

Entwurfsmethode für elektrische und hybride Kleinflugzeugantriebe

*Conceptual Design Method for Electric and Hybrid Electric Propulsion
Systems in 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

Jo Alexander Köhler

Berichter: Univ.-Prof. Dr.-Ing. Peter Jeschke
Univ.-Prof. Dr.-Ing. Eike Stumpf

Tag der mündlichen Prüfung: 08.07.2022

Diese Dissertation ist auf den Internetseiten der Universitätsbibliothek online verfügbar.

Vorwort

Die vorliegende Dissertationsschrift entstand während meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter am Institut für Strahlantriebe und Turbomaschinen der Rheinisch-Westfälischen Technischen Hochschule Aachen. Mein größter Dank gilt meinem Doktorvater Herrn Univ.-Prof. Dr.-Ing. Peter Jeschke, der mir den notwendigen Freiraum zum Gelingen dieser Arbeit gab. Seine persönliche und fachliche Unterstützung werden mir stets in guter Erinnerung bleiben. Mein herzlicher Dank gilt auch Herrn Univ.-Prof. Dr.-Ing. Eike Stumpf für die Übernahme des Koreferats und sein Interesse an der Arbeit. Weiterhin bedanke ich mich bei Univ.-Prof. Dr.-Ing. Dieter Moormann für die Übernahme des Prüfungsvorsitzes.

Darüber hinaus möchte ich mich ganz besonders bei Daniel Weintraub bedanken. Auch in Zeiten großer Arbeitsbelastung sorgte er für die notwendige Motivation und Zuversicht und hat damit zweifellos einen großen Anteil am Gelingen der Arbeit. Hervorheben möchte außerdem die weiteren Kollegen aus der Forschungsgruppe für Triebwerksleistungsrechnung, Vadim Kloos, Markus Pohl, Jonas Cäsar und Christian Klumpp. Ganz herzlichen Dank für die vielen fachlichen Diskussionen, die zur Qualität der Arbeit beigetragen haben und auch, dass ihr mir in den letzten Zügen der Arbeit den Rücken freigehalten habt. Außerdem möchte ich mich bei allen weiteren Kollegen des Instituts bedanken, die mich während der Promotion begleitet haben. Vielen Dank für die tolle Zeit und die konstruktive Zusammenarbeit.

Zudem bedanke ich mich von ganzem Herzen bei meiner Familie und meinen Freunden, die in den letzten Jahren immer für mich da gewesen sind. Insbesondere möchte ich mich bei meinen Eltern Brigitte und Jürgen bedanken, die mir das Studium ermöglicht und mich in all meinen Zielen immer tatkräftig unterstützt haben. Auch meinem Bruder Jens möchte ich besonders für seine immer guten Ratschläge in schwierigen Situationen und für seine Vorbildfunktion danken.

Aachen, im August 2022

Jo Köhler

Kurzfassung

Gegenstand dieser Arbeit ist die Entwicklung und Anwendung einer Entwurfsmethode für Elektro- und Hybridantriebe im Kleinflugzeugbereich. Die Methode wird für den Entwurf von Antriebssystemen für einen Motorsegelflieger mit einer Abflugmasse von 1000 kg genutzt. Es werden konventionelle Hubkolbenmotorantriebe, elektrische Antriebe sowie parallele und serielle Hybridantriebe entworfen, wesentliche physikalische Zusammenhänge, Zielkonflikte und Entwurfsentscheidungen diskutiert und ein Vergleich zwischen den Antrieben vorgenommen. Auf dieser Grundlage wird die Eignung der jeweiligen Antriebssysteme in Abhängigkeit der Schubanforderungen bewertet.

Mit der Entwurfsmethode kann der Einfluss von Entwurfsparametern und Betriebsstrategien auf die wesentlichen Zielgrößen wie Antriebsmasse und Reiseflugwirkungsgrad bewertet werden. Der Detailgrad der Modellierung ermöglicht eine Darstellung aller für den Entwurf wesentlichen Zusammenhänge und Betriebslimitierungen. Die Entwurfsmethode wird in einer Studie angewendet, welche die Bewertung der Antriebssysteme für verschiedene Schubanforderungen zum Ziel hat. Die vier betrachteten Antriebssysteme werden jeweils für zwei unterschiedliche Schubanforderungen bzw. Flugzeugentwürfe ausgelegt. Alle Antriebe können die gleiche Flugmission erfüllen, was einen aussagekräftigen Vergleich zwischen den Antriebssystemen ermöglicht. Aufgrund der hohen gravimetrischen Leistungsdichte elektrischer Komponenten und der hohen Wirkungsgrade über einen großen Betriebsbereich eignet sich der elektrische Antrieb für hohe Spitzenleistungen in Kombination mit einer geringen Reiseflugleistung. Die Reichweite ist aufgrund der hohen Batteriemasse begrenzt. Bei 300 km Reichweite ist der elektrische Antrieb um den Faktor 2,6 schwerer als der konventionelle Antrieb. Die elektrische Leistung der Hybridantriebe wird innerhalb der Studie für eine Startunterstützung genutzt. Mit dieser Regelungsstrategie und heutigem Technologiestand erreicht der parallele Hybridantrieb eine geringere Gesamtmasse als der konventionelle Hubkolbenmotorantrieb, wenn das Verhältnis des Propellerleistungsbedarfs zwischen Start und Reiseflug größer als etwa drei ist. Durch das *Downsizing* des Kolbenmotors ergeben sich ab einem Verhältnis von etwa zwei Vorteile im Reiseflugwirkungsgrad. In dieser Studie kann der parallele Hybridantrieb für ein Leistungsverhältnis von 4,4 einen um 12 % höheren Reiseflugwirkungsgrad und eine um 8 % kleinere Gesamtmasse erreichen. Der serielle Hybridantrieb hat erhebliche Nachteile gegenüber dem konventionellen Antrieb und dem parallelen Hybridantrieb und sollte nur eingesetzt werden, wenn der Flugzeugentwurf dies erfordert.

Die Studie zeigt, dass Gesamtsystembetrachtungen für die Konzeptbewertung und den Entwurf von elektrischen und hybriden Kleinflugzeugantrieben erforderlich sind. Mit der hier entwickelten Methode und den vorgestellten Komponentenmodellen können die Systemzusammenhänge zwischen den Antriebskomponenten dargestellt und Systemoptima ermittelt werden.

Abstract

The objective of the present work is the development and application of a conceptual design method for electric and hybrid propulsion systems in small aircraft. The method is applied to design propulsion systems for a motorized glider with a maximum take-off mass of 1000 kg. Four propulsion systems are investigated: the conventional internal combustion engine, the fully electric, the parallel, and series hybrid propulsion system. Key physical relationships, trade-offs, and design decisions are discussed and a comparison between the propulsion systems is made. On this basis, the suitability of the propulsion systems is evaluated with respect to different thrust requirements.

The design method can be used to evaluate the influence of design parameters and operating strategies of hybrid propulsion systems on key targets such as system mass and cruise efficiency. Detailed component models are used to capture all interrelationships and operational limitations essential to the conceptual design. The design method is applied to study the suitability of the propulsion systems for different thrust requirements. The four propulsion systems considered are each designed for two different sets of thrust requirements. All propulsion systems are capable of the same flight mission, which allows for a meaningful comparison between the propulsion systems. Due to the high gravimetric power density of electric components and high efficiencies over a wide operating range, the electric propulsion system is suitable for high peak power combined with low cruise power. However, cruise range is limited due to the high battery mass. At a range of 300 km, the electric propulsion system is 2.6 times heavier than the conventional propulsion system. Within the study, the electric power of the hybrid propulsion systems is used for a boost during take-off. With this control strategy and the current technology level, the parallel hybrid propulsion system is able to achieve a lower total mass than the conventional propulsion system if the propeller power ratio between take-off and cruise is bigger than three. The *downsizing* of the internal combustion engine results in cruise efficiency advantages if the ratio is bigger than two. In this study, with a power ratio of 4.4, the parallel hybrid propulsion system can achieve a cruise efficiency that is 12 % higher and a total mass that is 8 % lower than the conventional propulsion system. The series hybrid propulsion system has significant disadvantages compared to conventional and parallel hybrid propulsion systems and should only be used if the aircraft design requires it.

This study demonstrates that system considerations are necessary for concept evaluations and designs of electric and hybrid propulsion systems in small aircraft. The developed method is able to model all interrelationships between propulsion components relevant to the conceptual design and to determine system optima.

Inhaltsverzeichnis

Nomenklatur	iii
1. Einleitung	1
1.1. Zielsetzung der Arbeit	2
1.2. Aufbau der Arbeit	3
2. Grundlagen	5
2.1. Konventioneller Flugzeug- und Antriebsentwurf	5
2.2. Antriebssysteme für Kleinflugzeuge	7
2.3. Komponenten in Elektro- und Hybridantrieben	10
2.3.1. Propeller	11
2.3.2. Hubkolbenmotor	17
2.3.3. Rotierende elektrische Maschinen	20
2.3.4. Leistungselektronik	27
2.3.5. Leistungsverteilung	32
2.3.6. Energiespeicher	33
2.3.7. Kühlsysteme	40
3. Stand der Forschung	43
3.1. Entwurfsverfahren und Modellierung elektrischer und hybrider Flugantriebe	43
3.2. Studien zu elektrischen und hybriden Antriebssystemen für Kleinflugzeuge	47
3.3. Einordnung der vorliegenden Arbeit	51
4. Entwicklung der Entwurfsmethode und der Komponentenmodelle	55
4.1. Entwurfsverfahren	55
4.2. Aufbau und Berechnungsablauf der betrachteten Antriebssysteme	59
4.2.1. Hubkolbenmotorantrieb	60
4.2.2. Elektrischer Antrieb	61
4.2.3. Paralleler Hybridantrieb	63
4.2.4. Serieller Hybridantrieb	65
4.3. Modellbildung der Antriebskomponenten	69
4.3.1. Propeller	71
4.3.2. Getriebe	73
4.3.3. Hubkolbenmotor	75
4.3.4. Elektrische Maschinen	79
4.3.5. Leistungselektronik	85
4.3.6. Gleichspannungskabel	97
4.3.7. Batterie	99
4.3.8. Brennstoffsystem	105

4.3.9. Kühlsystem	106
5. Analytische Vorbetrachtungen	117
5.1. Systemanalyse der Antriebsarchitekturen	117
5.2. Betriebslinien in Antriebskomponentenkennfeldern	121
6. Anwendung der Entwurfsmethode	125
6.1. Betrachtete Flugmission und Auslegungsrandbedingungen	126
6.2. Hubkolbenmotorantrieb	129
6.2.1. Auslegungspunkt und Iterationsschemata	130
6.2.2. Einfluss der Propellergeometrie	132
6.3. Elektrischer Antrieb	135
6.3.1. Auslegungspunkt und Iterationsschemata	136
6.3.2. Einfluss der Propellergeometrie	136
6.3.3. Einfluss der elektromechanischen Auslegungsparameter	140
6.4. Paralleler Hybridantrieb	145
6.4.1. Betriebsstrategie, Auslegungspunkt und Iterationsschemata	146
6.4.2. Einfluss der Propellergeometrie und des Hybridisierungsgrades	147
6.4.3. Einfluss der elektromechanischen Auslegungsparameter	152
6.5. Serieller Hybridantrieb	154
6.5.1. Betriebsstrategie, Auslegungspunkt und Iterationsschemata	154
6.5.2. Einfluss der Propellergeometrie und des Hybridisierungsgrades	156
6.5.3. Einfluss der elektromechanischen Auslegungsparameter	160
6.6. Kühlsysteme	163
6.6.1. Auslegungsrandbedingungen und Vorgehen	163
6.6.2. Modellierte Kühlkreisläufe und Ergebnisse	164
6.7. Vergleich und potentielle Anwendungsfelder der Antriebssysteme	167
6.7.1. Vergleich der Antriebsentwürfe	168
6.7.2. Potentielle Anwendungsfelder und Übertragbarkeit der Ergebnisse	170
7. Zusammenfassung und Ausblick	173
Abbildungsverzeichnis	177
Tabellenverzeichnis	181
Literaturverzeichnis	183
A. Kennfeldhilfskoordinaten und Interpolation	193
B. Eingabeparameter	195
B.1. Eingabedatensätze zu Verifikations- und Validierungsrechnungen	195
B.2. Weitere Eingabeparameter zu Kap. 5	201
B.3. Weitere Eingabeparameter zu Kap. 6	202

Nomenklatur

Lateinische Buchstaben

A	Fläche	m^2
A_I	Strombelag	A/m
$A_{I,\text{eff}}$	effektiver Strombelag	A/m
B	Flussdichte	T
b_{Bl}	Propellerblattbreite	m
$\bar{b}_{\text{Bl}}$	dimensionslose Blattbreite (bezogen auf Propellerdurchmesser)	—
b_N	Statornutbreite	m
B_J	mittlere Flussdichte im Statorjoch	T
B_Z	mittlere Flussdichte im Statorzahn	T
b_Z	Statorzahnbreite	m
C	Kapazität	F
c	Geschwindigkeit, Strömungsgeschwindigkeit	m/s
c'	induzierte Geschwindigkeit	m/s
c_a	Auftriebsbeiwert	—
$c_{a,i}$	integrierter Auftriebsbeiwert des Propellers	—
c_m	mittlere Kolbengeschwindigkeit	m/s
C_P	Leistungskoeffizient	—
c_p	spez. Wärmekapazität bei konstantem Druck	V
C_R	C-Koeffizient (engl. C-Rate)	A/Ah
c_{rD}	Darcy Reibkoeffizient	—
c_{rF}	Fanning Reibkoeffizient	—
c_w	Widerstandsbeiwert	—
C_Z	Kapazität einer Batteriezelle	As
D	Durchmesser	m
d	Dicke	m
D_h	hydraulischer Durchmesser	m
D_T	Tastgrad	—
E	Energie	J
E_{Mis}	Missionsenergie	J
e_g	gravimetrische Energiedichte	J/kg
F	Kraft, Schubkraft	N

f	Frequenz	—
F_a	Auftriebskraft	N
F_L	Lorentz-Kraft	N
F_w	Widerstandskraft	N
g	Erdbeschleunigung	m/s ²
h	Höhe	m
h_J	Statorjochhöhe	m
h_N	Statornuthöhe	m
H_P	Hybridisierungsgrad (leistungsbezogen)	—
H_u	unterer Heizwert	J/kg
I	Gleichstrom, effektiver Strom	A
i_{Gtr}	Getriebeübersetzungsverhältnis	—
i	imaginäre Einheit	—
I_s	effektiver Strangstrom	V
J	Fortschrittsgrad	—
j	Colburn Faktor	—
K	äquivalente Sandkornrauigkeit	m
k_{AF}	Wirkfaktor	—
k_D	Durchmesserfaktor	—
k_{Fe}	Eisenfüllfaktor	—
k_f	Frequenzfaktor	—
k_I	Stromexponent	—
k_{Int}	Integraltankfaktor	—
k_l	Längenfaktor	—
k_m	Massenfaktor	—
k_N	Nutfüllfaktor	—
k_{Opt}	Optimierungsziel	—
k_{SF}	Sicherheitsfaktor	—
k_U	Spannungsexponent	—
k_w	Wicklungsfaktor	—
L	Induktivität	H
l	Länge	m
l_e	effektive Länge	m
l_h	Kolbenmotor Hub	m
L_h	Hauptinduktivität	H
L_σ	Streuinduktivität	H
M	Drehmoment	Nm
Ma_{w1}	Blattspitzenmachzahl	—

m	Masse	kg
m	Modulationsgrad	—
$\dot{m}$	Massenstrom	kg/s
Nu	Nusselt-Zahl	—
N	Drehzahl	1/s
n_{Bl}	Propellerblattanzahl	—
n_L	Leiteranzahl	—
n_{LP}	Anzahl an parallelen Leistungspfaden im Antrieb	—
n_{Motor}	Anzahl an Motoren	—
n_{par}	Anzahl in Parallelschaltung	—
n_p	Polpaarzahl	—
n_{ser}	Anzahl in Serienschaltung	—
n_{Tank}	Anzahl an Tanks	—
n_w	Windungszahl elektrischer Maschinen	—
n_z	Zylinderzahl	—
P	Leistung	W
p	Druck	Pa
$P_{el, is}$	innere el. Scheinleistung	VA
p_{em}	effektiver Mitteldruck	Pa
p_g	gravimetrische Leistungsdichte	W/kg
Pr	Prandtl-Zahl	—
p_t	Totaldruck	Pa
$\dot{Q}$	Wärmestrom	W
Q	Ladung	A
Q	elektrische Ladung	As
R	Gaskonstante von Luft	J/kgK
R	Reichweite	m
R	elektrischer Widerstand	Ω
r	Radius	m
$\bar{r}$	dimensionsloser Radius (bezogen auf max. Radius)	—
R_{DCR}	Ersatzwiderstand (engl. Direct Current Resistance)	Ω
Re	Reynolds-Zahl	—
R_i	innerer Zellwiderstand	Ω
R_{th}	thermischer Widerstand	K/W
S	Stromdichte	A/m ²
SoC	Ladezustand (engl. State of Charge)	—
T	Schaltperiode	s
T	Temperatur	K

t	Zeit	s
U	Gleichspannung, effektive Spannung	V
u	Umfangsgeschwindigkeit	m/s
U_{CO}	Entladeschlussspannung (engl. Cut-Off Voltage)	V
U_{F}	Schwellenspannung	V
U_{h}	induzierte Spannung (Hauptwellendrehfeld)	V
U_{p}	Polradspannung	V
U_{s}	effektive Strangspannung	V
V	Volumen	m ³
V_{h}	Hubvolumen	m ³
w	relative Strömungsgeschwindigkeit	m/s
W_{e}	effektive Arbeit	J
x	allgemeine Koordinate	—
Y	Kennfeld-Hilfskoordinate	—

Griechische Buchstaben

α	Anstellwinkel	°
β	Profileinstellwinkel	°
γ	Strom bzw. Spannungswelligkeit	—
η	Wirkungsgrad	—
ϑ	Phasenwinkel	°
κ	Isentropenexponent	—
λ	Längenverhältnis	—
ρ	Dichte	kg/m ³
σ	Flächenverhältnis	—
τ_{N}	Nutteilung	m
τ_{p}	Polteilung	m
ϕ	Fortschrittswinkel	°
φ	Phasenwinkel zwischen Strom und Spannung	°
φ_i	innerer Phasenwinkel	°
φ_{L}	spez. Leitwiderstand	Ωm
ψ_{h}	Hauptwellenflussverkettung	—
ψ_{p}	Polradflussverkettung	—
ω	Winkelgeschwindigkeit	°/s

Mathematische Notationen

$\bar{x}$	bezogene Größe
$\hat{x}$	Spitzenwert, Amplitude
$\underline{x}$	Komplexe Größe

x^* Sollwert

Subskripte

0 - 2	Ebenenbezeichnung nach Abb. 2.3
α	α Richtung des α,β -Koordinatensystems
AC	Wechselstrom (engl. Alternating Current)
a	außen
aus	Ausgang
β	β Richtung des α,β -Koordinatensystems
Ba	Batterie
B	Zylinderbohrung des Hubkolbenmotors
Br	Brennstoff
BS	Brennstoffsystem
C	Kapazität
Cr	Reiseflug (engl. Cruise)
δ	Luftspalt der elektrischen Maschine
DC	Gleichstrom (engl. Direct Current)
D	Diode
d	d Richtung des d,q-Koordinatensystems
E	Energie
ein	Eingang
EA	elektrischer Antrieb
el	elektrisch
EM	Elektromotor
end	Ende
ES	Energiespeicher
Gen	Generator
ges	Gesamt
G	Gehäuse
GR	Gleichrichter
GS	Gleichspannungswandler
Gtr	Getriebe
HA	Hubkolbenmotorantrieb
HM	Hubkolbenmotor
HL	Halbleiterbauteil
Hoch	Hochsetzsteller
IC	Anfangssteigflug (engl. Initial Climb)
I	Stromstärke

i	innen
Int	Integraltank
Iso	Isolation
Ka	Kabel
Kl	Kühlluft
Km	Kühlmittel
KS	Kühlsystem
L	el. Leitung
L	Induktivität
max	Maximum
mech	mechanisch
Mod	Modul
MTOM	max. Abflugmasse (engl. Max. Take-Off Mass)
n	Zeitschritt n
Nenn	Nennwert
Pumpe	Kühlmittelpumpe
par	parallel
PH	Paralleler Hybridantrieb
PH	paralleler Hybridantrieb
Pr	Propeller
prim	primärer Leistungspfad
q	q Richtung des d,q-Koordinatensystems
Rohr	Rohrleitung
Ref	Referenzwert
S	el. Schaltvorgang
Sch	Schutzhülle
ser	seriell
SH	serieller Hybridantrieb
MH	Meereshöhe
TO	Start (engl. Take-Off)
Tief	Tiefsetzsteller
TOC	Ende des Steigflugs (engl. Top of Climb)
Tr	Transistor
tr	trocken
t	Totalwert
U	Spannung
V	Verluste
V	Volumen

VD	Volldruckhöhe
WR	Wechselrichter
WT	Wärmetauscher
w	Wicklung
Z	Batteriezelle

1. Einleitung

Seit vielen Jahrzehnten werden Luftfahrzeuge für vielfältige Fluganwendungen optimiert. Gleiches gilt für die jeweils verwendeten Antriebssysteme. Nach heutigem Stand der Technik werden Fluggasturbinen und Hubkolbenmotoren in Kombination mit Propellern eingesetzt, um den notwendigen Schub bereitzustellen. Diese konventionellen Antriebe wurden hinsichtlich ökonomischer, technischer und auch ökologischer Aspekte immer weiter verbessert. Neben diesen Weiterentwicklungen wird aktuell an neuen Luftfahrzeug- und Antriebskonzepten geforscht. Die Grundlage für diese Forschungs- und Entwicklungstätigkeiten stellen zwei Hypothesen dar. Zum einen, dass die aktuellen Bestrebungen nach einer erheblichen Reduktion der Umweltbelastungen durch den Luftverkehr nicht durch eine reine Weiterentwicklung der konventionellen Technologien erreicht werden können. Zum anderen, dass die aktuell eingesetzten konventionellen Luftfahrzeuge lediglich ein lokales Optimum darstellen und durch den Einsatz neuer Antriebstechnologien eine weitere Optimierung der Luftfahrzeuge hinsichtlich der genannten Aspekte ermöglicht wird. Basis für diese letzte These im Zusammenhang mit (hybrid-) elektrischen Antriebssystemen sind die schnell voranschreitende Weiterentwicklung elektrischer Komponenten und deren vorteilhafte Integrationsfähigkeit in Luftfahrzeuge.

Gegenüber konventionellen Antrieben weisen elektrische und hybride Antriebssysteme zusätzliche Freiheitsgrade bezüglich der Antriebsarchitektur sowie im Betrieb auf. Der somit erweiterte Gestaltungsraum solch hybrid angetriebener Luftfahrzeuge wird sowohl in Forschungs- als auch industriellen Entwicklungsprojekten untersucht. In den letzten Jahren und bis heute andauernd resultierte daraus die Entwicklung vielfältiger neuer Luftfahrzeugkonzepte, teils mit geplanter Anwendung in neuartigen Mobilitätsansätzen. Die Einführung neuer Technologien in die Luftfahrt stellt jedoch ein erhebliches wirtschaftliches Risiko dar. Entsprechend muss bereits sehr früh im Entwicklungsprozess ein belastbarer und methodischer Konzeptentwurf unter ökonomischen, technischen und ökologischen Aspekten erfolgen, um lohnenswerte Entwicklungsrichtungen zu identifizieren. Die Methodik eines solchen Entwurfs stellt eine neue Herausforderung dar.

Um innerhalb des Gestaltungsraums Optima für eine spezifische Flugmission zu identifizieren, ist ein verlässliches Entwurfsverfahren erster Größenordnung notwendig, welches alle für den realen Einsatz relevanten Einflüsse berücksichtigt. Das Verfahren muss eine ausreichende Genauigkeit aufweisen, um Trendvorhersagen und einen quantitativen Vergleich mit konventionellen Antrieben zu erlauben. Eine wesentliche Herausforderung stellt dabei die per se schon interdisziplinäre Natur des Flugzeugentwurfsprozesses dar, welcher nun um zusätzliche Disziplinen erweitert wird. Dazu gehören sowohl neuartige aerodynamische Interaktionen zwischen Antrieb und Flugzeug als auch der Hybridantrieb selbst.

Hier setzt die vorliegende Arbeit an. Der primäre Fokus liegt auf der Entwicklung eines Entwurfsverfahrens für elektrische und hybride Luftfahrtantriebe, welches sich in den konventionellen Entwurfsablauf einfügt. Dabei beschränkt sich die Arbeit auf technische Aspekte, ökonomische und ökologische Aspekte werden außen vor gelassen. In den folgenden Abschnitten werden die hier betrachteten Luftfahrtantriebe zunächst eingegrenzt und die Ziele definiert. Anschließend wird der Aufbau der Arbeit dargestellt.

1.1. Zielsetzung der Arbeit

Hybridantriebe in der Luftfahrt werden für alle Segmente des Flugverkehrs untersucht. Die Studien reichen von Großraumflugzeugen für den Langstreckenverkehr über Schmalrumpfflugzeuge für den Regionalverkehr bis hin zu Kleinflugzeugen für die allgemeine Luftfahrt und den innerstädtischen Betrieb. Studien zeigen, dass der Einsatzbereich von Hybridantrieben je nach Betriebsverfahren durch die zusätzliche Energiequelle limitiert wird. Als solche werden oftmals elektrochemische Speichertechnologien vorgesehen. Im Vergleich zu kohlenwasserstoffbasierten Energieträgern weisen diese zum heutigen Stand der Technik eine geringe gravimetrische Leistungs- und Energiedichte auf (vgl. Tab. 2.2). Daher sind Elektro- und Hybridantriebe aktuell nur für Kleinflugzeuge mit geringen Leistungs- und Energieanforderungen denkbar. Auf diesen Einsatzbereich beschränkt sich die vorliegende Arbeit.

Es werden drei übergeordnete Ziele verfolgt:

1. Entwicklung einer Entwurfsmethode für elektrische und hybride Kleinflugzeugantriebe.

Elektro- und Hybridantriebe beinhalten gegenüber konventionellen Antrieben neue Antriebskomponenten sowie einen veränderten Aufbau. Es sind physikalisch basierte, skalierbare Komponentenmodelle notwendig, die sich für den Antriebsentwurf eignen. Eine wesentliche Komponente stellt die Batterie dar, die nicht nur ein Energiespeicher ist, sondern auch ein Betriebsverhalten in Abhängigkeit der gespeicherten Energie aufweist. Entsprechend muss in das entwickelte Entwurfsverfahren die Betriebszeit einfließen. Die Leistungsaufteilung zwischen den Energiequellen eines Hybridantriebs stellt einen neuen Betriebsfreiheitsgrad dar, der die Auslegung der Antriebskomponenten wesentlich beeinflusst. Eine variable Betriebsstrategie und der Einfluss auf die Zielgrößen müssen durch die Entwurfsmethode abbildbar sein.

2. Anwendungsbereiche und notwendige Technologieentwicklungen für den Einsatz elektrischer und hybrider Antriebe in Kleinflugzeugen.

Weiterhin ist offen, ob Hybridantriebe wesentliche Wirkungsgrad- und Antriebsmassenvorteile gegenüber konventionellen Antrieben erreichen können und welche Randbedingungen dafür notwendig sind. In dieser Arbeit wird eine Studie durchgeführt, welche die Bewertung der Antriebssysteme für variierende Schubanforder-

ungen zum Ziel hat. Auf diese Weise werden für die hier betrachteten Hybridantriebe mit elektrischer Startunterstützung vorteilhafte Anwendungsbereiche bzgl. der Leistungsverhältnisse quantifiziert. Diese sind für den Leistungsbereich von Kleinflugzeugen gültig. Zudem werden notwendige Technologieentwicklungen elektrischer Komponenten und notwendige Integrationsvorteile für den elektrischen Antrieb quantifiziert, die Nachteile gegenüber einer konventionellen Antriebslösung ausgleichen.

3. Ermittlung wichtiger Entwurfszusammenhänge und -grenzen.

Durch die neuen elektrischen Antriebskomponenten werden im Vergleich zum konventionellen Antrieb andere Entwurfsparameter und ein anderes Betriebsverhalten auf Systemebene eingeführt. Entsprechend ergeben sich neue Entwurfszusammenhänge und Betriebsgrenzen für Elektro- und Hybridantriebe, die sich auf die Systemoptima auswirken. Diese wurden für Kleinflugzeuge bisher nicht detailliert untersucht und werden hier für die wichtigsten elektrischen und hybriden Kleinflugzeugantriebe innerhalb der genannten Studie dokumentiert.

1.2. Aufbau der Arbeit

Zu Beginn der Arbeit werden in Kap. 2 die physikalischen Zusammenhänge und die grundlegende Funktionsweise der Komponenten eines hybriden Kleinflugzeugantriebs erläutert. Dies stellt die Basis für die später durchgeführte Modellierung der Antriebskomponenten und zur Interpretation der Ergebnisse des exemplarischen Anwendungsfalls dar. Anschließend werden in Kap. 3 die wichtigsten Veröffentlichungen im Zusammenhang mit Entwurfsverfahren und Studien für Elektro- und Hybridantriebe zusammengefasst. Dabei wird der Fokus auf den Kleinflugzeugbereich gelegt. Anschließend wird die vorliegende Arbeit in den aktuellen Stand der Forschung eingeordnet.

Die Ergebnisse der Arbeit sind in drei Teilabschnitten beschrieben. In Kap. 4 wird das entwickelte Entwurfsverfahren für Kleinflugzeugantriebe detailliert dargestellt. Ausgehend von den Anforderungen an den Antrieb wird zunächst der übergeordnete Rechenweg für den Entwurf eines generischen Antriebs erläutert. Anschließend folgt eine Detaillierung der antriebsspezifischen Rechenwege und der auf den Flugantriebsentwurf abgestimmten Komponentenmodelle. In Kap. 5 wird zunächst eine analytische Vorbetrachtung der behandelten Antriebssysteme vorgenommen. Es wird das Zusammenspiel von Propeller, Hubkolbenmotor und Elektromotor des parallelen Hybridantriebs analysiert. Zudem wird ein erster Vergleich auf Systemebene durchgeführt, um Hinweise zu möglichen Anwendungsgebieten von Elektro- und Hybridantrieben zu erhalten. Diese Analyse bildet die Grundlage zur Ableitung eines Anwendungsfalls für eine Demonstration des Entwurfsverfahrens. Im nachfolgenden Kap. 6 wird die entwickelte Entwurfsmethode innerhalb einer Studie angewendet. Diese deckt Anwendungsbereiche und notwendige Technologieentwicklungen für den betrachteten elektrischen Antrieb und die Hybridantriebe auf. Dazu wird ein quantitativer Vergleich mit dem konventionellen Antrieb durchgeführt.

Für die Vorauslegung der Antriebssysteme werden wesentliche Entwurfszusammenhänge ermittelt und diskutiert. Die Arbeit wird durch eine Zusammenfassung der Ergebnisse in Kap. 7 abgeschlossen.

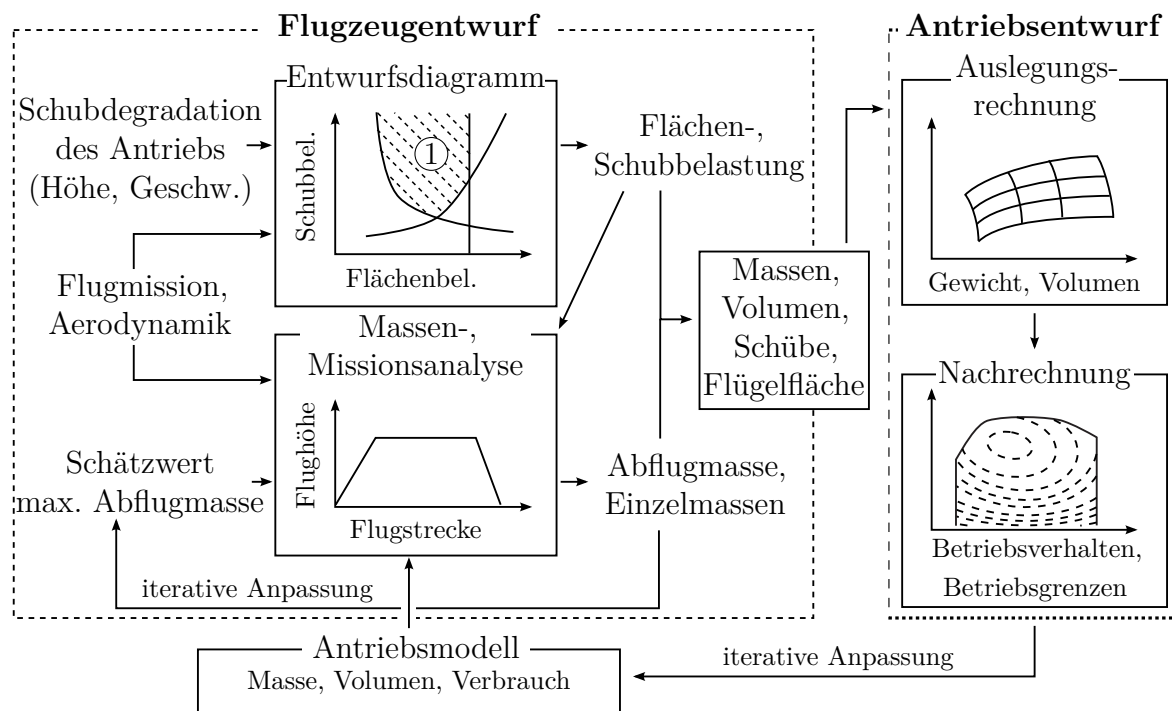
2. Grundlagen

2.1. Konventioneller Flugzeug- und Antriebsentwurf

Der konventionelle Flugzeugentwurf ist in der Literatur detailliert beschrieben. An dieser Stelle soll dennoch eine Einführung erfolgen, welche sich auf das Zusammenspiel zwischen Flugzeug- und Antriebsentwurf fokussiert. Dies ermöglicht eine Einordnung der hier entwickelten Entwurfsmethode für Kleinflugzeugantriebe in den Gesamtflugzeugentwurf. Detaillierte Darstellungen des Flugzeugentwurfs finden sich z.B. in Ausführungen von Gudmundsson [17] oder Mattingly et al. [18].

In Abb. 2.1 sind der übergeordnete Entwurfsprozess für ein Flugzeug und der Zusammenhang mit dem Antriebsentwurf dargestellt. Ein neuer Flugzeugentwurf wird angestoßen, wenn ein spezifischer Marktbedarf identifiziert wurde, der durch bestehende Produkte nicht zufriedenstellend bedient werden kann. Aus dem Zielmarkt lassen sich bereits wesentliche Randbedingungen für den Flugzeugentwurf ableiten wie die Reisegeschwindigkeit, Flugreichweite und Nutzlast. Diese Entwurfsrandbedingungen und -ziele werden genutzt, um eine erste Abschätzung der maximalen Abflugmasse und der notwendigen Flügelfläche vorzunehmen. Dazu wird zunächst ein *Entwurfsdiagramm* verwendet, wie es in Abb. 2.1 dargestellt ist. Es wird die *Schubbelastung* (Schub zu Gewichtskraft) über der *Flächenbelastung* (Flügelfläche zu Gewichtskraft) aufgetragen. Die Gewichtskraft wird dabei mit der maximalen Abflugmasse gebildet. Grundlage für dieses Entwurfsdiagramm ist die Bewegungsgleichung des Flugzeugs, welche entsprechend umgeformt einen Zusammenhang zwischen den beiden Größen herstellt. In der Regel werden nur die für den Flugzeugentwurf wesentlichen Betriebszustände in das Entwurfsdiagramm eingetragen, wie z.B. Start, Steigflug, Kurvenflug und Landeanflug. Um alle Betriebszustände erfüllen zu können, müssen sich die für den Entwurf gewählte Schub- und Flächenbelastung im eingezeichneten Lösungsraum ① befinden. Für diesen gewählten Punkt ergibt sich je nach maximaler Abflugmasse des Flugzeugs eine notwendige Flügelfläche und ein notwendiger Schub für jeden Betriebszustand.

Für die Erstellung dieses Diagramms sind bereits wesentliche Parameter erforderlich, die erst später im Entwurfsprozess bekannt sind. Entsprechend müssen sinnvolle Annahmen getroffen werden, die im Verlauf des Prozesses iterativ angepasst werden. Zu diesen Parametern gehören zumindest die Flugzeugaerodynamik bzw. Widerstandspolare des Flugzeugs und je nach Detailgrad der Betrachtung weitere Annahmen zu Treibstoffverbrauch (bzw. aktueller Flugzeugmasse zum jeweiligen Betriebszustand) und Einfluss der Flughöhe sowie Fluggeschwindigkeit auf den Antrieb.



① Lösungsraum für Schub- und Flächenbelastung

Abbildung 2.1.: Entwurfsprozess eines Flugzeugs.

Im nächsten Schritt wird die maximale Abflugmasse des Flugzeugs mit Hilfe einer *Massenanalyse* bzw. *Missionsanalyse* iterativ bestimmt. Dazu wird zunächst ein erster Schätzwert für die Abflugmasse verwendet. Die drei wesentlichen Einzelmassen: Leermasse, Nutzmasse und die Treibstoffmasse werden separat ermittelt. Ergeben diese drei Einzelmassen nach der Missionsanalyse nicht die eingangs geschätzte maximale Abflugmasse, erfolgt eine iterative Anpassung.

Die Leermasse beinhaltet dabei die Masse der Flugzeugstruktur, des Antriebs sowie aller weiteren Baugruppen. Es existieren verschiedene Ansätze, um die Leermasse des Flugzeuges abzuschätzen. Zum einen können historische Daten verwendet werden, die einen Zusammenhang zwischen der maximalen Abflugmasse und der Leermasse herstellen. Zum anderen werden auch vielfach empirische Korrelationen verwendet, um die einzelnen Massenanteile der Leermasse zu bestimmen. Dazu gehören die Flügel- und Rumpfstruktur, das Fahrwerk und auch der Antrieb. Antriebsmassen werden dabei meist auf Basis eines Leistungsbedarfs ermittelt.

Die Nutzmasse ist durch die Entwurfsrandbedingungen festgelegt, während die Treibstoffmasse durch die genannte Missionsanalyse ermittelt wird. Grundlage für die Missionsanalyse ist erneut die Bewegungsgleichung des Flugzeuges. Diese wird mit einem ersten Schätzwert für die maximale Abflugmasse gelöst, um den notwendigen Schub bzw. Vortriebsleistung im betrachteten Missionssegment zu bestimmen. Um schließlich den Treibstoffverbrauch zu erhalten, ist ein erstes Modell des Antriebs notwendig, welches in der Lage ist, aus der notwendigen Vortriebsleistung den Treibstoffverbrauch zu ermitteln. Da sich der Flugzeugentwurf in der frühen Konzeptphase befindet, werden meist stark ver-

einfache oder generalisierte empirische Modelle verwendet, um das Verbrauchsverhalten in erster Größenordnung abzubilden.

