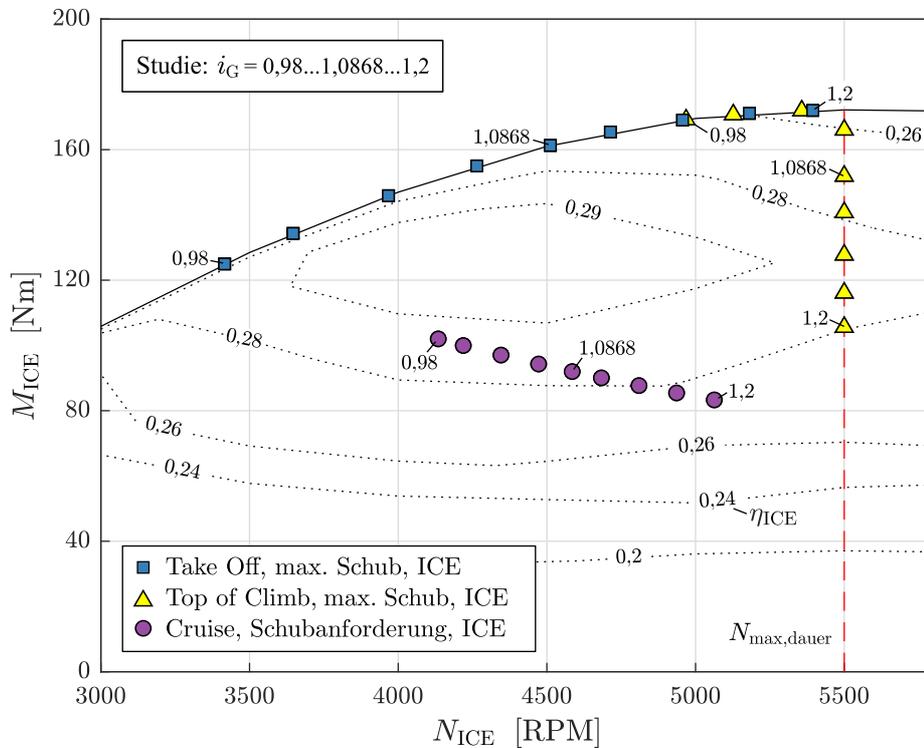
Mit Abb. 6.24(b) wird die Betrachtung auf ICL- und TOC-Bedingungen erweitert. Dargestellt ist der Zielkonflikt zur Verfügung stehender Leistungen, wobei sich drei Bereiche unterscheiden lassen. Nur in den Bereichen (1) und (2a) ist  $P_{ICE}$  zum Erfüllen der TOC-Schubanforderung ausreichend. Im Bereich (1) sind sowohl der ICL- als auch der TOC-Betriebspunkt des Motors momentenbegrenzt. Das zeigt auch Abb. 6.25. Eine Steigerung von  $i_G$  bis ca. 1,04, an die Grenze zu Bereich (2), erhöht daher die zur Verfügung stehende Leistung in beiden Punkten. Der einzig sinnvollen Grund für eine Wahl von  $i_G < 1,04$  wäre damit, dass sich höhere CR-Wirkungsgrade erreichen lassen, wie Abb. 6.24(a) und 6.25 zeigen. Ansonsten ist  $i_G < 1,04$  für die Abstimmung des Systems ungünstig, denn der Verbrennungsmotor ruft seine Maximalleistung in keinem Missionspunkt ab. Beim Übergang von (1) nach (2) ab  $i_G \approx 1,04$  ist der TOC-Betriebspunkt nicht mehr momenten-, sondern drehzahlbegrenzt. Im Bereich (2) besteht ein Zielkonflikt zwischen  $P_{ICE,ICL,max}$  und  $P_{ICE,TOC,max}$ . Durch Variation von  $1,04 < i_G < 1,2$  werden die Leistungen gegeneinander verschoben. So wird eingestellt, ob beim Start oder im Reiseflug größere Schubreserven vorhanden sind. Dies ist eine der grundlegenden Abwägungen der Systemabstimmung. Der Bereich (3) mit  $i_G > 1,2$  ist unter keinem Gesichtspunkt sinnvoll.  $i_G$  ist zu groß, sodass der Verbrennungsmotor schon unter ICL-Bedingungen drehzahlbegrenzt operiert und in keinem Missionspunkt die maximale Leistung abrufft.

Für die Referenzauslegung wurde  $i_G$  an der oberen Grenze des Möglichen gewählt, sodass die TOC-Schubanforderung gerade noch erfüllt wird. Mit dem großen Übersetzungsver-



(a) Reiseflugwirkungsgrad und maximal verfügbare Leistung unter TO-Bedingungen. (b) Maximal verfügbare Leistung unter TOC-Bedingungen und ICL-Bedingungen.

**Abbildung 6.24.:** Studie zur Auswirkung des Übersetzungsverhältnisses auf die verfügbare Maximalleistung des Verbrennungsmotors unter TO-, ICL- und TOC-Bedingungen sowie auf den Motorwirkungsgrad im Reiseflug. Bereiche in (b): TOC-Punkt momentenbegrenzt (1) bzw. drehzahlbegrenzt (2-3), ICL-Punkt momentenbegrenzt (1-2) bzw. drehzahlbegrenzt (3). TOC-Schubanforderung erfüllbar in (1) und (2a).



**Abbildung 6.25.:** Motorkennfeld des Rotax 915 iS A (BRP-Rotax GmbH & Co KG, 2019) mit denselben Betriebspunkten wie in Abb. 6.24.

hältnis erbringt die Referenzauslegung bei ICL hohe Steigleistungen. Die Bereiche (2b) und (3) mit  $i_G > 1,0868$  und potenziell noch höheren ICL-Steigleistungen stehen für die Auslegung nicht zur Wahl, weil die TOC-Schubanforderung damit nicht erfüllbar ist.

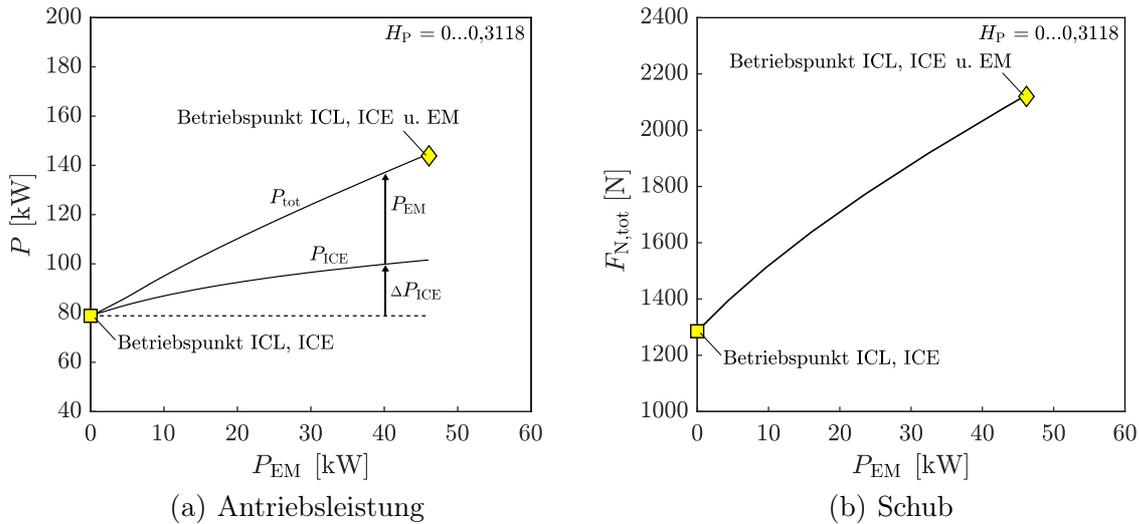
Bei anderen Prioritäten ist, innerhalb der Anforderungen der Referenzauslegung,  $i_G$  auf höhere Motorwirkungsgrade, d. h. geringere Motordrehzahlen, im Reiseflug optimierbar.  $i_G$  ist dann kleiner, sodass die Schübe bei TO und ICL geringer sind. Ein sinnvolles Vorgehen für die Wahl von  $i_G$  ist, dieses so lange zu verringern, bis  $\eta_{ICE,CR}$  maximal ist oder bis die ICL-Schubanforderung gerade noch erfüllt wird, d. h., die ICL-Schubanforderung wird ohne Unterstützung des Elektromotors erfüllt. Mit  $i_G$  um 1 ist prinzipiell auch der Verzicht auf das Getriebe eine Erwägung wert. Der Verzicht kommt hier aber schon deshalb nicht in Betracht, weil für die Verteilung der Antriebsleistung auf zwei Mantelpropeller ohnehin ein Zahnrad- oder Riemengetriebe nötig ist.

Eine direkte Folge dieser Wahl von  $i_G$  ist auch die Lage der Betriebslinien in Abb. 6.3. Diese würden sich bei Veränderung von  $i_G$  genau so verschieben wie die Betriebspunkte in Abb. 6.25.

### 6.3.2. Hybridisierungsgrad

In Abb. 6.26 ist dargestellt, wie sich der Hybridisierungsgrad und damit die zugeführte elektrische Leistung auf das Betriebsverhalten des Antriebssystems auswirkt.  $H_P$  und  $P_{EM}$  sind über (2.108) verknüpft. Für diese Studie wird die Referenzauslegung nachgerechnet, wobei der Betrieb unter ICL-Bedingungen betrachtet wird. Der Verbrennungsmotor wird in den betrachteten Betriebspunkten exakt an der Drehmomentgrenze betrieben. Damit wird ein Teil der Betriebslinie nachgerechnet, für die in Abb. 6.6 bereits Schub und Lärm eines Propellers abhängig von der Drehzahl gezeigt sind. Die zugeführte Wellenleistung des Elektromotors steigert die zum Antrieb der Propeller verfügbare Wellenleistung um 87 % von 78,9 kW auf 147,5 kW. Dabei erlaubt die mit elektrischer Unterstützung ansteigende Drehzahl auch 29 % mehr Leistung vom Verbrennungsmotor abzurufen ( $\Delta P_{ICE}$ ). Beides zeigt Abb. 6.26(a). Den damit einhergehenden, erheblichen Anstieg des Schubs zeigt Abb. 6.26(b). Der Schub steigt um 65 % von 1288 N auf 2122 N.

Wie im Zusammenhang mit Abb. 6.6 diskutiert, sind hohe Schübe über 800 N pro Seite, entsprechend einem Gesamtschub von  $F_{N,tot} = 1600$  N, aber gar nicht erstrebenswert. Der Lärm steigt stark an, weil erst die zweite und dann auch die erste BPF ausbreitungsfähig werden. Wenn der Elektromotor Schübe ermöglicht, die aufgrund erheblichen Lärms nicht genutzt werden, ist er überdimensioniert. Abb. 6.26(b) zeigt, dass  $P_{EM} \approx 15$  kW genügt, um im ICL-Punkt 1600 N Schub bereitzustellen. Der Referenzelektromotor ist mit der mehr als dreifachen Leistung also eher überdimensioniert.



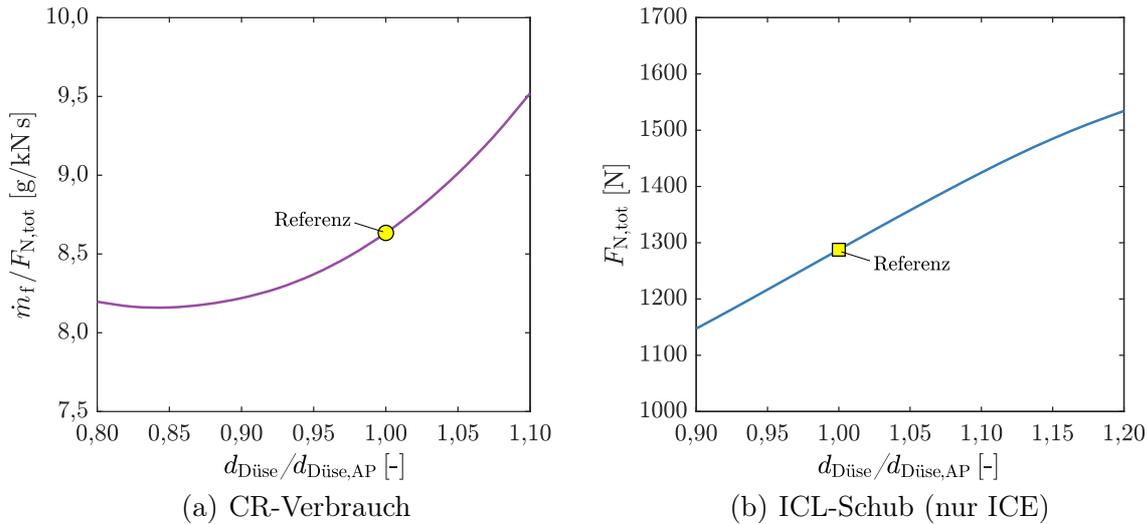
**Abbildung 6.26.:** Studie zur Auswirkung des Hybridisierungsgrades auf die verfügbare Antriebsleistung und den Schub unter ICL-Bedingungen. ICL-Betriebspunkte der Tab. 6.3 und ICL-Betriebslinien der Abb. 6.2 und 6.3.

### 6.3.3. Verstelldüse

Eine Verstelldüse kann, wie in Kap. 4.3 beschrieben, zur Verschiebung von Betriebslinien im Propellerkennfeld genutzt werden. So lassen sich z. B. einzelne Betriebspunkte zu höheren  $\eta_{Prop}$  oder  $\eta_a$  verschieben. Dabei ändern sich Drehzahl und Drehmoment des Propellers, sodass sich auch im Motorkennfeld die Betriebslinien verschieben.

Für die folgende Studie wird der Effekt der Verstelldüse als Änderung des Düsenquerschnitts gegenüber dem Auslegungspunkt betrachtet. Der Fokus liegt auf dem Betriebsverhalten von Propeller und Antriebsstrang. Weitere für eine praktische Umsetzung relevante Aspekte, wie der konstruktive Aufwand oder die Widerstandszunahmen, bleiben außen vor. In Abb. 6.27 ist anhand der CR- und ICL-Betriebspunkte dargestellt, wie sich die Düsenverstellung auf das Leistungsverhalten des Antriebssystems auswirkt. Ergänzend dazu ist in Abb. 6.28 die Lage der entsprechenden Betriebspunkte im Propeller- und ICE-Kennfeld dargestellt.

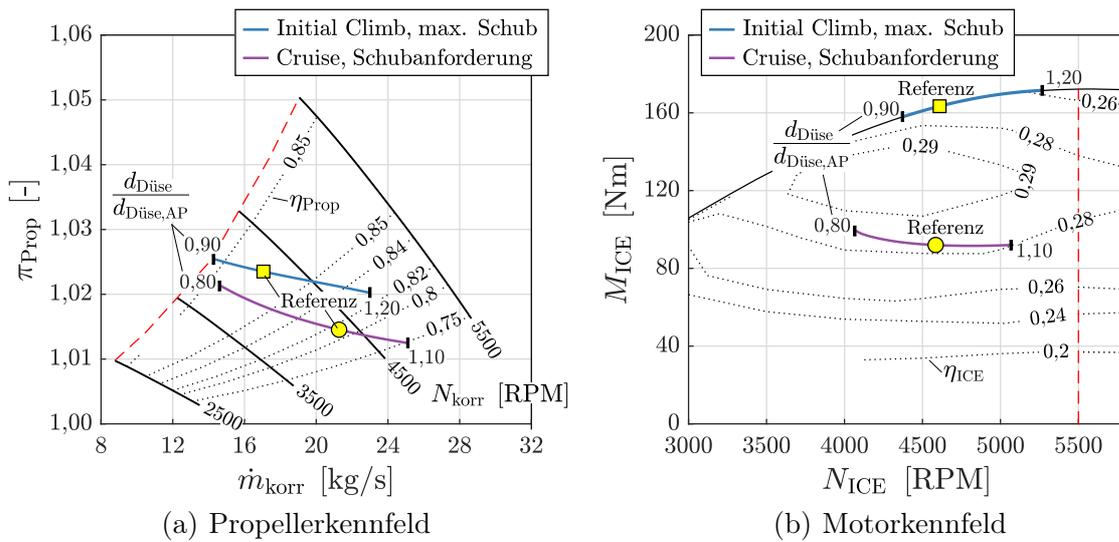
Im Reiseflug ermöglicht eine Verkleinerung des Düsenquerschnitts eine deutliche Reduktion des Kraftstoffverbrauchs um ca. 5%. Wie Abb. 6.28 zeigt, ist dies auf eine Verbesserung von  $\eta_{Prop}$  im selben Maße durch Verschiebung des Betriebspunkts im Propellerkennfeld zu größeren Druckverhältnissen und kleineren korrigierten Massenströmen zurückzuführen. Dagegen ändert sich  $\eta_{ICE}$  kaum, weil sich zwei Effekte im Motorkennfeld ausgleichen: Beim Schließen der Düse ist aufgrund der zurückgehenden Drehzahl zunächst ein Anstieg von  $\eta_{ICE}$  zu erwarten, wenn der Betriebspunkt sich entlang einer Kurve konstanter Leistung  $P_{ICE}$  im Motorkennfeld verlagert, wie in Abb. 4.5 dargestellt.



**Abbildung 6.27.:** Einfluss einer Verstell Schubdüse auf den schubspezifischen Kraftstoffverbrauch im Reiseflug sowie den ohne elektrische Leistungszufuhr verfügbaren Schub unter ICL-Bedingungen.

Da aber  $P_{ICE}$  aufgrund des Anstiegs von  $\eta_{Prop}$  beim Schließen der Düse sinkt, verschiebt sich der Betriebspunkt auf eine Kurve niedrigerer konstanter Leistung. So liegen die CR-Betriebspunkte im Motorkennfeld für kleine  $d_{Düse}/d_{Düse,AP}$  deutlich niedriger, alle um  $\eta_{ICE} \approx 0,284$ , und nicht auf einer nach links ansteigenden Kurve konstanter Leistung, welche zu höheren  $\eta_{ICE} \approx 0,29$  führen würde. Obwohl  $N_{ICE}$  im untersuchten Verstellbereich um fast 1000 RPM variiert, bleibt  $\eta_{ICE}$  annähernd konstant. Die Treibstoffeinsparung im Reiseflug durch Schließen der Düse ist also praktisch ausschließlich auf höhere  $\eta_{Prop}$  zurückzuführen. Dadurch, dass  $\eta_{Prop}$  für kleine  $d_{Düse}$  erneut abfällt, existiert ein bester Düsenquerschnitt für niedrigen Verbrauch im Reiseflug, der  $d_{Düse}/d_{Düse,AP} \approx 0,85$  beträgt. Das zugehörige Minimum ist von  $d_{Düse}/d_{Düse,AP} \approx 0,8$  bis  $0,9$  recht flach. Werte in diesem Bereich führen zu einer Reduktion des Treibstoffverbrauchs um ca. 5 %.

In Abb. 6.27(b) ist der maximale Schub angegeben, der unter ICL-Bedingungen allein mit dem Verbrennungsmotor erreicht werden kann. Dieser steigt mit zunehmender Öffnung der Schubdüse, denn mit  $d_{Düse}/d_{Düse,AP}$  nehmen  $\dot{m}_{kor}$ ,  $\eta_a$ ,  $N_{Prop}$ ,  $N_{ICE}$  und  $P_{ICE}$  zu. Wie Abb. 6.28(a) zeigt, geht der Propellerwirkungsgrad beim Öffnen der Düse leicht zurück, um bis zu 2,5 %. Dies ist auf zunehmende Strömungsgeschwindigkeiten und Inzidenzverluste zurückzuführen und gegenüber den vorgenannten Trends vernachlässigbar. Die Kurve in Abb. 6.27(b) ist über den dargestellten Bereich von  $d_{Düse}/d_{Düse,AP}$  hinaus fortführbar, bis ungefähr bei  $d_{Düse}/d_{Düse,AP} = 1,3$  die Drehzahlgrenze des Motors erreicht wird. Die erreichbare Schubsteigerung durch Öffnen des Austrittsquerschnitts ist durch das Einsetzen von Ablösungen der Diffusorströmung begrenzt. Bereits bei  $d_{Düse}/d_{Düse,AP} = 1,11$  ist  $d_{Düse} = d_{Prop}$ . Hier sind noch keine Ablösungen zu erwarten und der Schubanstieg gegenüber der Referenz liegt bei 10,6 %.