Am Ende des konzeptionellen Flugzeugentwurfs sind die notwendigen Schübe in Abhängigkeit des Betriebspunktes, die Massenbudgets für die jeweiligen Baugruppen und die erforderliche Flügelfläche bekannt. Da sowohl für die Massenbestimmung als auch den Verbrauch des Antriebs im ersten Schritt einfache generische Modelle verwendet wurden, erfolgt im Nachgang eine Auslegung der wichtigsten Teilaspekte bzw. -komponenten mit erhöhter Detailtiefe durch entsprechende Fachexperten. Dazu gehört insbesondere der Antrieb, aber auch weitere Komponenten wie die Flugzeugstruktur und Außen aerodynamik, die in Abb. 2.1 nicht dargestellt sind. Die Ergebnisse des detaillierteren Antriebsentwurfs – also Massen, Volumina, Verbrauchsverhalten und Betriebsgrenzen – werden erneut in den Flugzeugentwurfsprozess zurückgespeist. Dieses Vorgehen wird iterativ wiederholt, bis der Gesamtentwurf auskonvergiert ist und eine geeignete technische Lösung erreicht wird.

Für Elektro- und Hybridantriebe sind einfache empirische Verbrauchs- und Massenmodelle auf Gesamtsystemebene bisher nicht vorhanden. Wie in Kap. 3.1 dargestellt, werden daher in der aktuellen Literatur für die Missionsanalyse elektrisch oder hybrid betriebener Flugzeuge die Antriebskomponenten einzeln betrachtet. Es werden meist konstante Wirkungsgrade und Leistungsdichten verwendet, die lediglich für eine erste Abschätzung geeignet sind. Das in dieser Arbeit entwickelte Vorgehen zur Antriebsauslegung zielt auf den nachgeschalteten detaillierten Antriebsentwurf ab.

2.2. Antriebssysteme für Kleinflugzeuge

In Abb. 2.2 sind der konventionelle Hubkolbenmotorantrieb und die wesentlichen elektrischen und hybriden Antriebsarchitekturen für Kleinflugzeuge abgebildet. Neben den in Abb. 2.2b bis 2.2d dargestellten Beispielen existieren viele weitere Konfigurationen von Elektro- und Hybridantrieben. Da sich der maximale Wirkungsgrad elektrischer Maschinen und Leistungselektronikkomponenten über einen großen Leistungsbereich nur geringfügig verändert, können der elektrische Antrieb und der serielle Hybridantrieb mit mehreren Propulsoren ausgestattet werden. Eine alternative Ausformung des parallelen Hybridantriebs ergibt sich, wenn sowohl der Hubkolbenmotor als auch der Elektromotor jeweils einen eigenen Propeller mit Leistung speisen. Innerhalb der vorliegenden Arbeit werden nur die in Abb. 2.2 dargestellten grundlegenden Antriebssysteme betrachtet. Eine Beschreibung des Aufbaus sowie der für das jeweilige Antriebssystem spezifischen Vorteile und Herausforderungen erster Größenordnung wird in den folgenden Unterkapiteln vorgenommen.

Konventioneller Hubkolbenmotorantrieb

Der konventionelle Hubkolbenmotorantrieb in Abb. 2.2a stellt den aktuellen Stand der Technik für Kleinflugzeugantriebe dar. Die im Treibstoff gespeicherte Energie wird durch

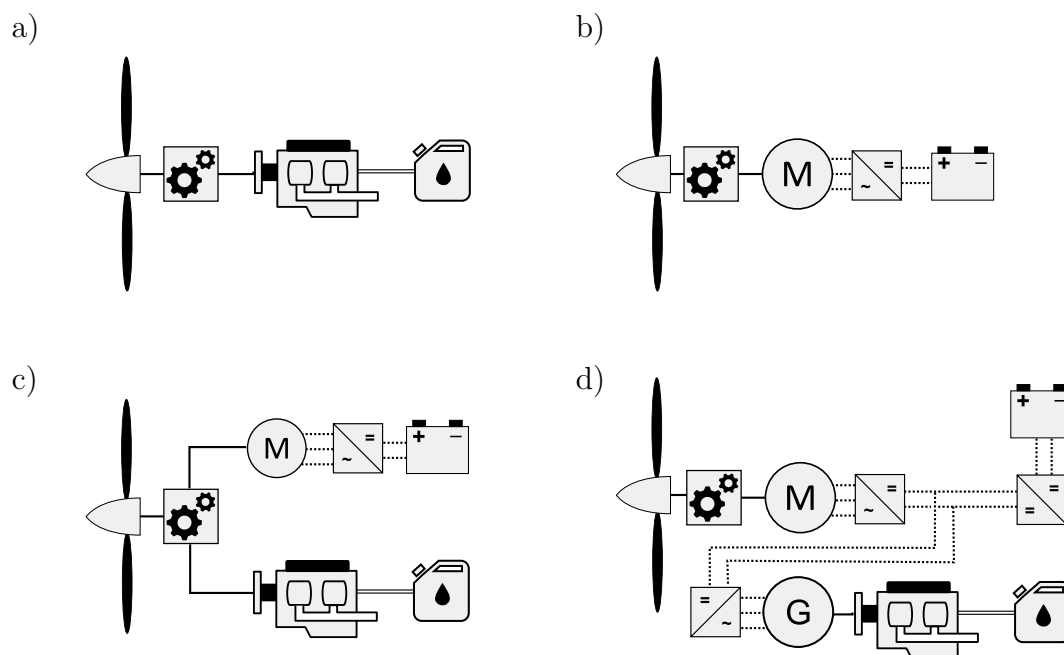


Abbildung 2.2.: Architektur verschiedener Antriebssysteme: a) konventioneller Hubkolbenmotorantrieb, b) elektrischer Antrieb, c) paralleler Hybridantrieb, d) serieller Hybridantrieb.

einen Hubkolbenmotor in mechanische Leistung überführt. Häufig wird ein Getriebe verwendet, um einen Drehzahlunterschied zwischen Propeller und Hubkolbenmotor auszugleichen. Die Propellerdrehzahl wird insbesondere durch die Blattspitzenmachzahl limitiert, um hohe aerodynamische Verluste zu vermeiden. Für den Hubkolbenmotor ist eine hohe Drehzahl wünschenswert, die eine geringere Motormasse bei gleicher Leistung ermöglicht. Ob der Einsatz eines Getriebes sinnvoll ist, hängt von dem spezifischen Anwendungsfall ab, denn das Getriebe stellt eine zusätzliche Fehlerquelle dar und ist mit Kosten und Wartungsaufwand verbunden.

Elektrischer Antrieb

In einem elektrischen Antrieb (Abb. 2.2b) wird statt des Hubkolbenmotors ein Elektromotor eingesetzt, welcher über einen Wechselrichter von einer Batterie gespeist wird. Die Masse des Elektromotors ist vom abgegebenen Drehmoment abhängig, weshalb auch hier der Einsatz eines Getriebes vorteilhaft sein kann. Ähnlich wie bei dem konventionellen Hubkolbenmotorantrieb muss jedoch zwischen technischen und ökonomischen Aspekten abgewogen werden.

Durch die verwendeten Komponenten im elektrischen Antrieb ergeben sich gegenüber dem konventionellen Antrieb einige wesentliche Vorteile. Die elektrischen Komponenten weisen sehr hohe Einzelwirkungsgrade auf, weshalb ein deutlich höherer Systemwirkungsgrad erreicht werden kann. Durch die hohe gravimetrische Leistungsdichte des Elektromo-

tors ($\approx 2 - 8 \text{ kW/kg}$, je nach Drehzahl) und der Leistungselektronik ($\approx 10 - 20 \text{ kW/kg}$), sind diese deutlich leichter als ein vergleichbarer Hubkolbenmotor ($\approx 1 \text{ kW/kg}$). Da die Energie elektrochemisch bereitgestellt wird, treten keine lokalen Emissionen auf. Weiterhin ist eine geringere Anzahl an bewegten Teilen notwendig, wodurch die Zuverlässigkeit des Antriebs erhöht wird. Ein weiterer Vorteil ergibt sich durch die Skalierbarkeit der elektrischen Komponenten. Der erreichbare Wirkungsgrad bleibt über große Leistungsbereiche in etwa konstant. Diese Eigenschaft ermöglicht z.B. den Einsatz vieler kleiner Elektromotoren anstelle eines großen Motors, was den Entwurfsraum für Flugzeugkonzepte erheblich erweitert. Viele einzelne und für sich leichte Motoren können in der Flugzeugstruktur frei platziert werden, um z.B. einen vorteilhaften aerodynamischen Effekt zu erreichen.

Der wesentliche Nachteil elektrischer Antriebe entsteht durch die Verwendung eines elektrochemischen Speichers. Heutige Batterien weisen im Vergleich zu kohlenwasserstoffbasierten Treibstoffen nur sehr geringe Energiedichten auf (vgl. Tab. 2.2). Dieser Umstand limitiert die Flugreichweite solcher Antriebe. Auch die begrenzte Leistungsfähigkeit der Batterien kann zu einem erheblichen Mehrgewicht führen. Zudem ist für die Batterien ein effektives Kühlsystem erforderlich, da diese nur in einem sehr engen Temperaturband betrieben werden können (vgl. Kap. 2.3.6).

Paralleler Hybridantrieb

Der Aufbau eines parallelen Hybridantriebs ist in Abb. 2.2c dargestellt. Ein konventioneller Hubkolbenmotorantrieb wird um einen zusätzlichen elektrischen Leistungspfad erweitert, sodass der Propeller durch zwei unterschiedliche Leistungsquellen angetrieben werden kann. Die Kopplung dieser Leistungsquellen erfolgt mechanisch durch ein Getriebe.

Gegenüber dem konventionellen Antrieb und dem elektrischen Antrieb ergeben sich durch die Hybridisierung einige Vorteile. Die kohlenwasserstoffbasierte Energiequelle kann den Nachteil geringer gravimetrischer Energiedichten von elektrochemischen Speichern aufheben, sofern der elektrische Leistungspfad lediglich für kurze Zeit zur Unterstützung in Flugphasen hohen Leistungsbedarfs genutzt wird. Eine solche kurzzeitige Leistungsunterstützung kann aus zwei Gründen sinnvoll sein. Erstens kann der Hubkolbenmotor durch die Unterstützung kleiner dimensioniert werden. Da die elektrischen Komponenten eine hohe gravimetrische Leistungsdichte aufweisen, kann trotz der zusätzlichen Komponenten unter Umständen ein leichter Gesamtantrieb erreicht werden. Zweitens können die Betriebscharakteristika von Hubkolbenmotor und Propeller besser aufeinander abgestimmt werden. Dies gilt insbesondere für Festpropeller [19], jedoch ebenfalls für Verstellpropeller, wenn kurze und hohe Leistungsspitzen erforderlich sind (vgl. Kap. 5.2).

Nachteilig gegenüber dem konventionellen und dem elektrischen Antrieb ist die höhere Komplexität des parallelen Hybridantriebs. Damit einhergehen eine höhere Anzahl an potentiellen Fehlerquellen sowie auch höhere Entwicklungs- und Produktionskosten. Neben der erhöhten Anzahl an Antriebskomponenten ist für den Betrieb je nach Auslegung der elektrischen Komponenten auch ein komplexes Kühlsystem erforderlich, da

die Betriebstemperaturen von Hubkolbenmotor und elektrischen Komponenten stark unterschiedlich sind (vgl. Kap. 2.3.7). Gegenüber dem elektrischen Antrieb ergibt sich zusätzlich der Nachteil, dass die freie Platzierung des Antriebs bzw. des Propellers durch die mechanische Verbindung zum Hubkolbenmotor deutlich eingeschränkt wird.

Serieller Hybridantrieb

Die grundlegende Architektur des seriellen Hybridantriebs ist in Abb. 2.2d abgebildet. In diesem Fall wird ein elektrischer Antrieb um einen kohlenwasserstoffbasierten Leistungspfad erweitert. Erneut kann der Propeller durch zwei verschiedene Leistungsquellen betrieben werden. Im Gegensatz zum parallelen Hybridantrieb erfolgt die Kopplung jedoch elektrisch. Um diese elektrische Kopplung zu ermöglichen, wird der Hubkolbenmotor mit einem Generator verbunden, der wiederum über einen Gleichrichter die elektrische Leistung zum Antrieb des Propellers speist.

Mit diesem Antriebsaufbau kann ein variabler Betrieb und eine hohe Flexibilität bei der Flugzeugintegration erreicht werden. Der variable Betrieb wird durch die Entkopplung der Drehzahlen von Propeller und Hubkolbenmotor ermöglicht, sodass beide drehzahlunabhängig im Wirkungsgradoptimum betrieben werden können. Da der direkte Propellerantrieb nur durch einen Elektromotor erfolgt, kann die Anzahl und Platzierung der Propeller am Flugzeug ähnlich frei wie mit dem elektrischen Antrieb gewählt werden. Analog zum parallelen Hybridantrieb kann die geringe gravimetrische Energiedichte des elektrochemischen Speichers durch die Verwendung der kohlenwasserstoffbasierten Leistungsquelle ausgeglichen werden, sodass hohe Flugreichweiten erreicht werden können.

Der serielle Hybridantrieb weist jedoch auch erhebliche Nachteile gegenüber den weiteren Antriebskonfigurationen auf. Zum einen ist es das komplexeste aller hier vorgestellten Antriebssysteme mit der höchsten Anzahl an potentiellen Fehlerquellen sowie den höchsten Entwicklungs- und Produktionskosten. Zum anderen führt die mehrfache Umwandlung zwischen chemischer, mechanischer und elektrischer Leistung zu einem geringen Gesamtwirkungsgrad. Weiterhin weist der serielle Hybridantrieb eine hohe Anzahl an Komponenten auf, was zu einer großen Gesamtmasse führt. Ein weiterer Nachteil ist, dass Propeller, Getriebe, Elektromotor und auch der Wechselrichter die maximale Gesamtleistung übertragen müssen und entsprechend zu dimensionieren sind. Im Gegensatz dazu müssen bei der parallelen Hybridarchitektur lediglich Propeller und Getriebe diese Leistungsfähigkeit besitzen.

2.3. Komponenten in Elektro- und Hybridantrieben

In diesem Abschnitt werden die grundlegenden Eigenschaften und Funktionsweisen der Komponenten elektrifizierter Antriebssysteme vorgestellt. Der Fokus liegt dabei auf Aspekten, welche für die Vorauslegung und zur Vorhersage des Teillastverhaltens der jeweiligen Antriebskomponente relevant sind. Wo sinnvoll, werden zusätzlich alternative Komponenten vorgestellt, um eine Einordnung in die bestehenden technischen Möglich-

keiten zu erlauben. Das Kapitel unterstützt damit das Verständnis für die in Kap. 4.3 vorgenommene Modellbildung der einzelnen Antriebskomponenten. Ausgehend vom Propeller werden die jeweiligen Komponenten bis hin zum Energiespeicher beschrieben. Das Kapitel wird abgeschlossen durch eine kurze Beschreibung der notwendigen Kühlsysteme.

2.3.1. Propeller

Für die in dieser Arbeit betrachteten Kleinflugzeuge werden in der Regel freifahrende Propeller zur Schuberzeugung eingesetzt. Im Folgenden werden die grundlegenden Theorien zur Beschreibung von Propellern, das Betriebsverhalten und die Abhängigkeit des Betriebsverhaltens von der Propellergeometrie vorgestellt.

Propellertheorien

Zur Beschreibung von Propellern existiert eine Vielzahl an Theorien. Basierend auf den Ausführungen von Alexandrow [2] sollen an dieser Stelle nur die für das Verständnis der Arbeit wichtigen erläutert werden. Zum einen können Propeller als Impulsscheibe beschrieben werden. Dabei werden grundsätzliche Erkenntnisse über das Funktionsprinzip des Propellers gewonnen. Diese Art der Beschreibung stellt einen Zusammenhang zwischen Schub, Leistung und dem Geschwindigkeitsfeld des Propellers her und wurde erstmals von Froude [20] und Rankine [21] veröffentlicht. Zum anderen ist eine Beschreibung nach der Blattelementtheorie möglich, welche auf die Arbeiten von Drzewiecki [22] zurückgehen. Diese detailliertere Betrachtung verbindet Schub und Leistung eines Propellers mit den geometrischen Formen der Propellerblätter. Dabei wird jedoch kein Zusammenhang mit dem vom Propeller induzierten Strömungsfeld hergestellt. Dennoch eignet sich die Blattelementtheorie, um das Betriebsverhalten von Propellern und die Auswirkung einer veränderten Propellergeometrie zu verdeutlichen, welche für die Vorauslegung relevant sind.

Die Beschreibung des Propellers als Impulsscheibe erfolgt alleinig durch das Geschwindigkeitsfeld um den Propeller. Alle Verluste, die zwischen dem Leistungseingang an der Propellerwelle und der Leistungszufuhr in die Strömung entstehen, werden vernachlässigt. Um dies zu kennzeichnen, wird die Leistung und der Wirkungsgrad des Propellers nachfolgend mit dem Zusatz *ideal* versehen. Zunächst wird ein Kontrollvolumen festgelegt, welches in Abb. 2.3 dargestellt ist. Die nummerierten Ebenenbezeichnungen werden als Index verwendet, um die Größen eindeutig zuzuordnen. Mit Hilfe des Kontrollvolumens können die Impuls- und Leistungsbilanz aufgestellt werden. Mit der Annahme $p_0 = p_2$, einer homogenen, axialen Zu- und Abströmung sowie der Massenerhaltung gilt für den Propellerschub F_{Pr} und die ideale Propellerleistung $P_{Pr,id}$ jeweils

$$F_{Pr} = \dot{m}_0(c_2 - c_0), \quad (2.1)$$

$$P_{Pr,id} = \frac{\dot{m}_0}{2}(c_2^2 - c_0^2). \quad (2.2)$$

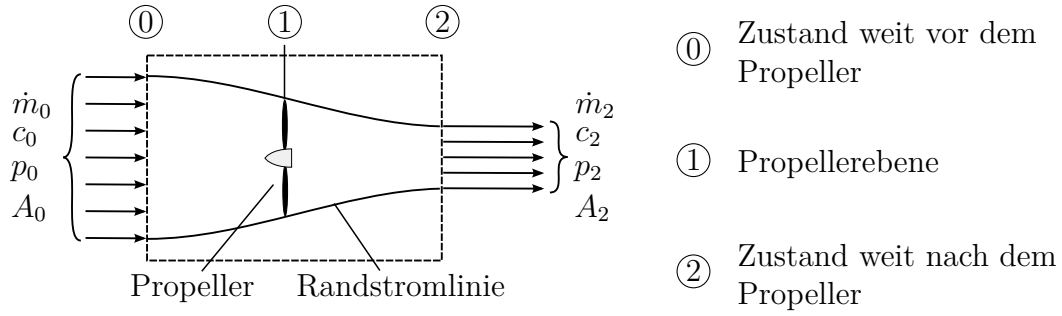


Abbildung 2.3.: Der Propeller als Impulsscheibe.

Mit den genannten Annahmen kann der Wirkungsgrad des Propellers $\eta_{\text{Pr,id}}$ durch die Geschwindigkeiten in Ebene ① und ② ausgedrückt werden. Es gilt

$$\eta_{\text{Pr,id}} = \frac{F_{\text{Pr}} c_0}{P_{\text{Pr,id}}} = \frac{2}{1 + \frac{c_2}{c_0}}. \quad (2.3)$$

Solange der Propeller Schub erzeugt, kann $\eta_{\text{Pr,id}}$ also niemals einen Wert größer gleich eins annehmen. Der Vergleich von (2.1) und (2.3) zeigt zudem, dass effiziente Schubzeugung über einen großen Massenstrom $\dot{m}_0$ erreicht wird und nicht über eine große Geschwindigkeitserhöhung in der Propellerebene.

Setzt man ein homogenes, rein axiales Strömungsfeld in der Propellerebene ② voraus, kann mit der Leistungsbilanz die Geschwindigkeit in der Propellerebene bestimmt werden. Die Schubkraft greift dabei direkt an der Propellerscheibe an. Entsprechend kann die zugeführte Leistung nicht nur über die Erhöhung der kinetischen Energie (vgl. (2.2)) bestimmt werden, sondern ebenfalls mit der Schubkraft F_{Pr} und der Luftgeschwindigkeit in der Propellerebene c_1 . Wird

$$F_{\text{Pr}} c_1 = \frac{\dot{m}_0}{2} (c_2^2 - c_0^2) \quad (2.4)$$

entsprechend vereinfacht, ergibt sich für die Luftgeschwindigkeit in der Propellerebene

$$c_1 = \frac{c_2 + c_0}{2}. \quad (2.5)$$

Damit kann auch die in der Propellerebene induzierte Geschwindigkeit c'_1 bestimmt werden, für sie gilt

$$c'_1 = c_1 - c_0 = \frac{c_2 - c_0}{2}. \quad (2.6)$$

Während des Starts eines Flugzeugs, wenn kleine Fluggeschwindigkeiten bei hohen Schüben vorliegen, weichen die tatsächlichen Anströmbedingungen des Propellers also erheblich von der eigentlichen Geschwindigkeit des Flugzeugs ab.

In der Blattelementtheorie wird der Propeller ausgehend von seiner Blattgeometrie beschrieben. Dazu wird jedes Blatt des Propellers in infinitesimal viele radiale Elemente der Länge dr eingeteilt, wie in Abb. 2.4a dargestellt. Es wird angenommen, dass sich die einzelnen Blattelemente isoliert betrachten lassen, ohne eine gegenseitige Beeinflussung. Für

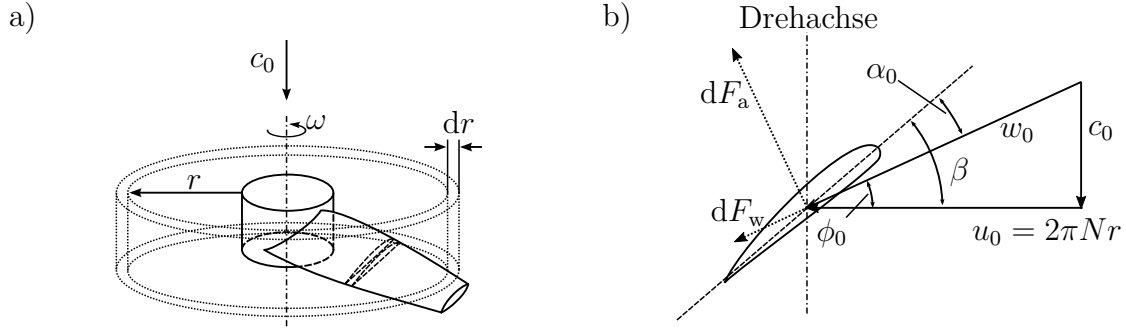


Abbildung 2.4.: a) Blattelement eines Propellers in Anlehnung an [1], b) Kräfte- und Geschwindigkeitsdreiecke am Blattprofil.

jedes dieser Blattelemente kann damit die Anströmung durch Geschwindigkeitsdreiecke dargestellt werden, ohne die weiteren Blattelemente zu kennen. In einer mit dem Blattelement rotierenden Betrachtung ergeben sich die Geschwindigkeits- und Kräfedreiecke in Abb. 2.4b.

Mit der Rotationsgeschwindigkeit u_0 der Fluggeschwindigkeit c_0 kann die relative Anströmgeschwindigkeit w_0 und der Anstellwinkel α_0 des Blattelements bestimmt werden. Dabei wird mit β der Profileinstellwinkel des Blattelements bezeichnet und mit ϕ_0 der Fortschrittswinkel. Moderne Propeller sind häufig mit Verstelleinrichtungen ausgestattet, welche die Einstellung des Profilwinkels erlauben. Dazu wird das gesamte Propellerblatt verdreht. Bei sonst konstanten Bedingungen kann so der Anstellwinkel α_0 eingestellt werden.

Das in Abb. 2.4b dargestellte Blattelement kann mit der Tragflügeltheorie beschrieben werden, welche ausführlich von Alexandrow [2], McCormick [1] und vielen weiteren dargestellt wird. Auftrieb dF_a und Widerstand dF_w können jeweils mit

$$dF_a = c_a b_{\text{Bl}} dr \rho \frac{w_0^2}{2}, \quad (2.7)$$

$$dF_w = c_w b_{\text{Bl}} dr \rho \frac{w_0^2}{2} \quad (2.8)$$

berechnet werden. Dabei ist b_{Bl} die Breite des Blattelements und bildet mit der differentiellen Länge dr die Bezugsfläche für den Auftriebs- und Widerstandsbeiwert c_a und c_w . Für die vom Propeller aufgenommene Leistung und den erzeugten Schub pro Blattelement folgt dann

$$dP_{\text{Pr}} = (c_a \sin \phi_0 + c_w \cos \phi_0) 2\pi N r b_{\text{Bl}} dr \rho \frac{w_0^2}{2}, \quad (2.9)$$

$$dF_{\text{Pr}} = (c_a \cos \phi_0 - c_w \sin \phi_0) b_{\text{Bl}} dr \rho \frac{w_0^2}{2}. \quad (2.10)$$

Wird die relative Anströmgeschwindigkeit w_0 durch die Drehzahl N und den Fortschritts-
winkel ϕ_0 ausgedrückt, ergibt sich

$$dP_{\text{Pr}} = \left(\frac{c_a \sin \phi_0 + c_w \cos \phi_0}{\cos^2 \phi_0} \right) 4\pi^3 \rho b_{\text{Bl}} r^3 dr N^3, \quad (2.11)$$

$$dF_{\text{Pr}} = \left(\frac{c_a \cos \phi_0 - c_w \sin \phi_0}{\cos^2 \phi_0} \right) 2\pi^2 \rho b_{\text{Bl}} r^2 dr N^2. \quad (2.12)$$

Um die gesamte Leistung und den gesamten Schub des Propellers zu erhalten, wird
über alle Blattelemente und die Anzahl der Blätter integriert. Für Propellerleistung und
-schub ergibt sich jeweils

$$P_{\text{Pr}} = \frac{n_{\text{Bl}}}{4} \pi^3 \rho N^3 D^5 \int_{\bar{r}_0}^1 \left(\frac{c_a \sin \phi_0 + c_w \cos \phi_0}{\cos^2 \phi_0} \right) \bar{b}_{\text{Bl}} \bar{r}^3 d\bar{r}, \quad (2.13)$$

$$F_{\text{Pr}} = \frac{n_{\text{Bl}}}{4} \pi^2 \rho N^2 D^4 \int_{\bar{r}_0}^1 \left(\frac{c_a \cos \phi_0 - c_w \sin \phi_0}{\cos^2 \phi_0} \right) \bar{b}_{\text{Bl}} \bar{r}^2 d\bar{r}, \quad (2.14)$$

wobei n_{Bl} die Blattanzahl ist und die überstrichene Blattbreite $\bar{b}_{\text{Bl}}$ auf den Propeller-
durchmesser D bezogen wird, also dimensionslos ist. Der dimensionslose Radius $\bar{r}$ wird
auf den maximalen Radius bezogen. Der Wert von $\bar{r}_0$ entspricht dem dimensionslosen
Nabenradius des Propellers, unterhalb dessen keine aerodynamischen Kräfte angreifen.

Mit (2.13) und (2.14) wird der Einfluss der Propellergeometrie auf die erforderliche Lei-
stung und den erzielbaren Schub deutlich. Der Propellerdurchmesser D geht jeweils mit
der vierten und fünften Potenz in (2.13) und (2.14) ein. Außerdem führt eine Erhöhung
der Propellerblattanzahl n_{Bl} zu größerem Schub und größerer Leistungsaufnahme. Die
maximale Blattanzahl ist dabei limitiert. Ein Limit kann einerseits durch die notwendi-
ge mechanische Verbindung mit der Nabe bzw. der Verstellereinrichtung gesetzt werden.
Andererseits kann auch die Verstellung der Propellerblätter in Kombination mit der
Blattbreite und dem Nabendurchmesser der limitierende Faktor sein. Weiterhin werden
die Fähigkeit zur Leistungsaufnahme und der erzeugte Schub durch die Profilgeometrie
der einzelnen Blattelemente beeinflusst. Große dimensionslose Blattbreiten $\bar{b}_{\text{Bl}}$ erlauben
eine höhere Leistungsaufnahme und erzeugen mehr Schub. Die eingesetzte Profilform an-
dererseits beeinflusst die Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte sowie deren Abhängigkeit
vom Anstellwinkel α_0 und damit auch das Betriebsverhalten des Propellers.

Betriebsverhalten

Um das Betriebsverhalten von Propellern darzustellen, werden dimensionslose Kennfelder
genutzt. Die im Kennfeld dargestellten dimensionslosen Größen lassen sich direkt aus
(2.13) ableiten. Zunächst wird der dimensionslose Leistungskoeffizient mit

$$C_P = \frac{P_{\text{Pr}}}{\rho N^3 D^5} = \frac{n_{\text{Bl}}}{4} \pi^3 \int_{\bar{r}_0}^1 \left(\frac{c_a \sin \phi_0 + c_w \cos \phi_0}{\cos^2 \phi_0} \right) \bar{b}_{\text{Bl}} \bar{r}^3 d\bar{r} \quad (2.15)$$

definiert. Auch auf der rechten Seite von (2.15) sind nun nur noch dimensionslose Größen
vorhanden. Der Fortschrittswinkel ϕ_0 kann auch durch den Fortschrittsgrad J ausge-

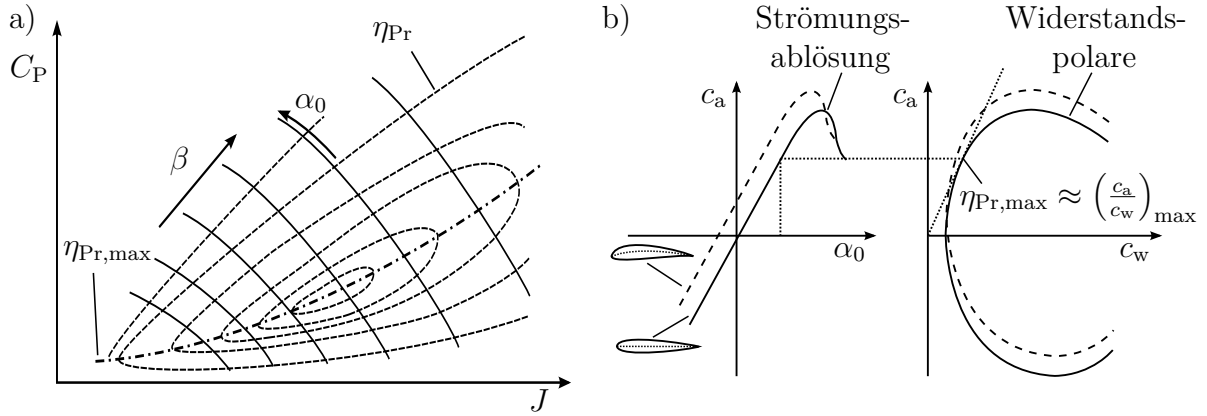


Abbildung 2.5.: a) Exemplarisches Betriebskennfeld eines Propellers, b) exemplarische Profilaerodynamik.

drückt werden, welcher mit

$$J = \frac{c_0}{ND} \quad (2.16)$$

definiert wird. Die Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte sind abhängig vom Anstellwinkel und der Profilform. Der Anstellwinkel wiederum ist abhängig vom Fortschrittsgrad und dem Profileinstellwinkel. Entsprechend gilt für den dimensionslosen Leistungskoeffizienten

$$C_P = f(J, \beta, n_{Bl}, \text{Profilform}, \text{Blattbreite}). \quad (2.17)$$

Die letzten drei Funktionsargumente in (2.17) charakterisieren dabei die Propellergeometrie und sind über den Betriebsraum konstant. Ausgehend von (2.14) ist eine analoge Herleitung auch für den Schub möglich. Der resultierende Schubkoeffizient ist von den gleichen Funktionsargumenten abhängig wie der Leistungskoeffizient. Da Leistung und Schub mit (2.3) den Wirkungsgrad definieren, ist dieser ebenfalls von den gleichen Funktionsargumenten abhängig und kann direkt im Betriebskennfeld aufgetragen werden. Entsprechend werden in den Betriebskennfeldern von Propellern der Leistungskoeffizient und der Wirkungsgrad in Abhängigkeit des Fortschrittsgrades und des Profileinstellwinkels dargestellt. In Abb. 2.5 ist exemplarisch das Betriebskennfeld eines Propellers abgebildet.

Um die Kennfeldform und den Verlauf der Wirkungsgrade zu plausibilisieren, kann der Propellerwirkungsgrad durch eine analytische Herleitung nach Glauert [23] in drei einzelne Faktoren bzw. Verluste

$$\eta_{Pr} = \eta_{Axial} \eta_{Drall} \eta_{Profil} \quad (2.18)$$

aufgeteilt werden. Dabei basiert der erste Wirkungsgradfaktor η_{Axial} auf der oben beschriebenen axialen Impulsbilanz des Propellers. Nicht die gesamte kinetische Energie kann in Schub umgewandelt werden. Weiterhin weist das Strömungsfeld in Realität nicht nur eine rein axiale Komponente auf. Im Nachlauf des Propellers wird ein Drall erzeugt, der keinen Beitrag zum Schub leistet. Der Drall wird durch den zweiten Faktor η_{Drall} berücksichtigt und kann durch eine erweiterte Impulstheorie beschrieben werden. Durch den Widerstand der Propellerblätter (vgl. Abb. 2.5b) entstehen zusätzliche Verluste,

die mit dem dritten Wirkungsgradfaktor η_{Profil} berücksichtigt werden. Nach Glauert [23] ist ab einem Fortschrittsgrad von etwa 0,2 der Widerstand der Propellerblätter der dominierende Verlustfaktor. Entsprechend folgt die Kennfeldform weitestgehend der Aerodynamik der verwendeten Profile in den Propellerblättern.

Wie in Abb. 2.5a dargestellt, ergibt sich entlang eines konstanten Profileinstellwinkels β an einer bestimmten Stelle ein Maximum des Wirkungsgrads. Die entsprechenden Maxima können mit einer Linie verbunden werden, auf welcher die Propellerblätter mit dem optimalen, dem Nennanstellwinkel angeströmt werden. Winkelunterschiede zu diesem Nennanstellwinkel werden in dieser Arbeit als *Inzidenz* bezeichnet. Ausgehend von der Linie maximaler Wirkungsgrade und bei konstantem Profileinstellwinkel β , sinkt der Wirkungsgrad hin zu größeren Fortschrittsgraden. Ursache ist der veränderte Anstellwinkel, welcher kleiner wird oder für gewölbte Profile gar negativ werden kann. Der Propeller wird in diesem Fall mit negativer Inzidenz betrieben.

Der Zusammenhang mit dem Wirkungsgrad wird aus Abb. 2.5b deutlich, wo exemplarisch die Profilaerodynamik eines symmetrischen und eines gewölbten Profils abgebildet ist. Die Profile werden unterhalb eines bestimmten Anstellwinkels nicht mehr optimal angeströmt, denn die maximale Gleitzahl c_a/c_w wird nicht erreicht. Entsprechend sinkt der Wirkungsgrad. Durch den geringeren Auftriebs- und Widerstandsbeiwert sinkt auch die vom Propeller aufgenommene Leistung. Das Gegenteil gilt für die umgekehrte Richtung, bei konstantem Profileinstellwinkel hin zu kleineren Fortschrittsgraden. Der Anstellwinkel wird immer größer und die Inzidenz steigt bis es zu einer Strömungsablösung und später dem vollständigen Strömungsabriss an den Propellerblättern kommt. Dieser begrenzt den Betriebsraum des Propellers. Durch die Vergrößerung des Anstellwinkels steigen auch die Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte. Entsprechend steigt die Leistungsaufnahme des Propellers.

Aus (2.15) wird deutlich, dass das in Abb. 2.5 dargestellte Kennfeld unabhängig vom Propellerdurchmesser gültig ist. Damit kann der Propellerdurchmesser variiert werden, ohne dass sich das Betriebsverhalten entsprechend der dimensionslosen Darstellung verändert. Hingegen besteht nach (2.17) eine Abhängigkeit von der Profilform und der dimensionslosen Propellerblattbreite. Der Einfluss dieser Größen auf das Kennfeld soll im Folgenden kurz diskutiert werden, da er für den Entwurf des Propellers in den späteren Studien eine wesentliche Rolle spielt.

In Abb. 2.6 ist qualitativ die Abhängigkeit des Propellerkennfeldes von der Profilwölbung und der Blattbreite dargestellt. Dazu wird jeweils die Veränderung der Linien mit konstantem Profileinstellwinkel betrachtet. Bei einer Erhöhung der Profilwölbung und gleichem Anstellwinkel bzw. Fortschrittsgrad J wird durch den Propeller mehr Leistung umgesetzt. Denn wie in Abb. 2.5b dargestellt, steigen sowohl der Auftriebs- als auch der Widerstandsbeiwert. Das stärker gewölbte Profil weist schon bei kleineren Anstellwinkeln erste Strömungsablösungen auf, zudem sinkt der Nullauftriebswinkel. Entsprechend verschiebt sich der Betriebsbereich hin zu größeren Fortschrittsgraden. Ganz analog wird bei konstantem Profileinstellwinkel auch der maximale Wirkungsgrad des Propellers erst bei höheren Fortschrittsgraden und damit kleineren Anstellwinkeln erreicht (vgl. Abb. 2.5b). Insgesamt verschieben sich somit die Linien konstanter Profileinstellwinkel hin zu höheren Leistungskoeffizienten und höheren Fortschrittsgraden.

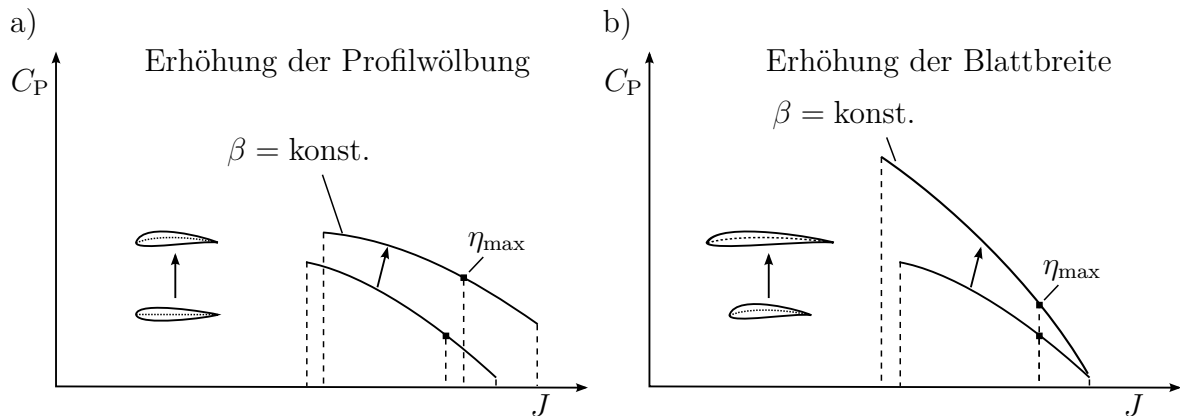


Abbildung 2.6.: Einfluss von a) Profilwölbung und b) Propellerblattbreite auf das Propellerkennfeld.

Wird hingegen die Blattbreite erhöht, verschieben sich die Linien konstanter Profileinstellwinkel wie in Abb. 2.6b dargestellt. Nach (2.15) stellt die Blattbreite einen Multiplikator für den Auftriebs- und Widerstandsbeiwert dar. Mit steigender dimensionsloser Blattbreite steigt entsprechend auch der Leistungskoeffizient bei sonst gleichen Bedingungen. Da sich die Profilform selbst nicht ändert, bleibt auch der Nullauftriebswinkel und damit der maximale Fortschrittsgrad konstant. Ebenfalls bleibt der Anströmwinkel bzw. Fortschrittsgrad konstant bei dem der maximale Propellerwirkungsgrad erreicht wird. Jedoch verringert sich der absolute Wert des Propellerwirkungsgrades, da die größere Oberfläche höhere Reibungsverluste verursacht. Weiterhin kann das breite Profil bei höheren Anstellwinkeln betrieben werden, ohne dass es zu einer Strömungsablösung kommt. Entlang des Profils kommt es früher zu einem Umschlag von einer laminaren zu einer turbulenten Grenzschicht, die der Profilform besser folgen kann.