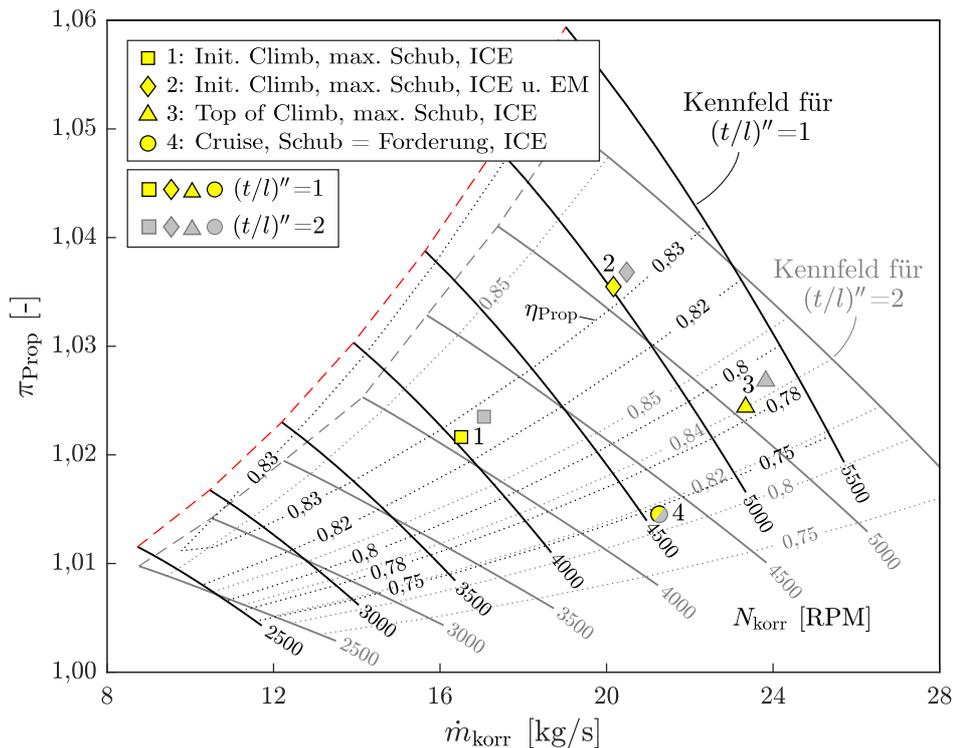
**Abbildung 6.28.:** Einfluss der Verstellshubdüse auf die Betriebspunktlage in den Kennfeldern für die Parameterbereiche der Abb. 6.27.

Eine Verstellshubdüse ist für den stabilen Betrieb nicht erforderlich, zusammenfassend jedoch sinnvoll, um niedrige Treibstoffverbräuche und hohe Maximalschübe zu erzielen. Die Düse wird im Reiseflug geschlossen und im Start- bzw. Steigflug geöffnet. Der ideale Verfahrensweg beträgt  $\pm 10\%$  von  $d_{\text{Düse,AP}}$ . Eine Verringerung um  $10\%$  genügt für einen effizienteren Reiseflug. Das Öffnen ist nicht unbedingt erforderlich, da der ICL-Schub ohne Verstelldüse bereits ausreicht. Der Nutzen ist außerdem gegen die zusätzliche Masse und den Widerstand abzuwägen, die hier nicht berücksichtigt sind.

### 6.3.4. Teilungsverhältnis und Kennliniensteigung

Für dieses Unterkapitel wird eine Neuauslegung vorgenommen, die mit der Referenzauslegung exakt übereinstimmt, außer dass für die Neuauslegung  $(t/l)'' = 1$  ist, während für die Referenz  $(t/l)'' = 2$  ist. Das Schaufelteilungsverhältnis des Rotors beeinflusst die inzidenzabhängige Minderumlenkung, wie in Kap. 4.2 beschrieben. Laufräder mit kleinen Teilungsverhältnissen haben steilere Kennlinien, setzen mehr Arbeit um und erreichen höhere Druckverhältnisse. Besonders für  $(t/l)'' > 1$  flachen die Kennlinien ab. Diese Effekte sind in Abb. 6.29 zu erkennen, einer Gegenüberstellung der Propellerkennfelder von Neuauslegung und Referenzauslegung. Das Leistungsverhalten der beiden Auslegungen ist in Tab. 6.7 gegenübergestellt. Es ergibt sich aus dem Zusammenspiel der Propeller mit dem in Abb. 6.30 dargestellten Motorkennfeld.

In der Nähe der Pumpgrenze arbeitet der neu ausgelegte Propeller in praktisch allen Betriebspunkten, d. h. bei bestimmten Kombinationen von  $\dot{m}_{\text{korr}}$  und  $\pi_{\text{Prop}}$ , bei niedrigeren Drehzahlen als der Referenzpropeller. In diesem Kennfeldbereich wird der Propeller



**Abbildung 6.29.:** Propellerkennfeld und Betriebspunkte für eine Neuauslegung identisch zur Referenzauslegung, aber mit  $(t/l)'' = 1$ . Grau im Hintergrund Kennfeld und Betriebspunkte der Referenzauslegung mit  $(t/l)'' = 2$ , wie bereits in Abb. 6.2 gezeigt. Punkt 4 ist annähernd identisch in beiden Kennfeldern.

vornehmlich bei niedrigen Fluggeschwindigkeiten und im Stand betrieben. Das betrifft in den vorliegenden Studien die Take-Off- und Initial Climb-Betriebspunkte. Der Verbrennungsmotor arbeitet in diesen Betriebspunkten drehmomentbegrenzt. Daher sinken die verfügbaren Leistungen und damit auch die verfügbaren Schübe, wenn der Antrieb bei niedrigeren Drehzahlen betrieben wird. Dieser Effekt wird durch die um mindestens 2 % geringeren Wirkungsgrade des kleiner geteilten Propellers noch verstärkt. Aus beiden Gründen liefert der neu ausgelegte Propeller mit niedrigerem Teilungsverhältnis unter ICL-Bedingungen deutlich weniger Schub als der Referenzpropeller. Ohne elektromotorische Unterstützung sinkt der Maximalschub um 9 %, mit elektromotorischer Unterstützung um 4 %. Dies sind die Punkte (1) und (2) in Abb. 6.29.

Bei niedrigen Betriebspunkten im Propellerkennfeld arbeitet der neu ausgelegte Propeller mit höheren Drehzahlen als die Referenzauslegung. Dies führt zu erhöhten Motordrehzahlen bei hohen Fluggeschwindigkeiten, in den vorliegenden Studien unter Top of Climb-Bedingungen und im Reiseflug. Unter diesen Bedingungen arbeitet der Motor drehzahlbegrenzt. Mit dem neu ausgelegten Propeller mit niedrigem Teilungsverhältnis wird die Drehzahlgrenze des Motors bei niedrigerem Druckverhältnis und daher auch Drehmoment erreicht und der Motor wird dort schwächer ausgelastet. So bietet die Neu-

**Tabelle 6.7.:** Vergleich des Leistungsverhaltens der Referenzauslegung und der Neuauslegung mit  $(t/l)'' = 1$ . Betriebspunkte sind dieselben wie in Abb. 6.29.

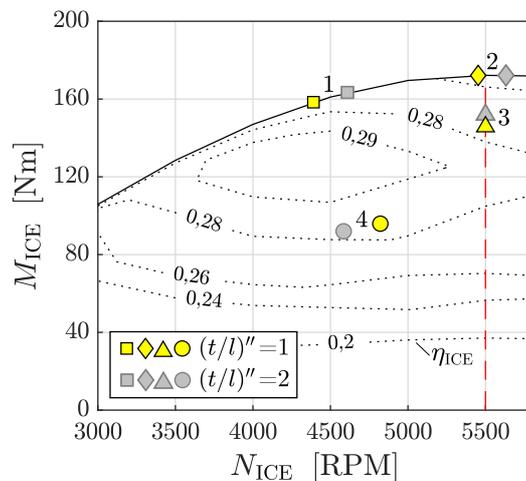
Pt.	Referenz, $(t/l)'' = 2$				Neuauslegung, $(t/l)'' = 1$			
	$F_{N,tot}$	$N_{korr}$	$N_{ICE}$	$P_{tot}$	$F_{N,tot}$	$N_{korr}$	$N_{ICE}$	$P_{tot}$
1	1288 N	4238 RPM	4610 RPM	77,3 kW	1173 N	4036 RPM	4390 RPM	71,4 kW
2	2122 N	5178 RPM	5632 RPM	144,6 kW	2037 N	5013 RPM	5453 RPM	141,4 kW
3	841 N	5219 RPM	5500 RPM	85,7 kW	758 N	5219 RPM	5500 RPM	82,2 kW
4	429 N	4351 RPM	4585 RPM	43,3 kW	429 N	4576 RPM	4822 RPM	47,5 kW

auslegung mit kleinem Teilungsverhältnis 10 % weniger Schub unter TOC-Bedingungen, siehe Punkte (3) in Abb. 6.29 und Tab. 6.7.

Schließlich werden noch die CR-Betriebspunkte verglichen, Punkte (4) in Abb. 6.29. Der Schub ist vorgegeben und derselbe für beide Auslegungen. Unter denselben Umgebungsbedingungen und bei abgesehen von  $(t/l)''$  identischen Auslegungsparametern sind auch  $\dot{m}_{korr}$  und  $\pi_{Prop}$  für beide Auslegungen annähernd identisch. Eine minimale Verschiebung ergibt sich aufgrund des Einflusses von  $\eta_{Prop}$  auf den Austrittszustand der Strömung im verlustbehafteten Fall, während im verlustfreien Fall die Punkte exakt identisch wären.  $\eta_{Prop}$  ist für den neu ausgelegten Propeller im Reiseflug um 7 % niedriger als für den weit geteilten Referenzpropeller. Das liegt an der großen Schaufelzahl und der damit großen benetzten Schaufelfläche, die im Reiseflug besonders hohe Profilverluste verursacht. Dadurch ist der neu ausgelegte Propeller auch im Reiseflug deutlich im Nachteil, obwohl die Abstimmung zwischen Propeller und Motor unproblematisch ist. Es wird keine Betriebsgrenze des Motors erreicht und  $\eta_{ICE}$  ist für den betrachteten Drehzahlbereich relativ konstant, wie bereits im Zusammenhang mit Abb. 6.28 beschrieben.

Im Motorkennfeld Abb. 6.30 ist zu erkennen, dass der Referenzpropeller in den Punkten (1) bis (3) mehr Leistung aufnimmt als der neu ausgelegte Propeller. Die Punkte liegen beim Referenzpropeller auch näher beieinander, er weist also im Motorkennfeld einen geringeren Betriebslinienabstand auf als der neu ausgelegte Propeller.

In Summe ist festzuhalten, dass Laufschaufelsätze großer Teilungsverhältnisse besser mit Hubkolbenmotoren zusammenarbeiten. Die in Kap. 2.2.3 beschriebene inzidenzab-

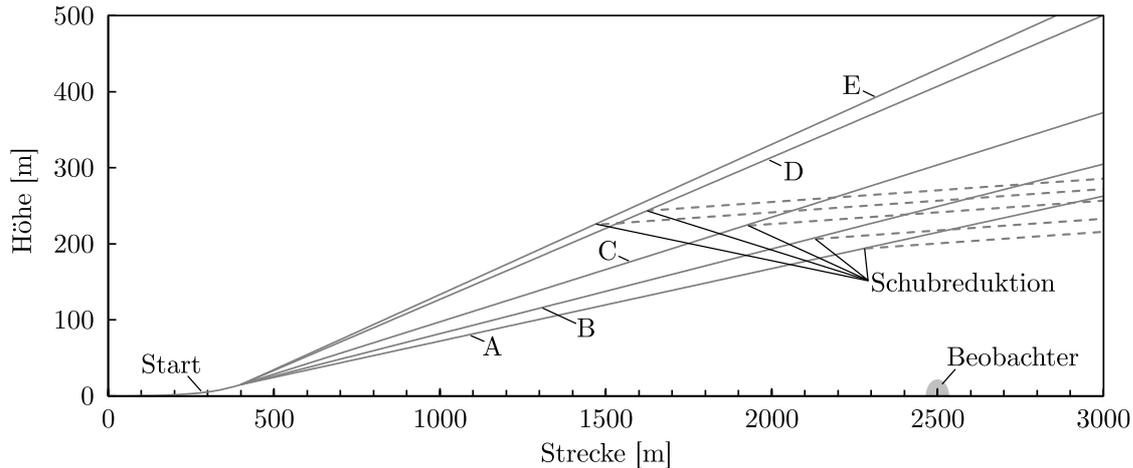
**Abbildung 6.30.:** Lage der Betriebspunkte aus Abb. 6.29 im Motorkennfeld.

hängige Minderumlenkung hat qualitativ den gleichen Effekt wie eine Verstellung der Laufschaufeln, wenn auch nicht steuerbar und quantitativ nicht so stark ausgeprägt. Bei niedrigen Fluggeschwindigkeiten werden die Abströmwinkel erhöht, für  $i'' > 0$  ist  $\beta_2 > \beta_{2,\text{Design}}$ . Das entspricht einem Schließen der Schaufeln. Bei hohen Fluggeschwindigkeiten wird der Abströmwinkel reduziert, für  $i'' < 0$  ist  $\beta_2 < \beta_{2,\text{Design}}$ . Das entspricht einem Öffnen der Schaufeln. Die Schaufeln eines Verstellpropellers würden jeweils genauso eingestellt werden, um die Betriebspunkte von Propeller und Motor abzustimmen. Der Unterschied ist, dass dies beim Verstellpropeller kontrolliert, mit weiteren Verstellwegen und geringeren Fehlanströmungsverlusten erfolgt. Begünstigt wird diese Eigenschaft des Mantelpropellers durch große Teilungsverhältnisse und Staffelungswinkel, die den Austrittskantenfaktor erhöhen. Dies wird in Abb. 6.30 anschaulich. Eine ideale Verstellung würde die Punkte (1) und (3) mit Punkt (2) bei 5500 RPM in Deckung bringen, sodass stets Maximalleistung abgerufen wird. Eine Erhöhung von  $(t/l)'' = 1$  auf  $(t/l)'' = 2$  hat qualitativ den gleichen Effekt. Die Punkte (1) und (3) werden in die richtige Richtung verschoben, aber nur um ein Fünftel des Weges, den eine Schaufelverstellung ermöglichen würde. Mit  $(t/l)'' > 2$  wäre der Effekt noch größer, allerdings ist das maximal mögliche Teilungsverhältnis auch begrenzt durch die absinkende Pumpgrenze, eine abnehmende strukturelle Stabilität bei zurückgehender Sehnenlänge sowie akustische Erwägungen zur Dicke der Nachlaufdüsen und gewünschten Schaufelzahlen.

### 6.4. Lärmoptimierter Betrieb

Abschließend wird untersucht, wie Flugzeug und Antrieb der Referenzauslegung für einen möglichst lärmarmen Abflug genutzt werden können. Die Höhe des Startschubs beeinflusst die Lärmbelastung der Flughafenanwohner: Einerseits steigt mit zunehmendem Schub die emittierte Schalleistung und damit der Schalldruckpegel am Boden. Andererseits steigt mit zunehmendem Schub die Steigrate, wodurch die Überflughöhe und der Schalldruckpegel am Boden sinken. Im Folgenden wird untersucht, wo das Optimum in der Abwägung dieser Effekte liegt und ob durch eine Schubsteigerung mittels Antriebshybridisierung die Lärmbelastung am Boden reduziert wird. Als Grundlage der Studie dient die bereits für Abb. 6.6 berechnete Betriebslinie unter ICL-Bedingungen. Die Flugleistungen werden mit den in Kap. 6.1.1 genannten Verfahren berechnet.

Es werden zehn verschiedene Abflugrouten untersucht, fünf mit und fünf ohne Schubreduktion. Diese Abflugrouten sind in der Abb. 6.31 dargestellt. Die Schubwerte ohne Reduktion sind der geforderte ICL-Schub 1100 N (A) und der maximale Schub unter ICL-Bedingungen 2122 N (E) sowie drei Zwischenwerte mit günstigen Schub-Lärm-Verhältnissen aus Abb. 6.6. Dies sind 1288 N als moderate Erhöhung des geforderten



**Abbildung 6.31.:** Verschiedene Abflugrouten für die Berechnung des am Boden empfangenen Lärms. Eine Schubreduktion reduziert den Schalldruckpegel beim Beobachter. Die Orte der Reduktion sind auf den Routen A-E markiert.

ICL-Schubs (B), 1546 N kurz vor der Ausbreitungsfähigkeit der zweiten BPF (C) und 2033 N kurz vor der Ausbreitungsfähigkeit der ersten BPF (D). Der reduzierte Schub beträgt 495 N, was einen Steiggradienten von noch 3 % ermöglicht und die Lärmemissionen gegenüber den vorgenannten Betriebspunkten deutlich absenkt. Die in Abb. 6.31 dargestellten Orte der Schubreduktion werden so gewählt, dass der A-bewertete Schalldruckpegel beim Beobachter zum Zeitpunkt der Schubreduktion genauso groß ist wie beim darauffolgenden Überflug.

Die Bewertung des am Boden wahrnehmbaren Lärms basiert auf der Lärmmessung nach *ICAO Annex 16 (2014), Chapter 10*. Demnach wird der Schalldruckpegel beim Abflug, 2500 m nach dem Lösen der Bremsen gemessen. Der A-bewertete Schalldruckpegel muss unter einem von der Flugzeugmasse abhängigen Grenzwert liegen. Obwohl der A-bewertete Schalldruckpegel nicht die tatsächliche Lärmwirkung auf einen Beobachter wiedergibt, wird er hier für die Bewertung verwendet, da er relativ einfach zu bestimmen ist und die Grundlage der Zulassungsvorschrift bildet. Eine Untersuchung des Überflugs, welche die Töne und die Zeitabhängigkeit in Form des effektiv wahrgenommenen Schalldruckpegels berücksichtigt, findet sich u. a. bei *Schade et al. (2020)*.

Im Einklang mit dem Referenzabflugverfahren nach *Chapter 10* wird für alle betrachteten Betriebspunkte eine konstante Flugeschwindigkeit des besten Steigens angenommen. Für das Referenzflugzeug beträgt diese Geschwindigkeit 62 kt, was genau den ICL-Bedingungen entspricht. Ferner wird eine Startstrecke von 400 m angenommen, nach der sich das Flugzeug in 15 m Höhe befindet. Danach werden die verschiedenen Schübe eingestellt und das Flugzeug folgt den Abflugrouten A bis E.

**Tabelle 6.8.:** Berechnete Überflughöhen über den Beobachter, dort zu erwartende maximale Schalldruckpegel und erforderliche Antriebsleistungen vor der Schubreduktion für die in der Abb. 6.31 gezeigten Abflugrouten.

Abflugroute	ohne Schubreduktion		mit Schubreduktion		Antrieb	
	$H$	$L_p$	$H$	$L_p$	$P_{ICE+EM}$	$H_P$
A	215 m	58,6 dB(A)	200 m	55,2 dB(A)	67,2 kW	0
B	245 m	60,5 dB(A)	218 m	54,3 dB(A)	78,9 kW	0
C	304 m	62,9 dB(A)	241 m	53,3 dB(A)	98,9 kW	0,113
D	407 m	63,8 dB(A)	270 m	51,9 dB(A)	139,5 kW	0,285
E	429 m	67,0 dB(A)	256 m	52,6 dB(A)	148,8 kW	0,316

Der am Boden empfangene Lärm wird mit dem bereits in *Weintraub et al.* (2022) beschriebenen Ansatz abgeschätzt. Dabei wird der Schalldruckpegel nach

$$L_p = L_P - \left| 10 \log_{10} \left( \frac{Q}{4\pi r^2} \right) \right| \quad (6.2)$$

aus dem Schalleistungspegel berechnet. Aufgrund der unbekanntem Abstrahlcharakteristik der Mantelpropeller wird ein Richtungsfaktor von  $Q = 10$  angesetzt. Außerdem wird eine Schallabsorption von 1 dB pro 100 m angenommen. Ferner wird berücksichtigt, dass das Flugzeug von zwei Propellern angetrieben wird, die als inkohärent angenommen werden. In Tab. 6.8 sind die so berechneten Überflughöhen über den Beobachter  $H$  und die dort zu erwartenden A-bewerteten Schalldruckpegel aufgeführt.

Für alle Routen liegt der A-bewertete Schalldruckpegel an der Position des Beobachters weit unter dem *Chapter 10*-Grenzwert von 83,2 dB(A) für mehrmotorige Flugzeuge mit einer Startmasse von 1000 kg und auch unter dem Grenzwert von 78,7 dB(A) für entsprechende einmotorige Flugzeuge. Dieser Grenzwert wird bei Flugroute A, ohne Schubreduktion, um 20 dB(A) unterschritten. Mit der Antriebsleistung steigt die Überflughöhe der Messstelle an. Zugleich führen höhere Antriebsleistungen und mehr Schub zu größeren emittierten Schalleistungen. Die größeren Leistungen überwiegen, sodass die Schalldruckpegel an der Beobachterposition mit steigender Antriebsleistung zunehmen. Eine ungefähre Verdoppelung der Überflughöhe zwischen den Routen A und E reduziert zwar den Schalldruckpegel um 6 dB(A) aufgrund der größeren Ausbreitung, doch mit dem dafür nötigen hohen Schub nimmt die emittierte Schalleistung um 16 dB(A) zu. Im Ergebnis, unter Einbeziehung der Absorption, ist der A-bewertete Schalldruckpegel für Abflugroute E um 8,4 dB(A) größer als für Route A. Eine Erhöhung der Antriebsleistung und der Überflughöhe allein reicht also nicht aus, um den am Boden empfangenen

Abfluglärm zu reduzieren. Deswegen werden hier ergänzend die fünf alternativen Abflugrouten untersucht, die eine Schubreduktion bei einer bestimmten Höhe nach dem Abheben (engl. *Cutback*) beinhalten. Ein solcher Cutback ist für die Lärmmessung nach *Chapter 10* nicht vorgesehen, aber eine in der Verkehrsluftfahrt übliche und sinnvolle Maßnahme zur Lärminderung. Für die Abflugrouten A und B genügt ein Cutback kurz vor dem Überflug über den Beobachter. Bei den übrigen Routen erfolgt der Cutback deutlich früher, weil steilere Anfangssteigflüge mehr Schub erfordern und die Schallleistungsreduktion beim Cutback dementsprechend größer ist. Bei der Route D ist anfangs die zweite BPF und bei der Route E auch die erste BPF ausbreitungsfähig. So ergibt sich beispielsweise für die Route E beim Cutback eine Reduktion der emittierten Schallleistung um 20,5 dB(A) und der Cutback erfolgt mehr als 1000 m vor dem Überflug über den Beobachter. Daher ist die Überflughöhe der Route E trotz des zunächst steileren Starts sogar geringer als bei Route D. Aufgrund der größten Höhe zeigt sich ein Optimum für die Abflugroute D mit Cutback, mit  $L_p = 51,9$  dB(A). Gegenüber der lärmärmsten Abflugroute ohne Hybridantrieb, B mit Cutback, ist das eine Reduktion um 2,4 dB(A) und gegenüber der lärmärmsten Route ohne Cutback, A, eine Reduktion um 6,7 dB(A).

Neben den in Tab. 6.8 aufgeführten Schalldruckpegeln wirkt sich die Dauer der Schalleinwirkung darauf aus, wie der Lärm wahrgenommen wird. Für die Routen A und B erfolgt der Cutback kurz vor dem Überflug und ist daher nur schwach wahrnehmbar. Für die Routen D und E führt der Cutback zu einem starken Rückgang des Schalldruckpegels um über 10 dB(A). Dann steigt der Schalldruckpegel bis zum Überflug der Position des Beobachters ungefähr 30 Sekunden später erneut an, sodass ein zweites Maximum des wahrnehmbaren Schalldruckpegels auftritt. Der Lärm wirkt länger und wiederholt auf den Beobachter, was sicherlich störend ist und den Vorteil einer Lärmreduktion von nur wenigen dB(A) aufheben kann. Ähnliches gilt für Abflugroute C, für welche die Schalldruckpegelmaxima ungefähr 20 Sekunden auseinanderliegen.

Zusammengefasst ist die Referenzauslegung ein sehr leiser Flugantrieb bezogen auf die *Chapter 10*-Grenzwerte. Die Schaufelzahlen der Referenzauslegung acht/elf sind ideal für den bei Route A genutzten ICL-Betriebspunkt, wie bereits im Zusammenhang mit Abb. 6.18 diskutiert. Der Lärm der Route A ohne Cutback ist auch mit viel größeren Schaufelzahlen kaum weiter zu reduzieren. Der Cutback ermöglicht eine Reduktion um 4,3 dB(A). Die zusätzliche Lärminderung durch die elektrische Leistungszufuhr beträgt im Vergleich der Routen B und D mit Cutback nochmals 2,4 dB(A). Allerdings ist der Lärm der Route D mit Cutback störender, da er länger auf den Beobachter einwirkt, was diese Verbesserung teilweise relativiert. Die Hybridisierung des Antriebs führt somit

für die Referenzauslegung zu keiner signifikanten Lärminderung. Dieses Ergebnis kann aber nicht verallgemeinert werden, da es stark von den Schaufelzahlen abhängt.

Für einen hybridelektrisch unterstützten leisen Abflug sind andere Schaufelzahlkombinationen als die acht/elf Schaufeln der Referenzauslegung deutlich besser geeignet. Der erhöhte Schub beeinflusst die akustischen Schaufelzahlstudien und es ergeben sich andere leise Schaufelzahlkombinationen. Der für die Route D erforderliche Schub entspricht dem Schub der Schaufelzahlstudie in Abb. 6.19. Die in Kap. 6.2.4 diskutierten Ergebnisse lassen sich also auf dieses Unterkapitel übertragen. So ist beispielsweise ein Antriebssystem mit der Schaufelzahlkombination acht/zwölf bei Route A ohne Cutback 7 dB(A) lauter als die Referenz. Bei einem Abflug entlang der Route D ohne Cutback und mit elektrischer Leistungszufuhr ist dieses Antriebssystem hingegen um 4 dB(A) leiser als die Referenz. Dadurch würde es bei einer *Chapter 10*-Lärmmessung auf Route D ähnlich gut abschneiden wie die Referenzauslegung ohne elektrische Leistungszufuhr entlang Route A. Das konventionelle und das hybridelektrische Antriebssystem sind also für den Beobachter am Boden praktisch gleich leise. Trotzdem ist der hybridelektrische Antrieb mit der Schaufelzahlkombination acht/zwölf akustisch vorteilhaft, weil die Reiseflughöhe auf der Route D deutlich früher erreicht wird, bereits nach ungefähr der Hälfte der Zeit im Vergleich zur Referenzauslegung auf der Route A. Beim Übergang in den stationären Horizontalflug nehmen der Schub und damit die emittierte Schallleistung stark ab, sodass die Lärmbelastung am Boden ab diesem Zeitpunkt deutlich geringer ist. Die Schubsteigerung durch die Antriebshybridisierung führt also bei gut gewählten Schaufelzahlen zu einer Verringerung der Lärmbelastung am Boden jenseits der 2500 m-Messstelle. Dies ist für einen lärmarmen stadtnahen Betrieb vorteilhaft.

Wenn ein Abflug mit starkem Cutback gewählt wird, sind die Schaufelzahlen wiederum nicht ganz so wichtig. Erstens ist der Schub nach dem Cutback gering, sodass die emittierte Schallleistung für viele Schaufelzahlkombinationen gering ist und sich nur um  $\pm 1$  dB unterscheidet. Zweitens, wenn der Cutback-Punkt nach dem oben beschriebenen Verfahren bestimmt wird, führen selbst große Lärmreduktionen im Anfangssteigflug nur zu geringen Änderungen der Überflughöhe. Beispielsweise erfolgt der Cutback auf der Route D mit Cutback für das Antriebssystem mit der Schaufelzahlkombination acht/zwölf nur 5 Sekunden später als für die Referenzauslegung. Obwohl die emittierte Schallleistung im Anfangssteigflug 4 dB(A) geringer ist, wird der Beobachter nur 25 m höher überflogen und der Schalldruckpegel nimmt nur um 1 dB(A) ab. Wie Abb. 6.31 zeigt, ist mit dem Cutback auch eine deutliche Abflachung der Abflugroute verbunden, sodass der am Boden wahrnehmbare Lärm über weite Strecken kaum abnimmt. Für einen stadtnahen, lärmarmen Betrieb ist so ein Cutback also ungeeignet.

Abschließend ist festzuhalten, dass die Schaufelzahlen ein wichtiger Parameter für die lärmarme Auslegung eines Mantelpropellers sind und dass die lärmoptimalen Schaufelzahlen stark vom Betriebspunkt abhängen. Um einen Mantelpropellerantrieb für minimalen Lärm auszulegen, müssen bei der Wahl der Schaufelzahlen mehrere Referenzpunkte betrachtet und die dort auftretenden Lärmemissionen in geeigneter Weise gegeneinander abgewogen werden. Die Wahl der Referenzpunkte ist entscheidend für den Verlauf der Flugroute minimalen Lärms und damit auch dafür, welchen Beitrag eine Hybridisierung des Antriebs zur Reduktion der Lärmbelastung am Boden leistet.



## 7. Zusammenfassung

Im Rahmen dieser Arbeit wurden vier wesentliche Ergebnisse erzielt und damit die in Kap. 3.4 gesetzten Ziele vollständig erreicht. Das erste Ergebnis ist das entwickelte Auslegungs- und Nachrechnungsverfahren für Mantelpropellerantriebe. Die Vorauslegung des Mantelpropellers und die Berechnung seines Betriebsverhaltens basieren auf Mittelschnittsverfahren, die anhand der Ergebnisse numerischer Strömungssimulationen und mittels physikalisch motivierter Modellanpassungen für die Betrachtung von Mantelpropellern adaptiert werden. Ein Modell der radialen Verteilung erlaubt die Berechnung von Kennfeldern mit Stabilitätsgrenzen, die Vorauslegung von Schaufelprofilen und dient als Ausgangspunkt für die Berechnung der Schallemissionen. Der Antriebsstrang wird auf Basis von Motorkennfeldern modelliert. Die Verlust- und Widerstandsmodelle des Mantels werden aus der Literatur zusammengestellt. Das entwickelte Verfahren ermöglicht die Bewertung der Auswirkungen aller wesentlichen Entwurfsparameter auf das Leistungsverhalten, die Lärmemissionen und den Widerstand von Mantelpropellerantrieben.

Das zweite wesentliche Ergebnis dieser Arbeit ist die Beschreibung der beiden wichtigsten Eigenschaften von Mantelpropellern als Kleinflugzeugantrieb anhand eines beispielhaften Anwendungsfalls. Als Anwendungsfall dient dabei ein Kleinflugzeug mit geringem Widerstand, zwei Passagieren und einer Abflugmasse von 1000 kg.

Erstens sind bei gut gewählten Lauf- und Leitschaukelzahlen die erste und auch die zweite BPF beim Start nicht ausbreitungsfähig. So arbeitet der Antrieb in Bodennähe lärmarm und die Lärmgrenzwerte des *ICAO Annex 16 (2014), Chapter 10* werden um ungefähr 20 dB(A) unterschritten. Allerdings kann der Lärm mit zunehmender Antriebsleistung und Drehzahl sprunghaft und stark ansteigen, wenn eine BPF ausbreitungsfähig wird. Im exemplarischen Anwendungsfall beträgt diese Lärmzunahme 17 dB(A), wenn der Schub im Anfangssteigflug vom geforderten Wert auf den 93% höheren, maximalen Wert gesteigert wird.

Zweitens steht die maximale Motorleistung nur unter bestimmten Umgebungsbedingungen zur Verfügung, da die Lage der Betriebslinien des Festpropellers im Motorkennfeld durch die Getriebeübersetzung festgelegt ist. Im Laufe der Flugmission verschieben sich die Betriebslinien aufgrund veränderlicher Umgebungsbedingungen und nur eine Be-

triebslinie durchläuft den Punkt maximaler Motorleistung. Die übrigen Betriebslinien enden i. d. R. bei höheren Fluggeschwindigkeiten an der Drehzahlgrenze und bei niedrigeren Fluggeschwindigkeiten an der Drehmomentgrenze des Motorkennfeldes. Dieser Effekt wird als *Betriebslinienabstand* analytisch beschrieben. Die Drehmomentgrenze wird mit einem Parallelhybridantrieb angehoben, sodass im Langsamflug mehr Antriebsleistung und Schub zur Verfügung stehen. Die elektrische Leistungszufuhr wirkt dabei doppelt, da sie sowohl die Antriebsleistung erhöht als auch die Leistung des dann mit höherer Drehzahl laufenden Verbrennungsmotors steigert. Im exemplarischen Anwendungsfall sind beim Start und Steigflug pro 2 kW elektrischer Leistungszufuhr auch 1 kW mehr Wellenleistung des Verbrennungsmotors verfügbar. Der Schub steigt durch die elektrischer Leistungszufuhr stark an, um jeweils ca. 65 %. Die maximal einsetzbare elektrische Antriebsleistung ergibt sich aus der Drehzahlgrenze und beträgt im betrachteten Anwendungsfall ungefähr die Hälfte der Maximalleistung des Verbrennungsmotors.

Das dritte wesentliche Ergebnis dieser Arbeit ist die Quantifizierung der Zusammenhänge des Mantelpropellerentwurfs anhand einer Referenzauslegung für den o. g. Anwendungsfall. Zunächst ist festzuhalten, dass die Auslegung des Mantels die Lage der Betriebslinien bestimmt, welche ansonsten nur von den Umgebungsbedingungen abhängt. Die Auslegung des Propellers legt das Propellerkennfeld fest. Beides zusammen genommen ergibt das Betriebsverhalten, wie auch analytisch gezeigt wird.

Die wichtigsten Auslegungsvariablen des Mantelpropellers sind die Durchmesser und Querschnittsflächen von Propeller und Düse. Sie bestimmen die Leistungsaufnahme. Beispielsweise erhöht für die Referenzauslegung eine Verkleinerung des Propellerdurchmessers von 0,6 m auf 0,5 m die erforderliche Startleistung um 14 %. Für den Leistungsbedarf im Reiseflug ist der Querschnitt dagegen kaum von Bedeutung. Die Auslegungsvariablen und -parameter der Beschaufelung haben in sinnvollen Wertebereichen variiert Auswirkungen auf den inneren Wirkungsgrad von jeweils nur wenigen Prozent. So beträgt die Sensitivität des inneren Wirkungsgrades bzgl. der Blattspitzengeschwindigkeit am Auslegungspunkt ungefähr  $\pm 2\%$ . Kleinere Blattspitzengeschwindigkeiten sind besser, allerdings sind sie nach unten begrenzt durch die aerodynamische Stabilität, die anhand von Kriterien wie der Diffusionszahl nach Lieblein bewertet wird. Die Teilungsverhältnisse für Lauf- und Leiträder mit den höchsten Wirkungsgraden variieren je nach Betriebspunkt und betragen ungefähr  $2,2 \pm 0,5$ . Besonders für das Laufrad sollten Teilungsverhältnisse  $\geq 2$  gewählt werden. Würde die Referenzauslegung mit Teilungsverhältnis 1 statt 2 ausgeführt, wäre der innere Wirkungsgrad um 7 % niedriger. Die Höhen-Seiten-Verhältnisse haben einen Einfluss  $\leq 2\%$  auf den inneren Wirkungsgrad, meist noch deutlich weniger. Größere Höhen-Seiten-Verhältnisse sind für den inneren Wirkungsgrad besser. Alle Effizienztrends sind stetig.

---

Die Lärmemissionen hängen am stärksten von der Lauf- und Leitschaufelzahl ab. Im exemplarischen Entwurf ist der Antrieb z. B. im Anfangssteigflug um 10 dB(A) lauter, wenn der Propeller zehn statt elf Leitschaufeln hat. Der Einfluss der Schaufelzahlen folgt keinen klaren Trends. Ein Propeller mit einer bestimmten Schaufelzahlkombination kann bei einem Betriebspunkt besonders leise und bei einem anderen Betriebspunkt besonders laut sein. So ist z. B. eine Auslegung mit zwölf Leitschaufeln im Anfangssteigflug um 7 dB(A) lauter als die Referenzauslegung mit ihren elf Leitschaufeln. Wird der Schub jedoch annähernd verdoppelt, so ist die Auslegung mit zwölf Leitschaufeln um 4 dB(A) leiser als die Referenzauslegung. Weitere wichtige Einflussfaktoren auf den Lärm sind der Propellerdurchmesser und die Blattspitzengeschwindigkeit, mit einem jeweiligen Einfluss  $< 5$  dB(A) in den betrachteten Betriebspunkten. Propeller mit großen Durchmessern sind beim Start leiser und im Reiseflug lauter, bei Propellern mit kleinen Durchmessern ist es umgekehrt. Grund dafür ist, dass sowohl hohe Drehzahlen als auch große Querschnittsflächen die Ausbreitungsfähigkeit der Moden begünstigen. Die akustischen Entwurfstrends sind wegen der Ausbreitungsfähigkeit der Moden nicht stetig, für den Propellerdurchmesser und die Blattspitzengeschwindigkeit aber annähernd monoton, mit Fehler  $< 1$  dB(A), sodass Optima identifiziert werden können.

Das vierte wesentliche Ergebnis ist der Vergleich von freiem Propeller und Mantelpropeller. Dieser zeigt, was auch in der Literatur weitestgehend Konsens ist. Mantelpropeller sind deutlich leiser und zugleich ineffizienter als freie Propeller. Für den äußeren Wirkungsgrad sind die Flächenbelastungen des Propulsors entscheidend. Weil die Größe des Mantelpropellers durch Widerstand und Masse des Mantels begrenzt ist, können freie Propeller größer gebaut werden und haben dann im langsamen Flug um 10 % und mehr höhere äußere Wirkungsgrade. Der Widerstand des Mantels entspricht im exemplarischen Anwendungsfall für den Reiseflug 15 % des geforderten Schubs. Dafür ist der Mantelpropeller ein lärmärmer Antrieb, dessen am Boden empfangener Schalldruckpegel mehr als 20 dB(A) unter dem *Chapter 10*-Grenzwert liegt. Daher sind Mantelpropeller für Kleinflugzeuge vorwiegend dann sinnvoll einsetzbar, wenn nicht alleinig hohe Effizienz, sondern auch andere Ziele wie z. B. minimaler Lärm angestrebt werden.

Zusammenfassend wird in dieser Arbeit erstmals die Leistungsrechnung mit der akustischen Vorauslegung für Mantelpropeller von Kleinflugzeugen kombiniert. Die Ergebnisse zeigen, dass der Mantelpropeller ein lärmärmer Flugantrieb ist. Der emittierte Lärm reagiert sehr empfindlich auf Betriebspunktänderungen und ist zudem stark von den gewählten Schaufelzahlen abhängig. Durch die Hybridisierung des Antriebsstrangs werden die betrieblichen Einschränkungen des Festpropellers aufgehoben, sodass im Langsamflug viel Antriebsleistung beispielsweise für lärmoptimierte Abflugverfahren zur Verfügung steht. Aufgrund der komplexen interdisziplinären Zusammenhänge ist bei der

Vorauslegung solcher Antriebssysteme eine gemeinsame Betrachtung von Akustik, Aerodynamik und Leistungsverhalten erforderlich, wie sie in dieser Arbeit dargestellt wird.

Für zukünftige Arbeiten wird empfohlen, zusätzlich zu den Betriebspunkten der Leistungsrechnung mehrere akustisch relevante Betriebspunkte, insbesondere entlang der Abflugroute, gleichrangig in die Betrachtung einzubeziehen. Um der hohen Sensitivität des Lärms auf Änderungen der Schaufelzahl und der Betriebspunkte Rechnung zu tragen, wird darüber hinaus empfohlen, für möglichst viele Betriebspunkte Schaufelzahlstudien durchzuführen und die Lärmemissionen entlang der Betriebslinie zu berechnen.

# Literaturverzeichnis

- Adkins, C. N., Liebeck, R. H.** (1994), “Design of Optimum Propellers”, *Journal of Propulsion and Power*, 10 (5), S. 676–682, <https://doi.org/10.2514/3.23779>.
- Advanced Design Technology Ltd** (2022), “Optimize Basic Dimensions of Turbomachinery Components with Meanline Design”, <https://www.adtechnology.com/toolkits/meanline-design> (11. August 2022).
- Aichert, H.** (1969), “Windkanalmessungen an einem Modell der Integrierten Mantelschraube”, *FLUG REVUE + flugwelt international 2/1969*, S. 41–49.
- Alexandrow, W. L.** (1954), *Luftschauben*, VEB Verlag Technik, Berlin.
- Babel, G.** (2014), *Elektrische Antriebe in der Fahrzeugtechnik: Lehr- und Arbeitsbuch*, 3., verb. u. erw. Aufl., Springer Fachmedien, Wiesbaden.
- Bahr, J.** (1964), “Untersuchungen über den Einfluß der Profildicke auf die kompressible ebene Strömung durch Verdichtergitter”, *Forschung im Ingenieurwesen*, 30 (1), S. 14–25, <https://doi.org/10.1007/BF02561275>.
- Bardina, J., Ferziger, J. H., Rogallo, R. S.** (1985), “Effect of rotation on isotropic turbulence: computation and modelling”, *Journal of Fluid Mechanics*, 154, S. 321–336, <https://doi.org/10.1017/S0022112085001550>.
- Berdrow, B., Busch, E., Grünewald, B.-H., Heine, S., Krämer, U., Zimmermann, K., Giese, P., Schmidt-Stiebitz, P., Limbach, P., Welbhoff, F., Mühlbauer, G., Schrecker, H., Neuwerth, G., Kellner, A.** (1977), *Leiser Antrieb für die allgemeine Luftfahrt: Schlussbericht über die Definitionsphase*, Bundesministerium für Forschung und Technologie, Forschungsbericht W 77-23, Bonn.
- Bergman, D.** (1972), “Implementing the design of airplane engine exhaust systems”, *AIAA 72-1112*, S. 1–9, <https://doi.org/10.2514/6.1972-1112>.
- Betz, A.** (1919), “Schraubenpropeller mit geringstem Energieverlust. Mit einem Zusatz von L. Prandtl”, in: *Nachrichten von der Königlichen Gesellschaft der Wissenschaften zu Göttingen, Mathematisch-Physikalische Klasse 1919*, Weidmannsche Buchhandlung, Berlin, S. 193–217.
- Binder, A.** (2017), *Elektrische Maschinen und Antriebe: Grundlagen, Betriebsverhalten*, 2. Aufl., Springer Vieweg, Berlin.
- Binder, A., Knopik, T.** (2010), “Elektromotorische Antriebe für Hybrid- und Elektrofahrzeuge”, [https://www.ew.tu-darmstadt.de/media/ew/rd/ew\\_vortraege/100609\\_binder\\_knopik\\_hybrid\\_elektrofahrzeuge.pdf](https://www.ew.tu-darmstadt.de/media/ew/rd/ew_vortraege/100609_binder_knopik_hybrid_elektrofahrzeuge.pdf) (14. September 2023).