2.3.2. Hubkolbenmotor

Ein Hubkolbenmotor wandelt chemisch gebundene Treibstoffenergie durch Verbrennung in Kombination mit einem Expansionsprozess in mechanische Leistung. In Kleinflugzeugen findet der Hubkolbenmotor weite Verbreitung, häufig als Viertakt-Ottomotor oder -Dieselmotor. Für sehr kleine Leistungsklassen kommen auch Zweitaktmotoren zur Anwendung. Flugmotoren unterscheiden sich dabei in der Regel deutlich von regulären Fahrzeugmotoren. Der Grund liegt in den unterschiedlichen Auslegungszielen. Zunächst unterscheidet sich der typische Betrieb für die beiden Anwendungen. Automotoren werden über lange Zeiträume bei geringen Leistungen betrieben, immer wieder unterbrochen von sehr kurzen hohen Leistungsbedarfen. Im Gegensatz dazu werden Flugmotoren im Reiseflug kontinuierlich bei etwa 60 bis 70 % der Maximalleistung betrieben. Lediglich im Startfall wird die volle Leistung für kurze Zeit abgerufen. Weiterhin ist in der Flugzeuganwendung die Motormasse von hoher Bedeutung. Flugmotoren erlauben daher einen Dauerbetrieb bei vergleichsweise hohen Drehzahlen. Dies wird z.B. durch eine sehr kurzhubige Ausführung erreicht, was die mittleren Kolbengeschwindigkeiten des Motors reduziert und einen Betrieb mit geringerem Verschleiß ermöglicht. Nachteilig ist das

damit einhergehende kleinere Verdichtungsverhältnis, was nach Pischinger et al. [24] zu geringeren Wirkungsgraden führt. Flugmotoren müssen zudem ein niedriges Ausfallrisiko aufweisen. Daher werden sie mit redundanten Systemen ausgestattet, wie beispielsweise einem doppelten Zündsystem.

Eine besondere Schwierigkeit für Flugmotoren stellt die veränderliche Dichte der Umgebungsluft dar. Mit der Flughöhe sinken die Luftdichte und damit auch die Luftmasse im Zylinder eines Saugmotors. Bei konstantem Luft-Brennstoff-Gemisch verringert sich damit die Leistung des Saugmotors in der Höhe. Um dem entgegenzuwirken, werden aufgeladene Motoren mit Abgasturboladern eingesetzt. Der Ladedruck wird dabei auf einen konstanten Zylindereintrittsdruck geregelt. Die maximale Flughöhe, bis zu der ein konstanter Eintrittsdruck gewährleistet werden kann, wird als Volldruckhöhe bezeichnet. Ab dieser Höhe sinkt die zur Verfügung stehende Leistung analog zum Saugmotor.

Die physikalische Beschreibung des thermodynamischen Arbeitsprozesses eines Hubkolbenmotors ist überaus komplex. Die Zustandsänderungen, die das Arbeitsmedium durchläuft, erstrecken sich über einen weiten Druck- und Temperaturbereich. Neben dem Wärmeaustausch mit der Umgebung ändert sich gleichzeitig die Gaszusammensetzung durch chemische Prozesse während der Verbrennung. Zudem ist der Arbeitsprozess von vielen instationären Effekten geprägt. Eine ausführliche Beschreibung der Funktionsweise von Hubkolbenmotoren ist z.B. in Pischinger et al. [24] sowie Van Basshuysen und Schäfer [25] vorhanden. Im Folgenden werden lediglich die wichtigsten Kenngrößen von Hubkolbenmotoren erläutert. Dazu gehören der effektive Mitteldruck, die mittlere Kolbengeschwindigkeit und der effektive Wirkungsgrad. Diese Größen eignen sich auch zum Vergleich von Motoren mit unterschiedlichem Hubvolumen.

Der effektive Mitteldruck p_{em} bezieht die bei einem Arbeitsspiel abgegebene effektive Arbeit W_{e} auf das Hubvolumen V_{h} und wird mit

$$p_{\text{em}} = \frac{W_{\text{e}}}{V_{\text{h}}} \quad (2.19)$$

bestimmt. Die maximalen effektiven Mitteldrücke unterscheiden sich besonders zwischen aufgeladenen Motoren und Saugmotoren. Aufgeladene Motoren erzielen effektive Mitteldrücke von bis zu 20 bar, während Saugmotoren nur etwa 13 bar erreichen [26]. Bei einem Viertaktmotor umfasst ein Arbeitsspiel zwei volle Umdrehungen der Welle. Entsprechend ergibt sich die abgegebene mechanische Leistung P_{HM} mit Hilfe der Zylinderzahl n_z zu

$$P_{\text{HM}} = \frac{N}{2} V_{\text{h}} n_z p_{\text{em}} . \quad (2.20)$$

Eine weitere wichtige Kenngröße stellt die mittlere Kolbengeschwindigkeit c_{m} dar. Sie ist ein Maß für die Reibbelastung und damit für die Lebensdauer des Motors. Sie wird aus der Drehzahl N und dem Hub l_{h} des Motors nach

$$c_{\text{m}} = 2l_{\text{h}}N \quad (2.21)$$

bestimmt. Sie sollte Werte von 20 m/s nicht weit überschreiten, um eine hohe Lebensdauer des Motors zu gewährleisten. Mit großen mittleren Kolbengeschwindigkeiten werden

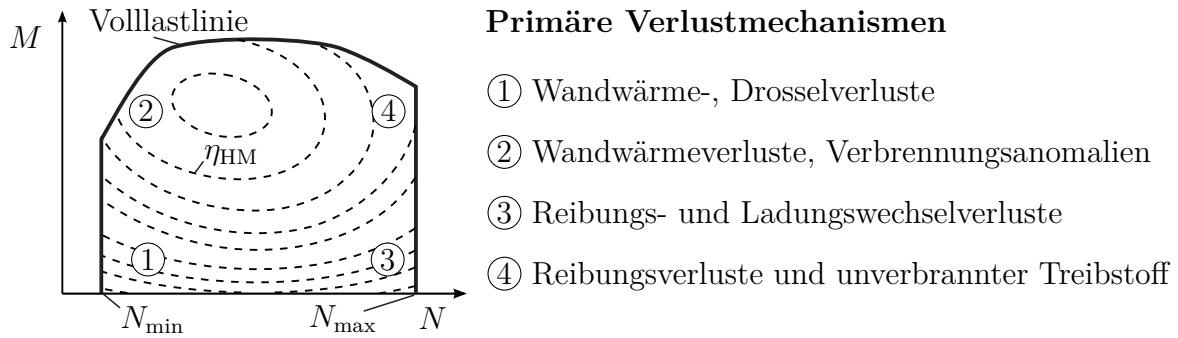


Abbildung 2.7.: Qualitatives Hubkolbenmotorkennfeld mit primären Verlustmechanismen in Anlehnung an [3].

jedoch auch hohe Drehzahlen erreicht. Mit (2.20) ergeben sich damit hohe Leistungen pro Hubvolumen, welches in erster Größenordnung eine Proportionalität zur Motormasse aufweist. Es existiert also ein Zielkonflikt zwischen hoher Lebensdauer und hoher gravimetrischer Leistungsdichte.

Die letzte wichtige Bewertungsmetrik für Hubkolbenmotoren ist der effektive Wirkungsgrad. Dieser wird mit

$$\eta_{\text{HM}} = \frac{P_{\text{HM}}}{\dot{m}_{\text{Br}} H_{\text{u}}} \quad (2.22)$$

definiert und beschreibt das Verhältnis zwischen abgegebener mechanischer Leistung und zugeführter Leistung durch den Brennstoffmassenstrom.

Das Betriebsverhalten von Hubkolbenmotoren kann mit Wirkungsgradkennfeldern beschrieben werden, wie in Abb. 2.7 qualitativ dargestellt. An den Achsen werden Drehmoment über Drehzahl oder alternativ effektiver Mitteldruck über mittlerer Kolbengeschwindigkeit aufgetragen. Die Wirkungsgradtopologie wird durch die in Abb. 2.7 gekennzeichneten primären Verlustmechanismen gebildet. In Kennfeldbereich ① ist der relative Anteil an Wandwärme- und – je nach Motorregelung – Drosselverlusten an der gesamten umgesetzten Leistung sehr hoch. Ursache für den hohen Wärmeübergang ist die lange Verweilzeit des Gases im Zylinder, welche durch die Drehzahl bestimmt wird. Entsprechend treten auch im Kennfeldbereich ② relativ hohe Wärmeverluste auf. Durch die hohe Last kommt es zusätzlich zu Klopfen und Vorentflammung, weshalb die Zündung auf einen späteren Zeitpunkt verschoben wird. Die Verbrennung und Verdichtung sind entsprechend zeitlich schlechter abgestimmt und der Wirkungsgrad des Motors sinkt. Mit steigender Drehzahl steigen auch die Reibungsverluste und Ladungswechselverluste. Diese stellen im Kennfeldbereich ③ den größten Verlustanteil dar. Bei hoher Drehzahl und Last in Kennfeldbereich ④ werden nach Van Basshuysen und Schäfer [25] die höchsten Abgastemperaturen erreicht. Aus Bauteilschutzgründen muss der Motor in diesem Bereich unterstöchiometrisch betrieben werden, um die Abgastemperatur zu senken. Der unverbrannte Treibstoff führt zu einer Verringerung des Wirkungsgrades in diesem Betriebsbereich.

2.3.3. Rotierende elektrische Maschinen

Die primäre Aufgabe rotierender elektrischer Maschinen ist die Wandlung zwischen elektrischer und mechanischer Leistung. Alle rotierenden elektrischen Maschinen sind grundlegend aus zwei Elementen, Rotor und Stator, aufgebaut. Über den Rotor wird mechanische Leistung aufgenommen oder abgegeben, während über die Stator клемmen elektrische Leistung zu- oder abgeführt wird. Der Leistungsaustausch zwischen Rotor und Stator findet über magnetische Felder im Luftspalt der Maschine statt. Durch die Magnetfelder entstehen Kräfte, die ein Drehmoment auf den Rotor aufprägen. Zu den auftretenden Kräften gehören sowohl Lorentzkräfte auf stromdurchflossene Leiter als auch Reluktanzkräfte. Es kommt zu einem Kraftaustausch und damit einem Austausch elektrischer und mechanischer Leistung.

Das Funktionsprinzip und der Aufbau verschiedener Typen von elektrischen Maschinen wird von Müller et al. [27], Binder [4] und Pyrhonen et al. [28] detailliert beschrieben. Darauf basierend werden im Folgenden lediglich einige grundlegende Zusammenhänge erläutert, die zum Verständnis der Arbeit beitragen. Dabei beschränken sich die Ausführungen auf einen durch Permanentmagnete erregten Synchronmotor (PMSM), der aufgrund seiner hohen gravimetrischen Leistungsdichte und seinem hohen Wirkungsgrad besonders für mobile Anwendungen geeignet ist [29].

Aufbau

In dieser Arbeit wird eine Radialflussmaschine mit Innenläufer betrachtet, welche die häufigste Art von PMSM darstellt. Es werden Oberflächenmagnete angenommen, wie in Abb. 2.8 dargestellt. Der Stator ist aus ferromagnetischen Blechpaketen und einer entsprechenden Wicklung aufgebaut. Aufgabe der Blechpakete ist das Führen des magnetischen Feldes bei möglichst geringem magnetischem Widerstand. Die magnetischen Flussdichten in den jeweiligen Querschnitten der Statorbleche dürfen nicht zu groß werden, um Sättigungserscheinungen zu vermeiden. Diese haben hohe magnetische Widerstände und damit hohe Verluste zur Folge. Im Motorbetrieb werden die Wicklungen der elektrischen Maschine jeweils mit sinusförmigem Strom gespeist, womit im Luftspalt ein rotierendes

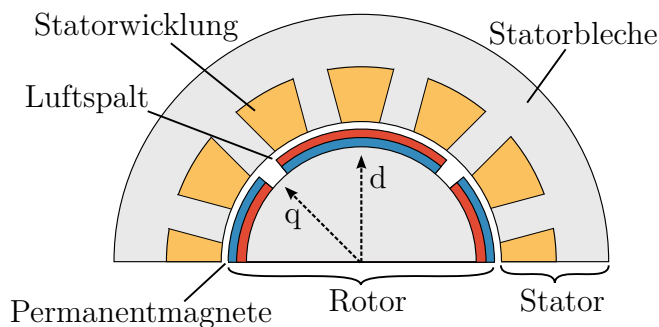


Abbildung 2.8.: Schnitt durch eine Permanentmagnet-Synchronmaschine in Innenläufer-Ausführung und rotorfestes d,q -Koordinatensystem.

Magnetfeld erzeugt wird. Das Statormagnetfeld interagiert mit dem Rotormagnetfeld und es entsteht das Motordrehmoment.

Zusätzlich ist das rotorfeste d,q-Koordinatensystem in Abb. 2.8 eingezeichnet, das am magnetischen Feld des Rotors ausgerichtet ist. Ein Vorteil der Betrachtung von Strömen und Spannungen im d,q-Koordinatensystem im Vergleich zu statorfesten Koordinatensystemen, ist die zeitliche Invarianz der Strom- und Spannungsgrößen. Entsprechend kann der Betriebszustand der elektrischen Maschine mit zeitlich konstanten Raumzeigern dargestellt werden. Dies ist sowohl für die später erläuterte Regelung vorteilhaft als auch für die Modellierung des Betriebsverhaltens.

Bemessungsgleichung elektrischer Maschinen

Eine erste Abschätzung der Größe einer elektrischen Maschine in Abhängigkeit des Drehmoments kann auf analytischer Basis erfolgen. Das Vorgehen findet bei der späteren Modellierung in Kap. 4.3.4 Anwendung und soll daher in Anlehnung an [4] knapp dargestellt werden. Es wird der Luftspalt zwischen Rotor und Stator betrachtet, in dem das elektromagnetische Drehmoment erzeugt wird. Dazu werden die am Umfang angebrachten Leiter mit der magnetischen Flussdichte im Luftspalt B_δ durchsetzt und es entsteht die in Abb. 2.9 eingezeichnete Lorentzkraft auf einen einzelnen stromdurchflossenen Leiter. Für die Lorentz-Kraft gilt

$$F_L(t) = I(t)B_\delta l_e. \quad (2.23)$$

Für das differentielle und integrale Drehmoment entlang der Umfangskoordinate x ergibt sich mit n_L Leitern und dem Hebelarm $D_\delta/2$

$$dM_{EM}(x, t) = I(x, t)n_L \frac{dx}{D_\delta \pi} B_\delta(x, t) l_e \frac{D_\delta}{2} \quad (2.24)$$

$$M_{EM}(t) = \int_0^{D_\delta \pi} \frac{I(x, t)n_L}{D_\delta \pi} B_\delta(x, t) l_e \frac{D_\delta}{2} dx. \quad (2.25)$$

Dabei wird

$$\frac{I(x, t)n_L}{D_\delta \pi} = A_I(x, t) \quad (2.26)$$

zum Strombelag A_I zusammengefasst. Der Strom aller vom Magnetfeld durchdrungenen Leiter wird damit auf den Umfang bezogen. Durch Einsetzen der zeitlich und räumlich sinusförmigen Verteilung des Strombelags und Luftspaltfeldes ergibt sich mit anschließender Integration

$$M_{EM} = \frac{\pi D_\delta^2 l_e}{4} \hat{A}_I \hat{B}_\delta \cos \varphi_i = \frac{\pi D_\delta^2 l_e}{4} \sqrt{2} k_w A_{I,eff} \hat{B}_\delta \cos \varphi_i. \quad (2.27)$$

Dabei ist das Maximum der Strombelagswelle $\hat{A}_I$ und das Maximum des Luftspaltfeldes $\hat{B}_\delta$ um den inneren Phasenwinkel φ_i verschoben. Anstelle der Strombelagsamplitude wird häufig der effektive Strombelag $A_{I,eff}$ eingesetzt, der eine gleichmäßige Verteilung

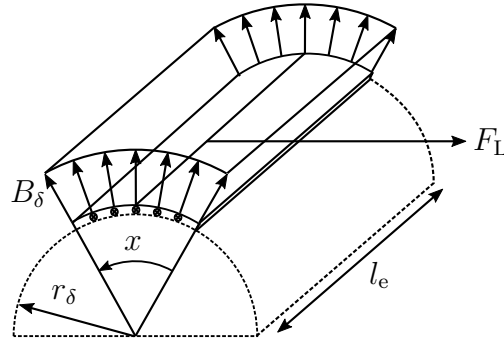


Abbildung 2.9.: Lorentz-Kraft im Luftspalt einer elektrischen Maschine in Anlehnung an [4].

des effektiven Stroms über den Umfang darstellt. Der effektive Strombelag trifft damit eine Aussage über die elektrische Ausnutzung des Luftspaltumfangs. Mit (2.27) zeigt sich die zeitliche Unabhängigkeit des elektromagnetischen Drehmoments. Es ist jedoch abhängig vom effektiven Strombelag und der Amplitude des resultierenden Luftspaltfelds. Weiterhin ist das Drehmoment proportional zu dem vom Luftspaltdurchmesser und -länge eingeschlossenen Volumen. Somit kann (2.27) für eine erste Abschätzung der Maschinengröße in Abhängigkeit des erforderlichen Drehmoments genutzt werden.

Betriebsverhalten und Verlustmechanismen

Das Betriebsverhalten einer elektrischen Maschine beschreibt im gesamten Betriebsraum den Zusammenhang zwischen Drehmoment und Drehzahl auf der einen und Strom und Spannung auf der anderen Seite. Mit (2.27) wird deutlich, dass das abgegebene Drehmoment proportional zum Strom ist, denn dieser definiert den Strombelag und beeinflusst auch die magnetische Flussdichte im Luftspaltfeld. Um nun Strom und Spannung in Relation zu bringen, wird die allgemeine Spannungsgleichung für einen Strang des Motors aufgestellt. In der komplexen Form ergibt sich

$$\underline{U}_s = R_s \underline{I}_s + i\omega_{el} L_\sigma \underline{I}_s + \underline{U}_h. \quad (2.28)$$

Dabei sind $\underline{U}_s$ und $\underline{I}_s$ jeweils die komplexe Strangspannung und der Strangstrom, R_s der Strangwiderstand, $\omega_{el} = 2\pi pN$ die mit der Polpaarzahl p bestimmte elektrische Winkelgeschwindigkeit und $\underline{U}_h$ die im Strang induzierte Spannung aufgrund des Drehfeldes. Die induzierte Spannung kann in die jeweiligen Anteile aus Rotor und Statorfeld aufgespalten werden. Das Statorfeld ist dabei abhängig vom komplexen Strangstrom $\underline{I}_s$, während das durch die Permanentmagnete erzeugte Feld konstant bleibt und durch die Flussverkettung $\underline{\psi}_p$ berücksichtigt wird. Für die hier betrachtete Vollpolmaschine ergibt sich

$$\underline{U}_s = R_s \underline{I}_s + i\omega_{el} L_\sigma \underline{I}_s + i\omega_{el} L_h \underline{I}_s + i\omega_{el} \underline{\psi}_p \quad (2.29)$$

$$\underline{U}_s = R_s \underline{I}_s + i\omega_{el} L \underline{I}_s + i\omega_{el} \underline{\psi}_p. \quad (2.30)$$

Dabei werden meist die Streu- und Hauptinduktivität L_σ , L_h zu einer einzigen Induktivität L zusammengefasst und es ergibt sich (2.30). Es wird deutlich, dass die Strangspannung

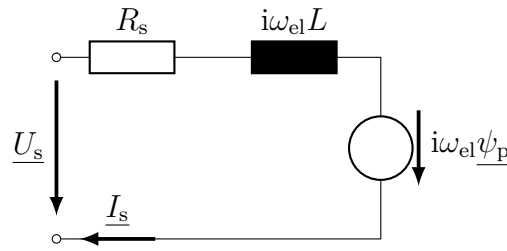


Abbildung 2.10.: Ersatzschaltbild einer Permanentmagnetsynchronmaschine.

$\underline{U}_s$ proportional zum Strom $\underline{I}_s$ und der abgegebenen Drehzahl N ist. Zudem kann mit (2.30) das in Abb. 2.10 abgebildete Ersatzschaltbild für einen PMSM abgeleitet werden, das später in vereinfachter Form für die Modellierung genutzt wird.

Die Beschreibung des Betriebsverhaltens rein durch ein Ersatzschaubild ist allerdings nicht in der Lage, die Betriebsgrenzen und alle Verluste einer elektrischen Maschine auszuweisen. Diese können in einem Betriebskennfeld dargestellt werden. In Abb. 2.11 ist ein solches Kennfeld mit qualitativen Betriebsgrenzen für eine PMSM abgebildet. Das Kennfeld wird in zwei Bereiche unterteilt, den Grunddrehzahlbereich und den Feldschwächbereich.

Im Grunddrehzahlbereich ist der Strom proportional zum abgegebenen Drehmoment. Mit steigendem Drehmoment kommt es so zu erhöhten Verlusten und damit einer Temperaturerhöhung in der Wicklung des Motors. Der maximale Nennstrom ist limitiert durch die maximale Betriebstemperatur der verwendeten Isolation und der durch das Kühlsystem maximal abführbaren Wärmeleistung. Somit ist auch das Drehmoment bei Nennbetrieb im Grunddrehzahlbereich nach oben limitiert. Jedoch kann der Motor kurzzeitig bei Überlast betrieben werden, indem die thermische Trägheit ausgenutzt wird. Das maximale Drehmoment des Überlastbereichs wird wiederum durch die Wechselrichterstromgrenze bzw. die Entmagnetisierungsgrenze limitiert.

Am Eckpunkt endet der Grunddrehzahlbereich bei der Nenndrehzahl und der Feldschwächbereich beginnt. Nach (2.30) ist die induzierte Strangspannung im gesamten Kennfeld proportional zu Drehzahl und Strom. Die erforderliche Betriebsspannung des Motors ist somit abhängig von der Betriebsdrehzahl und dem Betriebsdrehmoment. Im Eckpunkt wird die maximale Betriebsspannung erreicht. Diese ist häufig durch den Wechselrichter limitiert und nicht durch die isoliertechnisch zulässige Maschinenspannung. Ausgehend vom Eckpunkt ist eine weitere Steigerung der Drehzahl nur noch durch eine Verringerung der induzierten Spannung möglich. Dies wird durch einen feldschwächenden Stromanteil erreicht, der ein den Permanentmagneten entgegen gerichtetes Magnetfeld erzeugt und somit das resultierende Feld schwächt. Die in der Wicklung induzierte Spannung verringert sich und der Betrieb bei höheren Drehzahlen und konstanter absoluter Spannung ist möglich. Jedoch erzeugt der feldschwächende Stromanteil kein Drehmoment. Da der maximale Strom durch die thermische Beanspruchung begrenzt ist, muss mit steigendem feldschwächenden Stromanteil der Drehmoment erzeugende Stromanteil abnehmen. Die elektrische Maschine kann also nur noch mit verringertem Drehmoment betrieben werden. Da die Beträge von Strom und Spannung konstant bleiben, ergibt sich für das maximale Drehmoment im Feldschwächbereich eine Hyperbel konstanter

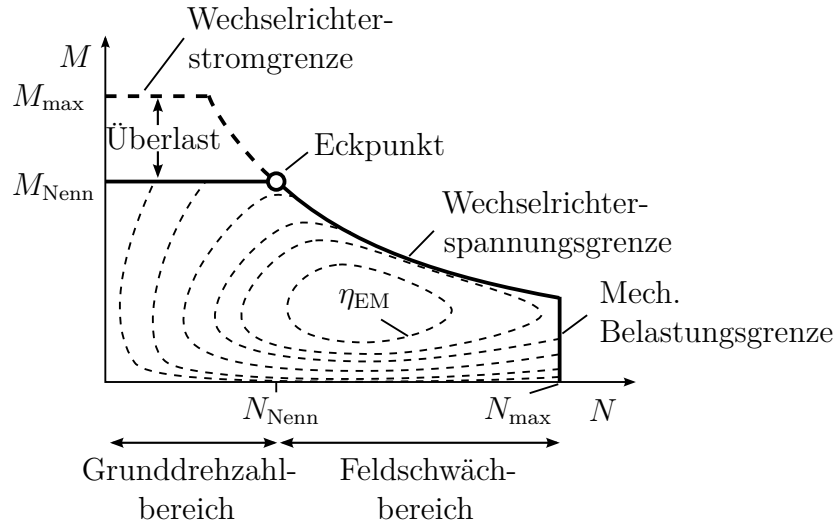


Abbildung 2.11.: Qualitatives Kennfeld einer Permanentmagnetsynchronmaschine.

Leistung. Die maximale Drehzahl wird zudem durch die mechanische Belastung des Rotors limitiert.

Neben den Betriebsgrenzen ist zusätzlich der Wirkungsgrad des elektrischen Motors eingezeichnet, der mit

$$\eta_{EM} = \frac{P_{mech}}{P_{el}} \quad (2.31)$$

definiert wird, wobei P_{el} die elektrische Wirkleistung des Motors repräsentiert. Der maximal erreichbare Wirkungsgrad elektrischer Maschinen ist über einen weiten Leistungsbereich in etwa konstant. Bei sehr kleinen Nennleistungen gewinnen lastunabhängige Verluste, wie Reibungsverluste, an Bedeutung und der maximal erreichbare Wirkungsgrad elektrischer Maschinen sinkt [28]. Form und Lage der Wirkungsgradisolines im Kennfeld werden primär durch drei Verlustarten definiert, den Kupferverlusten, Eisenverlusten und den Reibungsverlusten. Bei entsprechender Nennleistung des Motors sind die Reibungsverluste gegenüber den anderen Verlusten meist sehr klein. Kupferverluste entstehen durch den elektrischen Widerstand der Leiter einer Maschine und sind damit vom Strom abhängig. Die Kupferverluste steigen damit quadratisch mit dem Drehmoment. Eisenverluste hingegen entstehen in den ferromagnetischen Blechpaketen des Stators und Rotors, sie werden weiter in Hystereseverluste und Wirbelstromverluste unterteilt. Erstere entstehen, da Energie benötigt wird, um die Blechpakete zyklisch zu magnetisieren und entmagnetisieren. Diese Verluste sind in der Regel recht gering. Durch das sich verändernde magnetische Feld entstehen zudem Wirbelströme, die durch den Leitungswiderstand der Bleche dissipiert werden. Damit werden die Eisenverluste durch das sich zyklisch verändernde Magnetfeld erzeugt und sind von der Feldstärke und der Frequenz des Luftspaltfeldes bzw. der Drehzahl abhängig [30].

Regelung

Um eine bestimmte Drehzahl-Drehmoment-Kombination zu erreichen, ist eine Regelung von Strom und Spannung in den einzelnen Strängen der elektrischen Maschine erforder-

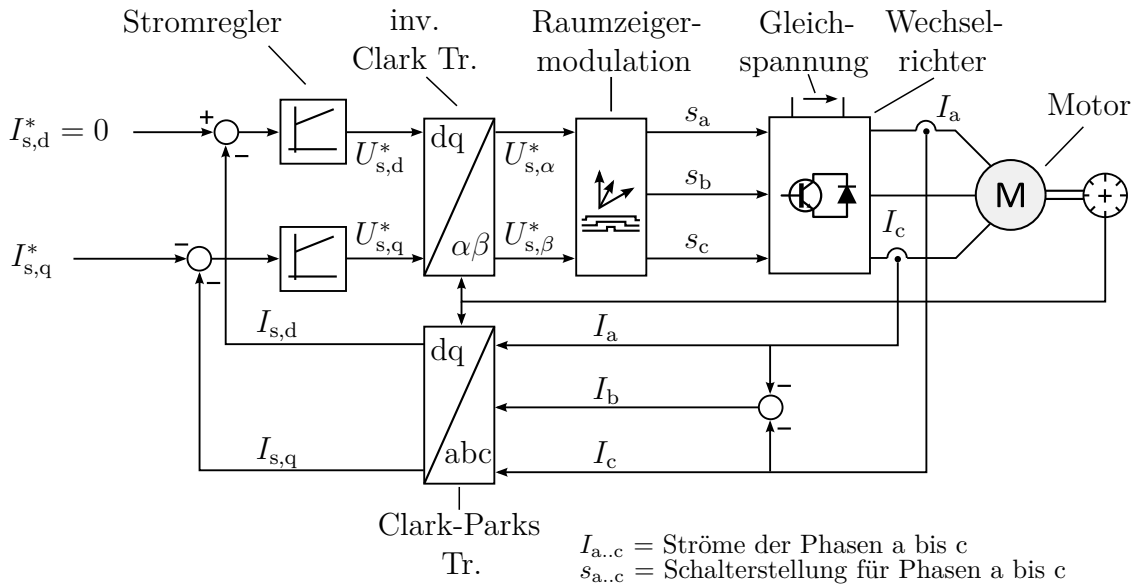


Abbildung 2.12.: Feldorientierte Regelung einer elektrischen Maschine in Anlehnung an [4, 5].

lich. In dieser Arbeit wird die *feldorientierte Regelung* zugrunde gelegt, welche das in Abb. 2.8 eingezeichnete rotorfeste d,q-Koordinatensystem verwendet. Die Bezeichnung rührt daher, dass durch die Ströme in q- und d-Richtung die Feldorientierung relativ zum Rotorfeld festgelegt wird. Auf diese Weise können die Stromkomponenten eindeutig dem erzeugten Drehmoment im Luftspalt zugeordnet werden. Ein Strom in d-Richtung erzeugt ein Statorfeld in Richtung der Rotorpolachse, während ein Strom in q-Richtung ein Statorfeld in Richtung der Rotorpollücken magnetisiert. Entsprechend erzeugt lediglich die Stromkomponente in q-Richtung ein Drehmoment, sofern kein Reluktanzmoment des Rotors vorliegt.

Um den Zusammenhang zwischen den realen Phasengrößen und den transformierten d,q-Größen zu erläutern, ist in Abb. 2.12 eine schematische Darstellung der feldorientierten Regelung dargestellt. Für eine detaillierte Beschreibung der feldorientierten Regelung sei auf Bernet [5] und Binder [4] verwiesen. Die Sollwerte für $I_{s,q}^*$ und $I_{s,d}^*$ werden durch eine vorgeschaltete Drehzahl- oder Drehmomentregelung definiert und zunächst mit den Istwerten verglichen. Die Istwerte werden dabei direkt aus den Phasenströmen der elektrischen Maschine ermittelt. Dazu werden diese gemessen und in das rotorfeste d,q-Koordinatensystem transformiert. Diese Transformation wird auch als *Clarke-Parks Transformation* bezeichnet. Nach dem Vergleich mit den Istwerten werden die einzustellenden Ströme durch jeweils einen Stromregler bestimmt. Durch die inverse *Clarke Transformation* wird aus den rotorfesten d,q-Größen ein statorfester Raumzeiger im statorfesten α,β -Koordinatensystem gebildet. Dieser Raumzeiger ist zeitabhängig und bestimmt über eine nachgeschaltete *Raumzeigermodulation* die Beschaltung der Transistoren im Wechselrichter. Letzterer erzeugt im Motorbetrieb die notwendige sinusförmige Stromspeisung aus einer Gleichspannungsquelle. Im Generatorbetrieb ist der Wechselrichter je nach elektrischer Schaltung auch in der Lage den erzeugten Drehstrom in Gleichstrom umzuwandeln.

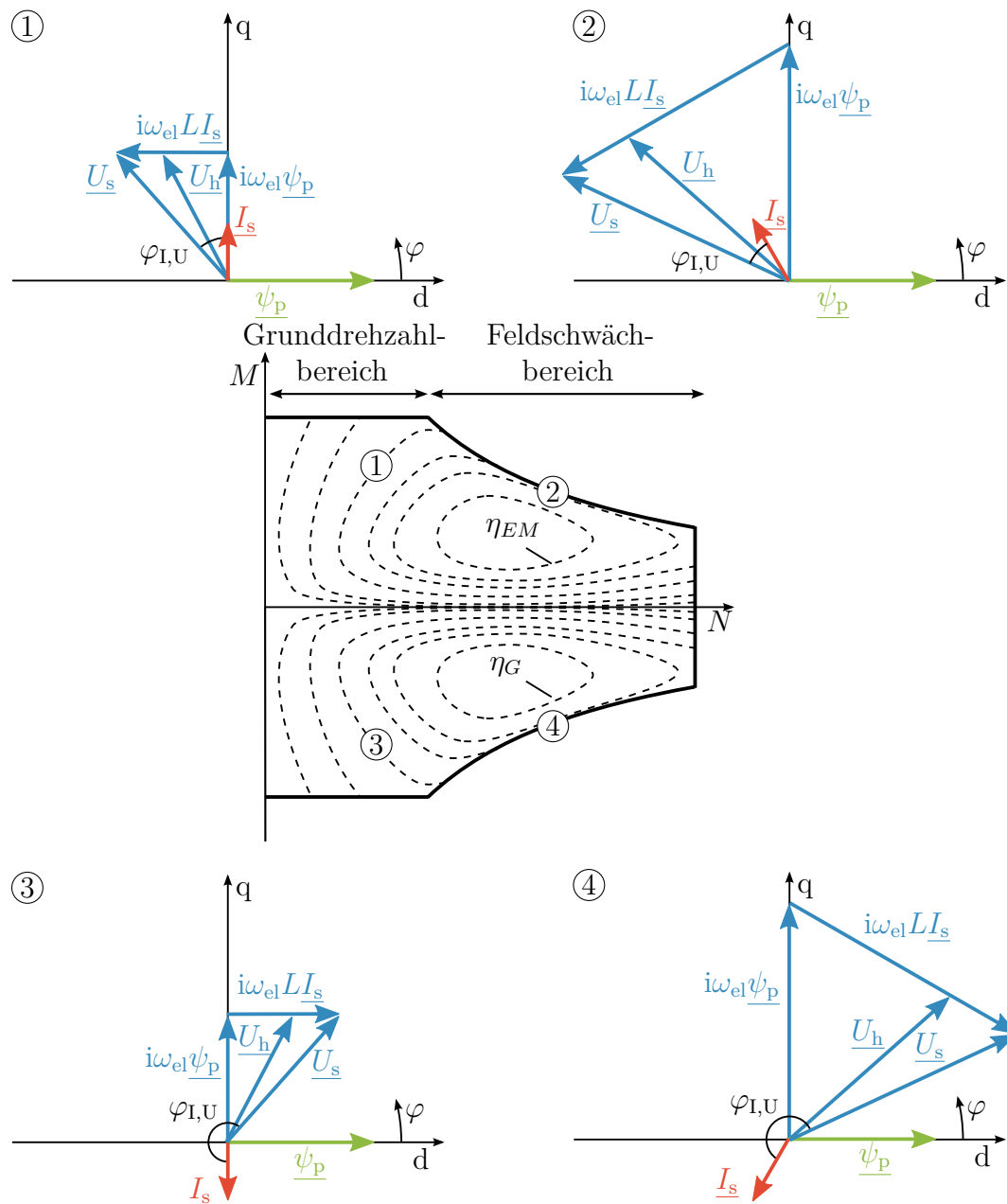


Abbildung 2.13.: Kennfeld einer elektrischen Maschine und Veränderung der Zeigerdiagramme im d - q -Koordinatensystem über den Betriebsbereich.

Da die Koordinatentransformationen amplitudeninvariant sind und für den stationären Betrieb nur die Spitzen- und Effektivwerte der Phasengrößen relevant sind, werden in dieser Arbeit die Ströme und Spannungen stets im d,q-Koordinatensystem angegeben.

Mit der feldorientierten Regelung kann eine Drehzahl-Drehmoment-Kombination im Kennfeld mit unterschiedlichen Strangspannungen und Strangströmen erreicht werden. Eine übliche Regelungsstrategie stellt bei PMSM die *maximum torque per ampere* (MTPA) Strategie dar, welche auch in dieser Arbeit zugrunde gelegt wird. Soweit möglich, wird die elektrische Maschine dabei ohne einen d-Stromanteil betrieben. Das erforderliche Drehmoment wird damit durch den kleinstmöglichen Strangstrom erzeugt, was die bei hohen Drehmomenten dominierenden Kupferverluste minimiert.

Unter Annahme dieser Regelstrategie ergeben sich die in Abb. 2.13 dargestellten Zeigerdiagramme in den jeweiligen Kennfeldabschnitten für Motor- und Generatorbetrieb. In der Abbildung wird der Einfachheit halber der Ohm'sche Widerstand der Stränge vernachlässigt. Damit ist der Zusammenhang zwischen Drehzahl, Drehmoment und Strangstrom, Strangspannung im gesamten Kennfeld eindeutig bestimmbar.

Im Grunddrehzahlbereich wird die elektrische Maschine ohne feldschwächenden Strom betrieben und es liegt lediglich ein Strom in q-Richtung vor (vgl. ①, ③ in Abb. 2.13). Für den Grunddrehzahlbereich gilt somit die zusätzliche Bedingung

$$\hat{I}_s = |I_{s,q}|, \quad (2.32)$$

wobei $\hat{I}_s$ den Spitzenwert bzw. Amplitude des Strangstroms darstellt.

Im Feldschwächbereich ist hingegen ein feldschwächender Stromanteil in d-Richtung notwendig. Wie bereits beschrieben wird in diesem Kennfeldbereich auch die maximale Strangspannung erreicht. Es ergeben sich für den Motor- und Generatorbetrieb die Zeigerdiagramme ② und ④. Im Feldschwächbereich gilt somit die zusätzliche Bedingung

$$\hat{U}_s = \hat{U}_{s,\max}. \quad (2.33)$$

2.3.4. Leistungselektronik

Die Leistungselektronik in elektrischen Systemen dient der Transformation von Strom und Spannung. Transformationen sind sowohl innerhalb als auch zwischen Gleich- und Wechselstromsystemen möglich. Von besonderer Relevanz für Antriebssysteme sind der Gleichspannungswandler, Wechselrichter und Gleichrichter. Ein Gleichspannungswandler ist in der Lage, eine anliegende Gleichspannung auf eine höhere oder niedrigere Ausgangsspannung zu transformieren. Der Wechselrichter ermöglicht die Umformung von Gleichspannung in Wechselspannung, während der Gleichrichter die umgekehrte Funktion erfüllt. Die Grundlagen der genannten Umformer werden in diesem Kapitel kurz vorgestellt.

Die wichtigsten Bauteile heutiger Leistungselektronik stellen Halbleiterbauelemente dar, die als elektronische Schalter fungieren. Bevor die spezifischen Schaltungen der Umformer behandelt werden, erfolgt daher zunächst eine Beschreibung der Halbleiterbauelemente.

Diese werden bei der späteren Modellierung und Verlustrechnung der Leistungselektronik eine wesentliche Rolle einnehmen.