- Black, D. M., Wainauski, H. S., Rohrbach, C.** (1968), “Shrouded Propellers - A Comprehensive Performance Study”, *AIAA 68-994*, S. 1–20, <https://doi.org/10.2514/6.1968-994>.
- Blackaby, J. R., Watson, E. C.** (1954), “An Experimental Investigation at Low Speeds of the Effects of Lip Shape on the Drag and Pressure Recovery of a Nose Inlet in a Body of Revolution”, NACA Technical Note 3170, Washington, D.C.
- Bommes, L., Fricke, J., Grundmann, R.** (Hrsg.) (2002), Ventilatoren, 2. Aufl., Vulkan-Verlag, Essen.
- Böswirth, L., Bschorer, S., Buck, T.** (2014), Technische Strömungslehre: Lehr- und Übungsbuch, 10., überarb. u. erw. Aufl., Springer Vieweg, Wiesbaden.
- Bräunling, W. J. G.** (2015), Flugzeugtriebwerke, 4. Aufl., VDI-Buch, Springer Vieweg, Berlin.
- Bridges, D. H.** (2005), “Of Aeronautics, Aerophysics, and Aerospace: Aerospace Engineering at Mississippi State University”, *AIAA 2005-330*, S. 1–16, <https://doi.org/10.2514/6.2005-330>.
- Bridges, D. H.** (2007), “Early Flight-Test and Other Boundary-Layer Research at Mississippi State 1949-1960”, *Journal of Aircraft*, 44 (5), S. 1635–1652, <https://doi.org/10.2514/1.28086>.
- Brown, L. E.** (1972), “Axial Flow Compressor and Turbine Loss Coefficients: A Comparison of Several Parameters”, *Journal of Engineering for Power*, 94 (3), S. 193–201, <https://doi.org/10.1115/1.3445672>.
- BRP-Rotax GmbH & Co KG** (2019), Operators Manual for Rotax Engine Type 915 i A Series, Rev. 1.
- Brüning, G., Hafer, X., Sachs, G.** (1993), Flugleistungen: Grundlagen, Flugzustände, Flugabschnitte; Aufgaben und Lösungen, 3., erg. Neuaufl. / unter Mitarb. von W. Jurzig, Springer, Berlin, Heidelberg.
- Carolus, T.** (2013), Ventilatoren: Aerodynamischer Entwurf, Schallvorhersage, Konstruktion, 3., überarb. u. erw. Aufl., Vieweg+Teubner, Wiesbaden.
- Carolus, T.** (2020), Ventilatoren: Aerodynamischer Entwurf – Konstruktive Lärminderung – Optimierung, 4., vollst. überarb. u. erw. Aufl., Springer Vieweg, Wiesbaden.
- Carter, P.** (2014), “DFDC Blade Blockage Model”, [http://www.esotec.org/sw/dl/DFDC\\_BladeBlockage\\_Oct14.pdf](http://www.esotec.org/sw/dl/DFDC_BladeBlockage_Oct14.pdf) (14. September 2023).
- Carter, P.** (2015), “DFDC v070-ES3.3 Version Notes”, <http://www.esotec.org/sw/DFDC.html> (14. September 2023).
- Castegnaro, S.** (2018), “Aerodynamic Design of Low-Speed Axial-Flow Fans: A Historical Overview”, *Designs*, 2 (3), <https://doi.org/10.3390/designs2030020>.
- CFturbo GmbH** (2022), “Impeller Design”, <https://cfturbo.com/software/impellers> (11. August 2022).
- Concepts NREC** (2004), “FANPAL Meanline Design Optimization for Axial, Centrifugal and Mixed-Flow Fans”, <http://www.kimhua.co.kr/down/conceptsnrec/fanpal.pdf> (31. März 2019).

- Concepts NREC** (2019), “FANPAL Preliminary Design Module for Axial, Radial, or Mixed-Flow Fans”, [http://www.conceptsnrec.com/hubfs/Data\\_Sheets/DataSheet\\_FANPAL\\_Concepts\\_NREC.pdf](http://www.conceptsnrec.com/hubfs/Data_Sheets/DataSheet_FANPAL_Concepts_NREC.pdf) (31. März 2019).
- Cumpsty, N. A.** (2004), Compressor aerodynamics, Reprint Edition 2004 w/new Preface, Introduction and Updated Bibliography, Krieger Publishing Company, Malabar, Florida.
- Curle, N.** (1955), “The influence of solid boundaries upon aerodynamic sound”, *Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences*, 231 (1187), S. 505–514, <https://doi.org/10.1098/rspa.1955.0191>.
- David, O.** (1974), “Lärm- und Strömungsmessungen an der Mantelschraube FAN-Liner: Abschlußbericht”, Intitut für Strahlantriebe und Turboarbeitsmaschinen an der RWTH Aachen.
- Davis, D. G. M.** (1975), “Ducted Propulsors-Progress in the United Kingdom”, *SAE Technical Paper 750534*, SAE International, Warrendale, PA, <https://doi.org/10.4271/750534>.
- Davis, D. G. M.** (1977), “Ducted Propulsors for General Aviation”, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 49 (9), S. 5–7, <https://doi.org/10.1108/eb035403>.
- de Haller, P.** (1953), “Das Verhalten von Tragflügelgittern in Axialverdichtern und im Windkanal”, *Brennst.-Wärme-Kraft*, 5 (10), S. 333–337.
- Denton, J. D.** (1993), “Loss Mechanisms in Turbomachines: The 1993 IGTI Scholar Lecture”, *Journal of Turbomachinery*, 115 (4), S. 621–656, <https://doi.org/10.1115/1.2929299>.
- Denton, J. D.** (1999), “Loss Mechanisms in Turbomachines, Part II: Loss Generation in Turbomachines”, VKI Lecture Series 1999-02, von Karman Institute for Fluid Dynamics.
- Deutsche Gesellschaft für Akustik e.V.** (2006), “Akustische Wellen und Felder”, DEGA-Empfehlung 101, März 2006, Berlin.
- Deutsches Institut für Normung e.V.** (2009a), DIN 1320:2009-12, “Akustik-Begriffe”, Beuth, Berlin.
- Deutsches Institut für Normung e.V.** (2009b), DIN EN ISO 9612:2009-09, “Akustik - Bestimmung der Lärmexposition am Arbeitsplatz - Verfahren der Genauigkeitsklasse 2 (Ingenieurverfahren)”, Beuth, Berlin.
- Dixon, S. L., Hall, C. A.** (2014), Fluid mechanics and thermodynamics of turbomachinery, 7. Aufl., Elsevier, Amsterdam.
- Dornier GmbH** (1976), “Vergleich zwischen Freifahr-Propeller- und Mantelschraubenantrieb: Teilbericht: Experimente, Ergebnisse, Analysen”, Forschungsbericht aus der Wehrtechnik Auftrags-Nr. T/RF 42/RF 420/41070, Friedrichshafen.
- Dreier, K.** (1979), “Untersuchungen über die Lärmerzeugung ummantelter Luftschrauben in Abhängigkeit ihrer Entwurfparameter”, Forschungsberichte des Landes Nordrhein-Westfalen, Nr. 2836, Westdeutscher Verlag, Opladen.
- Dreier, K.** (1981), “Vorhersage der zu erwartenden Lärmerzeugung ummantelter Rotoren in der Entwurfsphase”, Dissertation, Technische Hochschule Aachen.

- Drela, M.** (1989), “XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils”, in: Mueller, T. J. (Hrsg.), *Low Reynolds Number Aerodynamics*, Bd. 54 von *Lecture Notes in Engineering*, Springer, Berlin, Heidelberg.
- Drela, M.** (2013), “XFOIL Subsonic Airfoil Development System”, <https://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/> (7. September 2019).
- Drela, M., Youngren, H.** (2005), “Axisymmetric Analysis and Design of Ducted Rotors: Draft 8 Dec 05”, <http://web.mit.edu/drela/Public/web/dfdc/DFDCtheory12-31.pdf> (14. September 2023).
- Eck, B.** (1972), Ventilatoren: Entwurf und Betrieb der Radial-, Axial- und Querstromventilatoren, 5., neubearb. Aufl., Springer, Berlin.
- Edgley, J.** (2022), “Optica”, <https://www.optica.co.uk/index2.html> (10. Juli 2022).
- EMRAX d.o.o.** (2020), Manual for EMRAX Motors/Generators, Version 5.4: EMRAX 188 Technical Data Table.
- EMRAX d.o.o.** (2022), “EMRAX Electric Motors/Generators”, <https://emrax.com/e-motors/> (23. September 2022).
- Engel, K.** (1997), “Numerische Simulation der instationären Strömung in Turbomaschinenkomponenten”, Dissertation, DLR-Forschungsbericht 97-19, <https://elib.dlr.de/38473/>.
- e.SAT GmbH** (2020), “Silent Air Taxi”, <https://e-sat.de/de/silent-air-taxi/> (16. August 2020).
- Eulitz, F.** (2000), “Numerische Simulation und Modellierung der instationären Strömung in Turbomaschinen”, Dissertation, DLR-Forschungsbericht 2000-05.
- FanJet Aviation GmbH** (2020), “FanJet Performance Data”, <http://www.fanjetaviation.com/> (16. August 2020).
- Farokhi, S.** (2014), Aircraft Propulsion: 2nd Edition, John Wiley & Sons.
- Ffowcs Williams, J. E., Hawkings, D. L.** (1969), “Theory relating to the noise of rotating machinery”, *Journal of Sound and Vibration*, 10 (1), S. 10–21, [https://doi.org/10.1016/0022-460X\(69\)90125-4](https://doi.org/10.1016/0022-460X(69)90125-4).
- Fischer, H.-O.** (1969), “Die Integrierte Mantelschraube”, *FLUG REVUE + flugwelt international* 1/1969, S. 25–32.
- GasTurb GmbH** (2022), “Gas Turbine Performance Software”, <https://www.gasturb.com/> (11. August 2022).
- Grieb, H.** (2004), Projektierung von Turboflugtriebwerken, Birkhäuser, Basel.
- Grieb, H.** (2009), Verdichter für Turbo-Flugtriebwerke, Springer, Berlin, Heidelberg.
- Gudmundsson, S.** (2014), General aviation aircraft design: Applied methods and procedures, Butterworth-Heinemann.

- Guzzella, L., Amstutz, A.** (2005), The QSS Toolbox Manual, Institut für Mess-und Regeltechnik, Eidgenössische Technische Hochschule Zürich.
- Hall, D. K., Greitzer, E. M., Tan, C. S.** (2012), “Performance Limits of Axial Compressor Stages”, in: *Proceedings of the ASME Turbo Expo 2012*, <https://doi.org/GT2012-69709>.
- Häflý, J.** (2018), “Untersuchung zum Einfluss des Propellers im Gesamtkontext der Triebwerksvorauslegung”, Masterarbeit, Institut für Strahlantriebe und Turbomaschinen, RWTH Aachen.
- Hepperle, Martin** (2018), JavaProp - Users Guide, Last Revision: August 2018.
- Hering, E., Martin, R., Gutekunst, J., Kempkes, J.** (2018), Elektrotechnik und Elektronik für Maschinenbauer, Springer, Berlin, Heidelberg.
- Herrig, L. J., Emery, J. C., Erwin, J. R.** (1951), “Systematic Two-Dimensional Cascade Tests of NACA 65-Series Compressor Blades at Low Speeds”, NACA Research Memorandum L51G31, Langley, VA.
- Hill, P. G., Schaub, U. W., Senoo, Y.** (1963), “Turbulent Wakes in Pressure Gradients”, *Journal of Applied Mechanics*, 30 (4), S. 518–524, <https://doi.org/10.1115/1.3636612>.
- Hoerner, S. F.** (1965), Fluid-Dynamic Drag: Practical information on aerodynamic drag and hydrodynamic resistance, Hoerner Fluid Dynamics, Bakersfield.
- Horlock, J. H.** (1967), Axialkompressoren, G. Braun, Karlsruhe.
- Huß, M.** (2013), “Übertragung von Motoreigenschaften mit Hilfe charakteristischer Skalierfunktionen zur Simulation verschiedener Varianten von Ottomotoren”, Dissertation, TU München.
- International Civil Aviation Organization** (2014), Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation: Volume I, Aircraft Noise, Seventh Edition, July 2014, Montréal, Quebec.
- Isay, W.-H.** (1964), Propellertheorie: Hydrodynamische Probleme, Springer, Berlin, Göttingen, Heidelberg.
- Jaron, R.** (2018), “Aeroakustische Auslegung von Triebwerksfans mittels multidisziplinärer Optimierungen”, Dissertation, TU Berlin.
- Jeschke, P.** (2019a), Manuskript zur Vorlesung Auslegung von Turbomaschinen, Aachen.
- Jeschke, P.** (2019b), Manuskript zur Vorlesung Luftfahrtantriebe, Aachen.
- Jetpel GmbH** (2024), “The jetpeller”, <https://jetpel.com/solution> (8. Februar 2024).
- Joos, Franz** (2020), Aerodynamik axialer Turbokompressoren, Springer Fachmedien Wiesbaden, Wiesbaden.
- Joubert, E., Chapuis, D., Esteyne, D., Lambert, J.-C., Siri, O., Müller-Wiesner, D.** (2016), “The E-Fan All Electrical Aircraft Demonstrator and its Industrialization”, in: *30th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2016*.

- Kato, M., Launder, B.** (1993), “The Modelling of Turbulent Flow Around Stationary and Vibrating Square Cylinders”, in: *Proceedings of the 9th International Symposium on Turbulent Shear Flows*, S. 1041–1046.
- Kerrebrock, J. L.** (1992), *Aircraft Engines and Gas Turbines*, 2. Aufl., MIT Press, Cambridge, MA.
- Khalid, S. A., Khalsa, A. S., Waitz, I. A., Tan, C. S., Greitzer, E. M., Cumpsty, N. A., Adamczyk, J. J., Marble, F. E.** (1999), “Endwall Blockage in Axial Compressors”, *Journal of Turbomachinery*, 121 (3), S. 499–509, <https://doi.org/10.1115/1.2841344>.
- Ko, A., Ohanian, O., Gelhausen, P.** (2007), “Ducted Fan UAV Modeling and Simulation in Preliminary Design”, *AIAA 2007-6375*, S. 1–20, <https://doi.org/10.2514/6.2007-6375>.
- Koch, C. C., Smith, L. H.** (1976), “Loss Sources and Magnitudes in Axial-Flow Compressors”, *Journal of Engineering for Power*, 98 (3), S. 411–424, <https://doi.org/10.1115/1.3446202>.
- Koppelberg, J.** (2020), Analytisches Verfahren zur Berechnung des Lärms subsonischer Mantelpropeller (Matlab-Programm), Institut für Strahlantriebe und Turbomaschinen, RWTH Aachen.
- Koppelberg, J., Weintraub, D., Jeschke, P.** (2022), “Acoustic pre-design studies of ducted fans for small aircraft”, *CEAS Aeronautical Journal*, 13, S. 877–889, <https://doi.org/10.1007/s13272-022-00604-3>.
- Kort, L.** (1934), “Der neue Düsen-schrauben-Antrieb”, *Werft, Reederei, Hafen*, 15 (4).
- Kosyna, G., Krasmann, H., Baumgarten, S., Rohdenburg, M., Friedrichs, J., Rohkamm, H.** (2002), “Axialventilatoren”, in: Bommers, L., Fricke, J., Grundmann, R. (Hrsg.), *Ventilatoren*, 2. Aufl., Vulkan-Verlag, S. 157–211.
- Krüger, W.** (1949), “On Wind Tunnel Tests and Computations Concerning the Problem of Shrouded Propellers” (Mahler, M. L., Übersetzerin), NACA Technical Memorandum 1202, Washington, DC, Übersetzung des ZWB Forschungsberichts Nr. 1949 (21. Januar 1944), “Windkanalmessungen und Rechnungen zum Problem der ummantelten Luftschraube”.
- Küchemann, D., Weber, J.** (1946), “Die Mantelschraube”, in: Encke, W. (Hrsg.), *Aerodynamik der Strahltriebwerke: Behandlung einzelner Triebwerksarten als Ganzes*, Monographien über Fortschritte der deutschen Luftfahrtforschung seit 1939, Band J3 (4.1), Aerodynamische Versuchsanstalt, Göttingen.
- Küchemann, D., Weber, J.** (1953), *Aerodynamics of Propulsion*, McGraw Hill, New York, Toronto, London.
- Lewis, R. I.** (1996), *Turbomachinery Performance Analysis*, Butterworth-Heinemann.
- Lieblein, S.** (1965), “Experimental Flow in Two-Dimensional Cascades”, in: Johnsen, I. A., Bullock, R. O. (Hrsg.), *Aerodynamic Design of Axial-Flow Compressors*, NASA SP-36, NASA Lewis Research Center, Cleveland, OH, S. 183–226.
- Lighthill, M. J.** (1952), “On sound generated aerodynamically I. General theory”, *Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences*, 211 (1107), S. 564–587, <https://doi.org/10.1098/rspa.1952.0060>.

- Martinez-Sanchez, M., Gauthier, R. P.** (1990), “Blade scale effects of tip leakage”, GTL Report 202, Gas Turbine Laboratory, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA.
- McKenzie, A. B.** (1997), Axial flow fans and compressors: Aerodynamic design and performance, Cranfield series on turbomachinery technology, Ashgate, Aldershot.
- Mellor, G. L.** (1957), “The aerodynamic performance of axial compressor cascades with application to machine design”, GTL Report 38, Gas Turbine Laboratory, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA.
- Metzger, F. B., Hanson, D. B.** (1973), “Low Pressure Ratio Fan Noise Experiment and Theory”, *Journal of Engineering for Power*, 95 (1), S. 19–26, <https://doi.org/10.1115/1.3445689>.
- Moreau, A.** (2017), “A unified analytical approach for the acoustic conceptual design of fans of modern aero-engines”, Dissertation, TU Berlin.
- Munk, M. M.** (1938), “Silencing of Propellers by Thrust Relief”, *Aero Digest*, 33 (4), S. 67–79.
- Nathen, P.** (2021), “Architectural performance assessment of an electric vertical take-off and landing (e-VTOL) aircraft based on a ducted vectored thrust concept”, <https://investors.lilium.com/static-files/c355ba0f-662c-466c-aa6a-43072b3d34c3> (27. April 2022).
- Neise, W.** (2002), “Lärmentstehung und Lärminderung”, in: Bommers, L., Fricke, J., Grundmann, R. (Hrsg.), *Ventilatoren*, 2. Aufl., Vulkan-Verlag, S. 323–377.
- Neise, W., Michel, U.** (1994), “Aerodynamic Noise of Turbomachines”, DLR-Interner Bericht 22314-94/B5, <https://elib.dlr.de/37284/>.
- Nürnberg, D.** (2004), “Implizite Zeitintegration für die Simulation von Turbomaschinenströmungen”, Dissertation, DLR-Forschungsbericht 2004-27, <https://elib.dlr.de/49328/>.
- Osborne, W. C.** (1977), Fans, 2nd Edition (in SI/Metric Units), Pergamon Press, Oxford.
- Pampreen, R. C.** (1993), Compressor Surge and Stall, Concepts ETI, Norwich, VT.
- Pischinger, R., Klell, M., Sams, T.** (2010), Thermodynamik der Verbrennungskraftmaschine, Springer, Wien.
- Pries, J., Hofmann, H.** (2013), “Magnetic and thermal scaling of electric machines”, *International Journal of Vehicle Design*, 61 (1-4), S. 219–232, <https://doi.org/10.1504/IJVD.2013.050849>.
- Pucher, H., Zinner, K.** (2012), Aufladung von Verbrennungsmotoren: Grundlagen, Berechnungen, Ausführungen, 4. Aufl., Springer Vieweg, Berlin, Heidelberg.
- Rick, H.** (2013), Gasturbinen und Flugantriebe: Grundlagen, Betriebsverhalten und Simulation, Springer, Berlin, Heidelberg.
- Robbins, W. H., Jackson, R. R., Lieblein, S.** (1965), “Blade-Element Flow in Annular Cascades”, in: Johnsen, I. A., Bullock, R. O. (Hrsg.), *Aerodynamic Design of Axial-Flow Compressors*, NASA SP-36, NASA Lewis Research Center, Cleveland, OH, S. 227–254.

- Robert, S. C.** (1964), “The Marvel Project: Part C - An Investigation of the Shrouded Propeller Propulsive System on the Marvelette Aircraft”, TRECOM Technical Report 64-41, <https://doi.org/10.21236/ad0608187>.
- Roland Berger GmbH** (2022), “Regional Air Mobility: How to unlock a new era of aviation”, [https://www.rolandberger.com/publications/publication\\_pdf/roland\\_berger\\_regional\\_air\\_mobility.pdf](https://www.rolandberger.com/publications/publication_pdf/roland_berger_regional_air_mobility.pdf) (4. August 2023).
- Sacks, A. H., Burnell, J. A.** (1962), “Ducted propellers - a critical review of the state of the art”, *Progress in Aerospace Sciences*, 3, S. 85–135, [https://doi.org/10.1016/0376-0421\(62\)90017-9](https://doi.org/10.1016/0376-0421(62)90017-9).
- Schade, S., Jaron, R., Guérin, S.** (2020), “Einfluss der Schaufelzählpaarung auf den Rotor-Stator-Interaktionslärm unter Berücksichtigung einer Lärmbewertungsmethode”, in: *Fortschritte der Akustik - DAGA 2020*, Deutsche Gesellschaft für Akustik e.V., Berlin, S. 999–1002, <https://elib.dlr.de/135044/>.
- Schade, S., Jaron, R., Moreau, A., Guérin, S.** (2022), “Mechanisms to reduce the blade passing frequency tone for subsonic low-count OGV fans”, *Aerospace Science and Technology*, 125, S. 107083, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.107083>.
- Schlichting, H.** (1968), *Boundary-Layer Theory*, 6. Aufl., McGraw-Hill, New York.
- Schlichting, H., Gersten, K., Krause, E.** (2006), *Grenzschicht-Theorie*, 10., überarbeitete Aufl., Springer, Berlin, Heidelberg.
- Schlichting, H., Truckenbrodt, E.** (1959), *Aerodynamik des Flugzeugs*, Band 1, Springer, Berlin, Göttingen, Heidelberg.
- Schobeiri, M. T.** (2005), *Turbomachinery Flow Physics and Dynamic Performance*, Springer, Berlin, Heidelberg.
- Scholz, N.** (1954), “Über den Einfluß der Schaufelhöhe auf die Randverluste in Schaufelgittern”, *Forschung im Ingenieurwesen*, 20 (5), S. 155–157, <https://doi.org/10.1007/BF02558377>.
- Seddon, J., Goldsmith, E. L.** (1985), *Intake Aerodynamics*, Blackwell Science.
- Seddon, J., Goldsmith, E. L.** (1999), *Intake Aerodynamics*, 2. Aufl., Blackwell Science.
- Simpson, R.** (1999), *Cessna Aircraft*, Images of America, Tempus Publishing, Gloucestershire.
- Smith, M. J. T.** (1989), *Aircraft noise*, Cambridge University Press.
- Squire, H. B.** (1953), “Experiments on conical diffusers”, ARC Technical Report 2751, London, <https://reports.aerade.cranfield.ac.uk/handle/1826.2/3301> (18. September 2023).
- Stanhope, F. W.** (1968), “The Performance of NACA-1-Series Intakes”, Rolls-Royce Power Plant Research Report IAR 85002.
- Stemme AG** (2018), *Flight Manual Stemme S10, Variant S12: Amendment 2*, Strausberg.
- Stipa, L.** (1932), “Experiments with Intubed Propellers: L’Aerotecnica, pp. 932-953, August, 1931. Translated by Dwight M. Miner”, NACA Technical Memorandum 655.

- Stipa, L.** (1934), "Stipa Monoplane with Venturi Fuselage: Rivista Aeronautica, pp. 13-37, July, 1933. Translated by Dwight M. Miner", NACA Technical Memorandum 753.
- Tapken, U.** (2016), "Analyse und Synthese akustischer Interaktionsmoden von Turbomaschinen", Dissertation, TU Berlin.
- Taylor, J. W. R.** (Hrsg.) (1974), Jane's all the world's aircraft 1974-75, Franklin Watts.
- Taylor, J. W. R.** (Hrsg.) (1979), Jane's all the world's aircraft, 1979-80, Franklin Watts.
- Taylor, J. W. R.** (Hrsg.) (1987), Jane's all the world's aircraft 1986-87, Jane's Publishing.
- Theodorsen, T.** (1948), Theory of Propellers, McGraw Hill, New York, Toronto, London.
- Thompson, S. L.** (1983), "OPTICA: Flying the Bugeye", *AOPA Pilot September 1983*, S. 34-37.
- Thurston, D. B.** (1995), Design for flying, 2. Aufl., TAB Books, New York.
- Torenbeek, E.** (1976), Synthesis of subsonic airplane design: An introduction to the preliminary design of subsonic general aviation and transport aircraft, with emphasis on layout, aerodynamic design, propulsion and performance, Delft University Press, Delft.
- Traupel, W.** (1982), Thermische Turbomaschinen, Band 2: Geänderte Betriebsbedingungen, Regelung, mechanische Probleme, Temperaturprobleme, 3., neubearb. u. erw. Aufl., Springer, Berlin.
- Traupel, W.** (1988), Thermische Turbomaschinen, Band 1: Thermodynamisch-strömungstechnische Berechnung, 3., neubearb. und erw. Aufl., berichtigter Nachdruck, Springer, Berlin.
- Truckenbrodt, E.** (2008), Fluidmechanik, Band 2: Elementare Strömungsvorgänge dichteveränderlicher Fluide sowie Potential- und Grenzschichtströmungen, 4., erg. Aufl. 1999; Nachdruck 2008 in veränderter Ausstattung, Springer, Berlin.
- Tyler, J. M., Sofrin, T. G.** (1962), "Axial Flow Compressor Noise Studies", *SAE Technical Paper 620532*, SAE International, Warrendale, PA, <https://doi.org/10.4271/620532>.
- U.S. Department of Defense** (1973), Military Specification (MIL)-E-5007, "General Specification for Engines, Aircraft, Turbojet and Turbofan", Rev. D (15 October 1973).
- van Basshuysen, R., Schäfer, F.** (2015), Handbuch Verbrennungsmotor: Grundlagen, Komponenten, Systeme, Perspektiven, 7., vollst. überarb. und erw. Aufl., Springer Vieweg, Wiesbaden.
- Visschedijk, J.** (2003), "History Brief - Cessna XMC", <https://1000aircraftphotos.com/HistoryBriefs/CessnaXMC.htm> (29. Januar 2023).
- Wald, Q. R.** (2006), "The aerodynamics of propellers", *Progress in Aerospace Sciences*, 42 (2), S. 85-128, <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2006.04.001>.
- Wallis, R. A.** (1961), Axial Flow Fans: Design and Practice, Newnes, London.
- Wallis, R. A.** (1983), Axial Flow Fans and Ducts, John Wiley & Sons, New York.

- Watzlawick, R.** (1991), “Untersuchung der wesentlichen Einflussfaktoren auf die Sekundärverluste in Verdichter- und Turbinengittern bei Variation des Schaufelseitenverhältnisses”, Dissertation, Universität der Bundeswehr, München.
- Weinig, F.** (1935), Die Strömung um die Schaufeln von Turbomaschinen, Barth, Leipzig.
- Weinig, F.** (1940), Aerodynamik der Luftschaube, Springer, Berlin.
- Weintraub, D., Koppelberg, J., Köhler, J., Jeschke, P.** (2022), “Ducted fans for hybrid electric propulsion of small aircraft”, *CEAS Aeronautical Journal*, 13, S. 471–485, <https://doi.org/10.1007/s13272-022-00573-7>.
- Wennerstrom, A. J.** (2000), Design of highly loaded axial-flow fans and compressors, Concepts ETI, White River Junction, VT.
- Wilcox, D. C.** (1988), “Reassessment of the scale-determining equation for advanced turbulence models”, *AIAA Journal*, 26 (11), S. 1299–1310, <https://doi.org/10.2514/3.10041>.
- Wilson, D. G., Korakianitis, T.** (2014), The design of high-efficiency turbomachinery and gas turbines, 2nd Edition, with a new preface, The MIT Press, Cambridge, MA and London.
- Wilson, M.** (1977), “Dowty ducted propulsor flies”, *FLIGHT International*, 112, S. 209–211.
- Worobel, R., Mayo, M. G.** (1973), “Q-Fans for General Aviation Aircraft”, Hamilton Standard, NASA Contractor Report 114665.
- Worobel, R., Peracchia, A. A.** (1968), “Shrouded Propeller Test Program Method Development”, Hamilton Standard Report HSER 4776, Volume I.
- Zhang, T., Barakos, G. N.** (2020), “Review on ducted fans for compound rotorcraft”, *The Aeronautical Journal*, 124 (1277), S. 941–974, <https://doi.org/10.1017/aer.2019.164>.
- Zöllner, P.** (2016), Rhein-Flugzeugbau GmbH und Fischer Flugmechanik: 60 Jahre Luftfahrt-Entwicklungen von Hanno Fischer, Books on Demand, Norderstedt.

# A. Verlustkorrelationen für die Propellerstufe

Hier werden die in der Arbeit verwendeten Verlustkorrelationen dargestellt. Die Darstellung ist in weiten Teilen an *Jeschke* (2019a) angelehnt. Zur Vereinfachung ist inkompressible Strömung angesetzt. Lauf- und Leitrad werden in allen Herleitungen als ebene, stationäre Schaufelgitter betrachtet und die Zentrifugal- und Corioliskräfte im Rotor werden vernachlässigt, sodass die Herleitungen für das Lauf- und Leitrad jeweils analog sind.

## Profilverlust

Der Profilverlust wird durch Integration der Entropieproduktion in der viskosen Schaufelgrenzschicht

$$\dot{S} = \frac{c_d \rho w_\infty^3}{T} \quad (\text{A.1})$$

bestimmt, welche stark von der lokalen Fernfeldgeschwindigkeit  $w_\infty$  (Lauf- oder Leitrad) abhängt. Dem Ansatz von *Hall et al.* (2012) folgend wird die Grenzschicht als vollständig turbulent angenommen und die saug- und druckseitige Verteilung der Fernfeldgeschwindigkeiten wird als dreieckförmig angesetzt. Für das Lauf- und Leitrad wird diese Geschwindigkeitsverteilung durch

$$w_{\text{SS}} = (w_2 - w_1 - \Delta w_u)x/l'' + w_1 + \Delta w_u \quad (\text{A.2})$$

$$w_{\text{DS}} = (w_2 - w_1 + \Delta w_u)x/l'' + w_1 - \Delta w_u \quad (\text{A.3})$$

$$\Delta w_u = (w_{u2} - w_{u1})t''/l'' \quad (\text{A.4})$$

beschrieben, mit der Lauflänge  $x = 0 \dots l''$ . Der Dissipationskoeffizient  $c_d$  wird lokal mit der von *Denton* (1993) verwendeten Näherung

$$c_d = 0,0056 \text{Re}_{\delta_2}^{-\frac{1}{6}} \quad (\text{A.5})$$

bestimmt, die auf *Schlichting* (1968) zurückgeht und im Bereich  $10^3 < \text{Re}_{\delta_2} < 10^5$  Gültigkeit besitzt. Wie *Denton* ausführt, ist für Turbomaschinenbeschaufelungen  $\text{Re}_{\delta_2}$  häufig in der Größenordnung  $10^3$  und

$$c_d = 0,002 = \textit{konst.} \quad (\text{A.6})$$

eine gültige Vereinfachung. In verzögerter Strömung kann dieser Wert auf etwa

$$c_d = 0,0024 = \textit{konst.} \quad (\text{A.7})$$

ansteigen. Bei den in dieser Arbeit untersuchten Antrieben ist  $\text{Re}_{\delta_2} \approx 2 \dots 4 \cdot 10^3$ , sodass diese Näherungen anwendbar sind. Werden  $T$ ,  $\rho$  und  $c_d$  als konstant angesetzt, so kann (A.1) mit (A.2) und (A.3) analytisch über Saug- und Druckseite aufintegriert und auf den Luftmassenstrom des Schaufelkanals bezogen werden, um die spezifische Entropiezunahme zu erhalten. Daraus folgen die Verlustziffern von Lauf- und Leitrad

$$\xi''_{\text{Profil}} = c_d'' \frac{\frac{1}{\sin \beta_1} + \frac{1}{\sin \beta_2}}{\left(\frac{1}{\sin \beta_1}\right)^2} \left( \frac{l''}{t''} \left( \left(\frac{1}{\sin \beta_1}\right)^2 + \left(\frac{1}{\sin \beta_2}\right)^2 \right) + \frac{2t''}{l''} \left( \frac{1}{\tan \beta_2} - \frac{1}{\tan \beta_1} \right)^2 \right) \quad (\text{A.8})$$

$$\xi'_{\text{Profil}} = c_d' \frac{\frac{1}{\sin \alpha_2} + \frac{1}{\sin \alpha_3}}{\left(\frac{1}{\sin \alpha_2}\right)^2} \left( \frac{l'}{t'} \left( \left(\frac{1}{\sin \alpha_2}\right)^2 + \left(\frac{1}{\sin \alpha_3}\right)^2 \right) + \frac{2t'}{l'} \left( \frac{1}{\tan \alpha_3} - \frac{1}{\tan \alpha_2} \right)^2 \right). \quad (\text{A.9})$$

Die Herleitung dieser Gleichungen mit Zwischenschritten findet sich in *Jeschke* (2019a). Die Korrelation berücksichtigt den Einfluss des Teilungsverhältnisses auf den Profilverlust: die Abwägung zwischen großer benetzter Fläche ( $t/l$  klein) und hohen saugseitigen Übergeschwindigkeiten ( $t/l$  groß). Wegen (A.6) und (A.7) bleibt allerdings unberücksichtigt, dass  $c_d$  mit zunehmender Sehnenlänge und Reynoldszahl leicht zurückgeht. Dafür müsste das Integral der (A.1) mit (A.2), (A.3) und (A.5) numerisch ausgewertet werden. Hier wird darauf verzichtet, weil der Einfluss der Sehnenlänge auf (A.5) gering ist. Wird die Reynoldszahl darin mit der Impulsverlustdicke einer glatten Platte nach *Truckenbrodt* (2008)

$$\delta_2 = 0,037 \text{Re}^{-\frac{1}{5}} x \quad (\text{A.10})$$

gebildet, so ist  $c_d \propto l^{-2/15}$ , eine Verdoppelung der Sehnenlänge reduziert  $c_d$  also nur um knapp 9% lokal an der Hinterkante. Die Auswirkung auf  $\xi_{\text{Profil}}$  liegt dann im niedrigen einstelligen Prozentbereich, also in der Größenordnung des Fehlers von Mittelschnittsverfahren generell, und wird daher vernachlässigt.

---

## Hinterkantenverlust

Der Hinterkantenverlust wird nach *Denton* (1993) analytisch beschrieben. Er ist großteils auf die als vollständig angenommene Ausmischung der Nachlaufdelle mit der Hauptströmung zurückzuführen, sowie ferner, in allen betrachteten Fällen dieser Arbeit in deutlich geringerem Maß, auf die plötzliche Querschnittserweiterung und einen Druckabfall an der Hinterkante. In dieser Reihenfolge sind die drei Effekte im Zähler des Klammerterms der Verlustkorrelationen von Lauf- und Leitrad

$$\xi''_{\text{Hinterkante}} = \left( \frac{\sin \beta_1}{\sin \beta_2} \right)^2 \left( \frac{2\delta_2'' t'' \sin \beta_2 + (\delta_1'' + \delta_{\text{HK}}'')^2 + c_b'' \delta_{\text{HK}}'' t'' \sin \beta_2}{(t'' \sin \beta_2 - \delta_{\text{HK}}'' - \delta_1'')^2} \right) \quad (\text{A.11})$$

$$\xi'_{\text{Hinterkante}} = \left( \frac{\sin \alpha_2}{\sin \alpha_3} \right)^2 \left( \frac{2\delta_2' t' \sin \alpha_3 + (\delta_1' + \delta_{\text{HK}}')^2 + c_b' \delta_{\text{HK}}' t' \sin \alpha_3}{(t' \sin \alpha_3 - \delta_{\text{HK}}' - \delta_1')^2} \right) \quad (\text{A.12})$$

wiederzufinden, mit der Dicke der Hinterkante  $\delta_{\text{HK}}$ , dem Hinterkanten-Unterdruckkoeffizienten  $c_b$ , der Verdrängungsdicke  $\delta_1$  und der Impulsverlustdicke  $\delta_2$ . Die Herleitung dieser Gleichungen mit Zwischenschritten findet sich in *Jeschke* (2019a).

In dieser Arbeit werden  $\delta_1$  und  $\delta_2$  nach einem Ansatz von *Moreau* (2017) ermittelt, der auf Arbeiten von *Lieblein* und *Schlichting* beruht und von Reynoldszahl und Diffusionszahl ausgeht. Der Ansatz basiert auf Korrelationen für die turbulente Grenzschicht einer glatten Platte und berücksichtigt die Aufdickung der Grenzschicht in verzögerter Strömung. Demnach ist

$$\delta_2 = 0,018 (1 + \exp(3D + 2D^2)) \text{Re}^{-0,2} x \quad (\text{A.13})$$

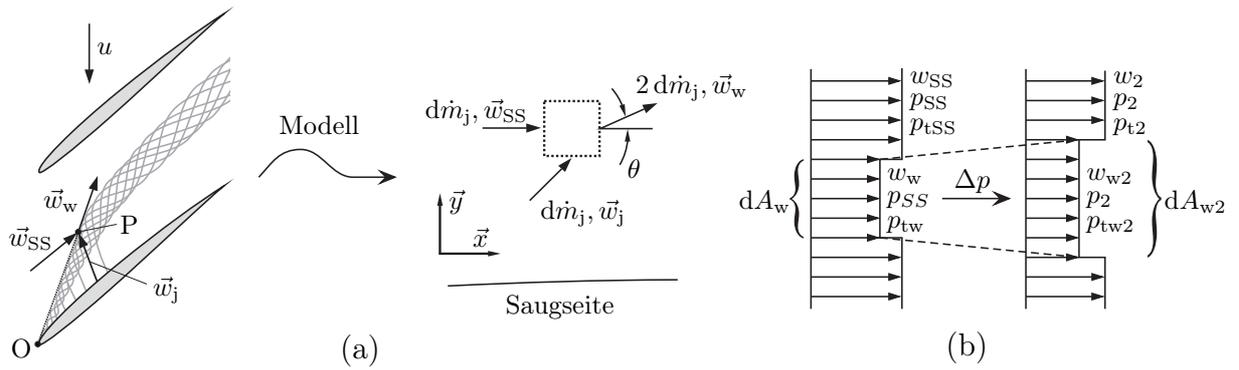
und

$$\delta_1 = H_{12} \delta_2 \quad \text{mit} \quad H_{12} = 1 + 2,795 \ln(1 + 0,1133 \exp(3,63D)) \quad (\text{A.14})$$

Die Reynoldszahl wird mit der (relativen) Zuströmgeschwindigkeit der Gitter gebildet. Die Diffusionszahl wird saugseitig nach (2.53) berechnet. Auf der Druckseite wird  $D = 0$  angesetzt, womit sich (A.13) und (A.14) zu den Werten der glatten Platte ohne Druckgradient vereinfachen. Die Lauflänge  $x$  wird mit der Sehnenlänge approximiert.

## Radialspaltverlust und Blockagewirkung der Spaltströmung

Der Radialspaltverlust wird, wie schon Profil- und Hinterkantenverlust, mit einem Ansatz von *Denton* (1993) bestimmt. Bei gleichem Totaldruck im mitbewegten Relativsystem entsteht an der Schaufelspitze ein statischer Druckgradient, welcher eine Radialspaltströmung von der Druck- auf die Saugseite treibt. Zur Verlustbestimmung wird



**Abbildung A.1.:** Modellierung der Blockage nach *Khalid et al.* (1999) in zwei Schritten: Ausmischung der Spaltströmung (a) und Ausbreitung des Geschwindigkeitsdefizits  $w_w$  entgegen dem Kanaldruckgradienten  $\Delta p$  in Strömungsrichtung (b). Skizze des Radialspaltwirbels in Anlehnung an *Martinez-Sanchez und Gauthier* (1990).

angenommen, dass die Geschwindigkeitskomponente der Radialspaltströmung quer zur Hauptströmung dissipiert und anschließend die Radialspaltströmung mit der saugseitigen Hauptströmung ausgemischt wird. Der daraus resultierende Totaldruckverlust wird entlang der Sehnenlänge aufintegriert und auf den Luftmassenstrom des Schaufelkanals bezogen. Daraus folgt die Verlustkorrelation

$$\xi''_{\text{Radialspalt}} = \frac{2c_c \delta_{\text{SP}}}{c_a w_1^2 h'' t''} \int_0^{l''} w_{\text{SS}} (w_{\text{SS}} - w_{\text{DS}}) \sqrt{w_{\text{SS}}^2 - w_{\text{DS}}^2} dx, \quad (\text{A.15})$$

welche mit der von (A.2) und (A.3) gegebenen dreieckförmigen Geschwindigkeitsverteilung numerisch ausgewertet wird. Das Leitrad weist keinen Radialspalt auf, sodass dafür keine Verlustkorrelation notwendig ist. Die Herleitung von (A.15) mit Zwischenschritten findet sich in *Jeschke* (2019a).