Halbleiterbauelemente

Zu den in Antriebssystemen am meisten eingesetzten Halbleiterbauelementen zählen Dioden, Metall-Oxid-Halbleiter-Feldeffekttransistoren (MOSFET) und Bipolartransistoren mit isolierter Gate-Elektrode (IGBT). Dioden sind passive Halbleiterbauelemente, die den Strom auf eine Fließrichtung beschränken. MOSFETs und IGBTs hingegen können aktiv geschaltet werden und so den Stromfluss unterbinden oder ermöglichen. In dieser Arbeit wird allgemein von einem *Transistor* gesprochen, unabhängig davon ob es sich um einen MOSFET oder IGBT handelt. Die Funktionsweisen und spezifischen Eigenschaften der genannten und vieler weiterer Halbleiterbauelemente werden z.B. von Hagmann [6] und Zach [31] detailliert beschrieben. Darauf basierend werden hier nur die grundlegenden Eigenschaften und Verlustmechanismen der Halbleiterbauelemente am Beispiel der Transistoren dargestellt.

Halbleiterbauelemente sind sowohl in Betriebsspannung als auch -strom limitiert. Je nach Typ sind Transistoren in der Lage, Ströme zwischen 100 A und 1000 A und Spannungen zwischen 1500 V und 3500 V zu schalten [31]. Weiterhin liegt besonders für aktiv geschaltete Halbleiterbauelemente eine Limitierung der Schaltfrequenz vor. Transistoren erreichen Schaltfrequenzen zwischen 20 kHz und 100 kHz. Für Komponenten der Leistungselektronik sind hohe Schaltfrequenzen wünschenswert, um notwendige Filter für die Strom- und Spannungsglättung zu minimieren. Diese Filter können ein erhebliches Mehrgewicht und -volumen darstellen.

Falls größere Ströme und Spannungen erforderlich sind als durch ein einziges Halbleiterbauteil ertragbar, können die Halbleiterbauelemente nach Hagmann [6] in Reihe oder parallel geschaltet werden. Dieses Vorgehen wird auch in der späteren Rechenmodellen zur Dimensionierung der Leistungselektronik genutzt. Bei einer Reihenschaltung wird die erforderliche Sperrspannung auf die Halbleiterbauelemente verteilt. Für eine korrekte Aufteilung der Sperrspannung ist in der Regel eine zusätzliche Parallelschaltung hochohmiger Widerstände notwendig. Zudem müssen die Halbleiterelemente möglichst zeitgleich geschaltet werden, um eine Überbelastung einzelner Bauteile zu verhindern. Durch eine Parallelschaltung von Halbleiterelementen kann der effektive Strom pro Bauteil reduziert werden. Auch hier ist eine möglichst zeitgleiche Schaltung der Bauteile erforderlich.

Die in einer Leistungselektronik auftretenden Verluste werden hauptsächlich durch die Halbleiterbauelemente verursacht. Leitungsverluste und Ein- sowie Ausschaltverluste sind die primären Verlustmechanismen für alle Halbleiterbauelemente. Als weitere Verluste sind Sperrverluste und Steuerverluste zu nennen, welche aber eine vernachlässigbare Größenordnung aufweisen. Die Leitungsverluste fallen im leitenden Zustand an. Ähnlich zu einem Widerstand fällt in Abhängigkeit des geleiteten Stroms über jedem Halbleiterbauteil eine Spannung ab. Während des Schaltvorgangs entstehen die Ein- und Ausschaltverluste. Kurzzeitig überschneiden sich Sperrspannung und Strom und es ent-

stehen hohe Verluste. Da diese Verluste inhärent mit den Schaltvorgängen verbunden sind, besteht eine Proportionalität zur Schaltfrequenz. Neben den maximalen Betriebsströmen, -spannungen und Schaltfrequenzen stellen die auftretenden Wärmeverluste eine wesentliche Betriebsgrenze für Halbleiterbauelemente dar. Es muss eine ausreichende Kühlung vorhanden sein, um einen sicheren Betrieb zu gewährleisten.

Wechselrichter

Der Wechselrichter ist in der Lage, Gleichspannung in Wechselspannung umzuformen. Je nach Schaltung lassen sich dabei die Spannungsamplitude und Frequenz beliebig einstellen. Er stellt damit auch gleichzeitig die Steuereinheit für einen Wechselstrommotor dar, weshalb der Wechselrichter besonders in der Antriebstechnik große Bedeutung hat. Der vereinfachte Aufbau eines dreiphasigen Wechselrichters ist in Abb. 2.14 gezeigt. Die drei Wechselstromphasen werden jeweils mit einer Halbbrücke verbunden, die mit Transistoren und Freilaufdioden versehen ist. Am Wechselrichtereingang wird ein Kondensator eingesetzt, um Spannungsschwankungen auf der Gleichstromseite zu vermindern.

Ziel des Wechselrichterbetriebs mit angeschlossener elektrischer Maschine ist es, einen sinusförmigen Ausgangsstrom mit dem gewünschten Phasenversatz zur Ausgangsspannung zu erzeugen. Die Gleichspannung wird entsprechend moduliert und die einzelnen Phasen des Motors beschaltet. Die Amplitude der ausgegebenen Wechselspannung ist entsprechend durch die anliegende Gleichspannung limitiert. Der entstehende Ausgangsstrom wird durch die Induktivitäten der angeschlossenen elektrischen Maschine geglättet. Eine detaillierte Beschreibung der Funktionsweise ist z.B. in den Ausführungen von Schröder [32] zu finden.

Wird der Wechselrichter als Treiber für eine elektrische Maschine genutzt, übernimmt die Motorsteuerung die Modulation der Gleichspannung im Wechselrichter. Um Strom und Spannung der drei Stränge einzustellen, werden die Transistoren entsprechend der Motorsteuerung geschaltet. Die Art der Motorsteuerung hat damit Einfluss auf die Verluste der Halbleiter. Die am weitesten verbreiteten Modulierungsverfahren sind die trägerbasierte Modulation und die Raumzeigermodulation, welche detailliert in Bernet [5] beschrieben werden. Letztere wird häufig im Zusammenhang mit der in dieser Arbeit angenommen feldorientierten Regelung der elektrischen Maschine angewendet.

Gleichrichter

Im Gegensatz zum Wechselrichter können Gleichrichter den anliegenden Wechselstrom in Gleichstrom umformen. Diese Funktion kann durch eine Vielfalt an elektrischen Schaltungen erfüllt werden, für den mobilen Einsatz haben sich jedoch aktiv geschaltete Gleichrichter etabliert. Diese sind ganz analog zum Wechselrichter in Abb. 2.14 aufgebaut, lediglich der Stromfluss ist umgekehrt. Die Kapazität am Gleichrichterausgang – also der Gleichstromseite – dient in diesem Fall zur Regelung und Glättung der Ausgangsspannung. Für eine detaillierte Beschreibung der Funktionsweise sei an dieser Stelle auf die Ausführungen von Hagmann [6] verwiesen.

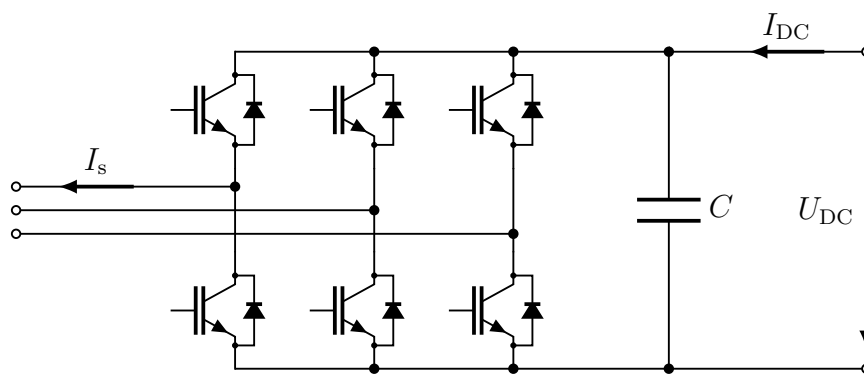


Abbildung 2.14.: Typische Schaltung eines dreiphasigen Wechselrichters.

Gegenüber den deutlich einfacheren passiven Gleichrichtern haben aktiv geschaltete Gleichrichter essentielle Betriebsvorteile. So erlaubt dieser Gleichrichtertyp einen bidirektionalen Leistungsfluss, die gewünschte Gleichspannung kann eingeregelt werden und es ist eine feldorientierte Regelung des Generators möglich [33]. Die Regelung erfolgt dann analog zum Wechselrichter durch eine Raumzeigermodulation.

Gleichspannungswandler

Gleichspannungswandler können nach der Funktion und dem eingesetzten Schaltkonzept unterschieden werden. Die Umformung einer niedrigen Eingangsspannung in eine hohe Ausgangsspannung wird durch *Hochsetzsteller* erreicht. *Tiefsetzsteller* haben die umgekehrte Funktion, nämlich hohe Spannungen in niedrige zu transformieren. *Tief-Hochsetzsteller* wiederum vereinen beide Funktionen in einer komplexeren Schaltung.

Alle genannten Typen an Gleichspannungswandlern können durch eine Vielzahl an elektrischen Schaltungen realisiert werden. Grundsätzlich können diese Schaltungen in galvanisch getrennte und nicht getrennte unterteilt werden. Erstere erreichen nur vergleichsweise geringe Wirkungsgrade von etwa 90 % [34]. Mit Wirkungsgraden von etwa 97 % sind die nicht getrennten Schaltungen für Luftfahrtanwendungen besser geeignet und werden in dieser Arbeit als Ausgangsbasis genutzt. Auch innerhalb der nicht getrennten Schaltungen gibt es verschiedene Konzepte, um die gewünschte Funktion zu realisieren. Diese Arbeit beschränkt sich auf das grundlegendste Schaltungskonzept. Das Funktionsprinzip der betrachteten Schaltung wird im Folgenden am Beispiel des Tiefsetzstellers erläutert.

In Abb. 2.15 ist eine typische Schaltung für einen Tiefsetzsteller abgebildet. Zudem sind zur Erläuterung des Funktionsprinzips die zeitlichen Verläufe von Strom und Spannung an verschiedenen Punkten in der Schaltung dargestellt. Der Transistor wird in schneller Folge ein- und ausgeschaltet. Über die Zeit ergibt sich daher für die Spannung U_L ein gepulster Verlauf wie in Abb. 2.15 dargestellt. Am Ausgang des Gleichstromwandlers wird die Ausgangsspannung durch den Kondensator C_{aus} geglättet. Bei idealer Glättung ergibt sich die als U_{aus} eingezeichnete mittlere Ausgangsspannung.

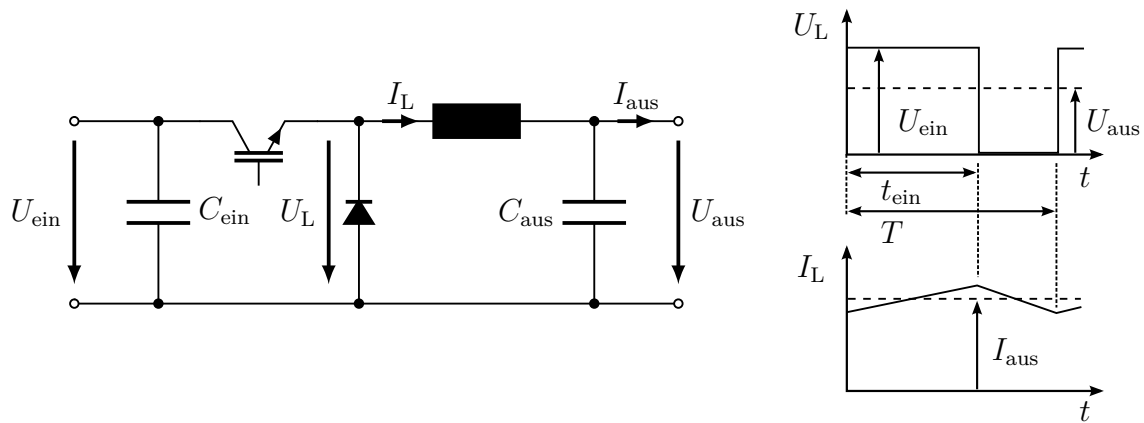


Abbildung 2.15.: Typische Schaltung eines Tiefsetzstellers in Anlehnung an [6].

Der Stromverlauf am Ausgang des Gleichspannungswandlers wird durch die Drosselspule bestimmt. An diese wird der gepulste Spannungsverlauf von U_L angelegt. Der Induktivität entsprechend, steigt beim Einschaltvorgang der Spulenstrom langsam an. Getrieben durch die Drosselspule fließt auch bei ausgeschaltetem Transistor über die Diode ein Strom zur angeschlossenen Last. Die Welligkeit des Ausgangsstroms wird somit durch die Induktivität der Drosselspule und der Schaltfrequenz bestimmt.

Der Kondensator C_{ein} am Eingang des Gleichspannungswandlers dient der Stützung der Versorgungsspannung. Er verhindert ein Einbrechen der Versorgungsspannung beim einschalten des Transistors. Zudem verhindert C_{ein} mögliche Spannungsspitzen, welche durch eine Induktivität in der Spannungsversorgung ausgelöst werden können.

Um die Ausgangsspannung zu regeln, gibt es nach Hagmann [6] verschiedene Möglichkeiten. Am weitesten verbreitet ist die Pulsweitensteuerung, die auch in dieser Arbeit zugrunde gelegt wird. Im Gegensatz zu den weiteren Steuermöglichkeiten bleibt hier die Schaltfrequenz konstant und die Einschaltdauer – also die Pulsbreite – wird angepasst, um die Ausgangsspannung einzustellen.

Aus dem gepulsten Spannungsverlauf in Abb. 2.15 wird deutlich, dass sich die mittlere Ausgangsspannung mit der Pulsbreite ändert. Damit ist das Spannungsverhältnis zwischen Ein- und Ausgang des Gleichspannungswandlers proportional zum sogenannten *Tastgrad* D_T . Dieser stellt den Zeitraum mit eingeschaltetem Transistor t_{ein} ins Verhältnis zur gesamten Schaltperiode T .

$$D_T = \frac{t_{\text{ein}}}{T} = \frac{U_{\text{aus}}}{U_{\text{ein}}} \quad (2.34)$$

In der späteren Modellierung des Gleichspannungswandlers (vgl. Kap. 4.3.5) wird der Tastgrad für die Verlustrechnung eine Rolle spielen.

2.3.5. Leistungsverteilung

Mechanische Leistung

Für die Verteilung und Wandlung mechanischer Leistung ist ein Wellensystem mit Getriebe notwendig. Dabei kommen in der Regel Zahnradgetriebe zum Einsatz. Diese zeichnen sich durch eine kompakte Bauweise und einen hohen Wirkungsgrad aus. Je nach Anordnung der Wellen und Zahnräder werden verschiedene Getriebetypen unterschieden, wie beispielsweise Stirnrad-, Kegel- und Planetengetriebe. Letztere sind für die Luftfahrtanwendung von besonderem Interesse, da sie im Vergleich zu den weiteren Getriebearten eine geringe Masse, geringen Bauraumbedarf und hohe Wirkungsgrade aufweisen [35].

In parallelen Hybridantriebssystemen werden die verschiedenen Leistungspfade mechanisch gekoppelt. Dabei kommen Getriebe mit mehreren Eingängen zum Einsatz, welche die Eingangsleistung auf einen einzigen Ausgang bündeln. Die Bündelung kann dabei auf zwei fundamental verschiedene Arten erfolgen [29]. Bei der *Drehmomentenaddition* können die Drehmomente der beiden Getriebeeingänge beliebig variiert werden, während die Eingangsdrehzahlen ein festes Verhältnis zueinander aufweisen müssen. Dieses Betriebsverhalten wird durch den Einsatz von Stirnradgetrieben erreicht. Im Gegensatz dazu weisen bei der *Drehzahladdition* die Eingangsdrehmomente ein fixes Verhältnis zueinander auf und die Drehzahl kann unabhängig variiert werden. Die Drehzahladdition wird durch Planetengetriebe umgesetzt.

Die in Zahnradgetrieben entstehenden Verluste setzen sich aus den Zahnreibungs-, Lager- und lastunabhängigen Leerlaufverlusten zusammen. Wie in Abb. 2.16 gezeigt, ist der Wirkungsgrad jedoch über einen weiten Betriebsbereich näherungsweise konstant. Dies ist der Fall, da die Leerlaufverluste im Vergleich zur übertragenen Leistung gering sind und lastabhängige Verluste ähnliche Gradienten wie die übertragene Leistung aufweisen. Erst wenn das Drehmoment weniger als etwa 15 % des Nenndrehmoments beträgt, kommt es in der Regel zu einem Einbruch des Wirkungsgrades. In diesem Bereich dominieren die Leerlaufverluste den Wirkungsgradverlauf. Bei sehr kleinem relativem Drehmoment liegen die Leerlaufverluste schließlich in der Größenordnung der übertragenen Leistung.

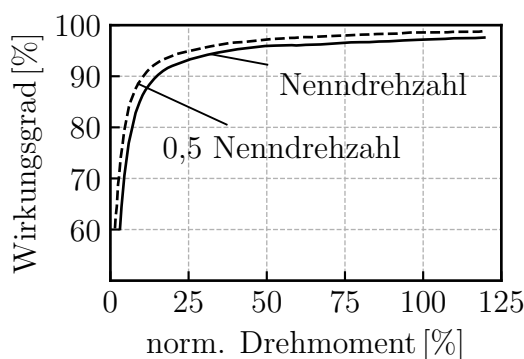


Abbildung 2.16.: Betriebsabhängigkeit des Getriebewirkungsgrades [7].

Elektrische Leistung

Die elektrische Leistungsverteilung kann mit einem Wechsel- oder Gleichstromsystem erfolgen. Da ein Wechselstromsystem einige Nachteile aufweist, wie einen erhöhten Leistungstransport durch zusätzliche Blindleistung und schlechtere elektromagnetische Verträglichkeit, hat sich in Fahrzeugen die Verteilung per Gleichstrom durchgesetzt. Unabhängig davon, ob ein Wechsel- oder Gleichstromsystem eingesetzt wird, kann die Verteilung kabelgebunden oder über Stromschienen erfolgen. Für komplexe Verteilsysteme mit vielen Quellen und Senken bietet sich eine Verteilung über Stromschienen an, da diese ein geringeres Volumen und eine geringere Masse aufweisen. Für die in dieser Arbeit betrachteten einfacheren Antriebskonfigurationen ist ein kabelgebundenes System sinnvoll einsetzbar. Der grundlegende Aufbau und die auftretenden Verluste bei kabelgebundener Leistungsverteilung wird im Folgenden erläutert.

Leistungskabel bestehen aus einem Stromleiter, Isolationsmaterial, einer optionalen Schirmung sowie einer Schutzhülle. Kabelisolationen sind notwendig, um ungewollte Entladungen zu verhindern. Die notwendige Isolationsdicke, wird durch die Nennspannung des Kabels und die Durchschlagfestigkeit der Isolation festgelegt. Ausschlaggebend für den notwendigen Leiterquerschnitt sind der zu übertragende Strom und die maximalen Verluste. Letztere werden durch die maximale Betriebstemperatur der Isolierung und die Wärmeabfuhr limitiert. Bei konstantem Strom fallen die Verluste umso geringer aus, je größer der Leiterquerschnitt gewählt wird. Als mögliche Leitermaterialien sind Kupfer und Aluminium zu nennen. Kupfer wird aktuell sowohl in der Luftfahrt als auch im Automobilbau verwendet. Der Einsatz von Aluminium wird in der Luftfahrt diskutiert. Die wichtigsten Materialeigenschaften sind in Tab. 2.1 zusammengefasst. Kupfer weist einen etwa 40 % geringeren spezifischen Widerstand auf. Entsprechend sind mit einem Kupferleiter bei konstantem Strom, Leiterquerschnitt und Länge geringere Verluste zu erwarten. Jedoch hat Aluminium eine um etwa 70 % geringere Dichte, was zu deutlich leichteren Kabelverbindungen führt. In dieser Arbeit wird der aktuelle Standard mit Kupfer als Leitermaterial zugrunde gelegt.

2.3.6. Energiespeicher

An den Energiespeicher werden in der Luftfahrt vielfältige Anforderungen gestellt. Er sollte möglichst hohe gravimetrische Energie- und Leistungsdichten aufweisen bei gleichzeitig minimalen Volumenbedarf. Neben den reinen Leistungsdaten spielen viele zusätzliche

Tabelle 2.1.: Vergleich von Kupfer und Aluminium als Leitermaterial.

Eigenschaft	Kupfer	Aluminium
spez. Widerstand [$\Omega \text{ m}$]	$1,68 \cdot 10^{-8}$	$3 \cdot 10^{-8}$
Dichte [kg/m^3]	8890	2700
Wärmekapazität [$\text{J}/(\text{kg K})$]	3800	9000

Aspekte wie Kosten, Sicherheit und Lebensdauer eine wichtige Rolle, auf die hier jedoch nicht näher eingegangen wird.

Energiespeicher lassen sich nach Art der gespeicherten Energie klassifizieren. Aktuell werden für Fluganwendungen chemische Speicher und dort primär kohlenwasserstoffbasierte Treibstoffe genutzt. Neben Wasserstoff als chemischem Speicher wurden in letzten Jahren auch elektrochemische, elektrostatische und mechanische Speicher für hybride Antriebssysteme in der Luftfahrt erwogen [36], [37]. Kenndaten einiger exemplarischer Speicher der genannten Kategorien sind in Tab. 2.2 zusammengefasst. Im Folgenden werden die exemplarischen Speicher verglichen.

Bisher eingesetzte, kohlenwasserstoffbasierte Treibstoffe weisen neben einer hohen gravimetrischen Energiedichte ein geringes Volumen im Verhältnis zur gespeicherten Energie auf. Sie sind damit sehr gut für die Luftfahrt geeignet. Als weiterer chemischer Speicher kommt Wasserstoff in Frage. Im Vergleich zu den in Tab. 2.2 gelisteten kohlenwasserstoffbasierten Treibstoffen hat dieser eine fast dreimal so hohe gravimetrische Energiedichte. Problematisch ist jedoch die sehr kleine volumetrische Energiedichte. Dem wird in der Regel mit schweren Drucktanks oder kryogenen Speichern begegnet, welche die gravimetrische Energiedichte auf Systemebene deutlich verringern. Im Fall von Kerosin reichen dünnwandige Metalltanks mit vernachlässigbarem Gewicht aus, entsprechend ist die gravimetrische Energiedichte auf Systemebene in Tab. 2.2 nicht angegeben.

Aus dem Bereich der elektrischen Speicher werden vor allem Batterien und Kondensatoren untersucht. Lithium-basierte Batterien sind der aktuelle Stand der Technik. Lithium zeichnet sich durch seine geringe Masse bei gleichzeitig hohem Redoxpotential aus. Beides sind Voraussetzungen für hohe gravimetrische Energie- und Leistungsdichten. In Tab. 2.2 ist die gravimetrische Energiedichte für einen Batteriepack angegeben. Neben der Batteriezellen sind also alle weiteren notwendigen Systeme und Strukturmassen enthalten. Noch deutlich höhere gravimetrische Leistungsdichten werden durch Kondensatoren erreicht. Ein weiterer Vorteil von Kondensatoren ist die im Vergleich zu Batterien sehr hohe zyklische Lebenserwartung [37]. Während Batterien lediglich etwa 2000 Ladezyklen erreichen, sind es bei Kondensatoren mehr als 500 000. Jedoch eignen sich Kondensatoren aufgrund der geringen gravimetrischen Energiedichte nur, um sehr kurze Leistungsspitzen abzufangen.

Diese Arbeit beschränkt sich auf etablierte, kohlenwasserstoffbasierte Treibstoffe und Batterien als alternativen Energiespeicher. Erstere stellen dabei die Referenz nach aktuellem Stand der Technik dar. Im Vergleich zu den weiteren alternativen Energiespeichern stellen Batterien die am weitesten entwickelte Technologie dar. Sie werden in anderen Bereichen, wie der Automobilindustrie, bereits in Serie eingesetzt.

Batteriepacks

Batteriepacks bzw. Batterien bestehen aus einer Vielzahl an Komponenten. Die wichtigste Komponente stellen die Batteriezellen dar. Die Anzahl der Zellen definiert den Energieinhalt und die maximale Leistung des Batteriepacks. Es sind zusätzliche Strukturteile notwendig, die eine Fixierung und den Schutz der einzelnen Batteriezellen gewährleisten.

Tabelle 2.2.: Vergleich von spez. Leistungen und Energien sowie Leistungs- und Energiedichten verschiedener Energiespeicher.

Speicher	Energiedichten		Leistungsdichten		
	grav.	vol.	grav.	vol.	
	[kWh/kg]	[kWh/m ³]	[kW/kg]	[MW/m ³]	
Kerosin	12,0	9695,0	–	–	[38]
Super Benzin	11,4	8556,0	–	–	[25]
Diesel	12,0	9916,0	–	–	[25]
H _{2,g}	33,3	2,7	–	–	[39]
H _{2,g,700 bar} + Tank	1,4	870,0	–	–	[39]
H _{2,fl.} + Tank	2,0	1200,0	–	–	[39]
Li-Ion Batteriepack	0,2	600,0	0,5	2,0	[40]
Kondensator	0,005	10,0	10,0	10,0	[40]

Zudem ist für den Betrieb eine Steuerungseinheit erforderlich, welche die einzelnen Zellen überwacht und vor Überladung, Tiefenentladung, zu hohen und zu tiefen Temperaturen sowie Kurzschlüssen schützt. Ein Thermalmanagementsystem reguliert die Temperatur der Batterie. Zu geringe Temperaturen verlangsamen die chemischen Reaktionen in den Zellen und damit die Leistungsfähigkeit der Batterie. Zu hohe Temperaturen hingegen können zu einer Entzündung der Batteriezellen führen. Durch diese vielen zusätzlichen Komponenten ist die gravimetrische Energie- und Leistungsdichte eines Batteriepacks kleiner als die der einzelnen Batteriezellen. Es muss also zwischen der gravimetrischen Energie- und Leistungsdichte auf Packebene und Zellebene unterschieden werden.

Spannung und Kapazität der Batterie können durch die Verschaltung der Zellen beeinflusst werden. Eine serielle Anbindung weiterer Zellen erhöht die Spannung der Batterie, während eine parallele Schaltung die Kapazität erhöht. Unter der Annahme unveränderlicher Massen der weiteren Komponenten bleiben bei gleicher Zellanzahl der Energieinhalt und damit die spezifische Energie der Batterie unverändert.

Batteriezellen

Batteriezellen bestehen aus dem Aktivmaterial (Anode, Kathode) sowie Stromsammlern und Separatoren. Während des Entladevorgangs fließen Elektronen von der Anode über die Last zur Kathode. Dabei wird die Anode oxidiert und die Kathode reduziert. Der elektrische Kreis wird geschlossen, indem über den Separator und das Elektrolyt Ladung ausgetauscht wird.

Der nominale Energieinhalt einer Zelle wird von der Zellspannung und der Kapazität bestimmt. Erstere ist dabei abhängig von den verwendeten aktiven Materialien in Anode und Kathode. Unterschiedliche Materialkombinationen führen aufgrund der verschiedenen

Tabelle 2.3.: Vergleich von theoretischem Grenzwert der spezifischen Energie und real verfügbaren Batteriezellen.

Zellchemie	Theoretische	Praktische	
	grav. Energiedichte [kWh/kg]	grav. Energiedichte [kWh/kg]	
Li-Ionen (LiCoO ₂)	0,448	0,250	[8, 41]
Li-Luft (bei SOC 50 %)	6,0	0,344	[41, 42]
Li-Schwefel	2,6	0,3	[41]

Reduktions- und Oxidationspotentiale zu unterschiedlichen Zellspannungen. Die Masse des Aktivmaterials wiederum bestimmt die Kapazität der Batterie.

Für die Zellspannung und Kapazität können nach Beard [8] theoretische Grenzwerte bestimmt werden. Somit ist es auch möglich, theoretische Grenzwerte für die spezifische Energiedichte von verschiedenen Anoden- und Kathodenmaterialien zu bestimmen. Dabei wird in der Regel angenommen, dass die Zelle nur aus aktivem Material besteht. In Realität wird die spezifische Energiedichte durch die zusätzlichen Komponenten einer Zelle (Stromsammeler, Gehäuse, Anschlüsse, Separator) erheblich gemindert. Zudem werden die Aktivmassen nur unvollständig genutzt. In Tab. 2.3 sind zum Vergleich die theoretische und die tatsächliche spezifische Energie einiger existierender Batteriezellen auf Lithiumbasis aufgeführt. Dabei stammen die Daten für Lithium-Luft- und Lithium-Schwefel-Zellen von Zellen im Entwicklungsstadium, während die Daten für Lithium-Ionen-Zellen für industriell verfügbare Zellen gelten.

Auch für die seit langer Zeit erforschten Lithium-Ionen Batterien sind noch Entwicklungspotentiale vorhanden. Der theoretische Grenzwert bleibt jedoch weit hinter dem von Lithium-Luft oder Lithium-Schwefel-Batterien zurück, die Gegenstand aktueller Forschung sind. Problematisch für Lithium-Schwefel-Batterien sind die hohe Selbstentladung und die geringe Lebensdauer der Zellen [43]. Die Lithium-Luft-Zelle weist eine besonders hohe theoretische Energiedichte auf, da die Anode aus reinem Lithium besteht. Bei der Entladung wird Sauerstoff aus der Umgebung in der Kathode angelagert, sodass die Masse der Batterie während der Entladung zunimmt. Für Lithium-Luft-Batterien sind der geringe Wirkungsgrad und ebenfalls die Lebensdauer technische Herausforderungen [44, 45]. Keiner der genannten theoretischen Grenzwerte erreicht jedoch die gravimetrische Energiedichte von kohlenwasserstoffbasierten Treibstoffen (vgl. Tab. 2.2).

Batteriezellen setzen die chemisch gebundene Energie in elektrische Leistung um und weisen dabei ein spezifisches Betriebsverhalten auf. In Abb. 2.17 ist beispielhaft das Betriebsverhalten einer Batteriezelle abgebildet. Es besteht eine Abhängigkeit der Zellspannung vom Entladestrom und dem Ladezustand. Die Darstellung der Zellspannung in Abhängigkeit des Entladestroms wird in der Regel als *Polarisationskurve* bezeichnet. Eine Darstellung in Abhängigkeit des Ladezustands bzw. der entnommenen Kapazität hingegen als *Entladekurve*.

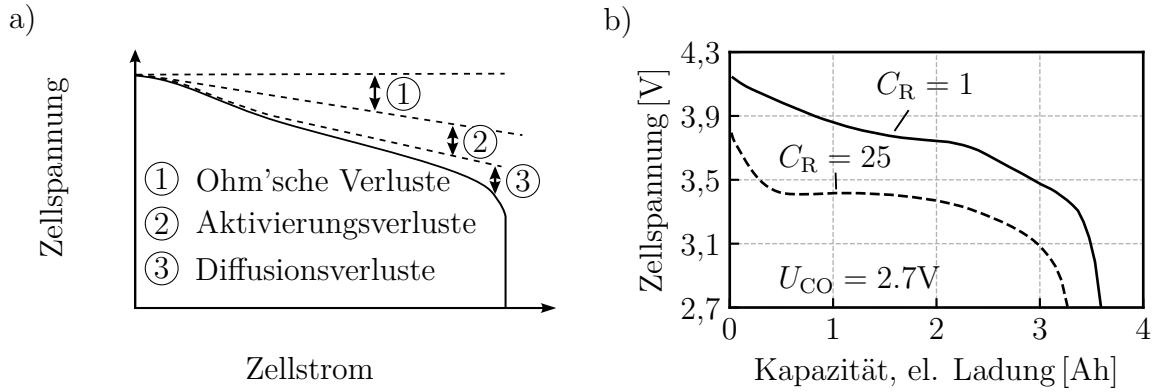


Abbildung 2.17.: a) Zellspannung in Abhängigkeit des Zellstroms in Anlehnung an [8], b) Zellspannung in Abhängigkeit des Ladezustands, extrahiert aus [9].

Wie in Abb. 2.17a dargestellt, sinkt die Zellspannung mit steigendem Entladestrom. Durch den Entladestrom entstehen in der Zelle drei verschiedene Spannungsverluste: Aktivierungsverluste, Ohm'sche Verluste und Diffusionsverluste. Je nach Entladestrom dominiert jeweils einer der drei Verluste die Polarisationskurve. Bei geringen Strömen dominieren die Aktivierungsverluste. Die Zellspannung sinkt aufgrund der notwendigen Aktivierungsenergie für die chemische Reaktion. Im Bereich mittlerer Entladeströme, haben die Ohm'schen Verluste den dominanten Anteil an den Gesamtverlusten. Unter den Ohm'schen Verlusten werden alle Einzelwiderstände mit Ohm'schen Charakter zusammengefasst, wie z.B. elektrische Widerstände der Stromsammler und Widerstände des Ionentransports durch den Separator. Bei sehr hohen Entladeströmen kommt es zu Diffusionsverlusten. Ursache ist der Abbau des aktiven Materials an den Stromsammeleroberflächen und der damit einsetzende Massentransport. Die Polarisationskurven sind im Allgemeinen abhängig vom Ladezustand zu Beginn der experimentellen Bestimmung.

Durch das Auftragen der Kapazität in den Entladekurven von Abb. 2.17b wird die Zeitabhängigkeit implizit dargestellt. Während der Entladung treten die gleichen Verluste auf und wieder dominieren die einzelnen Effekte in verschiedenen Bereichen der Entladekurve. Bei geringer Entladung dominieren die Ohm'schen und Aktivierungsverluste. Mit fortschreitender Entladung steigt der innere Widerstand der Zelle durch die entstehenden Reaktionsprodukte und damit auch die Ohm'schen Verluste der Zelle. Gleichmaßen steigen die Diffusionsverluste, die bei geringen Ladezuständen dominieren. Die Abhängigkeit der Zellspannung vom Entladestrom kann ebenfalls aufgetragen werden. Der Entladestrom wird auf die Nennkapazität der Zelle mit

$$C_R = \frac{I_Z}{C_{Z,Nenn}} \quad (2.35)$$

normiert. Der normierte Entladestrom C_R wird als *C-Koeffizient* (engl. C-Rate) bezeichnet. In der Regel wird die Normierung dabei mit der Kapazität in Amperestunden vorgenommen. An dem maximalen C-Koeffizient einer Zelle kann auch abgelesen werden, ob es sich um eine leistungsoptimierte oder eine energieoptimierte Zelle handelt. Denn wie später erläutert wird, sind für leistungsoptimierte Zellen hohe Entladeströme bei

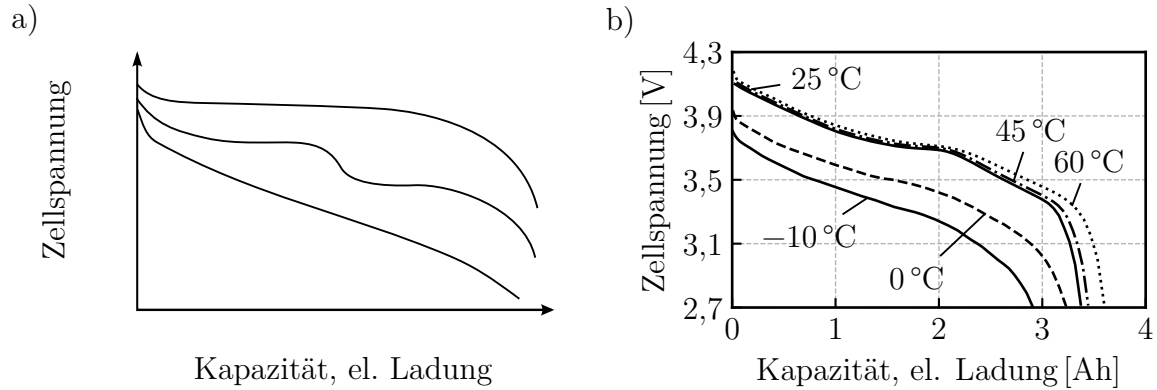


Abbildung 2.18.: a) Entladekurven für verschiedene Zelltypen in Anlehnung an [8], b) Entladekurven in Abhängigkeit der Zelltemperatur, extrahiert aus [9].

gleichzeitig geringen Kapazitäten charakteristisch. Damit ergeben sich hohe maximale C-Koeffizienten.

Wie aus Abb. 2.17b deutlich wird, ist die aus der Zelle entnehmbare elektrische Ladung Q durch die *Entladeschlussspannung* (engl. *Cut-Off Voltage*) U_{CO} limitiert. Sinkt die Spannung der Batteriezelle unter die Entladeschlussspannung, setzen in der Zelle irreversible Prozesse ein, welche die Lebensdauer stark vermindern. Entsprechend ist auch die aus der Batteriezelle entnehmbare Energie abhängig vom Entladestrom und den Entladekurven. Die Energie kann mit

$$E = \int U_Z(I, Q) dQ \quad (2.36)$$

bestimmt werden. Je höher der Entladestrom, desto geringer die aus der Zelle entnehmbare Energie, da die Verluste steigen.

Neben dem Entladestrom sind die Entladekurven von der Zellchemie, Betriebstemperatur und dem Zellaufbau abhängig. In Abb. 2.18a sind exemplarisch verschiedene Entladekurven für einen konstanten Entladestrom dargestellt. Entsprechend der Reduktions- und Oxidationspotentiale legt die Zellchemie das generelle Spannungsniveau der Zelle fest. Weiterhin existieren Zellchemien, die während des Entladens den Reaktionsmechanismus ändern. So können zweistufige Entladekurven entstehen wie in Abb. 2.18a dargestellt. Das in Kap. 4.3.7 entwickelte Batteriemodell muss diese vielfältigen Entladekurven und das resultierende Betriebsverhalten einfach abbilden können.

Die Betriebstemperatur hat ebenfalls einen großen Einfluss auf die Entladekurve. Bei geringen Temperaturen wie in Abb. 2.18b dargestellt, wird die Reaktionsrate reduziert. Zudem steigt der innere Widerstand der Batteriezelle durch die reduzierte Diffusion. Eine erhöhte Temperatur hat den umgekehrten Effekt. Jedoch können zu hohe Temperaturen zur Zerstörung oder zur Selbstentladung der Zelle führen. Je nach Zelle stellt sich der optimale Betrieb zwischen 20 °C und 40 °C ein. Aufgrund dieser niedrigen Betriebstemperaturen, ist eine Kühlung der Batterie unter Heißtagbedingungen (≈ 40 °C) herausfordernd. In der Regel ist ein zusätzlicher Kältemittelkreislauf notwendig.

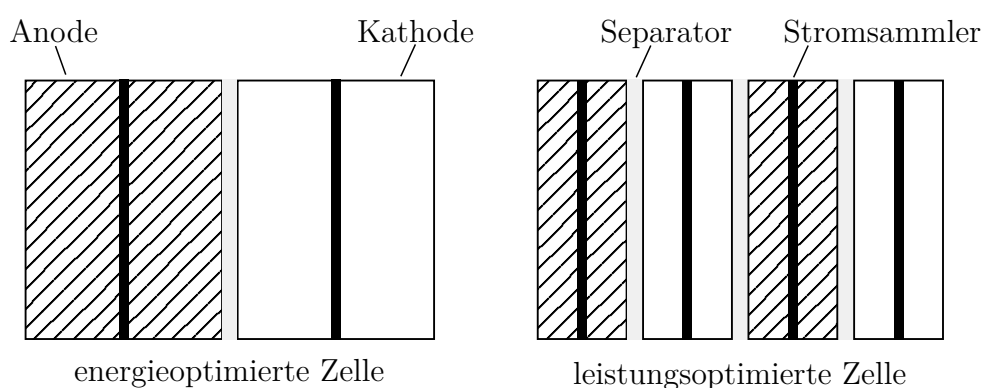


Abbildung 2.19.: Schematische Darstellung des Zellaufbaus für energie- und leistungsoptimierte Batteriezellen in Anlehnung an [10].