Ausgehend von diesem Vorgehen und mit denselben bereits von *Denton* getroffenen Annahmen haben *Khalid et al.* (1999) einen Ansatz zur Berechnung der Blockage aufgrund des Radialspaltwirbels dargestellt. Der Ansatz beruht auf folgender Analyse von *Martinez-Sanchez und Gauthier* (1990). In einem Punkt P des Spaltwirbels, dargestellt in Abb. A.1 (a), treffen die Spaltströmung mit

$$\vec{w}_j = \begin{pmatrix} w_{\text{DS}} \\ w_j \end{pmatrix} \quad (\text{A.16})$$

und die saugseitige Hauptströmung mit

$$\vec{w}_{\text{SS}} = \begin{pmatrix} w_{\text{SS}} \\ 0 \end{pmatrix} \quad (\text{A.17})$$

aufeinander. Unter Vernachlässigung der Reibung haben beide Strömungen denselben Totaldruck im Relativsystem, da sie entlang von Stromfäden zum selben Eintrittszustand zurückverfolgbar sind. Auch der statische Druck beider Strömungen ist in P gleich, sodass

$$|\vec{w}_j| = |\vec{w}_{SS}| \quad (\text{A.18})$$

und

$$w_j = \sqrt{w_{SS}^2 - w_{DS}^2} \quad (\text{A.19})$$

sind, genauso wie bei der Berechnung des Radialspaltverlustes nach *Denton*. In P treffen beide Strömungen mit den zur Linie OP orthogonalen Geschwindigkeitskomponenten aufeinander. Wegen (A.18) ist OP die Winkelhalbierende zwischen  $\vec{w}_j$  und  $\vec{w}_{SS}$  und es mischen sich jeweils gleich große Massenströme  $d\dot{m}_j$  von Haupt- und Radialspaltströmung zum Wirbel. Damit kann von der Radialspaltströmung

$$d\dot{m}_j = \rho w_j c_c \delta_{SP} dx \quad (\text{A.20})$$

mit der Größe des Spalts  $\delta_{SP}$  und dem Kontraktionskoeffizienten  $c_c$  auf das lokale Wachstum des Wirbelquerschnitts

$$dA_w = \frac{2 d\dot{m}_j}{\rho w_w} \quad (\text{A.21})$$

geschlossen werden. Die Strömung im Wirbel fließt mit der im Vergleich zur saugseitigen Hauptströmung geringeren Geschwindigkeit  $w_w$ . Dieses *Geschwindigkeitsdefizit* begründet die Blockagewirkung des Wirbels. *Khalid et al.* folgend wird für die Bestimmung der Blockage die Wirbelstruktur gänzlich vernachlässigt. Wesentlich sind das aus der Mischung resultierende Geschwindigkeitsdefizit und wie dieses sich entlang des Druckanstiegs zum Gitteraustritt hin entwickelt. Das wird im Folgenden für ein beliebiges Wirbelelement berechnet. Zunächst wird der Impulssatz für das in Abb. A.1 (a) dargestellte Kontrollvolumen

$$-d\dot{m}_j \begin{pmatrix} w_{SS} \\ 0 \end{pmatrix} - d\dot{m}_j \begin{pmatrix} w_{DS} \\ w_j \end{pmatrix} + 2d\dot{m}_j \begin{pmatrix} w_w \cos \theta \\ w_w \sin \theta \end{pmatrix} = 0 \quad (\text{A.22})$$

aufgestellt, und so das Geschwindigkeitsdefizit des Wirbels

$$w_w = \frac{w_{SS} + w_{DS}}{2 \cos \theta} = \frac{w_j}{2 \sin \theta} \quad (\text{A.23})$$

mit

$$\tan \theta = \sqrt{\frac{w_{SS} - w_{DS}}{w_{SS} + w_{DS}}} \quad (\text{A.24})$$

bestimmt. Aus (A.20), (A.21) und (A.23) folgt das Wachstum der Wirbelquerschnittsfläche

$$dA_w = 4c_c \delta_{SP} \sin \theta dx. \quad (\text{A.25})$$

Mit der hier angenommenen Geschwindigkeitsverteilung des Profils (A.2)-(A.4) sind Spaltströmung und  $dA_w$  unmittelbar hinter der Vorderkante am größten.

Zur Bestimmung der Blockagewirkung wird nun angenommen, dass sich das Geschwindigkeitsdefizit bis zum Gitteraustritt wieder in Richtung der Hauptströmung ausrichtet. Bis zum Austritt nimmt aufgrund der Verzögerung der Hauptströmung der statische Druck um  $\Delta p$  zu, wie in Abb. A.1 (b) dargestellt. In der Rechnung gibt es zwei Möglichkeiten, die Ausmischung mit der Hauptströmung wird entweder berücksichtigt oder vernachlässigt. Wird die Ausmischung mit der Hauptströmung vernachlässigt, so kann die Blockage mit der von *Khalid et al.* für eine reibungsfreie und inkompressible Strömung hergeleiteten Gleichung

$$\frac{dA_{B2}}{dA_w} = \sqrt{1 + CP_t} \left( \frac{1}{\sqrt{1 - (CP_s - CP_t)}} - \frac{1}{\sqrt{1 - CP_s}} \right) \quad (\text{A.26})$$

bestimmt werden, wobei hier

$$CP_s = \frac{w_{SS}^2 - w_2^2}{w_{SS}^2} \quad (\text{A.27})$$

und

$$CP_t = \frac{w_w^2 - w_{SS}^2}{w_{SS}^2} \quad (\text{A.28})$$

sind. Bei Mantelpropellern insb. großer Teilung geht aber oft  $CP_s - CP_t \rightarrow 1$  und nach (A.26) damit  $dA_{B2}/dA_w \rightarrow \infty$ , was einer unrealistischen Verblockung des gesamten Ringraums gleichkommt. Bei der Betrachtung von Mantelpropellern muss die Ausmischung also berücksichtigt werden, um realistische Ergebnisse zu erzielen.

Zur Bestimmung der Blockagewirkung unter Berücksichtigung der Ausmischung mit der Hauptströmung verwenden *Khalid et al.* Näherungsformeln, die *Hill et al.* (1963) ausgehend von den Reynolds'schen Gleichungen hergeleitet haben. Demselben Ansatz folgt diese Arbeit. Zu bestimmen sind die Fläche  $dA_{w2}$  und die Geschwindigkeit  $w_{w2}$  am Austritt. Dafür werden die von *Hill et al.* aufgestellten Zusammenhänge mit den Parametern einer *äquivalenten Nachlaufdüse*

$$\theta_0 = \frac{w_w}{w_{SS}} \left( 1 - \frac{w_w}{w_{SS}} \right) \sqrt{dA_w}, \quad \beta_0 = \frac{w_{SS} - w_w}{w_{SS}} \quad \text{und} \quad U_0 = w_{SS}$$

ausgewertet, um  $dA_{w2}/dA_w$  sowie die vom Wirbelement verursachte Blockage

$$\frac{dA_{B2}}{dA_{w2}} = 1 - \frac{w_{w2}}{w_2} \quad (\text{A.29})$$

zu erhalten. Zur Bestimmung der Blockage am Laufradaustritt wird angenommen, dass alle Wirbelemente unabhängig voneinander entstehen und sich ausbreiten. Die Blockage durch die Radialspaltströmung  $A_{B2}$  wird bestimmt, indem (A.29) über die Rotorsehnenlänge numerisch aufintegriert wird. Das Ergebnis wird in eine axial blockierte Fläche umgerechnet (Teilen durch  $\sin \beta_2$ ), mit der Schaufelzahl  $B$  multipliziert und auf den gesamten Ringraumquerschnitt bezogen, um die gesamte Blockage der Stufe aufgrund des Radialspaltwirbels

$$B_{\text{Spaltwirbel}} = \frac{BA_{B2}}{\pi r_G^2 (1 - \nu^2) \sin \beta_2} \quad (\text{A.30})$$

zu erhalten.

## Axialspaltverlust

Der Axialspaltverlust ist der Seitenwandreibungsverlust zwischen Lauf- und Leitrad. Er wird basierend auf dem Druckverlust einer äquivalenten Rohrströmung abgeschätzt, wobei eine homogene, komplett ausgemischte Rotorabströmung angesetzt wird. Die Lauflänge an der feststehenden Wand ist aufgrund des Dralls der Strömung um den Faktor  $1/\sin \alpha_2$  erhöht. Der Totaldruckverlust entspricht dann einem Rohr der Länge  $\delta_{Ax}/\sin \alpha_2$  mit dem hydraulischen Durchmesser  $2h''$ . Aus dem Zusammenhang des Rohrdruckverlustes und der Definition der Verlustziffer folgt

$$\xi''_{\text{Axialspalt}} = \lambda \frac{\delta_{Ax} \sin^2 \beta_1}{2h'' \sin^3 \alpha_2}. \quad (\text{A.31})$$

Den Ausführungen von *Grieb* (2009) folgend wird für den hier betrachteten Fall konservativ

$$\lambda = 0,02$$

geschätzt. Im Leitrad fällt keinen Axialspaltverlust an. Die Verluste stromab dessen Austrittsebene werden als Totaldruckverlust des Übergangsstücks bilanziert.

## Sekundärverlust

Die in dieser Arbeit verwendete Sekundärverlustkorrelation hat *Watzlawick* (1991) entwickelt. Er hat die Arbeiten früherer Autoren ausgewertet und eigene Versuchsreihen

durchgeführt, darunter u. a. Gitterwindkanalmessungen an einem NACA-65 Verdichtergitter bei Machzahl 0,67 und Reynoldszahlen  $2 \dots 7 \cdot 10^5$ . Dabei wurden Sehnenlängen 60...180 mm, Höhen-Seiten-Verhältnisse 0,5...3 und Zuströmwinkel bzw. Belastung variiert. Um den Sekundärverlust zu erhalten, wurden die gemessenen Druckverluste um den Profilverlust (gemessener Totaldruckverlust im Mittelschnitt) gemindert. Die gewonnenen Daten hat *Watzlawick* in Korrelation zu verschiedenen Geometrie- und Strömungsparametern gebracht, um schließlich eine alle Messwerte gut abbildende Korrelation für den Sekundärverlust zu erhalten. Diese hat er in Form des verbreiteten Verlustparameters  $\omega$  angegeben, als Totaldruckverlust bezogen auf den dynamischen Druck der Zuströmung, im Gegensatz zum in dieser Arbeit verwendeten Enthalpieverlustkoeffizienten  $\xi$ . In inkompressibler Strömung ist aber  $\xi = \omega$  und auch für Zuströmmachzahlen  $< 0,5$  ist der Fehler von  $\xi \approx \omega$  klein (*Brown, 1972; Traupel, 1988*). So lässt sich aus der Arbeit von *Watzlawick* die Korrelation

$$\xi''_{\text{Sekundär}} = 0,0522 \frac{l''}{h''} (\cot \beta_2 - \cot \beta_1) \sin \beta_\infty \quad (\text{A.32})$$

mit  $\beta_\infty = \arctan \left( \frac{2}{\cot \beta_1 + \cot \beta_2} \right)$

ableiten. Sie beinhaltet Wandreibungsverluste und ist nach *Watzlawick* für den Bereich  $h/l = 0,5 \dots 3$  gültig. Bei  $h/l < 0,5$  wachsen die Randwirbel zusammen und der Sekundärverlust nimmt stark zu, was die Korrelation nicht beschreiben kann. Aus (A.32) wird durch Übertragung ins Absolutsystem des Stators die Korrelation

$$\xi'_{\text{Sekundär}} = 0,0522 \frac{l'}{h'} (\cot \alpha_2 - \cot \alpha_3) \sin \alpha_\infty \quad (\text{A.33})$$

mit  $\alpha_\infty = \arctan \left( \frac{2}{\cot \alpha_2 + \cot \alpha_3} \right)$

gewonnen. Die treibenden Mechanismen des Sekundärverlustes sind in (A.32) gut erkennbar, wie *Watzlawick* analysiert. Zum einen nimmt der Sekundärverlust mit zunehmendem Höhen-Seiten-Verhältnis ab, weil er überwiegend in den Randzonen entsteht. Bei genügend großem  $h/l$  fällt um den Mittelschnitt herum kein Sekundärverlust an. Bei weiterer Steigerung der Schaufelhöhe bleibt dann der absolute Sekundärverlust konstant und der Verlustbeiwert sinkt. Daher kann der Sekundärverlustbeiwert unter bestimmten Bedingungen durch Versuche ermittelt, normiert und auf andere  $h/l$ -Werte umgerechnet werden (*Scholz, 1954*). Ein solcher normierter Wert  $\xi^*_{\text{Sekundär}}$ , gewonnen z. B. bei  $h/l = 2$ , erlaubt dann über

$$\xi_{\text{Sekundär}} = \frac{l}{2h} \xi^*_{\text{Sekundär}} \quad (\text{A.34})$$

Rückschlüsse auf den Sekundärverlust für sämtliche genügend großen Höhen-Seiten-Verhältnisse. Zum anderen steigt mit zunehmender Belastung der Querdruckgradient

an, der wesentlich an der Entstehung der verlusttreibenden Wirbelstrukturen beteiligt ist. Die Belastung kann durch die Belastungszahl

$$B = \frac{2(w_{u2} - w_{u1})}{w_\infty} = 2(\cot \beta_2 - \cot \beta_1) \sin \beta_\infty \quad (\text{A.35})$$

beschrieben werden. Ist nun

$$\xi_{\text{Sekundär}}^* \propto B, \quad (\text{A.36})$$

so ergibt sich durch sukzessives Einsetzen genau die Korrelation (A.32), mit einem aus Versuchsreihen abgeleiteten Proportionalitätsfaktor von hier 0,0522. Daher ist der Gültigkeitsbereich von (A.32) und (A.33) in Bezug auf  $h/l$  nach oben unbegrenzt.

## Inzidenzverlust

Der Verlust durch Fehlanströmung (Inzidenzverlust) fällt an, wenn der Zuströmwinkel von der Nennanströmrichtung abweicht. Je nach Schaufelprofil und Strömungsbedingungen können verschiedene Strömungsphänomene zur Verlustentstehung beitragen, z. B. eine Verschiebung des Grenzschichtumschlags und das Auftreten von Strömungsablösungen. Nach *Denton* (1999) kann der Inzidenzverlust konservativ mit der Annahme abgeschätzt werden, dass der Impulsanteil der Zuströmung orthogonal zur Nennanströmrichtung vollständig dissipiert wird. Dies folgt auch aus der Anwendung des Impulssatzes auf eine als scharfkantige Platte idealisierte Vorderkante, die keine Kräfte in Längsrichtung aufnehmen kann (mit  $i''_{\text{Design}}, i'_{\text{Design}} = 0$ ). Damit kann der Inzidenzverlust, rein analytisch und stark vereinfachend, als

$$\xi''_{\text{Inzidenz}} = \sin^2 i'' \quad \text{mit } i'' = \beta_1 - \beta_{1,\text{Design}} \quad (\text{A.37})$$

$$\xi'_{\text{Inzidenz}} = \sin^2 i' \quad \text{mit } i' = \alpha_2 - \alpha_{2,\text{Design}} \quad (\text{A.38})$$

beschrieben werden. *Bahr* (1964) hat Messreihen an Profilen der NACA-65 Serie durchgeführt, wie sie auch für den Propeller dieser Arbeit verwendet werden. Demnach reagiert die Verlustziffer auf Fehlanströmungen je nach Profilform und Vorderkantendicke sehr unterschiedlich. Bei dünnen Profilen (z. B. NACA 65-604) ist die Parabelform des Zusammenhangs  $\xi = f(i)$  gegeben, bei dicken Profilen hingegen (z. B. NACA 65-612) ist die Verlustziffer über einen Anströmwinkelbereich von  $\pm 5^\circ$  praktisch unverändert, steigt jenseits dessen bei druckseitig weiter erhöhter Inzidenz langsam an, bei saugseitig weiter erhöhter Inzidenz sprunghaft. *Traupel* (1988) hat basierend auf den Ergebnissen von *Bahr* empirische Inzidenzverlustkorrelationen entwickelt. Diese Korrelationen sind mit dem analytischen Verlustmodell dieser Arbeit allerdings nicht kompatibel und auch

profilspezifisch, also für die Vorauslegungsstudien ungeeignet. Ohnehin können die Auswirkungen der Fehlanströmung im Ringgitter deutlich anders sein als im ebenen Gitter, weil z. B. die Strömung an der Laufschaufelspitze empfindlicher darauf reagiert (*Lieblein*, 1965). Für die Zwecke dieser Arbeit wird daher die einfachere, analytische Korrelation von *Denton* verwendet, allerdings in einer im Rahmen der Kalibrierung angepassten Form, wie in Kap. 5.2.6 beschrieben.

## B. Auslegung und Nachrechnung der radialen Verteilung

Hier wird der *Mixed Vortex*-Ansatz nach *Lewis* (1996) und *Dixon und Hall* (2014) dargestellt. Das von *Lewis* veröffentlichte Rechenverfahren für Laufräder wird um Leiträder erweitert, um damit die gesamte Propellerstufen auszulegen und nachzurechnen. In der Auslegung wird zunächst eine radiale Strömungswinkelverteilung erzeugt. In der Nachrechnung werden für eine gegebene Auslegung und einen gegebenen Betriebspunkt die Strömungswinkel bestimmt. Für beide Aufgaben gelten dieselben Vereinfachungen. Es wird eine inkompressible Strömung angenommen. Die Ein- und Austrittsradien der Schaufeln sind konstant. Die Verluste in den Schaufelgittern werden berücksichtigt, aber vereinfachend als radial homogen angesetzt. Die Blockage in den Schaufelgittern sowie die inzidenzabhängige Minderumlenkung werden vernachlässigt.

### Auslegung

Die Auslegung erfolgt für den Auslegungspunkt der Mittelschnittsrechnung, aus welcher die Parameter  $\rho_{h,M}$ ,  $\varphi_M$  und  $\psi_{h,M}$  im Mittelschnitt, die Drehzahl und die Ringraumdurchmesser bekannt sind. Zur Bestimmung der Geschwindigkeitsdreiecke über die Schaufelhöhe wird in den Verdichterebenen 1, 2 und 3 die Gleichung der radialen Geschwindigkeitsschichtung (2.39) gelöst, die auf dem einfachen radialen Gleichgewicht basiert. Das Vorgehen basiert auf der *Mixed Vortex-Auslegung*

$$c_{u2} = \frac{a}{r} + br \quad (\text{B.1})$$

mit den Konstanten  $a$  und  $b$ . Das folgende Vorgehen baut auf den von *Lewis* (1996) gezeigten Lösungsweg auf. Aus der Definition der Enthalpiekenngröße (2.26) folgt mit den Annahmen (2.29) und (2.31) sowie (B.1)

$$\psi_h = \frac{2c_{u2}}{u} = \frac{2}{\Omega} \left( \frac{a}{r^2} + b \right). \quad (\text{B.2})$$

Zur Festlegung der radialen Verteilung wird die Enthalpiekenngröße ergänzend zum Mittelschnitt, an dem ihr Wert  $\psi_{h,M}$  aus der Vorauslegung bereits bekannt ist, an einem zweiten Bezugsradius willkürlich festgelegt. Aufgrund der guten Anschaulichkeit wird

hierfür der Gehäuseradius  $r_G$  verwendet, mit einer dort gewählten Enthalpiekenngröße  $\psi_{h,G}$ . Für (B.2) findet sich dann die Lösung

$$a = \frac{\Omega (\psi_{h,M} - \psi_{h,G}) r_G^2 r_M^2}{2(r_G^2 - r_M^2)} \quad (\text{B.3})$$

$$b = \frac{\Omega (\psi_{h,G} r_G^2 - \psi_{h,M} r_M^2)}{2(r_G^2 - r_M^2)}. \quad (\text{B.4})$$

Nun kann  $\psi_{h,G}$  wiederum willkürlich als Funktion des Verwindungsparameters  $c$  ausgedrückt werden, z. B. als

$$\psi_{h,G} = \psi_{h,M} \left[ \left( \frac{r_M}{r_G} \right)^2 + c \left( 1 - \left( \frac{r_M}{r_G} \right)^2 \right) \right], \quad (\text{B.5})$$

woraus durch sukzessives Einsetzen in (B.3), (B.4) und schließlich (B.2) der Zusammenhang

$$\psi_h = \psi_{h,M} \left[ 1 + (1 - c) \left( \left( \frac{r_M}{r} \right)^2 - 1 \right) \right] \quad (\text{B.6})$$

wird. Dieser repräsentiert das Designspektrum zwischen der Free Vortex-Auslegung

$$c = 0 \Rightarrow \psi_h = \psi_{h,M} \left( \frac{r_M}{r} \right)^2 = \frac{\text{konst.}}{r^2}$$

und der Forced Vortex-Auslegung

$$c = 1 \Rightarrow \psi_h = \psi_{h,M} = \text{konst.}$$

Aus (B.2) folgt mit (B.6)

$$c_{u2} = \frac{\psi_{h,M} \Omega r}{2} \left[ 1 + (1 - c) \left( \left( \frac{r_M}{r} \right)^2 - 1 \right) \right], \quad (\text{B.7})$$

was in Kap. 5.2.3 als (5.9) angegeben ist. Zur Bestimmung von  $c_{a2}$  und mithin der Strömungswinkel in Ebene 2 wird die Gleichung der radialen Geschwindigkeitsschichtung (2.39) verwendet. Dabei wird eine homogene, axiale Zuströmung angesetzt ( $c_{u1} = 0$  m/s,  $dh_{t1}/dr = 0$  J/kg m). Mit homogenen Verlusten ist auch  $ds/dr = 0$  J/kg m. Mit diesen Annahmen folgt aus der Eulergleichung und (B.1) nach kurzer Rechnung unter Anwendung der Produktregel

$$\frac{dh_{t2}}{dr} = \frac{d(uc_{u2})}{dr} = 2\Omega br, \quad (\text{B.8})$$

was insofern plausibel ist, als nur der durch die Konstante  $b$  quantifizierte Forced Vortex-Anteil der Mixed Vortex-Auslegung zu einer radial inhomogenen Arbeitszufuhr beiträgt. Einsetzen von (B.1) und (B.8) in (2.39) liefert nach kurzer Rechnung und Integration

$$c_{a2} = \sqrt{2(\Omega - b)br^2 - 4ab \ln(|r|) + C_1} \quad (\text{B.9})$$

mit der Integrationskonstante  $C_1$ . Diese Konstante ist durch die Massenkontinuität bestimmt und wird numerisch berechnet. Die Leitradabströmung wird ebenfalls mit (2.39) gelöst, wobei zur optimalen Schuberzeugung drallfreie Abströmung verlangt wird, sodass über den gesamten Radius  $c_{u3} = 0 \text{ m/s}$  ist. Damit vereinfacht sich (2.39) zu

$$\frac{dh_{t3}}{dr} = c_{a3} \frac{dc_{a3}}{dr}. \quad (\text{B.10})$$

Die radiale Umverteilung des Massenstroms im Leitrad und damit auch  $c_{a3}$  ist unbekannt. Eine Schwierigkeit bei der Bestimmung von  $c_{a3}$  ist, dass  $dh_{t3}/dr$  ebenfalls unbekannt ist und aus  $dh_{t2}/dr$  nur dann bestimmbar ist, wenn die radiale Umverteilung des Massenstroms zwischen den Propellerebenen 2 und 3, also der gesuchte radiale Verlauf von  $c_{a3}$ , bereits bekannt ist. Behelfsweise wird zunächst angenommen, dass im Leitrad keine signifikante radiale Umverteilung des Massenstroms stattfindet. Zur Vereinfachung analytischer Betrachtungen ist diese Annahme in der Literatur üblich, siehe z. B. *Lewis* (1996). Dann ist

$$\frac{dh_{t3}}{dr} \approx \frac{dh_{t2}}{dr} \quad (\text{B.11})$$

und mit (B.8) folgt nach Integration direkt

$$c_{a3} \approx \sqrt{2\Omega br^2 + C_2}. \quad (\text{B.12})$$

Damit lässt sich nun rückblickend Annahme (B.11) legitimieren. Im Grenzfall der Free Vortex-Auslegung ( $b = 0$ ) ist  $c_{a2} = c_{a3} = \textit{konst.}$  und die Annahme wird exakt erfüllt. Im Grenzfall der Forced Vortex-Auslegung ( $a = 0$ ) ist der (B.12) entsprechende Term in (B.9) für  $\psi_h < 1$  führend, sodass  $c_{a3} \approx c_{a2}$  und die Annahme ebenfalls gerechtfertigt ist. Die Anwendung bestätigt dies mit betragsmäßigen Unterschieden zwischen  $c_{a2}$  und  $c_{a3}$  auf gleichem Radius unter 1% bei den in dieser Arbeit betrachteten Auslegungen mit  $c = 0,25$ . Dieser Fehler ist unbedeutend gegenüber den durch die übrigen Annahmen eingeführten Fehlern.

## Nachrechnung

Zur Bewertung des Betriebsverhaltens ist es erforderlich, die radiale Verteilung der Geschwindigkeitsdreiecke abseits des Auslegungspunktes zu bestimmen. Die hier dargestellte Rechenmethode baut auf das von *Lewis* (1996) beschriebene Verfahren auf, erweitert

um das Leitrad. Die Nachrechnung basiert auf den in der Auslegung ermittelten Abströmwinkeln. Die freien Variablen sind die Drehzahl bzw.  $\Omega$  und  $c_1$  im Mittelschnitt. Wie bei der Auslegung wird von einer homogenen, axialen Anströmung des Propellerrotors ausgegangen, sodass bei Vorgabe von  $c_1$  zusammen mit den bekannten Zustandsgrößen der Ebene 1 der Massenstrom direkt folgt. Mit homogenen Verlusten ist auch erneut  $ds/dr = 0 \text{ J/kg m}$  in den Ebenen 2 und 3. Der radiale Verlauf des Laufradabströmwinkels  $\beta_2$  entspricht der Auslegung, sodass

$$c_{u2} = \frac{c_{a2}}{\tan \beta_{2,\text{Design}}} + \Omega r. \quad (\text{B.13})$$

ist. Mit den obigen Annahmen und der Eulergleichung ist

$$\frac{dh_{t2}}{dr} = \frac{d(uc_{u2})}{dr} = \Omega \left( c_{u2} + r \frac{dc_{u2}}{dr} \right). \quad (\text{B.14})$$

Einsetzen in (2.39) ergibt nach einiger Rechnung eine Differentialgleichung

$$\left( 1 + \tan^2 \beta_{2,\text{Design}} \right) \frac{dc_{a2}}{dr} + \frac{\tan \beta_{2,\text{Design}}}{r} \frac{d}{dr} \left( \frac{r}{\tan \beta_{2,\text{Design}}} \right) c_{a2} = -2\Omega \tan \beta_{2,\text{Design}}, \quad (\text{B.15})$$

welche als

$$\frac{dc_{a2}}{dr} + f_1(r)c_{a2} = f_2(r) \quad (\text{B.16})$$

mit

$$f_1(r) = \frac{\tan \beta_{2,\text{Design}}}{r(1 + \tan^2 \beta_{2,\text{Design}})} \frac{d}{dr} \left( \frac{r}{\tan \beta_{2,\text{Design}}} \right) \quad (\text{B.17})$$

$$f_2(r) = \frac{-2\Omega \tan \beta_{2,\text{Design}}}{1 + \tan^2 \beta_{2,\text{Design}}} \quad (\text{B.18})$$

geschrieben werden kann. (B.16) wird zum Ausdruck

$$c_{a2} = \int_{r_N}^r (-c_{a2}f_1(r) + f_2(r)) dr + C_3 \quad (\text{B.19})$$

integriert, auf dessen Grundlage die radiale Verteilung  $c_{a2}$  numerisch ermittelt wird. Die Konstante  $C_3$  wird dabei aus der Massenkontinuität bestimmt. Anschließend wird  $c_{u2}$  mit (B.13) berechnet, womit die Geschwindigkeitsdreiecke in Ebene 2 feststehen.

Die Berechnung der Geschwindigkeitsdreiecke in der Ebene 3 basiert auf (B.10), die aufgrund der axialen Leitradabströmung auch für die Nachrechnung gilt. Es wird erneut keine signifikante radiale Umverteilung im Leitrad angenommen, sodass mit (B.14) folgt

$$\frac{dh_{t3}}{dr} \approx \frac{dh_{t2}}{dr} = \Omega \left( c_{u2} + r \frac{dc_{u2}}{dr} \right). \quad (\text{B.20})$$

---

Durch Einsetzen und Integration folgt weiter

$$c_{a3} = \sqrt{2 \int_{r_N}^r f_3(r) dr + C_4} \quad (\text{B.21})$$

mit

$$f_3(r) = \Omega \left( c_{u2} + r \frac{dc_{u2}}{dr} \right). \quad (\text{B.22})$$

Zur numerischen Berechnung werden (B.19) und (B.21) radial diskretisiert und ausgehend von Schätzwerten für  $c_{a2}$ ,  $C_3$  und  $C_4$  wird

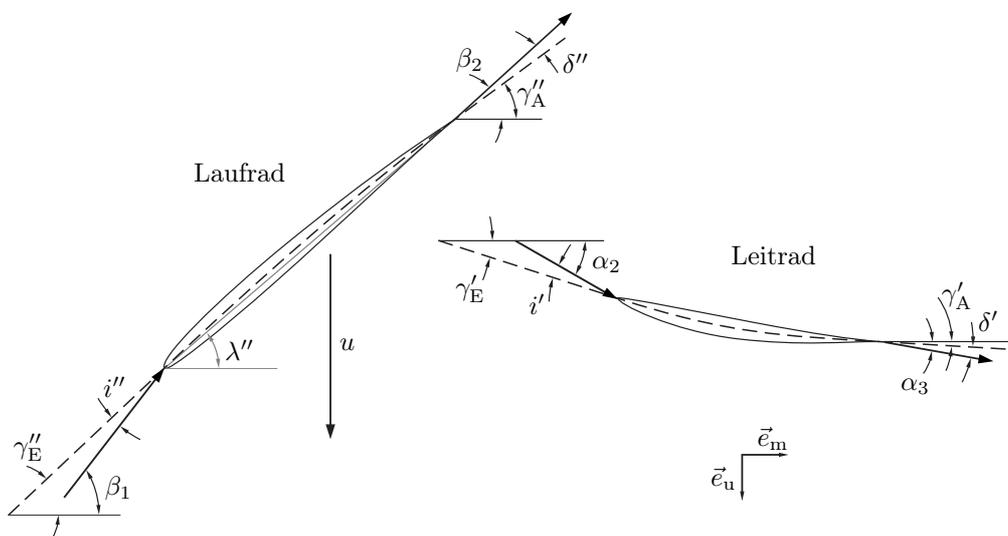
$$\Delta \vec{m}(\vec{C}) = \begin{pmatrix} \dot{m}_1 - \dot{m}_2 \\ \dot{m}_2 - \dot{m}_3 \end{pmatrix} \stackrel{!}{=} 0 \quad \text{mit} \quad \vec{C} = \begin{pmatrix} C_3 \\ C_4 \end{pmatrix} \quad (\text{B.23})$$

iterativ gelöst, analog zu (5.2).

Auf Basis von (B.21) wird auch das Stabilitätskriterium (5.10) ausgewertet.

## C. Profil- und Schaufelentwurf

Das Laufrad und das Leitrad des Mantelpropellers benötigen auf ihre Umlenkungsaufgabe abgestimmte Schaufelprofile, für deren Entwurf verschiedene Methoden zur Verfügung stehen. Für die Zwecke dieser Arbeit wird die von *Lieblein* (1965) beschriebene Entwurfsmethode verwendet, die *Kosyna et al.* (2002) zusammengefasst haben. Die Methode basiert auf der Korrelation von Daten, die bei systematischen Strömungsuntersuchungen an ebenen Gitterwindkanälen gewonnen wurden. Die Anwendbarkeit dieser Korrelationen auf Lauf- und Leiträder haben *Robbins et al.* (1965) anhand von Messdaten einstufiger Axialverdichter untersucht und entsprechende Korrekturfaktoren entwickelt. Daraus sind die im Folgenden dargestellten Formeln entstanden, die zur Entwicklung von Schaufelprofilen dienen, die eine gegebene Umlenkungsaufgabe mit minimalen Verlusten erfüllen. Diese Entwicklung geschieht in zwei Schritten: Zunächst werden auf Basis gegebener Zu- und Abströmwinkel am Auslegungspunkt die optimalen Profilwinkel der Vorder- und Hinterkante ermittelt. Dann wird eine NACA-A10 Skelettlinie mit diesen Winkeln berechnet und mit einer NACA-6 Profildickenverteilung überlagert, um so schließlich das Profil zu erzeugen.



**Abbildung C.1.:** Winkeldefinition der Verdichterstufe für den Profilentwurf nach der Methode von *Lieblein*. Winkel  $\alpha$ ,  $\beta$  und  $\gamma$  positiv in Rotationsrichtung;  $i$  positiv bei erhöhter und  $\delta$  positiv bei verminderter Umlenkung.

Die hier verwendeten Winkelkonventionen mit Bezug auf die Maschinenachse entsprechen denen von *Lieblein* und sind in Abb. C.1 dargestellt. Im Kontext der Profilkontur bezeichnet die Inzidenz  $i$  hier (anders als in der übrigen Arbeit) den Winkel zwischen der

---

Zuströmung und einer Tangente an die Skelettlinie der Profilverkante (Index E). Der Deviationswinkel  $\delta$  wird von der Abströmrichtung und einer Tangente an die Skelettlinie der Profilhinterkante (Index A) aufgespannt.

$$i'' = \beta_1 - \gamma''_E \quad (\text{C.1})$$

$$\delta'' = \beta_2 - \gamma''_A \quad (\text{C.2})$$

$$i' = \alpha_2 - \gamma'_E \quad (\text{C.3})$$

$$\delta' = \alpha_3 - \gamma'_A \quad (\text{C.4})$$

Der Profilwölbungswinkel ergibt sich aus den Skelettlinien-Tangenten an Vorder- und Hinterkante

$$\varphi = \gamma_E - \gamma_A. \quad (\text{C.5})$$

Für die Auslege-Inzidenz minimaler Verluste von NACA-65 Profilen stellt *Lieblein* die Zusammenhänge

$$i'' = K_i i_0 + n\varphi'' + (i_C - i_{2D}) \quad (\text{C.6})$$

$$i' = K_i i_0 + n\varphi' \quad (\text{C.7})$$

auf. Die optimale Inzidenz des ungewölbten Profils  $i_0$  und die Zunahme der Inzidenz mit der Wölbung (Neigungsfaktor  $n$ ) hängen vom Eintrittswinkel und der Teilung des Gitters ab. Eine Dickenkorrektur von  $i_0$  ist vorgesehen, wenn die Dicke des gewählten Profils von 10% der Sehnenlänge abweicht. Bei 10% Profildicke ist  $K_i = 1$ . Der Korrekturterm  $(i_C - i_{2D})$  ist radiusabhängig und trägt der Dreidimensionalität der Rotorströmung Rechnung, die u. a. durch die Seitenwände und den Radialspalt bedingt ist. Schon aufgrund der großen Vielfalt möglicher Stufenauslegungen muss diese Korrektur mit großer Unsicherheit behaftet sein. Die Datenbasis von *Robbins et al.* (1965) beinhaltet auch nur Stufen mit Nabenverhältnissen zwischen 0,5 und 0,8, die also wesentlich größer sind, als das Nabenverhältnis der in dieser Arbeit betrachteten Mantelpropeller. Korrekturfaktoren für das Leitrad stellen *Robbins et al.* nicht auf. Das Leitrad des Mantelpropellers besitzt keinen Radialspalt und ist, ähnlich dem Axialventilator, viel weniger stark verwunden als das Laufrad. Daher kann beim Leitrad auf die 3D-Korrektur verzichtet werden (*Kosyna et al.*, 2002).

Für die Auslege-Deviationswinkel gibt *Lieblein* die Zusammenhänge

$$\delta'' = K_\delta \delta_0 + m\varphi'' + (i_C - i_{2D}) \left. \frac{\partial \delta}{\partial i} \right|_{\beta_1} + (\delta_C - \delta_{2D}) \quad (\text{C.8})$$

$$\delta' = K_\delta \delta_0 + m\varphi' \quad (\text{C.9})$$

an. Der Deviationswinkel  $\delta_0$  des ungewölbten Profils hängt – wie schon  $i_0$  – von der Teilung des Gitters und dem Eintrittswinkel der Strömung ab, der Neigungsfaktor  $m$  ebenfalls. Auch die Dickenkorrektur ist analog, mit  $K_\delta = 1$  für 10% Schaufeldicke. Der Korrekturterm für 3D-Einflüsse berücksichtigt nun auch die Korrektur der Auslege-Inzidenz mit dem Gradienten  $\partial\delta/\partial i$ .

Für die von *Lieblein* entwickelten Entwurfsdiagramme mit Kurvenscharen der Größen  $i_0$ ,  $\delta_0$ ,  $n$ ,  $m$  und  $\partial\delta/\partial i$  finden sich Näherungsfunktionen bei *Carolus* (2013).

Die gesuchten Profilwölbungswinkel des Lauf- und Leitrades folgen durch sukzessives Einsetzen der (C.6) bis (C.9) in (C.1) bis (C.4), dieser in (C.5) und Lösen nach  $\varphi''$  bzw.  $\varphi'$ . Damit steht für eine durch Geschwindigkeitsdreiecke gegebene Umlenkaufgabe die erforderliche Profilwölbung fest. Auf Basis der Wölbung wird dann eine NACA-A10 Skelettlinie

$$\frac{y_s}{l} = -\frac{c_{A0}}{4\pi} \left[ \left(1 - \frac{x_s}{l}\right) \ln \left(1 - \frac{x_s}{l}\right) + \frac{x_s}{l} \ln \left(\frac{x_s}{l}\right) \right] \quad (\text{C.10})$$

erzeugt. Die Koordinaten darin sind auf die Profelsehne bezogen, mit  $x_s$  in Richtung der Profelsehne und  $y_s$  orthogonal dazu. Diese Skelettlinie besitzt eine entlang der Sehne konstante Auftriebsverteilung. Ihr Verlauf kann unter dieser Voraussetzung mit der Profiltheorie hergeleitet werden, wie z. B. *Schlichting und Truckenbrodt* (1959) und (klein-schrittiger) *Schobeiri* (2005) zeigen. Sie ist in unmittelbarer Nähe der Vorder- und Hinterkante stark gekrümmt und steht dort senkrecht auf der Profelsehne. Daher werden die Winkel  $\gamma_E$  und  $\gamma_A$  formal auf eine äquivalente Kreisbogenskelettlinie bezogen. Bei der Anwendung der oben dargestellten Methode folgen Wölbung und Verlauf der Skelettlinie aus den im Voraus ermittelten Winkeln. Zur Auswertung von (C.10) wird

$$c_{A0} = \frac{2\pi}{\ln(2)} \tan \left( \frac{\varphi}{4} \right) \quad (\text{C.11})$$

benötigt, der Auftriebsbeiwert eines Einzelprofils bei reibungsfreier Strömung und Anströmung tangential zur Skelettlinie. Der zehnfache Zahlenwert von  $c_{A0}$  findet sich an dritter Stelle der Bezeichnung von NACA-6 Profilen. (C.11) kann aus (C.10) einfach hergeleitet werden, denn für die äquivalente Kreisbogenskelettlinie ist die Segmenthöhe

$$\left( \frac{y_s}{l} \right)_{\max} = \frac{1}{2} \tan \left( \frac{\varphi}{4} \right) \quad \text{bei} \quad \frac{x_s}{l} = \frac{1}{2}. \quad (\text{C.12})$$

Zur Erzeugung eines Profils mit den gewünschten Eigenschaften wird die so erhaltene Skelettlinie mit der Dickenverteilung eines symmetrischen NACA-6 Profils überlagert. Einfachheitshalber bieten sich dafür tabellierte Profile an, wie z. B. das NACA 65-008

---

oder NACA 63-006. Die Profildicke und die Dickenrücklage können mit Blick auf Verlustminimierung und Inzidenzempfindlichkeit gewählt werden. Auch strukturelle Erwägungen spielen bei der Wahl der Profildicke eine Rolle. So können Nabenschnitte z. B. dicker ausgeführt werden, und die gehäusenahen Schnitte schlanker. Der Staffelungswinkel ergibt sich aus

$$\lambda = \frac{\gamma_E + \gamma_A}{2}. \quad (\text{C.13})$$

Die Schaufeln entstehen schließlich aus einer Anzahl über die Schaufelhöhe erzeugter Profile, die jeweils im Winkel  $\lambda$  gestaffelt sind und in einem einfachen Fall von der Nabe bis zum Gehäuse entlang ihrer Flächenschwerpunkte radial aufgefädelt werden. Je nach Schaufelgestaltung kann die Auffädellinie auch in Axial- oder Umfangsrichtung geneigt werden. Besonders beim Leitrad ist das eine gut umsetzbare Lärmreduktionsmaßnahme. Zwischen den damit feststehenden Profilschnitten kann die Schaufeloberfläche interpoliert werden.

# D. Verlustkorrelationen für Einlauf, Übergangsstück und Düse

## Einlauftotaldruckverlust aufgrund von Wandreibung

Der Reibungsanteil des Einlauftotaldruckverlustes wird ausgehend von (2.90) bestimmt. Die Innenfläche des Einlaufs wird dafür in aufeinanderfolgende Ringelemente unterteilt, an denen jeweils eine Wandreibungskraft

$$dF_{R,E} = c_f \frac{\rho c_\infty^2}{2} U dx \quad (D.1)$$

angreift, mit dem Reibungsbeiwert  $c_f$ , der lokalen Fernfeldgeschwindigkeit  $c_\infty$  und dem lokal benetzten Umfang  $U$ .  $F_{R,E}$  ist in Schubrichtung positiv definiert. Der Spinner wird aufgrund seiner zum Mantel vergleichsweise kleinen Oberfläche vernachlässigt. Der Totaldruckverlust ergibt sich mit (2.90) aus der Integration

$$\Delta p_{t,R,E} = \int_1^2 \frac{1}{A} \left( \frac{dF_{R,E}}{dx} \right) dx \quad (D.2)$$

über alle Ringelemente des Einlaufs zwischen den Triebwerksebenen 1 und 2, mit der lokalen Querschnittsfläche  $A$ . Umstellen und Einsetzen von (D.1) liefert

$$\Delta p_{t,R,E} = \int_1^2 c_f \frac{\rho c_\infty^2}{2} \frac{U}{A} dx. \quad (D.3)$$

Das Integral wird unter Annahme eines konstanten Querschnitts  $A_1$  im gesamten Einlauf ausgewertet. Damit ist

$$A_1 = \pi r_1^2, \quad (D.4)$$

$$U_1 = 2\pi r_1 \quad (D.5)$$

und

$$c_\infty \approx c_1, \quad (D.6)$$

sodass sich (D.3) zu

$$\Delta p_{t,R,E} \approx \frac{\rho c_1^2 c_f l_E}{r_1} \quad (D.7)$$

vereinfacht, was in Kap. 5.3.1 als (5.15) angegeben ist. Der Reibungsbeiwert  $c_f$  wird nach (5.16) bestimmt.

---

## Einlafttotaldruckverlust aufgrund von Übergeschwindigkeiten und Strömungsablösungen

Der Totaldruckverlust aufgrund von Übergeschwindigkeiten und Strömungsablösungen am Einlauf  $\Delta p_{t,L,E}$  tritt nur bei Betriebspunkten mit sich einschnürender Einlaufstromröhre ( $\mu > 1$ ) auf und ist stark von der Gestaltung des Einlaufs und den Betriebsbedingungen abhängig. *Blackaby und Watson* (1954) haben den Totaldruckverlust für Einläufe mit kreisrunden und elliptischen Vorderkanten bei niedrigen Anströmmachzahlen von  $Ma_0 = 0$  bis 0,33 experimentell untersucht. Der Totaldruckverlust wurde von ihnen weit stromab des Einlaufs ermittelt, sodass die Effekte der Wandreibung und Übergeschwindigkeit bzw. Ablösung an der Vorderkante vermischt sind. Aus den Messungen wurde der Totaldruckverlust in Abhängigkeit von der Anströmmachzahl und der Machzahl im engsten Einlaufquerschnitt  $Ma_H$  berechnet. Dabei zeigte sich, dass das Auftreten von Strömungsablösungen im Einlauf zu einem starken Anstieg der Verluste führt.