Der Zellaufbau beeinflusst die Ausprägung der Ohm'schen und Diffusionsverluste. Batteriezellen können dabei auf die gravimetrische Leistungsdichte oder Energiedichte optimiert werden. Eine qualitative Darstellung der Unterschiede ist in Abb. 2.19 zu sehen. Leistungsoptimierte Batteriezellen weisen große Oberflächen für den Austausch von Ionen und Elektronen auf. Dadurch ist der Anteil des Aktivmaterials im Vergleich zu den weiteren Komponenten verringert. Auf diese Weise kann ein großer Entladestrom bei geringen Verlusten gewährleistet werden, jedoch ist die gravimetrische Energiedichte der Batteriezelle reduziert. Wird dahingegen die gravimetrische Energiedichte optimiert, weisen die Zellen einen vergleichsweise großen Anteil an Aktivmaterial mit verringerten Oberflächen für den Ionen- und Elektronenaustausch auf. Entsprechend sind hohe Entladeströme mit großen Stromdichten und hohen Verlusten verbunden.

Daraus lassen sich typische Verläufe der Entladekurven für den jeweiligen Zelltyp ableiten. Flache Entladekurven mit geringen Änderungen der Zellspannung entstehen, wenn die Reaktionsprodukte nur einen geringen Einfluss auf den inneren Widerstand der Zelle haben und die notwendigen Massentransporte nur über kurze Distanzen geschehen. Sie sind also typisch für leistungsoptimierte Batteriezellen. Entladekurven mit stärkerer Veränderung der Zellspannung entstehen, wenn die Reaktionsprodukte einen großen Einfluss auf den inneren Widerstand haben und der Massentransport über immer größere Distanzen erfolgt. Dieses Verhalten ist typisch für Batteriezellen mit hoher gravimetrischer Energiedichte.

Kohlenwasserstoffbasierte Treibstoffe

Der Einsatz von kohlenwasserstoffbasierten Treibstoffen, wie Kerosin, Benzin und Diesel, erfordert zusätzliche Komponenten. Tanks und Komponenten zur Tankbelüftung werden für die Kraftstoffaufbewahrung benötigt. Zudem ist ein Kraftstoffverteilsystem notwendig, welches Rohrleitungen, Pumpen, Ventilen und eine Steuerung umfasst [46].

Gegenüber Batteriespeichern haben kohlenwasserstoffbasierte Treibstoffe einige inhärente Vor- und Nachteile. Zum einen muss der Oxidator für die Freisetzung der chemischen

Energie nicht mitgeführt werden, sondern er wird aus der Umgebungsluft gewonnen. Damit ist ein entsprechender Massenvorteil verbunden. Zum anderen verringert sich die Treibstoffmasse über eine Flugmission, während sie bei Batteriespeichern konstant bleibt oder für Lithium-Luft-Batterien gar steigt. Durch die geringere Gesamtmasse des Flugzeugs muss weniger Auftrieb erzeugt werden und der Leistungsbedarf sinkt. Dieser Effekt hat bei großen Flugstrecken einen erheblichen Einfluss auf den Energiebedarf [47].

Ein Nachteil kohlenwasserstoffbasierter Treibstoffe liegt in der thermischen Umwandlung der gespeicherten Energie. Die Energiewandlung ist damit fundamental durch den *Carnot-Wirkungsgrad* beschränkt. Diese Einschränkung gilt nicht für Batteriespeicher, die auf einer elektrochemischen Energieumwandlung beruhen. Bezogen auf die Umwandlungsprozesse sind in Batteriespeichern damit deutlich höhere Wirkungsgrade erreichbar.

2.3.7. Kühlsysteme

Für jede der bisher genannten Komponenten existieren Betriebslimits in Form maximaler Betriebstemperaturen kritischer Bauteile. Um eine Überschreitung dieser Temperaturen zu verhindern, sind Kühlsysteme notwendig, welche die auftretende Verlustwärme effizient abführen. Die Leistungsfähigkeit des Kühlsystems hat somit einen direkten Einfluss auf die thermischen Betriebslimits der gekühlten Komponente. Andersherum werden je nach Antriebssystem und Antriebskomponente unterschiedliche Anforderungen bzgl. Wärmeabfuhr und Temperatur an das Kühlsystem gestellt. Beides hat Auswirkungen auf die Wahl des Kühlsystems, die Masse und das Bauvolumen. Um konventionelle und elektrische Antriebe sowie Hybridantriebe sinnvoll zu vergleichen, ist daher eine Betrachtung des Kühlsystems notwendig.

Kühlsysteme werden nach dem verwendeten Medium zum Wärmetransport in Luft- und Flüssigkeitskühlung eingeteilt. Beide Kühlungsarten haben dabei spezifische Vor- und Nachteile, die im Folgenden zusammengefasst werden.

Bei der Luftkühlung wird die erzeugte Verlustwärme durch ein Überströmen der Antriebskomponente mit Umgebungsluft abgeführt. Die Überströmung wird dabei entweder durch einen zusätzlichen Lüfter oder durch einströmende Luft aufgrund der Reisegeschwindigkeit des Luftfahrzeugs gewährleistet. Vorteilhaft bei dieser Art der Kühlung sind die einfache Bauweise, der zuverlässige Betrieb und der geringe Wartungsaufwand. Der Einsatz einer Luftkühlung erfordert nur wenig zusätzliche Masse bzw. Volumen. Nachteilig ist der im Vergleich zur Flüssigkeitskühlung niedrigere Wärmeübergangskoeffizient. Für eine äquivalente Kühlleistung erfordert die Luftkühlung damit größere Wärmeübertragungsflächen. Weitere Nachteile ergeben sich auf Seiten der gekühlten Antriebskomponente. Es können nur exponierte Bauteile effektiv gekühlt werden, was eine gezielte Kühlung kritischer Bauteile häufig erschwert.

Für eine Flüssigkeitskühlung ist ein vollständiger Kühlkreislauf erforderlich. Die Verlustwärme einer Antriebskomponente wird durch Wärmeleitung in einen geeigneten Kühlkörper übertragen. Dort nimmt das flüssige Kühlmittel, meist ein Gemisch aus Wasser und Frostschutzmittel, die Verlustwärme der Antriebskomponente auf. Im Zusammenhang mit Leistungselektronik werden als Kühlkörper sogenannte Kühlplatten verwendet,

welche ein zusätzliches Bauteil darstellen. Bei Kolben- und Elektromotoren hingegen sind Kühlkanäle zur Wärmeabgabe meist integraler Bestandteil der Struktur. Die Verlustwärme wird, gespeichert im Kühlmittel, zu einem Wärmetauscher transportiert und schließlich an die Umgebungsluft abgegeben. Vorteilhaft gegenüber der Luftkühlung ist zum einen die höhere Kühlleistung bei gleicher Oberfläche. Die Wärmeverluste können auf einem kleineren Volumen mit kleinerer Oberfläche erzeugt werden, ohne die maximalen Betriebstemperaturen zu überschreiten. Somit können die gekühlten Antriebskomponenten Leistungsdichter ausgeführt werden, was zu einer Masseneinsparung auf Seiten der gekühlten Komponente führt. Dieser Effekt ist besonders bei elektrischen Maschinen ausgeprägt. Zum anderen ist die Möglichkeit, einzelne Bauteile gezielt zu kühlen, sehr vorteilhaft. So kann die Wärmeaufnahme direkt an temperaturkritischen Bauteilen erfolgen und der Betriebsbereich der gekühlten Antriebskomponente erweitert werden. Weiterhin bleibt der Temperaturunterschied zwischen einzelnen Bauteilen einer Antriebskomponente gering. Es ergeben sich jedoch auch einige Nachteile. Für einen flüssigen Kühlkreislauf sind zusätzliche Komponenten notwendig, die Masse, Volumen und Komplexität mit sich bringen. Neben dem Wärmetauscher sind zusätzlich Schläuche für den Kühlmitteltransport, Ausgleichsbehälter sowie eine Kühlmittelpumpe zum Umwälzen erforderlich. Weiterhin können alle diese Komponenten ausfallen und erhöhen damit den Wartungsaufwand.

Der Einsatz von Flüssigkeitskühlung führt bei Hybridantrieben zu komplexen Kühlsystemen. Die einzelnen Komponenten solcher Antriebe weisen unterschiedliche Betriebstemperaturen auf. Sie haben damit auch unterschiedliche Anforderungen an die maximale Kühlmitteltemperatur. Hubkolbenmotoren arbeiten mit Kühlmitteltemperaturen zwischen 90 °C bis 120 °C. Für elektrische Maschinen und Leistungselektronik darf die Kühlmitteltemperatur 70 °C nicht überschreiten. Batterien haben den kleinsten Temperaturbereich in dem ein effizienter Betrieb möglich ist. Der Kühlkreislauf wird bei niedrigen Umgebungstemperaturen auch zum Aufheizen der Batterie genutzt. Das Kühlmittel sollte im Betrieb eine Temperatur zwischen 20 °C bis 40 °C haben [48]. Entsprechend sind für einen solchen Hybridantrieb verschiedene Kühlkreisläufe mit unterschiedlichen Temperaturniveaus notwendig, welche zusätzliche Komplexität, Masse und Bauvolumen mit sich bringen.

3. Stand der Forschung

In Kap. 3.1 werden die wesentlichen Entwurfs- und Modellierungsmethoden für hybride und elektrische Flugantriebssysteme zusammengefasst dargestellt. Dabei wird explizit nur das Verfahren zur Berechnung des Antriebs aus der jeweiligen Veröffentlichung herausgegriffen. Im anschließenden Kap. 3.2 werden die wichtigsten Studienergebnisse für elektrisch und hybrid angetriebene Kleinflugzeuge zusammengestellt. Der Fokus liegt dabei auf technischen Vorteilen hybrider und elektrischer Antriebssysteme, Ergebnisse bzgl. ökonomischer und ökologischer Aspekte jenseits eines reduzierten Energiebedarfs werden außen vor gelassen. Im abschließenden Kap. 3.3 erfolgt die Einordnung der vorliegenden Arbeit.

3.1. Entwurfsverfahren und Modellierung elektrischer und hybrider Flugantriebe

Elektro- und Hybridantriebe für Luftfahrzeuge wurden bereits vielfach untersucht. Im Folgenden wird das Vorgehen für die Antriebsauslegung und die Ansätze zur Komponentenmodellierung zusammengefasst und bewertet. Die Veröffentlichungen sind dabei nach Detailgrad der Modellierung geordnet und es werden die wesentlichen Erweiterungen der Modellierung aufgezeigt.

Von Nam et al. [49] wird der konventionelle Entwurfsprozess eines Flugzeugs erweitert, um einen generalisierten Antrieb mit mehreren Energiequellen und Leistungspfaden abzubilden. Das Betriebsverhalten des Antriebs wird nicht modelliert. Stattdessen werden konstante Wirkungsgrade für die jeweiligen Antriebskomponenten verwendet. Die Massenbestimmung erfolgt über gravimetrische Leistungsdichten der Antriebskomponenten. Diese Methode erlaubt eine grobe Abschätzung der Antriebsmasse und des Verbrauchs. Daraus wiederum können Schubanforderungen generiert werden, welche in einen detaillierteren Entwurf des Antriebs eingehen. Die Verwendung konstanter Komponentenwirkungsgrade und gravimetrischer Leistungsdichten ist in der Literatur die am häufigsten angewendete Modellierungsmethode, so auch in [50–58].

Das Vorgehen ist für den Einsatz in der frühen Konzeptphase des Flugzeugentwurfs geeignet. Ein vollständiger Antriebsentwurf ist aufgrund des geringen Detailgrads der Modellierung jedoch nicht möglich. Aus der Modellierung können abgesehen von der groben Leistungsanforderung keine Betriebsrandbedingungen für die Antriebskomponenten abgeleitet werden. Da kein Betriebsverhalten abgebildet wird, ist dieses Vorgehen zudem nicht in der Lage Betriebsgrenzen des Antriebs auszuweisen.

Eine detailliertere Modellierung von Elektro- und Hybridantrieben innerhalb des Flugzeugentwurfs wird von Kreimeier [59] vorgeschlagen. Zwar werden für die Massenberechnung weiterhin konstante gravimetrische Leistungsdichten genutzt und die Leistungselektronik wird mit konstanten Wirkungsgraden abgebildet, jedoch erfolgt eine betriebspunktabhängige Modellierung des Wirkungsgrads einzelner Antriebskomponenten. Die Wirkungsgrade von Propeller, Hubkolbenmotor und elektrischer Maschine werden mit Hilfe von Komponentenkennfeldern bestimmt, die entsprechend der Leistungsanforderung skaliert werden. Das Vorgehen erlaubt somit eine grundlegende Abbildung des Betriebsverhaltens von Elektro- und Hybridantrieben. Zudem wird ein Batteriemodell verwendet, das eine generische Strom-Spannungsabhängigkeit abbildet. Dieses Modell wird nicht zur Vorauslegung einer Batterie verwendet, sondern lediglich um einen Wirkungsgrad beim Entladevorgang zu ermitteln. Die Batteriemasse wird weiterhin mit einer gravimetrischen Energiedichte und dem Energieinhalt der Batterie vor der Entladung bestimmt. Im Auslegungsalgorithmus für Hybridantriebe wird ein Energie-Hybridisierungsgrad genutzt, der die notwendige Missionsenergie auf die beiden Energiequellen aufteilt. Aus diesem Energie-Hybridisierungsgrad wird in jedem Missionssegment die Leistungsverteilung bestimmt und so der Antrieb ausgelegt. Der Auslegungsalgorithmus sieht einen konstanten Hybridisierungsgrad über die gesamte Mission vor.

Das von Kreimeier [59] vorgeschlagene Modell des Antriebs ist durch die verwendeten Komponentenkennfelder in der Lage, den Missionsenergiebedarf und damit die Masse der Energiequellen genauer zu ermitteln, als es mit dem Modell von Nam et al. [49] möglich ist. Die Methode ist innerhalb des Flugzeugentwurfs sinnvoll anwendbar. Durch die leistungsbasierte Auslegung der Antriebskomponenten kann jedoch kein abschließender Antriebsentwurf mit Randbedingungen zu Strömen und Spannungen erfolgen. Für die Antriebssysteme besteht zusätzliches Optimierungspotential, wenn die Entwurfsmethode erweitert wird. So könnte mit einer variablen Vorgabe des Energie-Hybridisierungsgrades eine Optimierung der Betriebspunkte von Hybridantrieben erfolgen.

Von Perullo et al. [60, 61] wurde die Modellierungsumgebung *Numerical Propulsion System Simulation* (NPSS) um Modelle für elektrische Antriebskomponenten erweitert. Durch die Verbreitung dieser Modellierungsumgebung werden diese in einigen Studien verwendet, wie z.B. in [62–64]. Dabei liegt der Fokus auf der Abbildung des Betriebsverhaltens und nicht auf der Volumen- und Massenbestimmung. Letztere erfolgt weiterhin auf Basis gravimetrischer Leistungsdichten. Das Betriebsverhalten elektrischer Komponenten wird auf Basis von Strömen und Spannungen in Gleichstromsystemen sowie zusätzlich Frequenz und Phasenversatz in Wechselstromsystemen betrachtet. Für die Leistungselektronik erfolgt eine analytische Verlustberechnung.

Das Betriebsverhalten elektrischer Maschinen wird ebenfalls durch eine Verlustrechnung abgebildet, die durch halbempirische Zusammenhänge geprägt ist. Als Eingangsgrößen sind dabei sowohl die groben Abmessungen der elektrischen Maschine notwendig als auch Betriebsstrom und -spannung in Abhängigkeit von Drehmoment und Drehzahl. Die Abmessungen werden durch einen empirischen Zusammenhang in Abhängigkeit der Leistung berechnet. Um Betriebsstrom und Spannung zu ermitteln, wird in dem vorgeschlagenen Modell vereinfachend eine Proportionalität zwischen Drehzahl und Spannung

sowie Drehmoment und Strom angenommen. Diese gilt nur in erster Näherung und beschränkt sich auf den Grunddrehzahlbereich.

Für den Entwurf der Batterie wird von Perullo et al. [60] zudem das Betriebsverhalten einer generischen Batteriezelle beachtet. Die Anzahl der notwendigen Batteriezellen wird auf Grundlage der gesamten notwendigen Kapazität und der notwendigen Leistung zu einem spezifischen Zeitpunkt in der Mission bestimmt. Im Vergleich zu Kreimeier [59] wird das Entwurfsverfahren für die Batterie also um eine Leistungsrandbedingung erweitert. Die Massen- und Volumenbestimmung der gesamten Batterie erfolgt schließlich mittels einer gravimetrischen Energiedichte und einer volumetrischen Leistungsdichte. Dazu werden der nominelle Energieinhalt und die nominelle Batterieleistung aus der Anzahl der Zellen bestimmt.

Im Vergleich zu den vorher genannten Veröffentlichungen ermöglicht der Detailgrad des Vorgehens erstmals einen Antriebsentwurf. Betriebsrandbedingungen für die einzelnen Antriebskomponenten können festgelegt werden. Dazu gehören sowohl Strom, Spannung als auch Drehzahl und Drehmoment. Die Modellierung der elektrischen Maschinen ist durch halbempirische Zusammenhänge geprägt, woraus eine verminderte Allgemeingültigkeit des Modells resultiert. Ein Nachteil des Algorithmus zur Batterieauslegung ist, dass der Zeitpunkt für die Leistungsdimensionierung bekannt sein muss. Damit wird die Variation von Betriebsstrategien innerhalb der Entwurfsphase erschwert. Auch werden Betriebsgrenzen wie der maximale C-Koeffizient der Batteriezelle oder die minimale und maximale Spannung der angeschlossenen Leistungselektronik nicht abgebildet.

In der Veröffentlichung von Vratny [65] steht neben der Abbildung des korrekten Betriebsverhaltens auch eine genaue Berechnung der Antriebsmasse im Mittelpunkt. Zur Bestimmung des Betriebsverhaltens werden ähnliche Modelle wie von Perullo et al. [60, 61] verwendet und um Massenmodelle erweitert. Das Betriebsverhalten der Leistungselektronik wird erneut mit einer analytischen Verlustrechnung abgebildet, die Masse hingegen wird auf Basis der notwendigen Anzahl an Halbleiterelementen bestimmt.

Um das Betriebsverhalten der elektrischen Maschinen abzubilden, werden analog zu Perullo et al. [61] die einzelnen Verlustanteile der Maschine berechnet und summiert. Jedoch werden die Verluste von Vratny [65] nicht analytisch bestimmt. Stattdessen werden die Beträge des jeweiligen Verlustmechanismus an einer bestehenden Referenzmaschine kalibriert. Für den Entwurf eines neuen Motors werden die Verlustbeträge schließlich anhand des Leistungs-, Drehzahl- und Drehmomentenverhältnisses zur Referenzmaschine skaliert. Um die Masse einer elektrischen Maschine zu ermitteln, werden zunächst die Hauptabmessungen bestimmt. Dafür kommen sowohl analytische als auch empirische Zusammenhänge zum Einsatz. Aus der Geometrie wird die Masse der einzelnen Bauteile einer elektrischen Maschine mit einer Materialdichte bestimmt. Durch eine Summierung der Einzelmassen wird mit einem zusätzlichen Kalibrierfaktor schließlich die Gesamtmasse ermittelt.

Das Modell für die elektrische Maschine ermöglicht die Abbildung einer generischen elektrischen Maschine, jedoch ist es schwierig dem Modell ein bestimmtes Betriebsverhalten aufzuprägen. Letzteres ist wünschenswert, wenn ein bereits existierender Antriebsstrang möglichst genau nachgebildet werden soll.

Ähnlich zu Perullo et al. [60] wird die Masse der Batterie unter Berücksichtigung des Entladeverhaltens einer generischen Batteriezelle ermittelt. Von Vratny [65] wird jedoch kein spezifischer Zeitpunkt für die Leistungsdimensionierung genutzt. Stattdessen wird die Batterie mit dem durch die Flugmission definierten Lastkollektiv vollständig entladen und die notwendige Anzahl der Zellen iterativ angepasst, sofern die Entladeschlussspannung oder der minimale Ladezustand unterschritten wird. Damit ist im Vergleich zu Perullo et al. [60] eine Variation der Betriebsstrategie in hybriden Antriebssystemen möglich, ohne eine Anpassung der Batterieeingaben vorzunehmen. Auch von Vratny [65] wird die Batteriemasse schließlich durch eine konstante gravimetrische Energiedichte auf Packebene bestimmt.

Die Verwendung einer gravimetrischen Energiedichte für die Berechnung der Batteriemasse ermöglicht auf einfache Weise eine Technologieskalierung. Ein Nachteil dieses Vorgehens ist die Entkopplung des Entladeverhaltens der generischen Batteriezelle von ihrer gravimetrischen Energie- und Leistungsdichte, denn die Vorgabe eines maximalen C-Koeffizienten und eine entsprechende Anpassung der Zellanzahl erfolgt nicht. In Realität sind gravimetrischen Energie- und Leistungsdichte jedoch eng gekoppelt, sodass die Eingaben sorgfältig gewählt werden müssen.

Von Vratny [65] wird auch erstmals das Kühlsystem auf niedriger Detailebene berücksichtigt, welches für den Betrieb von Elektro- und Hybridantrieben notwendig ist. Es wird eine konstante Wärmeabfuhr pro Masse des Kühlsystems angenommen. In der von Vratny [65] durchgeführten Studie wird als konventioneller Antrieb eine Gasturbine eingesetzt. Diese benötigt keine externen Kühlsysteme, sodass eine erste Abschätzung des notwendigen Kühlsystems für die elektrischen Komponenten ausreicht um einen Vergleich zum konventionellen System durchzuführen.

Von Filipenko et al. [66] wird ein Antriebsmodell mit sehr hoher Detailtiefe beschrieben, welches in verschiedenen Veröffentlichungen verwendet wird [67–69]. Um einen Eindruck der Detailtiefe zu vermitteln, wird im Folgenden beispielhaft das Vorgehen für die elektrischen Maschinen herausgegriffen.

Der Entwurf wird durch Filipenko et al. [66] in fünf Schritten vorgenommen. Zunächst werden die Hauptabmessungen der elektrischen Maschine festgelegt. Anschließend erfolgt der Entwurf des elektrischen und magnetischen Kreises mit Hilfe der kommerziellen Software Simcenter SPEED. Darauf folgen eine mechanische Auslegung, die Berechnung der erforderlichen Wicklungsisolation und eine thermische Rechnung, um die notwendigen Kühlkanäle korrekt zu dimensionieren. Da der Entwurf von der Geometrie der Maschine ausgeht, ist ein iteratives Vorgehen notwendig um die weiteren Entwurfsrandbedingungen einzuhalten. Aufgrund der vielen Entwurfsschritte sind vielfältige Eingaben erforderlich, jedoch werden alle für einen realistischen Entwurf notwendigen Disziplinen betrachtet. Die Masse der Maschine wird analog zu Vratny [65] aus der Masse aller Einzelkomponenten gebildet.

Aufgrund der hohen Detailtiefe der Komponentenmodelle ergibt sich auf Systemebene eine große Menge an Eingabeparametern, was die Komplexität des Vorgehens erhöht. Um dem zu begegnen, wird von Filipenko et al. [66] ein genetischer Optimierungsalgorithmus verwendet, der unter Beachtung der Systemanforderungen, Randbedingungen und

Optimierungseinstellungen die Masse des Antriebssystems minimiert und den Wirkungsgrad maximiert. Dadurch wird zum einen die flexible Anwendung auf unterschiedliche Problemstellungen ermöglicht, zum anderen wird aber auch die schwierige Anwendung des Vorgehens aufgrund der vielen Eingaben besser beherrschbar. Ob die beschriebenen Komponentenmodelle skalierbar sind, bleibt offen, wobei hier unter der Skalierbarkeit die Gültigkeit der Modellergebnisse über einen großen Leistungsbereich und ohne wesentliche Veränderungen der Eingabeparameter verstanden wird. Ist dies nicht der Fall, können durch den genetischen Optimierungsalgorithmus viele unrealistische Lösungen gefunden werden, sodass eine manuelle Überprüfung der Ergebnisse erforderlich wird. Auch die Rechenzeit stellt bei dieser analytischen, aber dennoch sehr detaillierten Betrachtung bereits einen wesentlichen Faktor dar. So wird für eine einzelne Systemoptimierung mit fixen Anforderungen und Randbedingungen eine Berechnungszeit von etwa zwei Tagen auf vierzig Prozessorkernen angegeben [66].

Die vorgestellte Literatur zeigt, dass die meisten Ansätze für eine Betrachtung auf Flugzeugebene entwickelt wurden. Da die Masse und der Wirkungsgrad des Antriebssystems nur in erster Näherung bekannt sein müssen, ist hier eine geringe Detailtiefe in der Antriebsmodellierung gerechtfertigt. Jedoch ist ein tatsächlicher Antriebsentwurf mit diesen Ansätzen nicht möglich. Im Gegensatz dazu ist die von Filipenko et al. [66] vorgestellte Modellierung sehr detailliert und erlaubt eine Antriebsauslegung, die deutlich über den Entwurf hinausgeht. Aufgrund der vielen Eingabeparameter ist dieses Vorgehen für Konzeptstudien jedoch ungeeignet. Auch die vorgestellten Modelle mit mittlerer Detailtiefe sind für Betrachtungen auf Flugzeugebene konzipiert und werden für Studien zu großen Passagierflugzeugen verwendet. Die empirischen Modellierungsanteile reduzieren dabei die Allgemeingültigkeit des Vorgehens und sind auf die spezifische Aufgabenstellung zugeschnitten.

3.2. Studien zu elektrischen und hybriden Antriebssystemen für Kleinflugzeuge

Im Vergleich zu großen Passagierflugzeugen sind in der Literatur nur wenige Konzeptstudien zu elektrischen und hybriden Antrieben für Kleinflugzeuge zu finden. Nach maximaler Abflugmasse geordnet werden im Folgenden die wesentlichen Studien und Ergebnisse vorgestellt. Da die Ergebnisse von den verwendeten Studienannahmen, dem Entwurfsvorgehen und den Modellierungsansätzen abhängen, werden diese knapp zusammengefasst, bevor eine Bewertung erfolgt.

In einer Studie von Harmon et al. [70] wird eine sehr leichte (Gesamtmasse: 13,6 kg) Drohne mit einem konventionellen Hubkolbenmotorantrieb und einem parallelen Hybridantrieb ausgestattet und verglichen. Hubkolbenmotor und elektrischer Teilantrieb des parallelen Hybridantriebs werden dabei für den Betrieb an zwei Missionspunkten dimensioniert. Der Dimensionierung des Hubkolbenmotors wird die Leistungsanforderung im Reiseflug zugrunde gelegt. Die Auslegung des elektrischen Teilantriebs erfolgt für den aerodynamisch effizientesten Betrieb des Flugzeugs, um rein elektrischen Betrieb der Drohne zu gewährleisten. Um die Antriebsmasse zu bestimmen, werden anstelle

von Komponentenmodellen verfügbare Antriebskomponenten recherchiert, welche die Leistungsanforderungen erfüllen. Es wird also keine numerische Optimierung des Antriebs durchgeführt. Die mögliche Energie- bzw. Treibstoffeinsparung wird durch eine kennfeldbasierte Simulation der Antriebssysteme ermittelt. Dabei wird für den jeweiligen Betriebspunkt der Systemwirkungsgrad durch eine regelbasierte Steuerung optimiert.

Mit diesem Vorgehen konnten Harmon et al. [70] ein Energieeinsparpotential des parallelen Hybridantriebs gegenüber der konventionellen Referenz ausweisen. Dieses beträgt je nach Flugmission und Regelungsstrategie zwischen 22 % und 54 %. Die Energieeinsparung ist dabei auf den höheren Wirkungsgrad des elektrischen Teilantriebs und den effizienteren Betrieb des Hybridantriebs zurückzuführen. Zu beachten ist dabei, dass die Nutzlast des Kleinflugzeugentwurfs mit parallelem Hybridantrieb durch die erhöhte Antriebsmasse um etwa 38 % geringer ist.

Von Friedrich und Robertson [71] wird die Anwendung von hybriden und elektrischen Antriebssystemen für ein Kleinflugzeug mit 235 kg Abflugmasse untersucht. Dabei wird ein konventioneller Hubkolbenmotorantrieb mit einem Elektroantrieb sowie parallelen und seriellen Hybridantrieben verglichen. Das Betriebsverhalten wird kennfeldbasiert ermittelt und die einzelnen Antriebskomponenten werden mit einer gravimetrischen Leistungsdichte dimensioniert. In der Studie wird lediglich der Hybridisierungsgrad – definiert als die Leistungsaufteilung zwischen den beiden Energiequellen – und die Regelungsstrategie variiert. Die Gesamtmasse des Flugzeugs wird konstant gehalten, indem die Masse der Energiequellen (und damit die Flugreichweite) variiert wird. Damit wird die höhere oder niedrigere Masse des hybriden bzw. elektrischen Antriebssystems ausgeglichen.

Von Friedrich und Robertson [71] wird ein erster Zusammenhang zwischen den Antriebskomponenten hybrider und elektrischer Antriebskomponenten diskutiert. Es wird ein Propeller mit konstantem Profileinstellwinkel verwendet, der in Abhängigkeit der Flugeschwindigkeit und der Antriebsarchitektur optimal gewählt wird. Für die Hybridantriebe und den elektrischen Antrieb kann der Profileinstellwinkel höher gewählt werden. Dies kann einen effizienteren Betrieb des Hubkolbenmotors unter Reiseflugbedingungen ermöglichen, wie in einer weiteren Studie von Friedrich und Robertson [19] gezeigt wird.

Mit den genannten Studienrandbedingungen konnten Friedrich und Robertson [71] Einsparpotentiale bzgl. Brennstoffverbrauch in Abhängigkeit des Hybridisierungsgrades und der Betriebsstrategie zeigen. Die Einsparpotentiale ergeben sich aufgrund der zusätzlichen elektrischen Energie und des hohen Wirkungsgrades der elektrischen Komponenten. Allerdings erreichen die hybriden und elektrischen Antriebe aufgrund der hohen Batteriemasse nicht die gleiche Reichweite wie die konventionelle Referenz, sodass ein sinnvoller Vergleich schwierig ist. Für die Hybridantriebe bleibt unklar, welcher Anteil des geringeren Brennstoffverbrauchs sich aufgrund der zusätzlichen elektrischen Energie und welcher aufgrund eines effizienteren Betriebs erreicht wird.

Von Kreimeier und Stumpf [53] werden Flugzeugentwürfe mit hybriden Antriebssystemen zu einer konventionellen Referenz verglichen. Die maximale Abflugmasse der Flugzeuge liegt zwischen 1000 kg und 2000 kg. In der Studie wird eine konstante Nutzlast angenommen und die resultierende maximale Abflugmasse und die Betriebskosten in Abhängigkeit

der Reichweite betrachtet. Der Antrieb wird über konstante Wirkungsgrade und gravimetrische Leistungsdichten abgebildet. Die Antriebsdimensionierung erfolgt anhand der notwendigen Transportenergie in jedem Segment der Mission. Es wird ein konstantes Verhältnis zwischen elektrischer und konventioneller Energiequelle vorgegeben.

Kreimeier und Stumpf [53] zeigen, dass mit heutiger Technologie und der konstanten Energie- und damit Leistungsaufteilung über die Mission keiner der betrachteten hybriden Antriebe geringere Abflugmassen erreichen kann als der konventionelle Referenzentwurf. Die Studie könnte um eine variable Leistungsaufteilung im jeweiligen Segment der Flugmission erweitert werden, um eine Betriebsstrategie mit kleineren resultierenden Batteriemassen zu ermöglichen.

Dean et al. [72] führt ebenfalls einen Vergleich von Hybridantrieben und einem konventionellen Referenzantrieb durch. Es wird ein Kleinflugzeug mit einer konstanten Gesamtmasse von 1600 kg untersucht. Die Reichweite wird entsprechend des variierenden Antriebsgewichts angepasst. In den Studien wird der Antrieb auf niedriger Detailebene modelliert. Es finden gravimetrische Leistungsdichten sowie konstante Wirkungsgrade Anwendung. Die einzige Ausnahme bilden Propeller und Hubkolbenmotor, für die jeweils eine vereinfachte Wirkungsgradmodellierung in Abhängigkeit des Fortschrittsgrades bzw. der Leistung vorgenommen wird. In der Studie wird eine Sensitivitätsstudie durchgeführt, in der die Energiedichte der Batterien, die Leistungsdichte der elektrischen Maschinen und der Hybridisierungsgrad variiert werden. Letzterer bleibt dabei ohne Anwendung einer Regelungsstrategie über die gesamte Flugmission konstant.

Dean et al. [72] kommen zu dem Schluss, dass mit heutiger Batterietechnologie nur geringe Hybridisierungsgrade und Flugreichweiten möglich sind. Der über die gesamte Mission konstant gehaltene Hybridisierungsgrad führt zu diesem Ergebnis, denn dieser stellt eine wesentliche Stellgröße für Hybridantriebe dar. Ohne eine Variation des Hybridisierungsgrades über die Mission kann keine Optimierung des Betriebspunktes eines Hybridantriebs erreicht werden. Zudem führt der konstante Hybridisierungsgrad schon bei kleinen Werten zu hohen Batteriemassen.

Von Finger et al. werden in einer Serie von Veröffentlichungen verschiedene Aspekte zur Auslegung von Elektro- und Hybridantriebssystemen in Kleinflugzeugen beleuchtet [56, 57, 73–78]. In allen genannten Veröffentlichungen kommt die gleiche grundlegende Entwurfsmethode zum Einsatz, welche im Folgenden knapp erläutert wird.

Ziel der Entwurfsmethode von Finger et al. ist es, den Einfluss verschiedener Hybridantriebsstränge auf den Flugzeugentwurf abzubilden. Dabei wird ein konventionelles Entwurfsdiagramm verwendet (vgl. Kap. 2.1), das mit einer Missionsanalyse zur Berechnung der notwendigen maximalen Abflugmasse des Flugzeugs kombiniert wird. Die berechneten Abflugmassen werden als Konturen in das Entwurfsdiagramm eingezeichnet, um für die Auslegungsmission optimale Schub- und Flächenbelastungen zu identifizieren. Der Antriebsstrang wird dabei mit geringem Detailgrad betrachtet. Abschätzungen für die erforderliche Antriebsmasse erfolgen auf Basis konstanter Wirkungsgrade und gravimetrischer Leistungsdichten. Im Gegensatz zu den Veröffentlichungen von Kreimeier und Stumpf [53] und Dean et al. [72] wird für die untersuchten Hybridantriebe eine einfache Betriebsstrategie angenommen. Aufgrund der geringen gravimetrischen Energiedichte

von Batterien werden diese nur genutzt, wenn der konventionelle Hubkolbenmotor die geforderte Leistung nicht bereitstellen kann.

Mit dieser Methode führen Finger et al. [57] einen Vergleich zwischen konventionellem Antrieb, parallelen und seriellen Hybridantrieben und Elektroantrieben durch. Es wird eine spezifische Auslegungsmission mit variabler Reichweite betrachtet. Die Flugzeugentwürfe weisen eine maximale Abflugmasse zwischen 600 kg und 1000 kg auf. Die Autoren zeigen, dass die Flugzeugentwürfe mit hybridem und elektrischem Antrieb im Vergleich zum konventionellen Antrieb bei deutlich größeren Flächenbelastungen die minimale Abflugmasse erreichen. Trotz der steigenden Leistungsanforderungen an den Antrieb verringert sich die Abflugmasse, da die elektrischen Komponenten höhere gravimetrische Leistungsdichten aufweisen und der deutlich geringere Reiseflugbrennstoffverbrauch der Flugzeugentwürfe mit größerer Flächenbelastung das Mehrgewicht durch die elektrischen Komponenten überkompensiert. Wie hoch die optimale Flächenbelastung für die Entwürfe mit hybridem Antriebssystem ist, hängt entsprechend von der Flugreichweite und der Startrollstrecke ab. Während der elektrische Antrieb aufgrund von geringen gravimetrischen Energiedichten der Batterien nur für sehr kurze Reichweiten von etwa 150 km geeignet ist, erfordern die Flugzeugentwürfe mit Hybridantrieben für hohe Reichweiten deutlich geringere Abflugmassen als der Entwurf mit konventionellem Antrieb. So kann die notwendige Abflugmasse gegenüber der konventionellen Referenz für eine Reichweite von 1350 km durch den parallelen Hybridantrieb um 16 % verringert werden. Der Flugzeugentwurf mit serielltem Hybridantrieb wird ohne jegliche Integrationsvorteile betrachtet und erfordert eine ähnliche Abflugmasse wie der konventionelle Entwurf.

Die Batteriemasse in den Ergebnissen von Finger et al. [57] wird in Abhängigkeit der notwendigen elektrischen Energie bestimmt. Die minimale Masse ergibt sich für die Entwürfe mit hybridem Antrieb, wenn der Hubkolbenmotor auf die Reiseflugleistung dimensioniert wird. Entsprechend wird die elektrische Energiequelle nur während des kurzen Start- und Steigflugsegments verwendet. Dies führt zu einem geringen Energiebedarf und damit einer geringen Batteriemasse, wodurch die Leistungsanforderung für die Batterie dimensionierend sein kann. Diese möglicherweise dimensionierende Randbedingung wird von Finger et al. [57] nicht beachtet. Dass die Betrachtung der Leistungslimitierung von Batterien erheblichen Einfluss auf die Optima hat, wird sowohl in der vorliegenden Arbeit als auch von Finger et al. [78] in einer späteren Veröffentlichung gezeigt. Offen bleibt der Vergleich mit einem Flugzeugentwurf bei hohen Schub- und Flächenbelastungen, jedoch mit einem konventionellen Antrieb. Die zusätzliche Komplexität und der Entwicklungsaufwand der hybriden Antriebssysteme könnten einen Massennachteil des konventionellen Antriebs bei ebenso hoher Schub- und Flächenbelastung aufwiegen.

In der Studie von Strathoff et al. [79] wird ebenfalls ein Vergleich verschiedener Flugzeugentwürfe mit konventionellen, hybriden und elektrischen Antrieben durchgeführt. Dabei werden die Reiseflugstrecke, die gravimetrische Energiedichte der Batterien, die Passagierzahl und der Hybridisierungsgrad variiert. Die Methodik der Studie unterscheidet sich von Finger et al. [57] in zwei Aspekten: Zum einen bleiben die Schub- und Flächenbelastung für alle Flugzeugentwürfe unverändert gleich. Zum anderen erfolgt in der Studie von Strathoff et al. [79] eine detailliertere Modellierung des Antriebssystems. Das Betriebsverhalten der wichtigsten Komponenten des Antriebs wird mit Kennfeldern

abgebildet. Der jeweilige Betriebspunkt wird optimiert um den maximalen Gesamtwirkungsgrad zu erreichen. Die Masse der Antriebskomponenten wird entweder mit Hilfe gravimetrischer Leistungsdichten oder empirischer Zusammenhänge abgeschätzt.

Unter diesen Randbedingungen zeigen Strathoff et al. [79], dass der serielle Hybridantrieb aufgrund der höheren Antriebsmasse und der größeren Verluste für die Auslegungsmission einen deutlich höheren Treibstoffbedarf aufweist. Selbst bei progressive Annahmen für die gravimetrische Energiedichte der Batterien von 400 Wh/kg verbraucht der serielle Hybridantrieb, je nach Hybridisierungsgrad, zwischen 20 % und 50 % mehr Treibstoff. Dabei ist zu beachten, dass in der Studie mögliche Integrationsvorteile des seriellen Hybridantriebs nicht berücksichtigt werden. Der parallele Hybridantrieb hingegen ist in der Lage, gegenüber der konventionellen Referenz Treibstoffeinsparungen zu realisieren. Für den heutigen Technologiestand werden von Strathoff et al. [79] unter den gegebenen Randbedingungen 1 % bis 2 % ausgewiesen. Diese Einsparungen steigern sich mit zukünftigen Batterien (400 Wh/kg) auf etwa 12 %.

Die Mehrzahl der vorgestellten Studien sind auf die Flugzeugebene fokussieren und der Antriebsstrang wird stark vereinfacht abgebildet. Dies stellt den ersten Schritt zur Konzeption eines elektrisch oder hybrid angetriebenen Flugzeugs dar. Durch die starke Vereinfachung der Antriebsmodelle ist es möglich, dass Betriebslimitierungen der Komponenten überschritten werden. Die Ergebnisse müssen also durch eine detaillierte Antriebsauslegung überprüft werden. Von Friedrich und Robertson [71] sowie Harmon et al. [70] werden Betriebsvorteile durch die Hybridisierung der Antriebe aufgezeigt, jedoch erfolgt keine optimierte Auslegung der Antriebe sondern es werden existierende Komponenten verwendet. Studien die sich auf den Entwurf von elektrischen und hybriden Kleinflugzeugantrieben fokussieren fehlen bisher.

3.3. Einordnung der vorliegenden Arbeit

Wie die Literatursauswahl in Kap. 3.1 und 3.2 zeigt, gibt es aktuell ein großes Interesse an elektrischen und hybriden Antriebssystemen für Luftfahrzeuge. Es existieren Entwurfs- und Modellierungsansätze mit unterschiedlichen Detaillierungsgraden. Auf der einen Seite einfache Leistungsbetrachtungen mit konstanten Wirkungsgraden, die nicht für einen tatsächlichen Antriebsentwurf geeignet sind. Auf der anderen Seite sehr detaillierte Ansätze unter Verwendung von kommerzieller Expertensoftware für die einzelnen Antriebskomponenten. Diese sind aufgrund der Komplexität und der vielen Eingabeparameter nicht für Konzeptstudien geeignet. Dazwischen existieren Ansätze mit variierendem Detailgrad, die teilweise für eine spezifische Fragestellung entwickelt wurden und nicht notwendigerweise eine Allgemeingültigkeit zum Ziel haben. Teilweise fehlen wichtige Betriebsgrenzen der Antriebskomponenten, die Einfluss auf den Entwurf nehmen können (z.B. das Leistungslimit der Batterie). Zudem wird in einigen der Auslegungsalgorithmen der Betrieb von Hybridantrieben durch die Vorgabe einer konstanten Leistungsaufteilung stark eingeschränkt. Eine geeignete Regelung der Leistungsaufteilung hat jedoch einen wesentlichen Einfluss auf die Effizienz und die Auslegung des Hybridantriebs.

Aus Sicht des Autors fehlt aktuell eine auf den Kleinflugzeugbereich abgestimmte Methode für den detaillierten Entwurf von Elektro- und Hybridantrieben, welche die genannten Einschränkungen nicht aufweist. In der vorliegenden Arbeit wird eine solche Entwurfsmethode entwickelt und demonstriert. Es wird eine ausgewogene Modellierungstiefe der Antriebskomponenten gewählt, die Konzeptstudien ermöglicht und dennoch in der Lage ist, alle relevanten Einflüsse auf den Antriebsentwurf abzubilden. Die Entwurfszusammenhänge zwischen den einzelnen Antriebskomponenten sowie Betriebsgrenzen werden beachtet, um ein realistisches Optimum auf Systemebene zu identifizieren. Die Methode kann sowohl als Entwurfswerkzeug als auch für die Verbrauchsmodellierung innerhalb des Flugzeugentwurfs zur Anwendung kommen (vgl. Abb. 2.1).

Wie bereits in Kap. 3.2 dargestellt, haben die Studienrandbedingungen einen erheblichen Einfluss darauf, welche Einsparpotentiale bzgl. Treibstoff und Masse für Hybridantriebssysteme ausgewiesen werden. Viele der Studien nehmen einen *Retrofit* vor, integrieren also das neuartige Antriebssystem in eine existierende Flugzeugkonfiguration. Nach Moore [80] sollten elektrische und hybride Flugzeuge nicht so ausgelegt werden wie konventionell angetriebene Flugzeuge. Die bestehenden Flugzeugkonfigurationen stellen ein Optimum in Zusammenspiel mit dem konventionellen Antrieb dar. Die erforderlichen Schübe und Leistungen können durch den konventionellen Antrieb bestmöglich abgedeckt werden. Wie von Finger et al. [57] gezeigt, sind für Hybridantriebe andere Flächen-, Schubbelastungen und damit auch andere Schubanforderungen für ein Optimum auf Flugzeugebene sinnvoll. Die Auswirkungen veränderter Schubanforderungen – bei gleicher Flugmission – auf den detaillierten Antriebsentwurf, sind bisher noch nicht dokumentiert.

Diese Lücke wird in dieser Arbeit geschlossen. Es wird eine Studie durchgeführt, um die Auswirkungen variierender Schubanforderungen auf konventionelle, als auch hybride und elektrische Antriebe zu quantifizieren und mögliche Anwendungsbereiche für elektrische und hybride Antriebe zu identifizieren.

Da Hybridantriebe für Kleinflugzeuge bisher nur mit geringer Detailtiefe betrachtet wurden, sind die Entwurfszusammenhänge, wesentliche Entwurfparameter und Betriebsgrenzen innerhalb der hybriden Antriebssysteme für Kleinflugzeuge in der Literatur nur spärlich dokumentiert. Von Friedrich und Robertson [71] wird ein erster Zusammenhang zwischen dem Profileinstellwinkel eines Feststellpropellers und der Betriebscharakteristik von Hubkolbenmotor und Elektromotor dargestellt. Dabei werden jedoch lediglich die Maximalleistungskurven betrachtet und keine Optimierung bzgl. des Systemwirkungsgrades vorgenommen. Zudem erfolgt keine Veränderung der weiteren Propellergeometrie, wie z.B. des Propellerdurchmessers. Auch bleibt offen, welche Zusammenhänge sich durch den Einsatz eines Verstellpropellers ergeben. Von Filipenko et al. [66] werden Einflüsse wichtiger Entwurfparameter im elektrischen Teilsystem von hybriden Flugantrieben aufgezeigt. Es wird ein genetischer Algorithmus zur Gesamtsystemoptimierung verwendet, direkte physikalische Zusammenhänge werden nicht herausgearbeitet. Zudem erfolgt keine Betrachtung einer Batterie oder des Zusammenhangs zwischen Propeller und elektrischem System.

Durch die Anwendung der entwickelten Entwurfsmethode in Kap. 6 wird in der vorliegenden Arbeit der Entwurfszusammenhang zwischen Propeller, Hubkolbenmotor und Elektromotor in Kleinflugzeugantrieben erstmals herausgearbeitet und dokumentiert.

Zudem werden die wichtigsten Entwurfparameter für die Leistungsklasse von Kleinflugzeugenanwendungen identifiziert und die quantitativen Auswirkungen auf Systemebene dargestellt.

4. Entwicklung der Entwurfsmethode und der Komponentenmodelle

Ziel des Entwurfsverfahrens ist die Vorauslegung von Elektro- und Hybridantriebssträngen von Kleinflugzeugen. Zur Optimierung des Antriebssystems werden das Betriebsverhalten, Wirkungsgrade, Systemmassen und Bauräume bewertet. Um den Umfang der Arbeit zu limitieren, werden einige weitere Aspekte der Vorauslegung nicht betrachtet. Dazu gehören die Lärmemission und Integrationsaspekte des jeweiligen Antriebssystems. Unter Integrationsaspekten werden hier z.B. Installationseffekte im Zusammenhang mit dem Flugzeug verstanden.

An das Verfahren werden dabei spezifische Anforderungen gestellt. Zum einen sollte es eine große Allgemeingültigkeit aufweisen. Dies beinhaltet sowohl die Anwendbarkeit auf verschiedene Antriebsarchitekturen, Problemstellungen, Auslegungskriterien und Optimierungsziele, als auch die Allgemeingültigkeit der verwendeten Rechenmodelle über einen großen Leistungsbereich. Das Verfahren muss entsprechend variabel aufgebaut sein und möglichst physikalisch basierte Rechenmodelle ohne empirische Zusammenhänge enthalten. Zum anderen ist im Antriebsentwurf der richtige Detailgrad zu wählen. Dazu muss zwischen der Ergebnisgenauigkeit und einer adäquaten Rechengeschwindigkeit abgewogen werden.

Das entwickelte Entwurfsverfahren wird in diesem Kapitel durch einen Top-Down Ansatz vorgestellt. Zunächst wird der übergeordnete allgemeine Rechenalgorithmus zur Vorauslegung des Antriebssystems in Kap. 4.1 beschrieben. Anschließend werden in Kap. 4.2 der Aufbau sowie die untergeordneten Berechnungsabläufe aller betrachteten Antriebssysteme vorgestellt. Letztere sind sehr eng mit den verwendeten Rechenmodellen der Antriebskomponenten verknüpft. Die jeweiligen Ein- und Ausgabegrößen der Komponentenmodelle sind dabei entscheidend für den Rechenablauf. Diese werden so gewählt, dass ein Rechenablauf mit gutem Konvergenzverhalten entsteht. Das Kapitel wird durch die Beschreibung der Rechenmodelle aller verwendeten Antriebskomponenten in Kap. 4.3 abgeschlossen. Diese Antriebskomponenten bilden entsprechend die Bausteine für das übergeordnete Antriebssystem und können in verschiedensten Antriebskonfigurationen variabel eingesetzt werden.

4.1. Entwurfsverfahren

Das entwickelte Entwurfsverfahren orientiert sich an den Vorgehensweisen zur Vorauslegung von Fluggasturbinen, wie sie z.B. in der Software GasTurb zum Einsatz kommen

[81], ist aber insbesondere aufgrund der zusätzlichen Leistungspfade von Hybridantrieben in entscheidenden Bereichen neu. Die Entwicklung und Definition dieser neuen Vorgehensweisen und der verwendeten Modelle ist einer der Hauptgegenstände der vorliegenden Arbeit.

Die verwendeten Rechenmodelle sind auf einen Satz an Ein- und Ausgabegrößen festgelegt. Soll nun eine Ausgabegröße einen bestimmten Zielwert erreichen, kommt eine numerische Iteration der Eingangsgrößen zum Einsatz. Damit lässt sich das Verfahren ohne Änderung der Rechenmodelle auf vielfältige Problemstellungen und Optimierungsziele anwenden.

Es werden zwei fundamentale Rechengänge unterschieden, die *Auslegungsrechnung* und die *Nachrechnung*. Ziel der Auslegungsrechnung ist die Dimensionierung des Antriebssystems bzw. dessen Komponenten. Es werden die Massen, Volumen und die maximalen Betriebsbedingungen der Komponenten festgelegt. In der Auslegungsrechnung wird ein einziger Auslegungspunkt für das Antriebssystem zugrunde gelegt. Dieser bestimmt alle den Antrieb dimensionierenden Randbedingungen. In dem hier entwickelten Entwurfsverfahren kann der Gesamtantrieb auch durch mehr als einen Auslegungspunkt dimensioniert werden, nämlich genau dann, wenn mehrere parallele Leistungspfade im Antrieb vorhanden sind (vgl. Abb. 4.1).

Ziel der Nachrechnung ist die Modellierung des Betriebsverhaltens eines fertig ausgelegten Antriebssystems. Besonders die Betriebsgrenzen der einzelnen Antriebskomponenten sind relevant, um auch die Betriebsgrenzen auf Systemebene abzubilden. Dies geschieht z.B. durch die Verwendung von Kennfeldern. In die Nachrechnung fließen Parameter aus der Auslegungsrechnung ein, wie z.B. der Propellerdurchmesser.

Der übergeordnete Rechenalgorithmus des Entwurfsverfahrens ist in Abb. 4.1 dargestellt. In Abhängigkeit des Antriebssystems liegt zu Beginn ein fixer Satz an Eingabegrößen für die Auslegung vor. Zusätzlich können je nach Problemstellung externe Iterationen festgelegt werden. Jede Eingabegröße kann als Iterationsvariable definiert werden, um einen bestimmten Ausgabewert zu erreichen.

Im ersten Schritt wird die Anzahl an parallelen Leistungspfaden n_{LP} im Antriebssystem geprüft. Es liegen mehrere Leistungspfade vor, wenn die Leistung im Antriebssystem aus mehreren Quellen gespeist oder in mehreren Senken verbraucht wird. Liegt nur ein einziger Leistungspfad vor, wird das Antriebssystem in einem einzigen Auslegungspunkt dimensioniert. Es folgt die Auslegungsrechnung des Gesamtsystems.

Neben den Eingabegrößen und externen Iterationen fließen in die Auslegungsrechnung auch interne Iterationen. Es handelt sich dabei um fix definierte Iterationen in Abhängigkeit des betrachteten Antriebssystems. Diese internen Iterationen werden durch die Kombination der Rechenmodelle einzelner Antriebskomponenten notwendig. Sie werden z.B. für die Erfüllung von Leistungsbilanzen an den Komponentenschnittstellen genutzt, falls die Rechenmodelle dies erfordern. Externe und interne Iterationen werden dabei gemeinsam in einem numerischen Verfahren gelöst (*Gauß-Newton* für einfache Iterationen und *Sequential Least Squares Programming* für Optimierungsaufgaben). Damit können verschachtelte Iterationen und die damit einhergehende lange Rechenzeit vermieden wer-

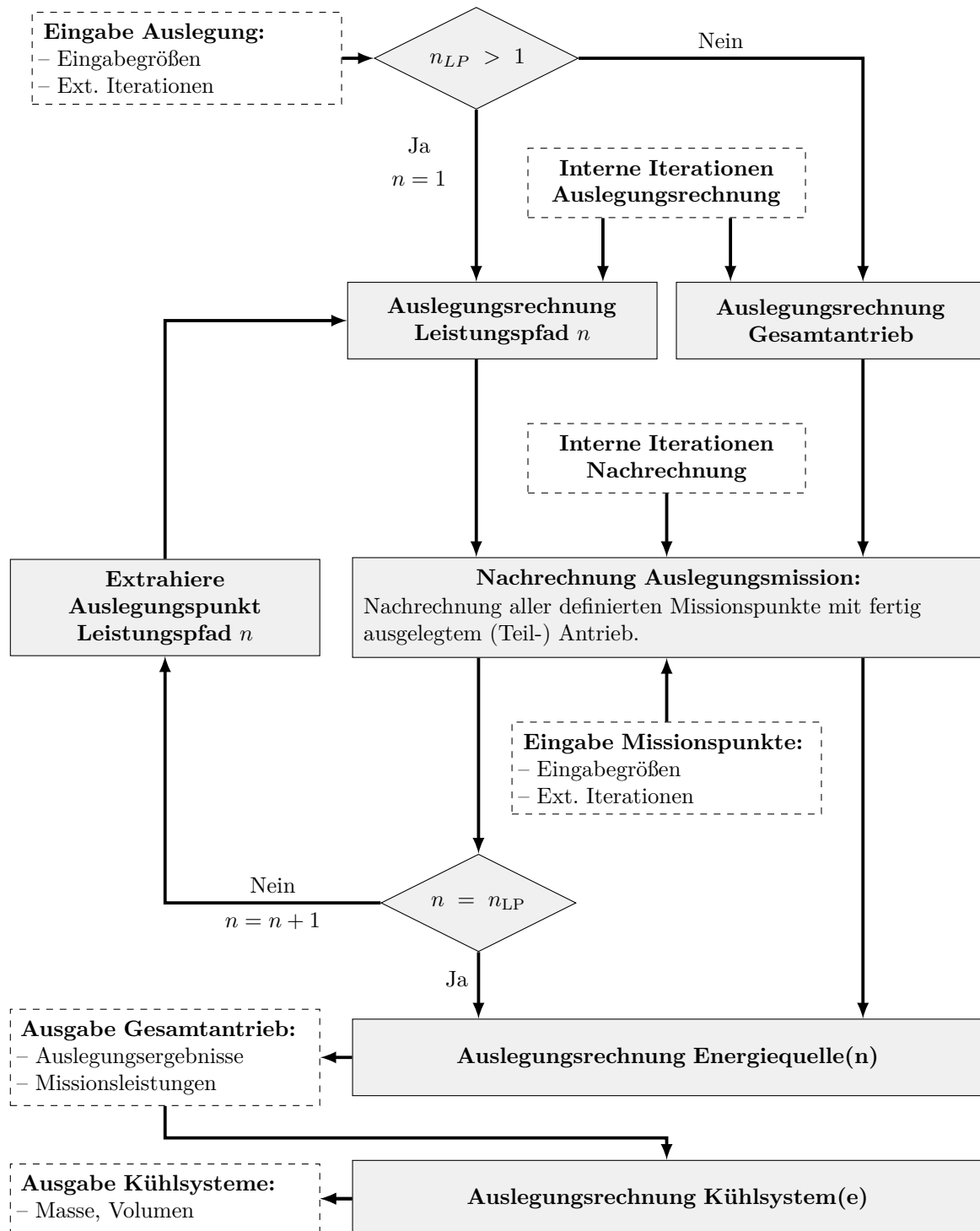


Abbildung 4.1.: Ablauf des Entwurfsverfahrens.

den. Der Algorithmus der Auslegungsrechnung hängt ebenfalls von dem betrachteten Antriebssystem ab und wird für die in dieser Arbeit untersuchten Systeme in Kap. 4.2 beschrieben.

Nach der Auslegung des Gesamtsystems erfolgt die Nachrechnung aller Betriebspunkte einer vorgegebenen Auslegungsmission. In jede einzelne Nachrechnung eines Betriebspunktes fließen dabei die Eingabegrößen der Nachrechnung sowie analog zur Auslegungsrechnung externe und interne Iterationen. Der Algorithmus einer Nachrechnung ist dabei ebenfalls für das jeweilige Antriebssystem spezifisch und wird in Kap. 4.2 beschrieben.

Eine Nachrechnung der gesamten Auslegungsmission ist aus mehreren Gründen notwendig. Zum einen kann so das Betriebsverhalten des ausgelegten Antriebssystems innerhalb der Auslegungsmission bewertet werden. Es wird sichergestellt, dass alle Missionsanforderungen an den Antrieb erfüllt werden und der Antrieb während ausgewählten Missionspunkten optimal betrieben wird. Zum anderen ist die Nachrechnung der Auslegungsmission Grundlage für die anschließende Auslegung der Energiequellen und insbesondere der Batterie. Wie in Kap. 6 gezeigt wird, hat die in hybriden und elektrischen Antrieben vorhandene Batterie erheblichen Einfluss auf das Systemoptimum, denn sie stellt keine rein chemische Energiequelle dar, wie z.B. Kohlenwasserstoffe. Die chemisch gebundene Energie in Anode und Kathode sind untrennbar mit den weiteren notwendigen Komponenten zur Leistungserzeugung verbunden. Entsprechend weist die Batterie ein spezifisches Betriebsverhalten auf, das in der Vorauslegung des Antriebssystems nicht vernachlässigt werden kann. Zuletzt ist die Nachrechnung der gesamten Auslegungsmission auch Grundlage für die Dimensionierung weiterer Leistungspfade im Antriebssystem, wie später erläutert wird.

Nachdem im finalen Entwurfsschritt der Antriebssysteme auch die Auslegungsrechnung der Energiequelle(n) erfolgt ist, stehen als Ausgabe die Missionsleistungen und Auslegungsergebnisse zur Verfügung. Durch eine Variation der Eingabegrößen der Auslegung kann so der Einfluss auf die Antriebsauslegung und Missionsleistungen ermittelt werden, um ein Systemoptimum zu identifizieren. Durch die freie Vorgabe externer Iterationen, kann das Verfahren auf vielfältige Problemstellungen angewendet werden.

Im letzten Schritt werden die zum Betrieb notwendigen Kühlsysteme entworfen. Zu diesem Zeitpunkt ist die abzuführende Wärmeverlustleistung aller Antriebskomponenten über die gesamte Auslegungsmission bekannt. Entsprechend können die Randbedingungen für den Entwurf des Kühlsystems extrahiert werden. Dazu gehören neben den abzuführenden Wärmeströmen auch die zu diesem Zeitpunkt vorherrschenden Umgebungsbedingungen.

Liegen im Antriebssystem mehrere parallele Leistungspfade n_{LP} vor, kann sich die Auslegungsrechnung nicht mehr auf einen einzigen Auslegungspunkt für das gesamte Antriebssystem beschränken. Denn der Leistungsbedarf aus den verschiedenen Leistungspfaden hängt von der Betriebsstrategie in jedem Betriebspunkt der Auslegungsmission ab. Damit liegen die Auslegungspunkte der jeweiligen Pfade nicht unbedingt in demselben Betriebspunkt einer Auslegungsmission. Daher erfolgt in diesem Fall die Gesamtsystemauslegung, indem die Leistungspfade nacheinander ausgelegt werden. Dieses Vorgehen

ermöglicht es, den Einfluss der Betriebsstrategie auf die Antriebsauslegung einfach zu bewerten.

Der Leistungsbedarf für jeden Pfad wird dabei durch ein Leistungsverhältnis im Knotenpunkt der Pfade festgelegt. Einen solchen Knotenpunkt können Getriebe für mechanische Leistungen oder Leistungselektronik für elektrische Leistungen darstellen. Die Vorgabe des Leistungsverhältnisses erfolgt dabei durch die Eingabegrößen in der Auslegung und in jedem Punkt der Auslegungsmission. Damit wird auch die Betriebsstrategie des Antriebs innerhalb der Auslegungsmission durch die Leistungsverhältnisse fixiert.

Zunächst wird nur ein vorab definierter primärer Leistungspfad ausgelegt. Der Leistungsfluss aus jedem weiteren Pfad ist durch die vorgegebenen Leistungsverhältnisse an den Knotenpunkten bekannt. Anschließend wird die gesamte Auslegungsmission mit dem ausgelegten Teilantrieb berechnet. Hier erfolgt die grundlegende Annahme, dass die noch nicht ausgelegten Pfade die geforderte Leistung auch bereitstellen können.

In den Ergebnissen der Missionsrechnung sind nun alle Leistungsanforderungen an den nächsten Leistungspfad vorhanden. Die für diesen nächsten Leistungspfad dimensionierenden Randbedingungen, also der Auslegungspunkt, können extrahiert werden. Mit diesen Anforderungen wird der nächste Leistungspfad ausgelegt und die Auslegungsmission erneut berechnet. Das Vorgehen wird wiederholt, bis alle Leistungspfade und damit das gesamte Antriebssystem ausgelegt wurden. Analog zu einem Antriebssystem ohne parallele Leistungspfade erfolgt schließlich die Auslegung der Energiequellen, um die Entwurfsergebnisse zu erhalten, und abschließend die Auslegung der Kühlsysteme.

4.2. Aufbau und Berechnungsablauf der betrachteten Antriebssysteme

Im Folgenden wird der Aufbau und Berechnungsablauf der in dieser Arbeit betrachteten Antriebssysteme vorgestellt. In Auslegungs- und Nachrechnung wird die Berechnungsreihenfolge der Antriebskomponenten dabei individuell festgelegt. Aus dieser festgelegten Reihenfolge ergeben sich dann die notwendigen Eingabeparameter und notwendige interne Iterationen, welche bei inkompatiblen Schnittstellen zwischen den Komponentenrechenmodellen zum Einsatz kommen. Bei der Wahl der Rechenreihenfolge wird auf eine möglichst große Stabilität der Rechnung Wert gelegt, um die späteren Entwurfsstudien problemlos durchführen zu können.

Um den Berechnungsablauf der Antriebssysteme zu verdeutlichen, werden in den jeweiligen Abbildungen (vgl. Abb. 4.2) sowohl die Rechenreihenfolge der Antriebskomponenten, als auch die Übergabewerte an den Schnittstellen zwischen den Antriebskomponenten dargestellt. Welche Übergabewerte davon notwendige Eingaben für den internen Rechenablauf einer Komponente und welche Übergabewerte eine Ausgabe darstellen, wird durch die Komponentenmodelle festgelegt, die in Kap. 4.3 beschrieben werden. Diese Information wird in den Abbildungen 4.2 bis 4.6 durch den Informationsfluss dargestellt. Zeigt der Pfeil in Richtung einer Komponente, stellen diese Übergabewerte eine

Eingabe dar. Zeigt der Informationsfluss hingegen von der Komponente weg, sind die Übergabewerte eine Ausgabe des Komponentenmodells.

4.2.1. Hubkolbenmotorantrieb

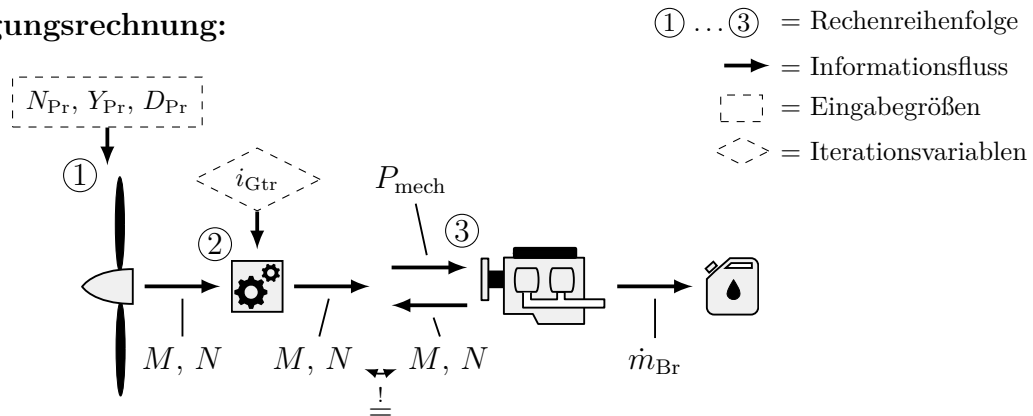
In Abb. 4.2 sind neben dem Aufbau des Hubkolbenmotorantriebs auch die Berechnungsabläufe von Auslegungs- und Nachrechnung dargestellt. Der Hubkolbenmotorantrieb besteht aus den Komponenten: Propeller, Getriebe, Kolbenmotor und Tank. Zur Berechnung werden die jeweiligen Rechenmodelle aus Kap. 4.3 verwendet.

In der Auslegungsrechnung fixiert der Propeller den Betriebspunkt des gesamten Antriebssystems. Alle weiteren Antriebskomponenten werden anschließend nacheinander mit der erforderlichen Propellerleistung dimensioniert. Der Propeller wird als Startpunkt für die Auslegungsrechnung festgelegt, da im Rechenmodell des Propellers bereits in der Auslegungsrechnung ein Kennfeld mit eingeschränktem Betriebsbereich verwendet wird (vgl. Kap. 4.3.1). Als wesentliche Eingabegrößen sind daher der Propellerdurchmesser D_{Pr} , Propellerdrehzahl N_{Pr} und die Kennfeld-Hilfskoordinate des Propellers Y_{Pr} zu nennen, welche die notwendige Drehzahl und das Drehmoment festlegen. Die Hilfskoordinate Y_{Pr} ist dabei zwischen 0 und 1 definiert und deckt exakt den Propellerbetriebsbereich ab (vgl. Anhang A). Auf diese Weise wird sichergestellt, dass während der Auslegung keine unrealistischen Leistungskoeffizienten des Propellers erreicht werden können. Anders herum werden die nachfolgenden Antriebskomponenten immer mit einer Leistung dimensioniert, die der Propeller auch tatsächlich aufnehmen kann.

Durch die nachfolgende Berechnung des Getriebes werden lediglich ein Wirkungsgrad aufgeprägt und Drehmoment und Drehzahl übersetzt. Zwischen den Rechenmodellen des Getriebes und des Hubkolbenmotors entsteht in der Auslegungsrechnung des Hubkolbenmotorantriebs ein Konflikt. Das Hubkolbenmotorrechenmodell benötigt für die Auslegung eine mechanische Leistungsanforderung, während die tatsächlich abgegebene Drehzahl und das Drehmoment Ausgabegrößen des Modells sind. Um nun Drehzahl und Drehmoment zwischen Getriebe und Hubkolbenmotor anzugleichen, ist eine interne Iteration notwendig. Dafür kommen verschiedene Iterationsvariablen in Frage. Es kann das Verhältnis von Hub zu Bohrungsdurchmesser des Kolbenmotors genutzt werden (vgl. Kap. 4.3.3). Besonders für Flugkolbenmotoren bewegt sich dieses Verhältnis jedoch nur in einem relativ kleinen Wertebereich. Somit könnten sich schnell unrealistische Brennraumgeometrien für den Kolbenmotor ergeben. Hier wird stattdessen das Übersetzungsverhältnis des Getriebes als Iterationsvariable gewählt, um Drehmoment und Drehzahl zwischen Hubkolbenmotor und Getriebe anzugleichen.

Während der Nachrechnung muss sichergestellt werden, dass die Betriebslimits der Komponenten nicht überschritten werden. Es ist daher sinnvoll, die Antriebskomponente mit dem kleinsten Betriebsraum als Startpunkt der Rechnung zu wählen. Im Fall des Hubkolbenmotorantriebs beginnt die Nachrechnung mit dem Hubkolbenmotor. Wie später gezeigt wird, schränkt dieser den Betriebsraum des Propellers ein und nicht anders herum. Entsprechend wird der Betriebspunkt des gesamten Antriebs durch den Kolbenmotor fixiert und die Kennfeldkoordinaten des Hubkolbenmotors sind die wesentlichen

Auslegungsrechnung:



Nachrechnung:

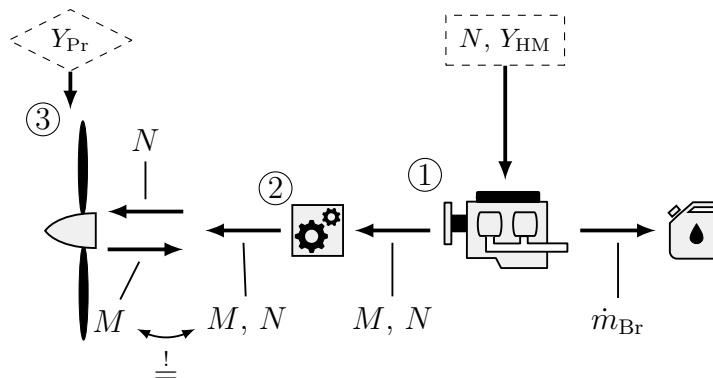


Abbildung 4.2.: Auslegungs- und Nachrechenverfahren des Referenzantriebs.

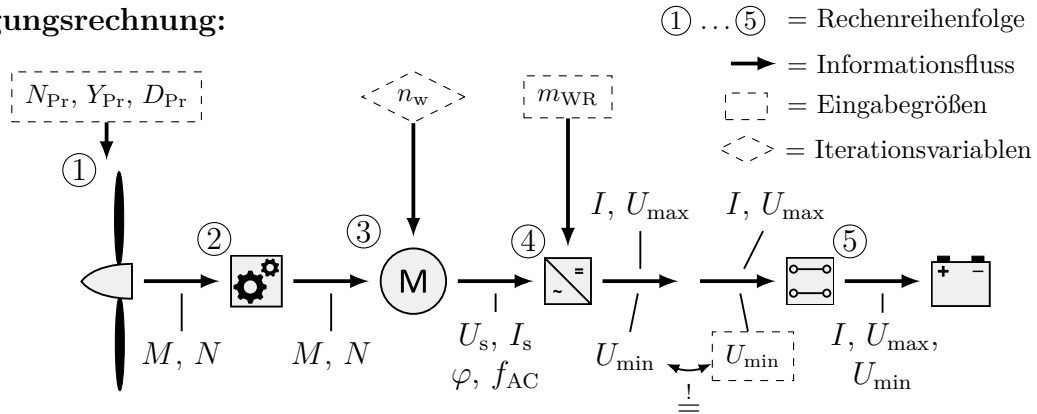
Eingabegrößen für die Nachrechnung. Das erzeugte Drehmoment, die Drehzahl sowie der benötigte Brennstoffmassenstrom sind Ausgabegrößen des Motors. In der Nachrechnung sind somit die Propellerdrehzahl und das Drehmoment durch den Kolbenmotor und das Getriebe festgelegt. Das Drehmoment ist jedoch eine Ausgabegröße des Propellerrechenmodells. Daher wird die Kennfeld-Hilfskoordinate Y_{Pr} des Propellers iteriert, um das Drehmoment zwischen Getriebe und Propeller anzugleichen.

4.2.2. Elektrischer Antrieb

In Abb. 4.3 sind der Aufbau des elektrischen Antriebs und die Berechnungsabläufe von Auslegungs- und Nachrechnung sowie die jeweiligen Informationsflüsse dargestellt. Der elektrische Antrieb besteht aus den Komponenten: Propeller, optionales Getriebe, Elektromotor, Wechselrichter, Gleichstromkabel und Batterie.

Analog zum Hubkolbenmotorantrieb (vgl. Kap. 4.2.1) wird der Propeller als Startpunkt der Auslegungsrechnung festgelegt. Diese Wahl geschieht aufgrund der gleichen Argumentation wie beim Hubkolbenmotorantrieb. Anschließend erfolgt die Dimensionierung der nachfolgenden Antriebskomponenten mit der erforderlichen Propellerleistung. Die

Auslegungsrechnung:



Nachrechnung:

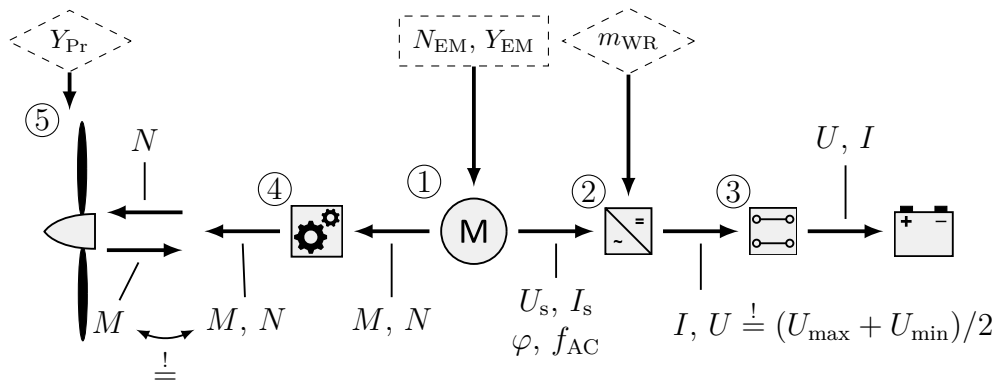


Abbildung 4.3.: Auslegungs- und Nachrechenverfahren des elektrischen Antriebs.

einzigste Ausnahme bildet die Batterieauslegung die, wie in Kap. 4.1 beschrieben, nicht während der Auslegungsrechnung des Antriebs, sondern erst nachgeschaltet stattfindet.

Eine relevante Auslegungsgröße des elektrischen Antriebs ist die Zwischenkreisspannung. Im Fall des dargestellten Antriebes ohne Gleichspannungswandler ergibt sich aufgrund der Batterie eine variable Zwischenkreisspannung in Abhängigkeit ihres Ladezustands. Innerhalb der Auslegungsrechnung werden daher eine minimale und eine maximale Zwischenkreisspannung festgelegt, die zur Auslegung des Wechselrichters und der Gleichspannungskabel benötigt werden. Zudem fließen diese Spannungslimits in die Auslegung der Batterie ein, denn die Batteriespannung muss sich über den gesamten Entladezyklus innerhalb dieser Spannungslimits bewegen, um einen sicheren Betrieb zu gewährleisten.

Wie später in den Kapiteln zur Modellierung der Komponenten gezeigt wird (vgl. Kap. 4.3), ergibt sich die Zwischenkreisspannung aus der Windungszahl des Elektromotors und dem Modulationsgrad des Wechselrichters. Im linearen Aussteuerbereich kann der Modulationsgrad nur Werte zwischen null und eins annehmen. Um den Auslegungspunkt des Elektromotors mit der kleinstmöglichen Zwischenkreisspannung zu erreichen, ist ein Modulationsgrad von eins erforderlich. Damit wird die mindestens notwendige Zwischenkreisspannung durch die Strangspannung des Motors bzw. durch die Windungszahl bestimmt. Diese für einen uneingeschränkten Betrieb des Motors notwendige Mindestzwischenkreisspannung stellt aus Sicht des Systementwurfs eine sinnvollere

Eingabegröße dar, als die Windungszahl des Elektromotors. Entsprechend wird die Windungszahl iteriert, um eine vorgegebene Mindestzwischenkreisspannung zu erreichen. Die maximale erlaubte Zwischenkreisspannung – notwendig für die Dimensionierung des Wechselrichters – ergibt sich durch die Vorgabe eines Modulationsgrades im Auslegungspunkt.

Die Nachrechnung des elektrischen Antriebs beginnt mit dem Elektromotor. Dieser Startpunkt der Berechnung wird aus zwei Gründen so gewählt. Zum einen wird in der Regel der Propellerbetriebsraum durch den Elektromotor eingeschränkt. Durch die Vorgabe des Betriebspunkts im Elektromotor wird somit nicht sinnvollen Betriebszuständen vorgebeugt. Zum anderen sind für das Wechselrichtermodell auch in der Nachrechnung die wechselstromseitigen Größen zur Berechnung der Verluste erforderlich. Durch die Wahl des Elektromotors als Startpunkt der Rechnung werden also die erforderlichen internen Iterationen minimiert. Analog zum Hubkolbenmotorantrieb ist jedoch eine interne Iteration notwendig, um das Drehmoment zwischen Propeller und Getriebe anzugleichen. Weiterhin wird der Modulationsgrad des Wechselrichters m_{WR} so iteriert, dass die Auslegungsspannung am Wechselrichtereingang erreicht wird. Da die Batteriespannung eine zeitabhängige Größe ist, welche ohne eine Auslegung der Batterie unbekannt ist, wird hier vereinfachend eine konstante Zwischenkreisspannung angenommen. Diese wird aus dem Mittelwert der minimalen und maximalen Zwischenkreisspannung gebildet, womit die spannungsabhängigen Verluste in Wechselrichter und Gleichspannungskabeln über den Entladezyklus der Batterie in erster Näherung korrekt abgebildet werden.