*Blackaby und Watson* haben acht kreisförmige und elliptische Vorderkantengeometrien untersucht. Daraus ergab sich, dass die elliptischen Vorderkanten einen größeren verlustfreien Betriebsbereich bei kleinerer Fläche bieten. Am besten geeignet für Mantelpropeller von Kleinflugzeugen ist die elliptische Vorderkante *18E*. Die Vorderkante *18E* besitzt auf der Innenseite eine Ellipsenform mit einem Längenverhältnis der Haupt- zur Nebenachse von 3,6. Die untersuchte Konfiguration hat ein Flächenverhältnis  $A_E/A_H = 1,177$ , deren innere Einlaufrippe hat also eine Dicke von  $r_E - r_H \approx r_H/12$ . Die Verlustcharakteristik ist in Abb. D.1 dargestellt. Der Totaldruckverlust im Einlauf ist für  $Ma_0 = 0$  am größten, was auf Strömungsablösungen zurückzuführen ist. Bereits bei niedrigen Zuströmmachzahlen treten Ablösungen nur noch im Bereich  $Ma_H > 0,4$  auf. Diese hohen Durchsätze werden von den in dieser Arbeit betrachteten Antrieben nicht erreicht. Zur Bestimmung des Verlusts  $\Delta p_{t,L,E}$  im Rahmen der Leistungsrechnung werden die von *Blackaby und Watson* gemessenen Totaldruckverluste um die nach *Seddon und Goldsmith* (1985) berechneten Wandreibungsanteile gemindert.

## Totaldruckverlust in Übergangsstück und Düse

Der stromab des Propellerleitrades anfallende Totaldruckverlust  $\Delta p_{t,ÜD}$  ergibt sich aus der Summe zweier Anteile nach (2.98). Der Reibungsanteil des Totaldruckverlustes in Übergangsstück und Düse ist

$$\Delta p_{t,R,ÜD} \approx \frac{\rho c_8^2 c_f l_{ÜD}}{r_8}, \quad (D.8)$$

was in Kap. 5.3.1 als (5.18) angegeben ist. Dabei wird nur die Innenfläche des Mantels betrachtet und die viel kleinere benetzte Fläche der Nabe wird vernachlässigt.

Der zweite Anteil, der Totaldruckverlust aufgrund von Reibung und Strömungsablösungen am Zentralkörper, wird mit dem Ansatz der (D.2) bestimmt. Dazu wird die am Zentralkörperheck angreifende Kraft  $F_{Z,\ddot{U}D}$  ermittelt und in einen Totaldruckverlust umgerechnet.  $F_{Z,\ddot{U}D}$  setzt sich aus einem Reibungs- und einem Druckanteil zusammen. Beide sind aufgrund des schwer vorhersagbaren Ortes der Strömungsablösung am Zentralkörper nur näherungsweise bestimmbar. Die Abschätzung in dieser Arbeit basiert auf einer von *Hoerner* (1965) aufgestellten Korrelation des Heckwiderstands in freier Strömung. Um den Zentralkörper der Düse herrschen zwar andere Verhältnisse als an einem Heckkörper in freier Strömung, die Korrelation nach *Hoerner* ist aber die beste in der Literatur verfügbare Näherung zur Beschreibung dieser Verhältnisse. Diese Korrelation ist in Abb. D.2 dargestellt. Sie beruht auf Oberflächendruckmessungen verschiedener an Zylinder angesetzter Heckgeometrien im Windkanal, die mit einer auf die Länge des gesamten Körpers gebildeten Reynoldszahl  $Re_1 = 10^7$  durchgeführt worden sind. Der Widerstand ist primär von der auf den Durchmesser bezogenen Länge des Heckkörpers abhängig, mit einem Widerstandsminimum bei etwa  $(l/d)_{\text{Heck}} = 2$ . Wird der Heckkörper weggelassen, kommt der deutlich größere Heckwiderstand eines abrupt endenden Zylinders zur Anwendung. *Hoerner* hat den entsprechenden Widerstandsbeiwert für  $(l/d)_{\text{Heck}} = 0$  in die Korrelation aufgenommen. Durch Interpolation zwischen diesem Wert und den kürzesten untersuchten Heckkörpern entsteht eine Korrelation, die den gesamten interessanten Wertebereich abdeckt. Die am Zentralkörperheck angreifende Kraft

$$F_{Z,\ddot{U}D} = -\frac{\rho c_8^2}{2} c_{D,\text{Heck}} S_{\text{Nabe}} \quad (\text{D.9})$$

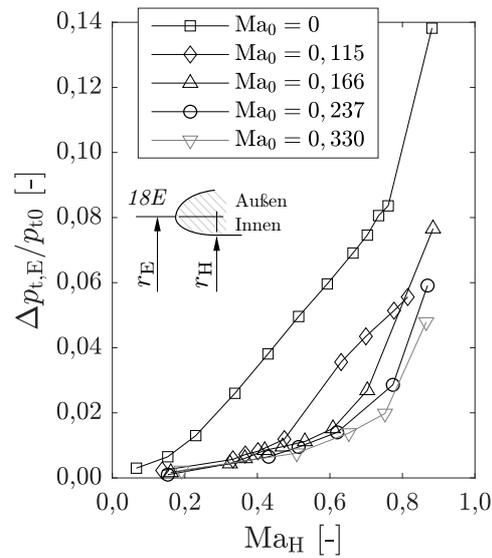
ist damit eine Funktion der Querschnittsfläche der Nabe  $S_{\text{Nabe}}$  und des Widerstandsbeiwerts  $c_{D,\text{Heck}}$ . Dies wird analog zu (D.2) durch Bezug auf die Querschnittsfläche des Strömungskanals  $A_{\text{Kanal}}$  in einen Totaldruckverlust umgerechnet und als

$$\Delta p_{t,Z,\ddot{U}D} = \frac{\rho c_8^2}{2} c_{D,\text{Heck}} \frac{S_{\text{Nabe}}}{A_{\text{Kanal}}} \quad (\text{D.10})$$

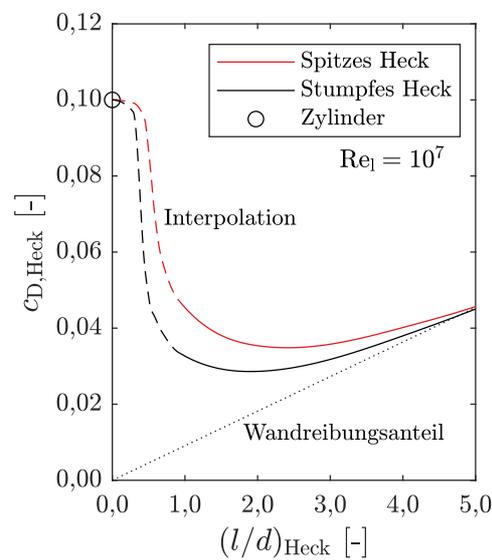
geschrieben. Um einen einfachen Zusammenhang zu erhalten, wird der Ringraumquerschnitt stromab des Mantelpropellers  $A_{\text{Kanal}}$  als konstant angenommen ( $c_3 = c_8$ ,  $A_{\text{Kanal}} = A_8$ ). Damit vereinfacht sich (D.10) zu

$$\Delta p_{t,Z,\ddot{U}D} = \frac{\rho c_8^2 c_{D,\text{Heck}} r_N^2}{2r_8^2}, \quad (\text{D.11})$$

was in Kap. 5.3.1 als (5.19) angegeben ist.



**Abbildung D.1.:** Einlauftotaldruckverluste mit der Vorderkante  $18E$  für verschiedene  $Ma_0$  und  $Ma_H$ , nach *Blackaby und Watson* (1954).



**Abbildung D.2.:** Heckwiderstandsbeiwert abhängig von Form und Längenverhältnis des Heckkörpers  $(l/d)_{Heck}$ , nach *Hoerner* (1965).

## E. Gondelgeometrie, Heckwiderstand und Schubstrahleinschnürung

Aus den Designfreiheiten der Gondel ergeben sich die in Tab. E.1 aufgelisteten Auslegungsparameter der Konturen des Zentralkörpers und des Mantels. Alle Parameter sind dimensionslos. Die Gondelgeometrie ist damit von den zwei Parametern  $r_P$  und  $r_N$  des Propellerdesigns abhängig, an anderer Stelle dieser Arbeit auch als  $r_{\text{Prop}}$  und  $r_{\text{Prop,Nabe}}$  bezeichnet. Die Gondelquerschnittszeichnung wird auf Grundlage der in Tab. E.1 aufgeführten Variablen abschnittsweise entwickelt, und zwar bezogen auf die in Abb. E.1 dargestellten Abschnitte jeweils wie folgt:

- (1) Elliptische Kontur basierend auf  $r_N$  und  $l_{\text{Sp}}$
- (2) Strecke auf konstantem Radius, basierend auf  $r_N$  und  $l_{\text{Nz}}$
- (3) Spitz zulaufender, kubischer Spline mit glattem Anschluss an den Nabenkörper und der Länge  $l_{\text{Nk}}$  ( $l_{\text{Nk}}$  folgt aus dem letztem Parameter der Tab. E.1)
- (4) Aus  $r_E$  und  $r_H$  mit elliptischer Kontur der Vorderkante  $18E$  von *Blackaby und Watson* (1954) (Längenverhältnis der Halbachsen von 3,6)
- (5) Kubischer Spline der Länge  $l_{\text{Sp}}$  mit glattem Anschluss an die vor- und nachgelagerten Segmente
- (6) Strecke auf konstantem Radius, basierend auf  $r_P$  und  $l_{\text{Gz}}$
- (7) Parabel mit Scheitelpunkt am Übergang zu (6), basierend auf  $l_{\text{Gk}}$  und  $r_D$  ( $l_{\text{Gk}}$  folgt aus der rechten Identität von (E.3))
- (8) NACA-1 Einlaufkontur basierend auf  $r_M$ ,  $r_E$  und  $l_{\text{Me}}$
- (9) Strecke auf konstantem Radius, basierend auf  $r_M$  und  $l_{\text{Mz}}$
- (10) Parabel mit Scheitelpunkt am Übergang zu (9), basierend auf  $l_{\text{Mk}}$  und  $r_D$

Die Gondel entsteht durch Rotation der so entstehenden Kurven um die Längsachse. So haben Gondel, Nabenkörper und Einlauf die Längen

$$l_M = l_{\text{Me}} + l_{\text{Mz}} + l_{\text{Mk}}, \quad (\text{E.1})$$

$$l_N = l_{\text{Sp}} + l_{\text{Nz}} + l_{\text{Nk}} \quad (\text{E.2})$$

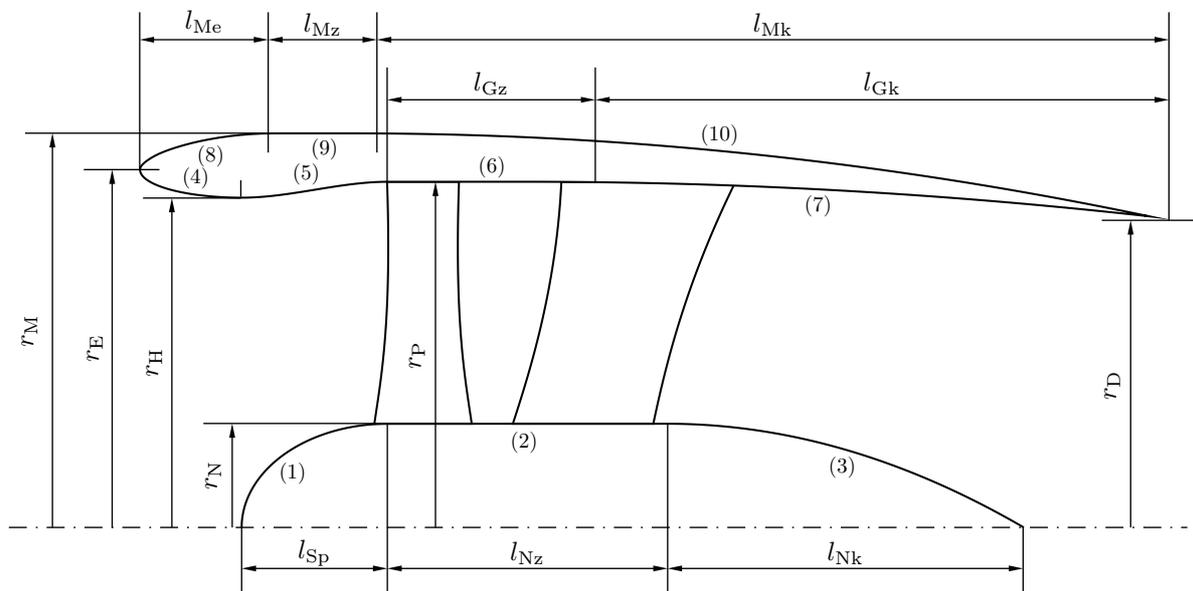
und

$$l_E = l_{\text{Sp}} + \frac{r_E - r_H}{3,6} = l_M - l_{\text{Gz}} - l_{\text{Gk}}. \quad (\text{E.3})$$

Werden  $r_N/r_P$  und  $r_D/r_P$  konstant gehalten (diese Designvariablen des Propellers sind in Tab. E.1 nicht enthalten) so skaliert die Gondel fotografisch mit  $r_P$ .

**Tabelle E.1.:** Designvariablen der Gondel (Zentralkörper und Mantel).

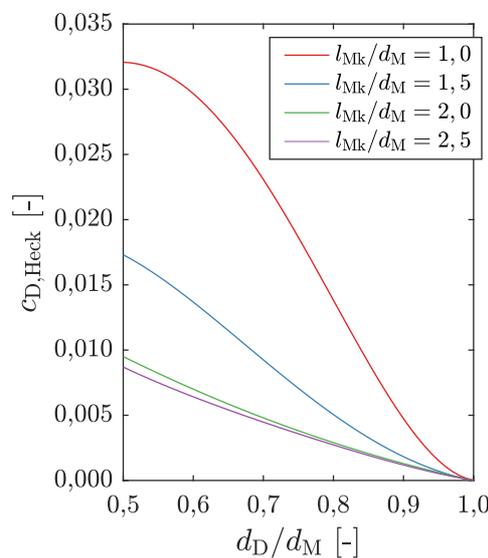
Name	Formelzeichen
Spinnerlänge / Nabenradius	$l_{Sp}/r_N$
Hals- / Propellerradius	$r_H/r_P$
Einlauf- / Halsradius*	$r_E/r_H$
Mantel- / Propellerradius	$r_M/r_P$
Außenlippenlänge / Gondelradius	$l_{Me}/r_M$
Länge zyl. Nabenteil / Propellerradius	$l_{Nz}/r_P$
Länge zyl. Mantelinnenteil / Propellerradius	$l_{Gz}/r_P$
Länge zyl. Mantelaußenteil / Mantelradius	$l_{Mz}/r_M$
Äußere Düsenlänge / Mantelradius	$l_{Mk}/r_M$
Ax.-abstand Nabe zu Düsenende / Nabenradius	$(l_{Gz}+l_{Gk}-l_{Nz}-l_{Nk})/r_N$



**Abbildung E.1.:** Abschnittsweise definierte Gondelgeometrie.

## Bestimmung des Heckwiderstandsbeiwerts

Der Druckanteil des Heckwiderstands ist schwer zu bewerten, weil in der Literatur vorwiegend Daten und Korrelationen für höhere Zuströmmachzahlen zu finden sind. *Bergman* (1972) hat basierend auf Druckmessungen am durchströmten Düsenmodell Korrelationen aufgestellt, die einen großen Bereich an Düsenlängen und -durchmessern umfassen. Er verwendete eine Düse mit Kreisbogenkontur,  $Ma_0 = 0,85$ , und Düsen-druckverhältnisse von 2, 3 und 4. Der Fall der gerade kritisch durchströmten Düse mit total-zu-statischem Druckverhältnis 2 kommt den Verhältnissen der in dieser Arbeit betrachteten Antrieben am nächsten, trotz der sehr unterschiedlichen Machzahlen. Eine starke Stromaufwirkung des Schubstrahls auf die Außenströmung der Düse ist nicht zu erwarten. Die entsprechende Korrelation für  $c_{D,Heck}$  ist in Abb. E.2 dargestellt.



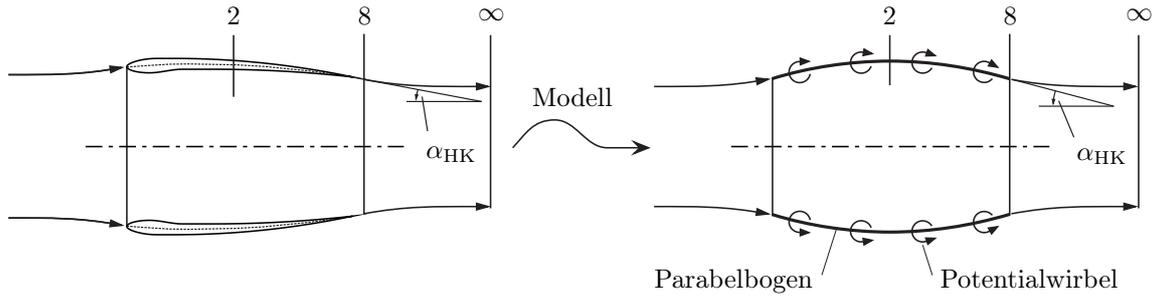
**Abbildung E.2.:** Heckwiderstandsbeiwert (Druckanteil) abhängig von  $d_D/d_M$  und  $l_{Mk}/d_M$ , berechnet auf Basis von *Bergman* (1972).

## Berechnung der Schubstrahleinschnürung

Die Schubstrahleinschnürung wird anhand der Eigenzirkulation des Mantels  $\delta_0$  berechnet. *Krüger* (1949) gibt für die Schubstrahleinschnürung die Näherungsformel

$$C_k = (1 + \delta_0) \frac{r_2^2}{r_8^2} \quad (\text{E.4})$$

mit Gültigkeit für alle Betriebspunkte an. Diese Formel begründet er einerseits mit den Berechnungen von *Küchemann und Weber* (1946), die zeigen, dass bei einem dünnen, exakt zylindrischen Mantel die Schubstrahleinschnürung durch eine Änderung der



**Abbildung E.3.:** Modell zur Bestimmung des Einschnürungsverhältnisses  $C_k$ .

Propellerbelastung im Vergleich zum Zustand ohne Propeller nicht beeinflusst wird. Andererseits stützt er sich auf seine Windkanalbeobachtungen am Mantelpropeller, die zu denselben Ergebnissen führten.  $C_k$  ist damit eine Funktion der Eigenzirkulation des Mantels und der Verjüngung der Gondel. Mit einem Ansatz von *Küchemann und Weber* (1953) wird  $\delta_0$  auf der Basis der Singularitätenmethode (Skeletttheorie) näherungsweise bestimmt. Der dünne Mantel wird dafür als Rotation eines Parabelbogens betrachtet, wie in Abb. E.3 veranschaulicht.

Die induzierten Geschwindigkeiten der Rotation eines Parabelbogens haben *Küchemann und Weber* für verschiedene Längen-Durchmesser-Verhältnisse numerisch bestimmt und tabelliert. Die hier relevanten Werte sind in Tab. 5.5 aufgeführt. Das umfasst insbesondere die im Punkt der Hinterkante induzierten, auf die Zuströmgeschwindigkeit normierten Geschwindigkeiten in x- und r-Richtung  $c_{x2,HK}^*$  und  $c_{r2,HK}^*$ . Die Wirbelstärke  $k_2$  der Zirkulationsverteilung ist durch die Kutta'sche Abflussbedingung

$$\frac{dr}{dx} = \frac{k_2 c_{r2,HK}^*}{1 + k_2 c_{x2,HK}^*} = -\tan \alpha_{HK} \quad (\text{E.5})$$

gegeben, wobei  $\alpha_{HK}$  der Winkel der Skelettlinie an der Hinterkante relativ zur Längsachse ist. Damit wird die Geschwindigkeitsverteilung um die Rotationsfläche bestimmt. Zur Berechnung des gemittelten Austrittsmassenstroms geben *Küchemann und Weber* den Zusammenhang

$$1 + \delta_0 = \frac{r_8^2}{r_2^2} + k_2 q_2 \quad (\text{E.6})$$

an. Dem liegt die Überlegung zugrunde, dass das Massenstrommittel über den Wert der Stromfunktion an der Hinterkante näherungsweise bestimmt ist. Der Korrekturfaktor  $q_2$  trägt den radialen Inhomogenitäten der Austrittsgeschwindigkeit Rechnung. Umformen und sukzessives Einsetzen führt auf den Einschnürfaktor

$$C_k = 1 - \frac{q_2 \tan \alpha_{HK}}{c_{r2,HK}^* + c_{x2,HK}^* \tan \alpha_{HK}} \frac{r_2^2}{r_8^2}, \quad (\text{E.7})$$

der in Kap. 5.3.2 als (5.21) angegeben ist.