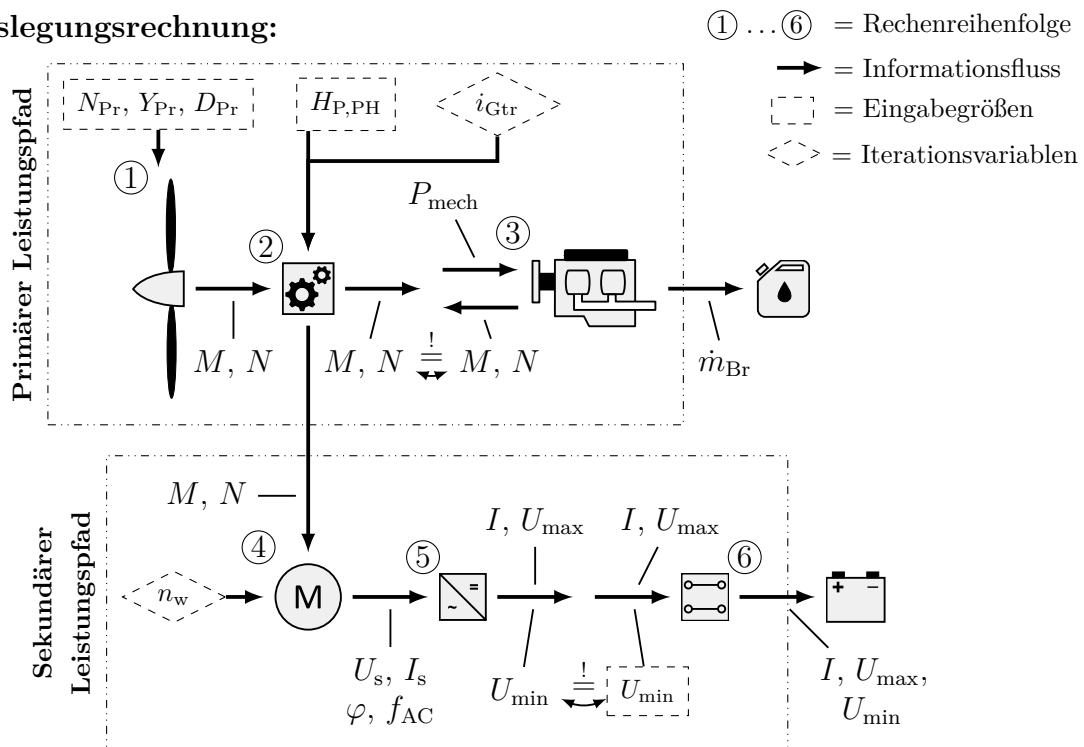
4.2.3. Paralleler Hybridantrieb

In Abb. 4.4 sind der Aufbau des parallelen Antriebs und die Berechnungsabläufe von Auslegungs- und Nachrechnung dargestellt. Es liegen sowohl eine elektrische als auch eine kohlenwasserstoffbasierte Energiequelle vor. Damit ergeben sich im Antrieb zwei unterschiedliche Leistungspfade. Diese beiden Leistungspfade werden über ein Getriebe mechanisch verbunden und die Gesamtleistung dem Propeller zugeführt. Die mechanische Kopplung kann dabei durch Drehzahl- (durch ein Planetengetriebe) oder Drehmomente-naddition (durch ein Stirnradgetriebe) erfolgen. Hier wird der auf Kohlenwasserstoffen basierte Leistungspfad als primärer Leistungspfad definiert, welcher in der Auslegungsrechnung zuerst dimensioniert wird (vgl. Abb. 4.1). Er beinhaltet Propeller, Getriebe, Hubkolbenmotor und Tank. Dahingegen besteht der nachfolgend dimensionierte sekundäre Leistungspfad aus Elektromotor, Wechselrichter, Gleichstromkabel und Batterie.

Die Auslegungsrechnung des primären Leistungspfads erfolgt analog zum Hubkolbenmotorantrieb aus Kap. 4.2.1. Als zusätzliche Eingangsgröße für die Auslegung wird der *Hybridisierungsgrad* $H_{P,PH}$ benötigt. Dieser legt die Aufteilung der Leistung zwischen primärem und sekundärem Leistungspfad an deren Verbindungspunkt fest und wird für den parallelen Hybridantrieb mit

$$H_{P,PH} = \frac{P_{EM}}{P_{HM} + P_{EM}} \quad (4.1)$$

Auslegungsrechnung:



Nachrechnung:

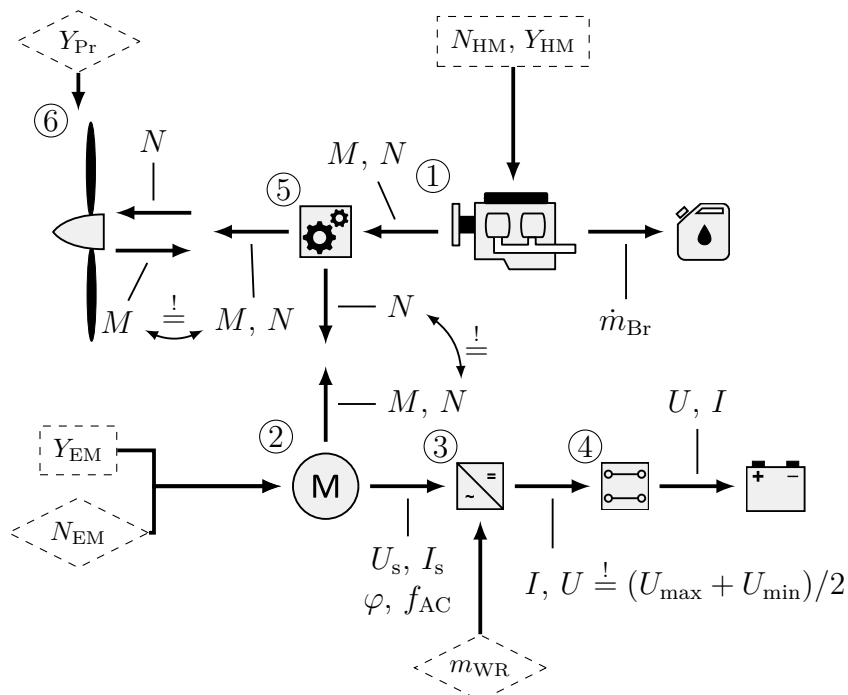


Abbildung 4.4.: Auslegungs- und Nachrechenverfahren des parallelen Hybridantriebs.

definiert, wobei P_{EM} die mechanische Ausgangsleistung des Elektromotors ist und P_{HM} die des Hubkolbenmotors. Entsprechend wird die gesamte mechanische Leistung durch den Elektromotor erzeugt, wenn der Hybridisierungsgrad den Wert eins annimmt. Anders herum liefert der Hubkolbenmotor die gesamte mechanische Leistung bei einem Hybridisierungsgrad von null. Werte für den Hybridisierungsgrad werden sowohl für die Auslegungsrechnung als auch für jeden Punkt der Auslegungsmission definiert (vgl. Abb. 4.1). Damit ist bereits in der Auslegung die grundlegende Betriebsstrategie des Antriebs festgelegt. Die Dimensionierung des sekundären Leistungspfad erfolgt dann auf Grundlage der maximal erforderlichen Leistung während der Auslegungsmission und analog zum elektrischen Antrieb.

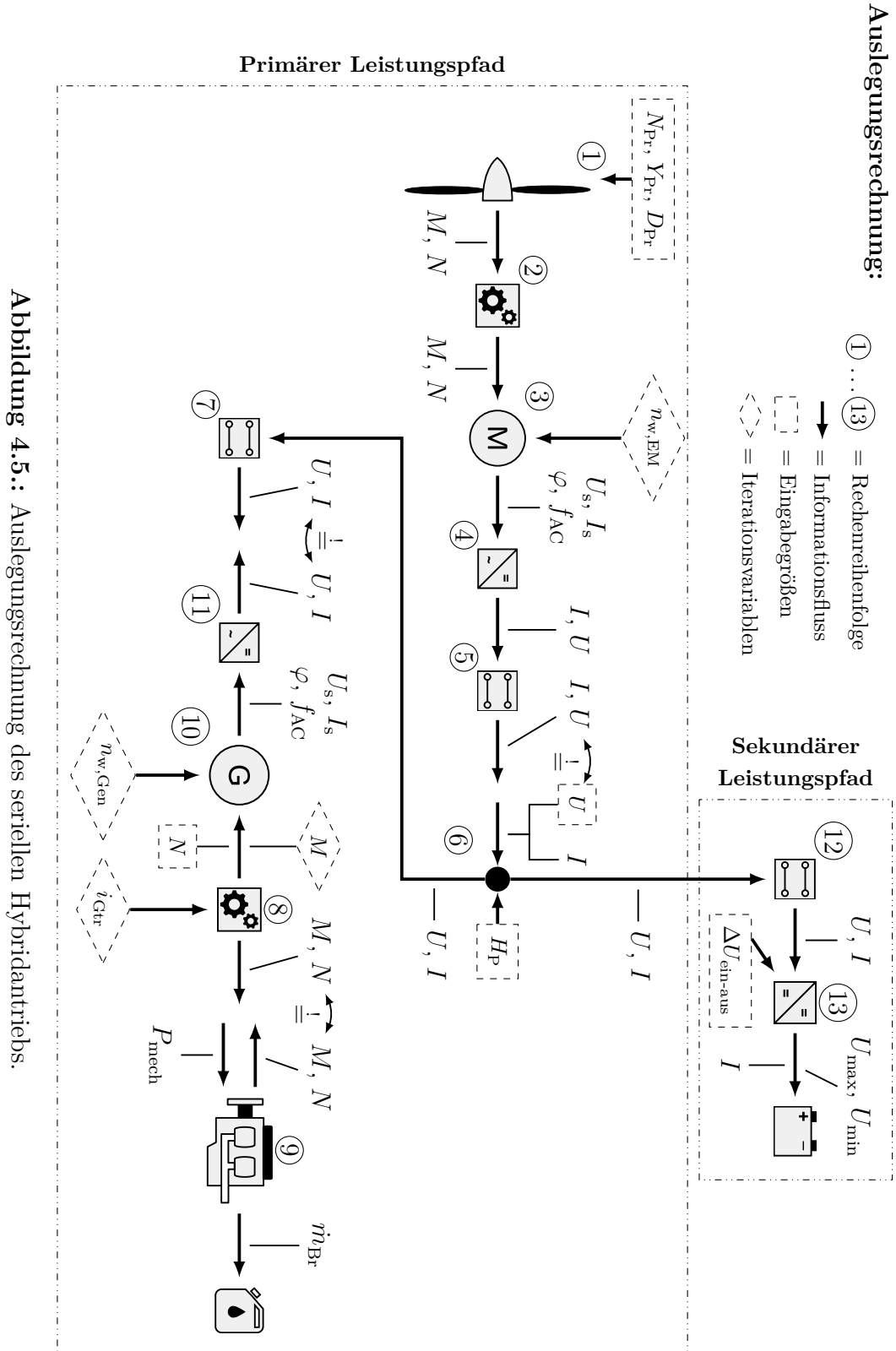
In der Nachrechnung des parallelen Hybridantriebs werden die Nachrechnung des elektrischen Antriebs und des Hubkolbenmotorantriebs kombiniert. Dabei wird der Hubkolbenmotor als Startpunkt für die Rechnung festgelegt. Dieser weist im Vergleich zu Propeller und Elektromotor den kleinsten Betriebsraum bzgl. der Drehzahl auf. Als wesentliche Eingangsgrößen in die Nachrechnung sind daher die Kennfeldkoordinaten des erwünschten Hubkolbenmotorbetriebspunktes zu nennen.

Anschließend wird der Elektromotorbetriebspunkt festgelegt, um die gesamte an den Propeller übertragene Leistung zu ermitteln. Die Wahl des Elektromotorbetriebspunktes ist dabei durch die mechanische Kopplung zum Kolbenmotor eingeschränkt. Bei der Annahme einer Drehmomentenaddition und fixem Übersetzungsverhältnis im Getriebe, wird durch den Kolbenmotor bereits die Drehzahl an allen Ein- und Ausgängen des Getriebes festgelegt. Die Drehzahl des Elektromotors wird entsprechend iteriert, um der Drehzahlanforderung gerecht zu werden. Das vom Elektromotor abgegebene Moment, definiert über die Kennfeld-Hilfskoordinate Y_{EM} , kann innerhalb des Elektromotorbetriebsraums weiterhin frei gewählt werden. Mit den Betriebspunkten von Kolbenmotor und Elektromotor ist damit der Betriebspunkt des Gesamtsystems festgelegt. Als letzte interne Iteration wird analog zum elektrischen Antrieb der Modulationsgrad des Wechselrichters iteriert, um eine konstante Zwischenkreisspannung zu erhalten.

4.2.4. Serieller Hybridantrieb

Der Aufbau des betrachteten seriellen Hybridantriebs und dessen Auslegungs- und Nachrechenalgorithmus sind jeweils in Abb. 4.5 und Abb. 4.6 skizziert. Analog zum parallelen Hybridantrieb sind zwei Leistungsquellen und dementsprechend mindestens zwei Leistungspfade vorhanden. Weitere Leistungspfade wären beispielsweise durch zusätzliche Propulsoren mit unterschiedlichen Schubanforderungen denkbar. Die folgenden Ausführungen beschränken sich jedoch auf die Betrachtung eines einzelnen Propulsors.

Als primärer Leistungspfad wird erneut die Umwandlung des kohlenwasserstoffbasierten Energieträgers zu Vortriebsleistung definiert. Die gesamte vorhandene Energie wird dabei zunächst in elektrische Energie gewandelt. Dies geschieht im primären Leistungspfad durch die Antriebskomponenten Hubkolbenmotor, Getriebe, Generator und Gleichrichter. Die erzeugte elektrische Leistung wird mit konstanter Spannung in ein elektrisches Verteilsystem gespeist. Dieses Verteilsystem wird hier vereinfachend durch einen Kno-



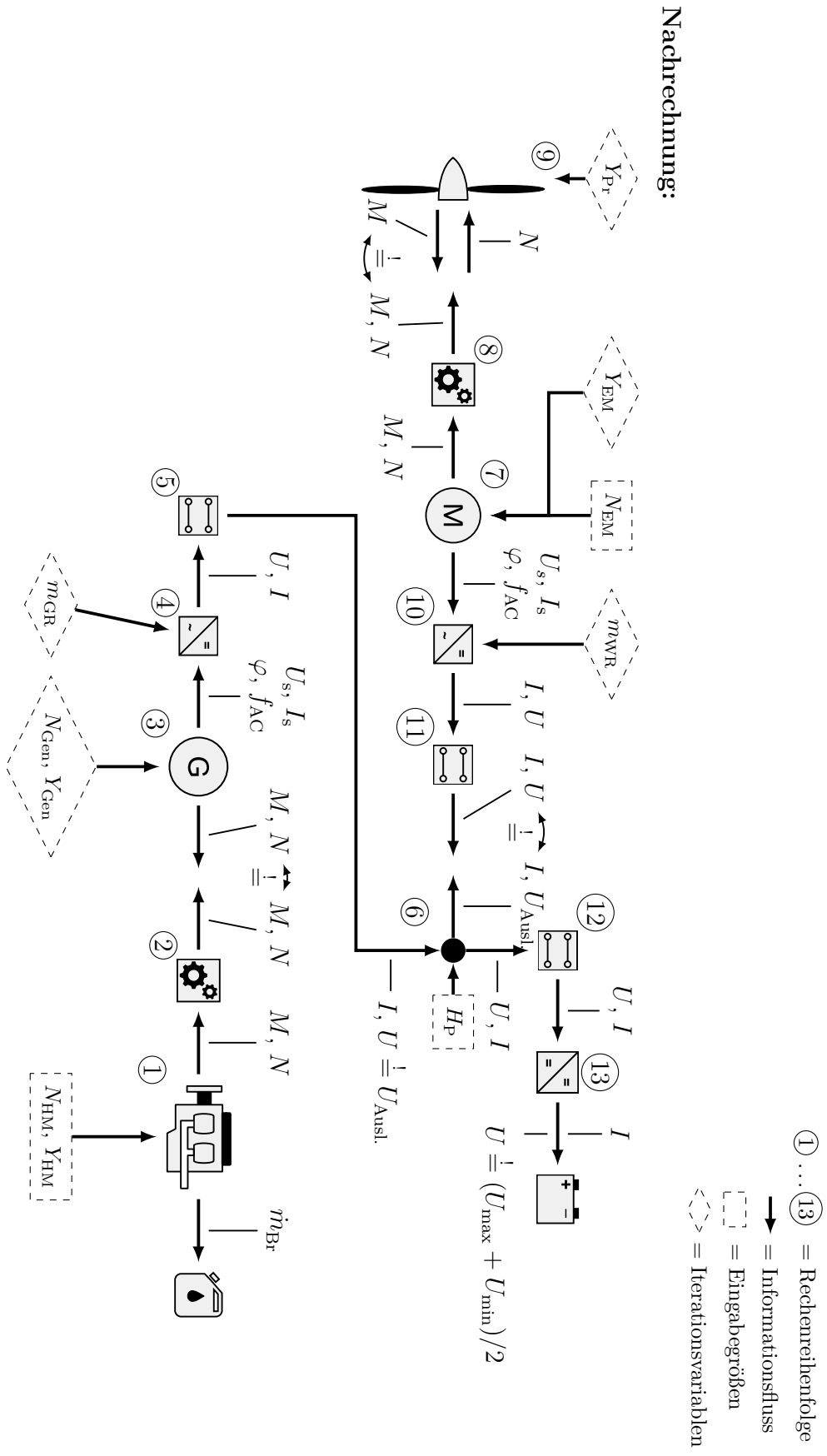


Abbildung 4.6.: Nachrechenverfahren des seriellen Hybridantriebs.

tenpunkt dargestellt, alle Komponenten des Verteilsystems werden als verlust- und massiefrei angenommen. Im sekundären Leistungspfad wird die elektrische Energie durch eine Batterie bereitgestellt. Da die Batteriespannung von dem aktuellen Ladezustand und Leistungsbedarf der Batterie abhängt, ist ein Gleichspannungswandler notwendig, um eine konstante Gleichspannung im Verteilsystem zu erreichen. Die Anbindung an das Verteilsystem erfolgt jeweils kabelgebunden, um eine freie Platzierung der einzelnen Antriebskomponenten im Flugzeug zu ermöglichen. Über das Verteilsystem wird die Gesamtleistung schließlich über die Komponenten Gleichstromkabel, Wechselrichter, Elektromotor und schließlich Getriebe an die Propulsoren geleitet.

Analog zu den weiteren betrachteten Antrieben beginnt die Auslegungsrechnung des seriellen Hybridantriebs mit dem Propeller (vgl. Abb. 4.5). Die wesentlichen Propellereingaben Drehzahl N_{Pr} , Durchmesser D_{Pr} und Kennfeld-Hilfskoordinate Y_{Pr} legen die benötigte mechanische Leistung fest. Alle folgenden Antriebskomponenten bis zum Verteilsystem werden mit dieser Leistungsanforderung dimensioniert. Da die am Verteilsystem anliegende Gleichspannung eine Eingabegröße darstellt, wird erneut die Windungszahl des Elektromotors entsprechend iteriert um diese Gleichspannungsvorgabe zu erreichen. Im Gegensatz zum elektrischen und parallelen Hybridantrieb bleibt die Gleichspannung im Verteilsystem konstant.

Um die Leistungsaufteilung zwischen primärem und sekundärem Leistungspfad zu definieren, wird übereinstimmend zum parallelen Hybridantriebssystem ein Hybridisierungsgrad definiert. Dieser legt erneut die Aufteilung der Leistung zwischen primärem und sekundärem Leistungspfad an deren Verbindungspunkt fest und wird für den seriellen Hybridantrieb mit

$$H_{P,SH} = \frac{P_{GS}}{P_{GR} + P_{GS}} \quad (4.2)$$

definiert, wobei P_{GS} die Ausgangsleistung des Gleichspannungswandlers ist und P_{GR} die des Gleichrichters. Entsprechend wird die gesamte in das Antriebssystem eingespeiste Leistung durch den kohlenwasserstoffbasierten Leistungspfad erzeugt, wenn der Hybridisierungsgrad den Wert null annimmt. Das Gegenteil ist der Fall für den Wert von eins. Mit der nun bekannten Leistungsaufteilung können die Komponenten des primären und sekundären Leistungspfades entsprechend dimensioniert werden.

Dabei sind im kohlenwasserstoffbasierten Leistungspfad einige interne Iterationen notwendig. Zunächst erfolgt die Auslegung des Gleichstromkabels (⑦), um den erforderlichen Strom und die Spannung am Gleichrichteraustritt zu ermitteln. Beginnend mit dem Getriebe werden anschließend die weiteren Komponenten des Leistungspfades bis hin zum Hubkolbenmotor dimensioniert. Um die vorgegebene Spannung und den Strom am Gleichrichteraustritt zu erreichen, werden jeweils die Windungszahl des Generators sowie das Eingangsdrehmoment des Generators iteriert. Die Eingangsdrehzahl zum Generator ist hingegen ein frei wählbarer Auslegungsparameter. Die Auslegung des Hubkolbenmotors erfolgt dabei analog zum Hubkolbenmotorantrieb (vgl. Kap. 4.2.1). Um die vorgegebene Generator-drehzahl und die bestimmte Hubkolbenmotordrehzahl anzugleichen, wird das Übersetzungsverhältnis des Getriebes intern angepasst.

Analog zum parallelen Hybridantrieb erfolgt die Dimensionierung des sekundären Leistungspfades erst, nachdem die Auslegungsmission mit dem fertig dimensionierten pri-

mären Leistungspfad nachgerechnet wurde. Die maximale erforderliche Leistung aus dem sekundären Leistungspfad über die gesamte Auslegungsmission wird zur Dimensionierung genutzt. Hierfür sind keine internen Iterationen notwendig. Die minimale und maximale Batteriespannung wird durch den maximalen Spannungsunterschied über den Gleichspannungswandler festgelegt.

Der Rechenablauf für die Nachrechnung des seriellen Hybridantriebs ist in Abb. 4.6 dargestellt. Die wesentlichen Eingabeparameter, die den Betriebspunkt des Gesamtsystems fixieren, sind die Kennfeldkoordinaten des Hubkolbenmotors, der Hybridisierungsgrad und die Drehzahl des Elektromotors. Begonnen wird die Nachrechnung mit dem Kolbenmotor. Die vorgegebene Generator-drehzahl und das Drehmoment definieren den Generatorbetriebspunkt, der iterativ durch die Kennfeldkoordinaten des Generators eingestellt wird. Um die Auslegungsspannung des Verteilsystems zu erreichen, wird der Modulierungsgrad des Gleichrichters iterativ bestimmt. Mit dem vorgegebenen Hybridisierungsgrad ist die gesamte an den Propulsor abgegebene Leistung bekannt. Die Bestimmung der Betriebspunkte aller Komponenten zwischen Verteilsystem und Propulsor beginnt mit dem Elektromotor. Damit wird der gleichen Argumentation aus den vorangegangenen Kapiteln gefolgt, der Propellerbetriebsbereich wird durch den Elektromotor eingeschränkt und nicht anders herum. Die Drehzahl des Elektromotors ist frei wählbar, dahingegen wird die Kennfeld-Hilfskoordinate Y_{EM} iteriert, um die am Verteilsystem abgegebene Leistung aufzunehmen. Weiterhin wird analog zum Gleichrichter der Modulationsgrad des Wechselrichters so bestimmt, dass die Ausgangsspannung des Verteilsystems erreicht wird. Als letztes ist, bedingt durch das verwendete Propellermodell, wieder eine Iteration der Propellerkennfeldkoordinate Y_{Pr} notwendig, um die vom Elektromotor abgegebene Leistung aufzunehmen.

4.3. Modellbildung der Antriebskomponenten

Im Folgenden werden für die jeweiligen Antriebskomponenten bestehende Modelle aus der Literatur zusammengefasst und ein grundlegendes Vorgehen für die Modellierung ausgewählt. Das jeweilige Modell bzw. Rechenverfahren wird angepasst, um eine Verwendung im übergeordneten Algorithmus für das Gesamtsystem zu ermöglichen. Teilweise umfassen die ausgewählten Modelle aus der Literatur nicht alle für die Luftfahrt relevanten Effekte und Betriebslimitierungen. Innerhalb dieser Arbeit werden entsprechende Erweiterungen durchgeführt. Diese Erweiterungen sind in den jeweiligen Unterkapiteln explizit benannt.

Die Modellierung der einzelnen Komponenten erfolgt nach einem grundlegenden Muster, das zunächst vorgestellt wird. Um ein Modell später im Antriebsverbund zu nutzen, werden zunächst Schnittstellen zwischen den einzelnen Komponenten festgelegt. Diese Schnittstellen sind in Abb. 4.7 beispielhaft für einen Elektromotor dargestellt. Die Modellgrößen werden in zwei unterschiedliche Gruppen eingeteilt.

Die *Übergabewerte* beinhalten alle Größen, die zwischen den Antriebskomponenten ausgetauscht werden. Dabei bleibt zunächst offen, ob es sich um Ein- oder Ausgangsgrößen für das Modell handelt. Im Beispiel des Elektromotors ist für eine Auslegungsrechnung die

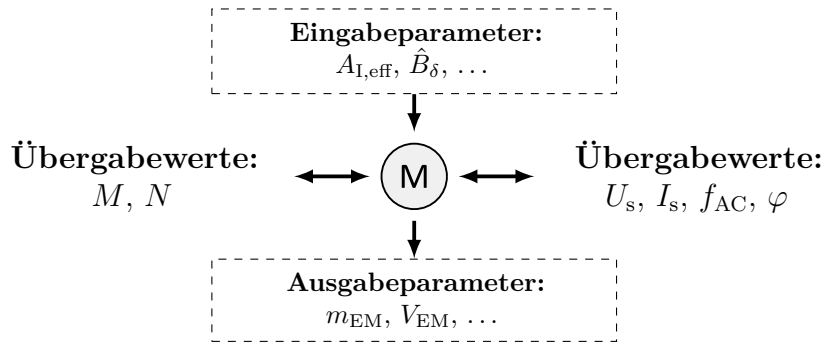


Abbildung 4.7.: Exemplarische Darstellung der Modulschnittstellen anhand des Elektromotormodells.

Vorgabe von Drehmoment und Drehzahl notwendig, während Strangspannung, -strom, Frequenz und Phasenlage Ausgaben des Modells darstellen.

Neben den Übergabewerten wird eine zweite Gruppe an Ein- und Ausgaben definiert, die nicht an andere Komponenten weitergegeben werden. Größen dieser Gruppe werden hier als *Parameter* bezeichnet. Als Eingabeparameter für die Auslegung eines Elektromotors sind der effektive Strombelag und die magnetische Flussdichte im Luftspalt dargestellt. Von anderen Komponenten nicht benötigte Ausgabeparameter sind zum Beispiel die Masse und das Volumen des Motors.

Weiterhin wird jedes Modell analog zum Entwurfsalgorithmus grundlegend in eine Auslegungs- und Nachrechnung aufgeteilt. In Auslegungs- und Nachrechnung sind dabei jeweils unterschiedliche Eingabe- und Ausgabeparameter notwendig, während die Übergabewerte stets gleich bleiben. Um die sinnvolle Anwendbarkeit der Modelle im vorgestellten Entwurfsverfahren sicherzustellen, werden zudem weitere Anforderungen an die genutzten Komponentenmodelle gestellt:

- **Modellierungstiefe:** Für die Modellierungstiefe der Komponenten muss zwischen der benötigten Rechenzeit, Genauigkeit und Aussagekraft der Ergebnisse abgewogen werden. Die Komponentenmodelle sollten möglichst genaue Ergebnisse liefern und keine für den Vorentwurf relevanten Aspekte vernachlässigen. Vor dem Hintergrund zahlreicher Parametervariationen im Entwurfsverfahren ist jedoch auch die Rechenzeit möglichst zu minimieren. Weiterhin ist eine beherrschbare Anzahl an Eingabeparametern vorteilhaft für die Anwendbarkeit des Entwurfsverfahrens.
- **Skalierbarkeit:** In der Auslegungsrechnung ist die Skalierbarkeit der Modelle von großer Bedeutung. Durch die Parametervariationen im Vorentwurf werden die Modelle über einen weiten Bereich skaliert. Um eine hohe Ergebnisqualität zu erhalten, sollten möglichst physikalisch basierte Modelle mit uneingeschränktem Gültigkeitsbereich verwendet werden. Zudem müssen als Eingabeparameter möglichst skalierungsunabhängige Größen gewählt werden.
- **Abgebildetes Betriebsverhalten:** In der Nachrechnung müssen die Modelle das Betriebsverhalten realistisch abbilden. Alle relevanten Interaktionen zwischen den einzelnen Antriebskomponenten müssen darstellbar sein. Die gültigen Betriebsgren-

zen der modellierten Komponente müssen bekannt sein, um Betriebsgrenzen des Gesamtantriebs ausweisen zu können.

4.3.1. Propeller

Um eine Auslegung und Nachrechnung von Propellern zu ermöglichen, müssen die geometrischen Merkmale und die Betriebsbedingungen mit dem resultierenden Strömungsfeld verknüpft werden. Neben CFD Simulationen für detaillierte Betrachtungen, wird im Vorentwurf eine Kombination aus Blattelementtheorie und Wirbeltheorie eingesetzt. Diese existiert in verschiedenen Variationen, zum Beispiel von Larrabee [82] sowie Adkins und Liebeck [83]. Für einen detaillierten Propeller-Entwurf erscheint diese Methode angemessen. Vor dem Hintergrund des in dieser Arbeit betrachteten Vorentwurfs auf Gesamtsystemebene ist das Verfahren jedoch zu komplex. Es ist eine Vielzahl an Parametereingaben notwendig. Zudem ist eine signifikante Rechenzeit für größere Parameterstudien und Optimierungen notwendig [84].

In dieser Arbeit wird deshalb eine vereinfachte Methode basierend auf [85] genutzt. Diese wurde spezifisch für die Vorauslegung von Propellern entwickelt und vereint eine einfache Handhabung, kurze Rechenzeiten und eine breite Anwendbarkeit. Das Anwendungsgebiet erstreckt sich dabei von kleinen Propellern für Hubkolbenmotoren bis hin zu großen Propellern für Wellenleistungstriebwerke. In dem Verfahren selbst kommt eine Sammlung von Propellerkennfeldern zum Einsatz, wobei jedes der Kennfelder das Betriebsverhalten für eine spezifische Propellergeometrie abbildet. Durch eine Interpolation zwischen den Kennfeldern können die wichtigsten geometrischen Merkmale des Propellers variiert werden. Das vollständige Betriebsverhalten ist damit jederzeit approximierbar.

Wie mit (2.17) gezeigt, ist das Betriebsverhalten (bzw. das Kennfeld) eines Propellers von der Propellergeometrie, also Blattanzahl, Profilform und Blattbreite, sowie den Betriebsvariablen, also Fortschrittsgrad und Profileinstellwinkel, abhängig. Die Betriebsvariablen spannen dabei das Kennfeld auf, während die Propellergeometrie großen Einfluss auf die Kennfeldform nimmt. Um die Propellergeometrie zu charakterisieren, werden in [85] die Blattanzahl n_{Bl} , der Wirkfaktor k_{AF} und der integrierte Auftriebsbeiwert im Auslegungspunkt $c_{a,i}$ genutzt. Der Wirkfaktor wird dabei mit

$$k_{\text{AF}} = \frac{10^5}{16} \int_{\bar{r}_0}^1 \bar{b}_{\text{Bl}} \bar{r}^3 d\bar{r} \quad (4.3)$$

definiert. Der Wirkfaktor beschreibt die Fähigkeit eines Propellerblatts, Leistung in Abhängigkeit der Blattoberfläche und der Luftgeschwindigkeit aufzunehmen, bzw. an den Luftstrom abzugeben. Eine Herleitung ist in [86] zu finden. Der Faktor $1 \cdot 10^5$ wird lediglich genutzt, um dem Wirkfaktor eine besser handhabbare Größenordnung zu geben. Durch den Wirkfaktor wird somit die über den Radius gemittelte Blattbreitenverteilung festgelegt. Der integrierte Auftriebsbeiwert im Auslegungspunkt wird durch

$$c_{a,i} = 4 \int_{\bar{r}_0}^1 c_a \bar{r}^3 d\bar{r} \quad (4.4)$$

definiert. Er beschreibt den mittleren Auftriebsbeiwert der Blattelemente, jeweils gewichtet mit dem kubischen relativen Radius. Der integrierte Auftriebsbeiwert beschreibt die

Fähigkeit eines Propellerblatts, bei gegebener Blattbreite Schub zu erzeugen. Mit dem integrierten Auftriebsbeiwert wird die gemittelte Profilgeometrie festgelegt, dazu gehören der Profiltyp, die Dickenverteilung und die Wölbung. Weitere geometrische Merkmale wie z.B. die von Borst [87] genannte Blattwinkelverteilung über dem Radius sind von untergeordneter Wichtigkeit und bleiben unverändert.

Das Vorgehen aus [85] wird unverändert genutzt und in dieser Arbeit lediglich um eine Berechnung der Blattspitzenmachzahl aus der Impulsbilanz sowie eine Massenbestimmung erweitert.

Auslegungsrechnung: Für die Propellermodellierung wurden die Kennfelder aus [85] digitalisiert. Damit sind Kennfelder mit Wirkfaktoren zwischen 80 und 220 sowie integrierten Auftriebsbeiwerten zwischen 0,15 und 0,7 verfügbar. Um numerisch stabile Kennfeldinterpolationen durchzuführen, wird eine Hilfskoordinate Y_{Pr} eingeführt, welche ausführlich in Anhang A erläutert wird.

Zunächst wird der Auslegungspunkt in der Kennfeldsammlung bestimmt. Dazu sind als Eingabeparameter die Blattanzahl, der Wirkfaktor, der integrierte Auftriebsbeiwert, die Fluggeschwindigkeit und die Hilfskoordinate notwendig. Zusätzlich wird die Drehzahl als Eingabegröße definiert. Mit diesen Angaben kann zunächst der Fortschrittsgrad mit

$$J = \frac{c_0}{ND} \quad (4.5)$$

bestimmt werden. Damit sind alle notwendigen Größen vorhanden, um einen Betriebspunkt aus der Kennfeldsammlung auszulesen. Die Interpolation zwischen den jeweiligen Kennfeldern gemäß vorgegebenem Wirkfaktor und integriertem Auftriebsbeiwert erfolgt nach [85] linear, während innerhalb eines Kennfelds eine quadratische Interpolation gemäß des Fortschrittsgrades und der Hilfskoordinate durchgeführt wird.

Der Leistungskoeffizient und der Wirkungsgrad des Propellers sind somit aus der Kennfeldsammlung bekannt. Mit dem gegebenen Durchmesser und der Propellerdrehzahl werden die erforderliche Propellerleistung und das Drehmoment durch

$$P_{Pr} = C_P \rho_0 N^3 D^5 \quad (4.6)$$

$$M_{Pr} = \frac{P_{Pr}}{2\pi N} \quad (4.7)$$

ermittelt. Damit ist das Drehmoment eine Ausgabe der Propellerrechnung. Durch den bekannten Wirkungsgrad kann der resultierende Propellerschub mit

$$F_{Pr} = \frac{P_{Pr}}{c_0} \eta_{Pr} \quad (4.8)$$

berechnet werden. Eine weitere wichtige Größe ist die relative Blattspitzenmachzahl des Propellers. Diese darf während des Betriebs aus zwei Gründen nicht zu hoch sein. Zum einen führen hohe Blattspitzenmachzahlen (ab etwa 0,72) zu hohen Lärmemissionen [88]. Zum anderen können durch die saugseitige Geschwindigkeitsüberhöhung lokale Überschallgebiete und Verdichtungsstöße entstehen, die zu einem Anstieg der Verluste führen. In den verwendeten Kennfeldern sind diese Verluste nicht berücksichtigt, dazu müssten

zusätzliche Korrekturen eingeführt werden. Diese sind jedoch für die in Kap. 6 betrachteten Anwendungsfälle mit kleinen Blattspitzenmachzahlen nicht notwendig und werden deshalb hier vernachlässigt. Die relative Blattspitzenmachzahl in der Propellerebene wird mit

$$Ma_{w1} = \frac{\sqrt{(\pi ND)^2 + c_1^2}}{\sqrt{\kappa RT_0}} \quad (4.9)$$

berechnet. Die Anströmgeschwindigkeit in der Propellerebene c_1 wird mit (2.5) bestimmt, wobei sich die Geschwindigkeit c_2 weit nach dem Propeller aus einer Umformung der Schubgleichung (2.1) ergibt. Für sie gilt

$$c_2 = c_0 \sqrt{\frac{F_{Pr}}{\frac{\pi}{4} D^2 \rho_0 c_0^2} + 1}. \quad (4.10)$$

Im letzten Schritt der Auslegungsrechnung des Propellers folgt die Bestimmung der Propellermasse. Dazu wird die empirische Korrelation nach [89] verwendet. Die Korrelation wurde mit Daten bestehender Propellerflugzeuge ermittelt, die den Bereich von Kleinflugzeugen bis hin zu großen Passagierflugzeugen abdecken. Für die Masse gilt

$$m_{Pr} = 13,444 D^{1,544} n_{Bl}^{0,471} \left(\frac{P_{Pr}}{10^6} \right)^{0,376}. \quad (4.11)$$

Nachrechnung: Für die Nachrechnung wird die in der Auslegungsrechnung festgelegte Propellergeometrie genutzt. Um den Betriebspunkt in der Kennfeldsammlung festzulegen, werden analog zur Auslegung die Drehzahl, Fluggeschwindigkeit und die Kennfeld-Hilfskoordinate Y_{Pr} als Eingangsgrößen definiert. Die Berechnung von Leistung, Drehmoment, Schub und Lärmemission erfolgt auf dem gleichen Weg wie in der Auslegungsrechnung.

4.3.2. Getriebe

Für die Modellierung von Getrieben im Vorentwurf existiert eine Vielzahl an Ansätzen. Zum einen analytische Ansätze, wie zum Beispiel von Anderson et al. [90] oder Schlegel et al. [91]. Diese sind jedoch komplex und nicht ohne Weiteres auf alle Getriebearten anwendbar. Auch eine sehr einfache Modellierung mit einem konstanten Wirkungsgrad über den gesamten Betriebsraum ist gebräuchlich. Wie in Kap. 2.3.5 beschrieben, ist dies auch für einen weiten Betriebsbereich näherungsweise der Fall. Lediglich bei einem Betrieb mit hohen Drehzahlen und geringen Drehmomenten ergeben sich durch die hohen drehzahlabhängigen Verluste geringe Wirkungsgrade.

In dieser Arbeit wird ein konstanter Getriebewirkungsgrad für die Modellierung zugrunde gelegt. Die Massenberechnung erfolgt mit einer empirischen Korrelation [92], die hier auf Getriebe mit mehreren Ein- und Ausgängen erweitert wird. Es handelt sich dabei um eine grobe Näherung, welche durch die geringe Getriebemasse im Vergleich zu den weiteren Antriebskomponenten gerechtfertigt ist. Abweichungen der Getriebemasse führen auf Systemebene nur zu kleinen Änderungen der Gesamtmasse.

Auslegungsrechnung: In der Auslegungsrechnung des Getriebes werden Drehzahl und Drehmoment am Getriebeausgang als notwendige Eingabegrößen definiert. Entsprechend sind die Übergabegrößen am Eingang des Getriebes Ausgabegrößen. Es wird ein Getriebe mit Drehmomentenaddition modelliert. Die alternative Drehzahladdition wird in Kap. 6 diskutiert.

Zunächst wird die erforderliche mechanische Leistung am Eingang des Getriebes mit

$$P_{\text{ein}} = \frac{2\pi N_{\text{aus}} M_{\text{aus}}}{\eta_{\text{Gtr}}} \quad (4.12)$$

bestimmt, wobei der Wirkungsgrad einen Eingabeparameter darstellt. Mit dem Übersetzungsverhältnis i_{Gtr} als Eingabeparameter können die Eingangs-drehzahl sowie das Eingangs-drehmoment jeweils durch

$$N_{\text{ein}} = N_{\text{aus}} i_{\text{Gtr}}, \quad (4.13)$$

$$M_{\text{ein}} = \frac{P_{\text{ein}}}{2\pi N_{\text{ein}}}, \quad (4.14)$$

berechnet werden. Damit sind in der Auslegungsrechnung alle Übergabegrößen bestimmt. Die Massenberechnung erfolgt empirisch nach Brown et al. [92] mit

$$m_{\text{Gtr}} = 53,524 (0,00134 P_{\text{ein}})^{0,76} \frac{(60 N_{\text{ein}})^{0,13}}{(60 N_{\text{aus}})^{0,89}}, \quad (4.15)$$

wobei entsprechende Umrechnungsfaktoren vorgesehen wurden, um die Größen in SI-Einheiten einsetzen zu können. Die Korrelation wurde mit Daten bestehender Getriebe aus Helikoptern und Starrflügelflugzeugen ermittelt. Das Volumen des Getriebes wird auf der Systemebene vernachlässigt und entsprechend nicht berechnet.

Liegt ein Getriebe mit k Eingängen vor, werden für jeden Leistungspfad ein eigenes Übersetzungsverhältnis und ein eigener Wirkungsgrad genutzt. Neben diesen beiden Eingabegrößen muss für eine Berechnung zusätzlich die Leistungsaufteilung zwischen den Eingängen bekannt sein. Dafür wird für jeden zusätzlichen Getriebeeingang i das Leistungsverhältnis $H_{\text{P},i}$ als Eingabeparameter eingeführt und mit

$$H_{\text{P},i} = \frac{P_{\text{ein},i}}{\sum_{j=0}^k P_{\text{ein},j}} \quad (4.16)$$

definiert. Mit den bekannten Eingangsleistungen können die erforderlichen Drehmomente und Drehzahlen je Eingang erneut mit (4.13) und (4.14) ermittelt werden.

Zudem ist eine Modifikation der Massenberechnung notwendig, da der Korrelation nach Brown et al. [92] ein Getriebe mit nur einem Ein- und Ausgang zugrunde liegt. Dafür werden zunächst fiktive Massen für jeden einzelnen Leistungspfad mit der Massenkorrelation berechnet. Die Gesamtmasse des Getriebes wird schließlich mit

$$m_{\text{Gtr}} = \max(m_0, \dots, m_k) + \frac{1}{2} \left(\sum_{i=0}^k (m_i) - \max(m_0, \dots, m_k) \right) \quad (4.17)$$

abgeschätzt. Es wird also die schwerste Teilmasse mit der halben Summe der weiteren Teilgewichte addiert. Dem liegt die Annahme einer gemeinsamen Abtriebswelle, einer gemeinsamen Gehäusestruktur und eines gemeinsamen Schmiersystems zugrunde.

Nachrechnung: In der Nachrechnung werden die Übergabewerte am Eingang des Getriebes als Eingabegrößen definiert. Liegt nur ein Getriebeeingang vor, können mit den aus der Auslegung bekannten Übersetzungsverhältnissen und Wirkungsgraden und einer Leistungsbilanz direkt die Übergabegrößen am Ausgang bestimmt werden.

Bei mehreren Getriebeeingängen muss zusätzlich sichergestellt werden, dass alle Drehzahlen den Übersetzungsverhältnissen aus der Auslegungsrechnung entsprechen. Dazu wird willkürlich einer der Getriebeeingänge als Referenz genutzt. Der Referenzgetriebeeingang bestimmt die Ausgangsdrehzahl des Getriebes. Durch das fixierte Übersetzungsverhältnis aus der Auslegungsrechnung kann von der definierten Ausgangsdrehzahl auf die notwendigen Drehzahlen der weiteren Getriebeeingänge geschlossen werden. Es wird ein Drehzahlfehler zwischen tatsächlicher Drehzahl an den weiteren Getriebeeingängen und der notwendigen Drehzahl berechnet. Dieser Fehler wird in der Nachrechnung auf Antriebssystemebene iterativ beseitigt.

4.3.3. Hubkolbenmotor

Für die Modellierung von Hubkolbenmotoren wird häufig ein thermodynamischer Ersatzkreisprozess verwendet, der *Seiliger-Prozess*. Das Vorgehen wird detailliert von Pischinger et al. [24] beschrieben. Die allein durch den Kreisprozess auftretenden thermodynamischen Verluste sind jedoch unzureichend für die Beschreibung eines realen Motors. Es ist notwendig, den idealisierten Kreisprozess um weitere im Motor auftretende Verluste zu erweitern. Dazu gehören der Verlust durch Ladungswechsel, unvollkommene Verbrennung, realen Brennverlauf, Leckage, Wärmeverluste und Reibung. Viele der genannten Verluste sind nur durch empirische Modelle zu beschreiben, die eine eingeschränkte Gültigkeit aufweisen. Zudem sind viele der Verluste stark von der Motorsteuerung abhängig. So hängt beispielsweise der Brennverlauf vom Zündzeitpunkt ab und die Verluste durch unvollkommene Verbrennung von dem eingestellten Gemisch in diesem Betriebspunkt. Es wird deutlich, dass ein solches Modell für eine korrekte Anwendung erhebliches Expertenwissen voraussetzt. Daher wird in dieser Arbeit eine einfachere Modellierung angestrebt.

Die Modellierung des Hubkolbenmotors über Kennfelder benötigt deutlich weniger Eingabeparameter. Jedoch wird die Möglichkeit zur Skalierung des Modells eingeschränkt, da die Skalierung eines realen Motors im Allgemeinen zu einem veränderten Hubkolbenmotorkennfeld führt. In der Literatur werden beispielsweise von Balazs [93], Huß [3] und Seibel [94] Möglichkeiten zur Kennfeldskalierung aufgezeigt. Diese basieren jedoch auf einer umfassenden Kennfelddatenbank verschiedener Hubkolbenmotoren mit variierender Brennraumgeometrie und Motorsteuerung. Eine solche Datenbank ist für die breite Öffentlichkeit nicht verfügbar. Rizzoni et al. [95] stellt eine vereinfachte Methode zur Modellierung und auch implizit zur Kennfeldskalierung vor. Daran angelehnt wird im Folgenden ein modifiziertes Modell entwickelt. Statt das Betriebsverhalten durch

parametrierte Gleichungen abzubilden, werden hier tabellierte Kennfelddaten verwendet. Damit entfällt die Kalibrierung der Gleichungen und es ist sehr einfach möglich das Potenzial verschiedener bereits existierender Kolbenmotoren für eine spezifische Anwendung zu bewerten. Zudem wird das Modell erweitert, um den Einfluss variabler Umgebungsbedingungen in Luftfahrtanwendungen abzubilden.

Auslegungsrechnung: Zur Auslegung ist ein Motorkennfeld notwendig, welches qualitativ in Abb. 4.8a dargestellt ist. Es wird der effektive Mitteldruck über der mittleren Kolbengeschwindigkeit aufgetragen. Beide sind abhängig vom Hubvolumen des Motors. Die Auslegungsrechnung erfolgt, indem in einem frei wählbaren Skalierungspunkt im Kennfeld das Hubvolumen entsprechend der mechanischen Leistungsanforderung skaliert wird. Bei einer reinen Skalierung des Hubvolumens ändert sich auch das Verhältnis von Drehmoment zu Drehzahl. Dies lässt sich zeigen, wenn Drehzahl und Drehmoment jeweils durch (2.20) und (2.21) ersetzt werden. Es ergibt sich

$$\frac{M_{HM}}{N_{HM}} = \frac{n_z V_h p_{em}}{2\pi c_m} \left(\frac{4n_z V_h}{n_z \pi \lambda_{B/h}^2} \right)^{\frac{1}{3}}, \quad (4.18)$$

wobei $\lambda_{B/h}$ das Verhältnis von Bohrungsdurchmesser zu Hublänge darstellt. Entsprechend sind diese beiden Größen Ausgaben der Hubkolbenmotorauslegung, während die mechanische Leistungsanforderung eine Eingabegröße ist. Das in der Auslegung verwendete Kennfeld legt gleichzeitig auch die Art des Motors fest, wie z.B. Ottomotor, Dieselmotor, aufgeladen oder nicht aufgeladen. Nach Guzzella und Sciarretta [96] liegen die mittlere Kolbengeschwindigkeit und der effektive Mitteldruck je nach Motortyp in einem relativ engen Bereich.

Für kleine Hubkolbenmotoren ($< 10\text{ kW}$) hat das Hubvolumen einen großen Einfluss auf den erreichbaren Wirkungsgrad, da die Wandwärme- und Reibungsverluste mit dem Verhältnis von Oberfläche zu Volumen des Brennraums skalieren [71]. Wird ein großer Hubkolbenmotor zugrunde gelegt, ist eine Skalierung des Hubvolumens mit nur kleinen Änderungen im Wirkungsgradkennfeld verbunden. Die größten Unterschiede ergeben sich dabei im tieferen Teillastbereich, wie Huß [3] zeigt. Dort wird der Einfluss des Hubvolumens auf das Wirkungsgradkennfeld eines Automobilmotors untersucht. Eine Verdoppelung des Zylinderhubvolumens hat nur einen geringen Einfluss auf den Wirkungsgrad im Vollastbereich. Dort verändert sich der Wirkungsgrad lediglich um einen Prozentpunkt. Im tieferen Teillastbereich jedoch treten größere Unterschiede von bis zu acht Prozentpunkten auf. Der Wandwärmeverlust wird von Huß [3] als die primäre Ursache für das beschriebene Skalerverhalten genannt. Die Ausprägung dieses Verlusts innerhalb des Kennfelds verändert sich mit sinkendem Hubvolumen, da die Oberfläche zur Wärmeübertragung im Verhältnis zum vorhandenen Volumen steigt.

Von Van Basshuysen und Schäfer [25] wird festgehalten, dass sich Änderungen im Hubvolumen und Hub-Bohrungs-Verhältnis nur wenig auf die Kennfeldform auswirken. Von viel größerer Bedeutung hingegen sind Veränderungen in der Auslegung von Systemkomponenten wie Ladeeinheit, Ventiltrieb oder Abgasnachbehandlung. In diesem Modell wird daher vereinfachend ein vom Hubvolumen unabhängiges Wirkungsgradkennfeld angenommen. Bei der Anwendung des Modells ist der beschriebene Gültigkeitsbereich zu beachten.

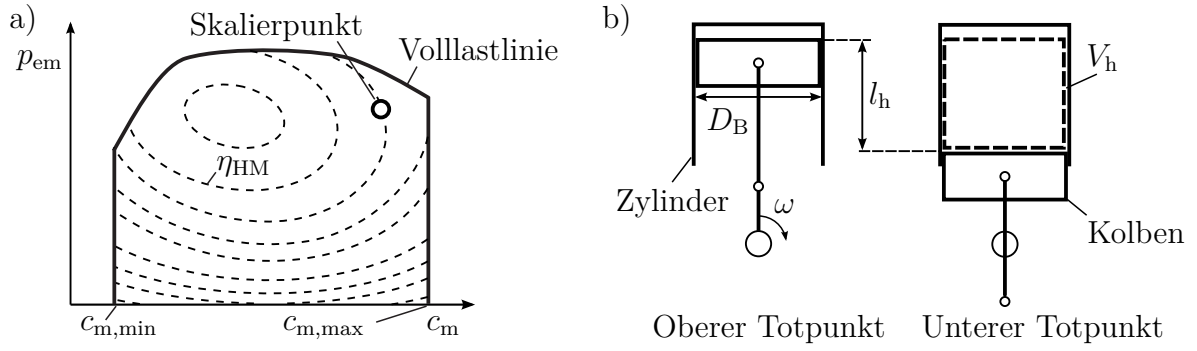


Abbildung 4.8.: a) Qualitatives Hubkolbenmotorkennfeld mit exemplarischem Skalierpunkt, b) Brennraumgeometrie.

Für die Auslegungsrechnung wird zunächst der Auslegungspunkt im Kennfeld definiert, wie in Abb. 4.8a beispielhaft abgebildet. In diesem Punkt muss der Motor die in der Auslegung geforderte mechanische Leistung bereitstellen und das Hubvolumen des Motors wird entsprechend iterativ bestimmt. Aus einer ersten Schätzung des Hubvolumens, wird zunächst die Brennraumgeometrie (vgl. Abb. 4.8b) mit

$$D_B = \left(\frac{4V_h}{\pi} \lambda_{B/h} \right)^{\frac{1}{3}}, \quad (4.19)$$

$$l_h = D_B \lambda_{B/h}. \quad (4.20)$$

bestimmt. Durch den zuvor definierten Skalierpunkt im Kennfeld sind ebenfalls der effektive Mitteldruck, die mittlere Kurbengeschwindigkeit und der Wirkungsgrad des Motors bekannt. Mit Hubvolumen und Brennraumgeometrie kann somit die Drehzahl, Leistung und das Drehmoment im Skalierpunkt nach

$$N_{HM} = \frac{c_m}{2l_h}, \quad (4.21)$$

$$P_{HM,MH} = \frac{N_{HM}}{2} V_h n_z p_{em}, \quad (4.22)$$

$$M_{HM} = \frac{P_{HM}}{2\pi N_{HM}}, \quad (4.23)$$

berechnet werden. Dabei wird zunächst die Leistung auf Meereshöhe mit (4.22) bestimmt. Wird ein Saugmotor verwendet, oder ein aufgeladener Motor oberhalb der Volldruckhöhe betrieben, erfolgt eine Korrektur der Leistung nach [17] mit

$$P_{HM} = P_{HM,MH} \left(1,132 \frac{\rho}{\rho_{VD}} - 0,132 \right). \quad (4.24)$$

Dabei sind ρ und ρ_{VD} jeweils die Luftdichte der Umgebung und die Luftdichte bei Volldruckhöhe. Für aufgeladene Motoren unterhalb der Volldruckhöhe erfolgt keine Korrektur der Leistung. Entspricht nun die mit (4.24) bzw. (4.22) berechnete Leistung nicht der geforderten mechanischen Leistung, wird das Hubvolumen iterativ angepasst. Die Berechnung des benötigten Brennstoffmassenstroms erfolgt unter Beachtung des Wirkungsgrads mit

$$\dot{m}_{Br} = \frac{P_{HM}}{\eta_{HM} H_u}. \quad (4.25)$$

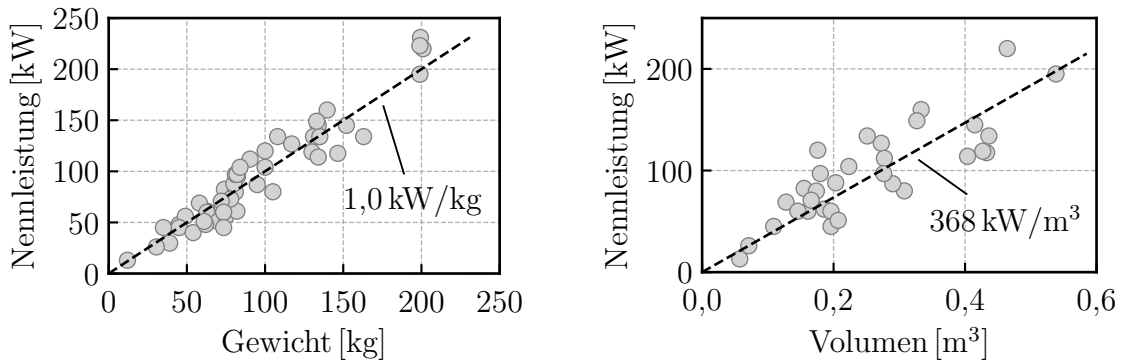


Abbildung 4.9.: Empirische Ermittlung von gravimetrischer und volumetrischer Leistungsdichte für Hubkolbenmotoren mit Daten aus [11].

Die Masse und das Volumen des Motors werden jeweils mit einer gravimetrischen und volumetrischen Leistungsdichte ermittelt, wobei die mittleren Leistungsdichten empirisch bestimmt werden. Dazu wird eine Datenbank mit aktuellen Flugmotoren verwendet. Die verwendeten Daten sind in Abb. 4.9 abgebildet. Es ergeben sich eine mittlere gravimetrische Leistungsdichte $p_{g,HM}$ von $1,0 \text{ kW/kg}$ und eine volumetrische Leistungsdichte von 368 kW/m^3 . Für die Bestimmung des notwendigen Volumens wird der kleinstmögliche Quader um den Motor verwendet.

In den Daten der Hersteller ist nur die Trockenmasse der Hubkolbenmotoren ohne jegliche Betriebsmittel angegeben. Diese werden durch einen zusätzlichen Faktor k_m auf die Trockenmasse nach

$$m_{HM} = \frac{P_{HM}}{p_{g,HM}} k_m \quad (4.26)$$

berücksichtigt. In diesen Betriebsmitteln sind z.B. das Motoröl und Zusatzaggregate enthalten. Explizit ausgenommen ist der Kühlkreislauf, welcher auch in den weiteren Komponenten nicht berücksichtigt und separat berechnet wird. Der Betriebsmittelfaktor wird anhand von Daten aus [97] kalibriert und ergibt sich zu 1,06.

Die erzeugte Wärme in Flugkolbenmotoren wird gewöhnlich durch mehrere Kühlkreisläufe abgeführt. So werden in [97] eine Luftkühlung, Ölkühlung und ein Wasser-Glykol Kühlkreislauf für die Zylinderköpfe angegeben. Für die spätere Dimensionierung der Kühlkreisläufe muss die jeweils durch den Kreislauf abzuführende maximale Wärmeleistung bestimmt werden. Diese tritt bei der maximalen mechanischen Leistung des Motors auf. Um die Aufteilung der Verlustwärme in die einzelnen Kühlkreisläufe in erster Größenordnung zu bestimmen, wird vereinfachend angenommen, dass die zugeführte Wärme der zugeführten Brennstoffenergie entspricht. Dann gilt für die Leistungsbilanz des Motors

$$\dot{m}_{Br} H_u = P_{HM} + \dot{Q}_{Öl} + \dot{Q}_{Wasser} + P_{V,sonst} , \quad (4.27)$$

$$\dot{Q}_{Wasser} = \frac{\dot{m}_{Br} H_u - P_{HM}}{1 + \dot{Q}_{Öl}/\dot{Q}_{Wasser} + P_{V,sonst}/\dot{Q}_{Wasser}} , \quad (4.28)$$

wobei unter $P_{V,\text{sonst}}$ alle sonstigen Verluste bzw. Leistungsflüsse über die Bilanzgrenze zusammengefasst werden. Dazu gehören sowohl unverbrannte Kohlenwasserstoffe als auch Luftkühlung durch erzwungene oder natürliche Konvektion. Die Leistungsverhältnisse im Nenner von (4.28) sind Betriebspunktabhängig. Jedoch ist für die Dimensionierung der Kühlkreisläufe lediglich der maximale Wärmestrom notwendig, welcher im Punkt maximaler Motorleistung auftritt. Für diesen Punkt werden die Leistungsverhältnisse aus [97] und [98] bestimmt und ergeben sich zu

$$\frac{P_{V,\text{sonst}}}{\dot{Q}_{\text{Wasser}}} = 4,17, \quad (4.29)$$

$$\frac{\dot{Q}_{\text{Öl}}}{\dot{Q}_{\text{Wasser}}} = 0,33. \quad (4.30)$$

Der dimensionierende Wärmestrom für die Ölkühlung kann abschließend aus (4.28) und (4.30) bestimmt werden. Es wird deutlich, dass ein erheblicher Anteil der Verluste nicht über das Kühlsystem abgeführt wird, sondern durch Verlustwärme und unverbrannte Kohlenwasserstoffe im Abgas.

Nachrechnung: Für die Nachrechnung wird die in der Auslegungsrechnung festgelegte Brennraumgeometrie genutzt. Damit können in jedem Betriebspunkt im Kennfeld die Übergabewerte Drehzahl, Drehmoment und Brennstoffmassenstrom bestimmt werden. Für die Nachrechnung des Hubkolbenmotors wird der aktuelle Betriebspunkt im Kennfeld als Eingabe definiert. Entsprechend sind alle Übergabewerte des Hubkolbenmotors Ausgangsgrößen.

4.3.4. Elektrische Maschinen

In der Literatur sind zahlreiche Möglichkeiten zur Modellierung und Vorauslegung elektrischer Maschinen dokumentiert, von einfachen Ersatzschaltbildern bis hin zu detaillierten FEM Betrachtungen. Hier werden zur Größen- und Massenabschätzung in der Auslegungsrechnung analytische Methoden genutzt. Die Nachrechnung erfolgt kennfeldbasiert um ein realistisches Betriebsverhalten bei geringen Rechenzeiten abzubilden. Für die Modellierung wird eine permanentmagneterregte Synchronmaschine angenommen, die aufgrund hoher Wirkungsgrade und Leistungsdichten für die Verwendung in mobilen Anwendungen geeignet ist. Das resultierende Vorgehen ist dabei für Motor und Generator sehr ähnlich. Die Beschreibung des Modells wird anhand eines Motors vorgenommen, Unterschiede zur Modellierung des Generators werden aufgezeigt.

Auslegungsrechnung: Für die Auslegung ist eine Bemessungsleistung und -drehzahl erforderlich. Drehmoment und Drehzahl der elektrischen Maschine werden als Eingangsgrößen in die Auslegungsrechnung definiert. Aus der Bemessungsleistung werden zunächst die Abmessungen der Maschine bestimmt. Das Vorgehen orientiert sich dabei an den Ausführungen von Müller et al. [99]. Aus den Abmessungen der Maschine können anschließend die Masse sowie die elektrischen Übergabeparameter Strom, Spannung, Frequenz und Phasenversatz berechnet werden. In der Nachrechnung erfolgt die Umrechnung von Drehzahl und Drehmoment auf Strom und Spannung über ein parametrisiertes Er-

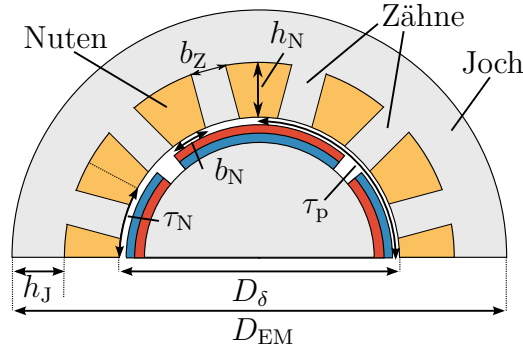


Abbildung 4.10.: Vereinfachte Geometrie einer elektrischen Maschine mit Permanentmagneten.

satzschaltbild. Die Parameter des Ersatzschaubildes werden in der Auslegungsrechnung bestimmt.

Um die erforderlichen Abmessungen in Abb. 4.10 zu bestimmen, wird die elektromagnetische Belastung der Maschine verwendet (vgl. Kap. 2.3.3). Diese ist in erster Größenordnung unabhängig von der Bemessungsleistung und eignet sich daher als Eingabegrößen für ein skalierbares Modell. Die elektromagnetische Belastung ist von der inneren Scheinleistung der elektrischen Maschine abhängig. Entsprechend wird zunächst die mechanische Bemessungsleistung P_{mech} für Motor und Generator jeweils mit

$$P_{\text{mech,EM}} = P_{\text{el}} \eta_{\text{EM}} = 3U_s I_s \cos(\varphi_{\text{I,U}}) \eta_{\text{EM}} = \cos(\varphi_{\text{I,U}}) \frac{U_s}{U_h} P_{\text{el,is}} \eta_{\text{EM}} \quad (4.31)$$

$$P_{\text{mech,Gen}} = P_{\text{el}} \frac{1}{\eta_{\text{Gen}}} = 3U_s I_s \cos(\varphi_{\text{I,U}}) \frac{1}{\eta_{\text{Gen}}} = \cos(\varphi_{\text{I,U}}) \frac{U_s}{U_h} P_{\text{el,is}} \frac{1}{\eta_{\text{Gen}}}, \quad (4.32)$$

durch die innere Scheinleistung $P_{\text{el,is}}$ ausgedrückt. Das in (4.31) auftretende Verhältnis von Strangspannung U_s und induzierter Spannung der Hauptwelle U_h ist dabei von vorhandenen Streuinduktivitäten und dem Widerstand der Wicklungen abhängig und nimmt Werte nahe eins an. Der Leistungsfaktor $\cos(\varphi_{\text{I,U}})$ und der Wirkungsgrad werden für die Auslegung z.B. nach [99] abgeschätzt. Die innere Scheinleistung und die Luftspaltgeometrie lassen sich mit

$$P_{\text{el,is}} = \frac{\pi^2}{\sqrt{2}} k_w A_{\text{I,eff}} \hat{B}_\delta D_\delta^2 l_e N, \quad (4.33)$$

verknüpfen. Durch die Vorgabe eines konstanten Verhältnisses von Länge zu Durchmesser $\lambda_{\text{I/D}}$ wird der erforderliche Luftspaltdurchmesser nach

$$D_\delta = \left(\frac{\sqrt{2} P_{\text{el,is}}}{\pi^2 k_w A_{\text{I,eff}} \hat{B}_\delta N \lambda_{\text{I/D}}} \right)^{\frac{1}{3}}. \quad (4.34)$$

bestimmt. Damit ergibt sich ein Zusammenhang zwischen innerer Scheinleistung, Luftspaltgeometrie und elektromagnetischer Belastung. Letztere wird dabei durch das Produkt $A_{\text{I,eff}} \hat{B}_\delta$ ausgedrückt.

Um möglichst kleine Maschinen mit hoher gravimetrischer Leistungsdichte zu erhalten, ist somit eine hohe elektromagnetische Belastung vorteilhaft. Bei konstanter innerer Scheinleistung verkleinert sich der erforderliche Luftspaltdurchmesser sowie die Länge und damit auch die Masse der elektrischen Maschine. Allerdings steigen durch eine hohe elektromagnetische Beanspruchung auch die Verluste. Damit hängt der Wirkungsgrad mit der elektromagnetischen Belastung zusammen.

Die maximale magnetische Flussdichte im Luftspalt $\hat{B}_\delta$ hängt bei permanenterregten Synchronmaschinen vom verwendeten Magnetmaterial und von dem elektrisch erzeugten Magnetfeld ab. Die Flussdichte im Luftspalt ist primär durch das verwendete ferromagnetische Material und die Zahnbreite des Stators limitiert. Erstere Limitierung entsteht durch die Nichtlinearität der Magnetisierungskennlinie, welche bei sehr hohen Flussdichten von über 2,2 T zu großen Eisenverlusten führt [27]. Da der magnetische Kreis über die Zähne und das Joch des Stators geschlossen wird (vgl. Abb. 4.10), entstehen die höchsten Flussdichten im engsten Querschnitt der Zähne. In dem hier vorgestellten Verfahren ist die Zahnbreite ein Ergebnis der Rechnung. Entsprechend ist die Flussdichte primär durch das verwendete Material beschränkt und somit unabhängig von der Bemessungsleistung konstant.

Der maximale effektive Strombelag $A_{I,\text{eff}}$ ist von der verwendeten Isolierung und dem Kühlsystem abhängig. Eine weniger starke Abhängigkeit besteht zwischen der Bemessungsleistung und dem effektiven Strombelag. Erfahrungsgemäß ändert sich der Strombelag über den gesamten Leistungsbereich rotierender elektrischer Maschinen jedoch lediglich um eine Größenordnung [27]. Damit eignet sich die Größe als Eingabeparameter für ein skalierbares Modell.

Die Statorabmessungen lassen sich bestimmen, indem die erforderlichen Nutquerschnitte zur Führung des Stromes sowie die Zahnbreite b_Z und Jochhöhe h_J zur Führung des elektrischen Feldes berechnet werden. Zunächst wird die erforderliche Breite der Zähne mit

$$b_Z = \frac{\hat{B}_\delta \tau_N}{B_{Z,\text{max}} k_{\text{Fe}}} \quad (4.35)$$

bestimmt. Dabei wird die maximal zulässige Flussdichte durch einen Zahn $B_{Z,\text{max}}$ vom verwendeten ferromagnetischen Material bestimmt und in der Auslegung entsprechend limitiert. Wird die maximale Flussdichte überschritten, kommt es zu einem starken Anstieg des magnetischen Widerstands und damit der Eisenverluste. Durch den Eisenfüllfaktor k_{Fe} können Isolierungen oder radiale Kühlkanäle zwischen den Blechpaketen beachtet werden, welche eine verringerte magnetische Leitfähigkeit besitzen. Um möglichst geringe Nuthöhen und damit Statordurchmesser zu erhalten, folgt aus der mindestens erforderlichen Zahnbreite b_Z und der Nutteilung τ_N (vgl. Abb. 4.10) die maximal mögliche Breite der Nuten am inneren Umfang des Stators mit

$$b_N = \tau_N - b_Z. \quad (4.36)$$

Die erforderliche Nutfläche folgt aus dem effektiven Strombelag $A_{I,\text{eff}}$ und der maximalen Stromdichte S mit

$$A_N = \frac{A_{I,\text{eff}} \tau_N}{S k_N}. \quad (4.37)$$

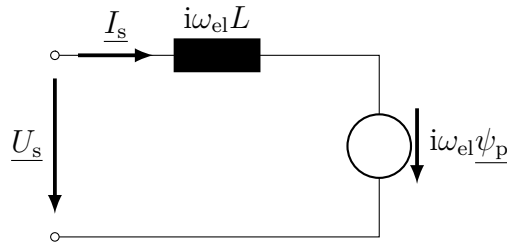


Abbildung 4.11.: Vereinfachtes Ersatzschaltbild einer Synchronmaschine mit Permanentmagneten.

Mit steigender Stromdichte sinkt zwar die erforderliche Nutfläche, jedoch steigen durch den erhöhten Leiterwiderstand auch die Kupferverluste erheblich an. Die Stromdichte ist also nicht beliebig wählbar, sondern muss unter Beachtung des gewünschten Kühlsystems und der Isolierung festgelegt werden. Der Nutfüllfaktor k_N berücksichtigt die unvollständige Füllung der Nuten durch die Wicklung. Je nach verwendeter Wicklung kann der Füllfaktor dabei Werte deutlich unter eins annehmen. Die Nuthöhe wird über geometrische Beziehungen ermittelt, indem eine konstante Zahnbreite angenommen wird. Dabei kürzt sich die Nutteilung τ_N heraus und ist damit nicht mehr als Eingabe erforderlich. Als Letztes wird die notwendige Jochhöhe des Stators nach

$$h_J = \frac{\hat{B}_\delta \tau_p}{\pi B_{J,\max} k_{Fe}} \quad (4.38)$$

berechnet, wobei $\tau_p = \pi D_\delta / 2p$ die Polteilung ist (vgl. Abb. 4.10). Damit sind die aus der elektromagnetischen Belastung abgeleiteten erforderlichen Abmessungen der Maschine bestimmt. Gehäuse und Lagerungen werden berücksichtigt, indem der Stator Durchmesser und die effektive Länge mit Faktoren nach

$$D_{EM} = (D_\delta + 2h_N + 2h_J) k_D, \quad (4.39)$$

$$l_{EM} = l_e k_l \quad (4.40)$$

multipliziert werden. Die Masse wird schließlich mit Hilfe einer mittleren Dichte für Elektromotoren berechnet. Diese wird im später folgenden Abschnitt zur Verifikation und Kalibrierung anhand eines realen Motors ermittelt.

Um in der Nachrechnung Drehzahl und Drehmoment in Strangspannung und -strom zu überführen, ist ein vereinfachtes Ersatzschaubild mit den entsprechenden Parametern nach Abb. 4.11 notwendig. Werte für die Induktivität und die Flussverkettung werden aus der Auslegungsrechnung heraus bestimmt. Dazu müssen zunächst Strangspannung und -strom im Auslegungspunkt bestimmt werden. Beide hängen dabei von der verwendeten Windungszahl n_w ab. Der effektive Strangstrom ist durch den effektiven Strombelag und den berechneten Luftspaltdurchmesser festgelegt und wird mit

$$I_s = \frac{A_{l,\text{eff}} \pi D_\delta}{6n_w} \quad (4.41)$$

berechnet. Für die elektrische Maschine wird eine Strangzahl von drei angenommen. Mit dem nun bekannten Strangstrom ergibt sich die Strangspannung aus der mechanischen

Leistung. Für Motor und Generator gilt jeweils

$$U_{s,EM} = \frac{P_{mech,EM}}{3 \cos(\varphi_{I,U}) I_s \eta_{EM}}, \quad (4.42)$$

$$U_{s,Gen} = \frac{P_{mech,Gen} \eta_{Gen}}{3 \cos(\varphi_{I,U}) I_s}. \quad (4.43)$$

Mit den nun bekannten effektiven Strangspannungen und -strömen werden die zur Nachrechnung erforderlichen Größen des Ersatzschaltbildes bestimmt. Dabei wird ein vereinfachtes Ersatzschaltbild verwendet, wie es in Abb. 4.11a dargestellt ist. Gegenüber Abb. 2.10 wird der Strangwiderstand R_s vernachlässigt. Zum einen handelt es sich dabei um einen Verlustterm, der bereits durch den gegebenen Wirkungsgrad berücksichtigt ist. Zum anderen hat der Term nach Binder [100] bei hohen Drehzahlen nur einen geringen Einfluss auf das Verhältnis zwischen Strom und Spannung. Der Strangwiderstand ist klein und hat gegenüber den drehzahlabhängigen Termen in (2.30) eine vernachlässigbare Größenordnung. Da eine Vollpolmaschine ohne vergrabene Magnete angenommen wird, nehmen die Induktivitäten in d und q Richtung gleiche Werte an. Für die Spannungsgleichung in komplexer Form ergibt sich entsprechend

$$\underline{U}_s = i\omega_{el} L \underline{I}_s + i\omega \underline{\psi}_p, \quad (4.44)$$

Wird die Spannungsgleichung (4.44) nun in das rotorfixe d,q-Koordinatensystem überführt, folgt für die jeweiligen Spannungen in d und q Richtung

$$U_{s,d} = \hat{U}_s \cos \varphi_{Us} = -\omega_{el} L \hat{I}_s \sin \varphi_{Is}, \quad (4.45)$$

$$U_{s,q} = \hat{U}_s \sin \varphi_{Us} = \omega_{el} L \hat{I}_s \cos \varphi_{Is} + \omega \hat{\psi}_p, \quad (4.46)$$

wobei der Phasenwinkel φ wie in Abb. 2.13 abgebildet definiert ist und $\hat{U}_s$ sowie $\hat{I}_s$ jeweils den Spitzenwert der Strom und Spannungsamplitude darstellen. Das sich ergebende Gleichungssystem mit (4.45) und (4.46) ist unterbestimmt, da vier Unbekannte und nur zwei Gleichungen vorliegen. Eine zusätzliche Randbedingung ergibt sich aus dem vorgegebenen Phasenwinkel zwischen Strom und Spannung $\varphi_{I,U} = \varphi_{Us} - \varphi_{Is}$. Dennoch ist für die Lösung des Gleichungssystems eine zusätzliche Annahme notwendig.

Wie bereits in Kap. 2.3.3 beschrieben, wird sowohl für Generator als auch für den Motor die *maximum torque per ampere* (MTPA) Regelstrategie angenommen. Zusätzlich wird angenommen, dass sich der Auslegungspunkt im Grunddrehzahlbereich befindet. Im Auslegungspunkt gilt daher $I_{s,d} = 0$ bzw. $\varphi_{Is} = \pi/2$.

Unter diesen Randbedingungen können die zwei verbleibenden Unbekannten, die Induktivität L und die Flussverkettung $\hat{\psi}_p$, mit

$$L = -\frac{\hat{U}_s \cos(\varphi_{Is} + \varphi_{I,U})}{\omega_{el} \hat{I}_s \sin \varphi_{Is}} \quad (4.47)$$

$$\hat{\psi}_p = \frac{\hat{U}_s \sin(\varphi_{Is} + \varphi_{I,U})}{\omega_{el}} \quad (4.48)$$

berechnet werden. Damit sind alle für die Nachrechnung notwendigen Größen des Ersatzschaltbildes bekannt.

Nachrechnung: Die Modellierung des Betriebsverhaltens wird durch die Nutzung von Kennfeldern in Kombination mit dem vereinfachten Ersatzschaubild nach Abb. 4.11a erreicht. Das Kennfeld gibt das Betriebsverhalten der Maschine wieder, während das vereinfachte Ersatzschaubild zur Umrechnung von Drehmoment und Drehzahl und Strangspannung und -strom genutzt wird. Anhand des Betriebspunkts im Kennfeld sind somit die in Abb. 4.7 dargestellten Übergabewerte: Drehmoment, Drehzahl und Wechselstromgrößen bekannt. Entsprechend werden in der Nachrechnung der elektrischen Maschine alle Übergabewerte als Ausgangsgrößen definiert.

Zunächst ist es erforderlich ein zur Bemessungsleistung passendes Kennfeld zu verwenden. Das Kennfeld wird in einem Skalierpunkt linear skaliert, sodass Drehmoment, Drehzahl und Wirkungsgrad genau dem Auslegungspunkt entsprechen. Die Position des Skalierpunktes im Kennfeld ist dabei abhängig von der Auslegungsrechnung und wird daher bereits vor der Auslegungsrechnung festgelegt. In der Auslegung wird der effektive Strombelag und die Stromdichte genutzt, um die Nutquerschnitte zu bestimmen. Je nach Betriebspunkt im Kennfeld ändert sich der erforderliche Strangstrom mit dem Drehmoment und damit auch Strombelag und Stromdichte. Wird die Auslegungsrechnung also mit einem vergleichsweise großem Strombelag durchgeführt, muss auch im Kennfeld ein entsprechender Skalierpunkt gewählt werden. Weiterhin wird in der Auslegungsrechnung angenommen, dass sich der Skalierpunkt im Grunddrehzahlbereich befindet. Eine Skalierpunktwahl im Feldschwäcbereich ist damit nicht zulässig.

Aus einem Betriebspunkt im Kennfeld sind zunächst Drehzahl, Drehmoment und der Wirkungsgrad der Maschine bekannt. Das erzeugte bzw. aufgenommene Drehmoment hängt in erster Linie vom Strangstrom nach

$$I_{s,q} = \hat{I}_s \sin \varphi_{Is} = \frac{2M}{3p\hat{\psi}_p\eta_{EM}} \quad (4.49)$$

ab. Weiterhin gelten die Spannungsgleichungen nach (4.45) und (4.46). Analog zur Auslegungsrechnung wird der Strangwiderstand vernachlässigt. Zudem wird angenommen, dass die aus der Auslegung bekannte Induktivität L des Ersatzschaltbildes über den gesamten Kennfeldbereich konstant ist. Damit stehen drei Gleichungen mit vier Unbekannten zur Verfügung und es ist eine Schließungsbedingung erforderlich. Hier wird zwischen dem Grunddrehzahlbereich und dem Feldschwäcbereich (siehe Abb. 2.13) unterschieden. Aufgrund der Regelungsstrategie der Maschine gilt im Grunddrehzahlbereich die zusätzliche Randbedingung (2.32). Das resultierende Gleichungssystem im Grunddrehzahlbereich (4.45), (4.46), (4.49) und (2.32) kann aufgelöst werden, um die Strangspannung und den Strangstrom zu berechnen.

Im Feldschwäcbereich wird zunächst die gleiche Bedingung (2.32) wie im Grunddrehzahlbereich angenommen. Es wird zusätzlich überprüft, ob die berechnete erforderliche Strangspannung die zulässige maximale Betriebsspannung des Wechselrichters bzw. Gleichrichters überschreitet. Diese maximale Betriebsspannung wird im jeweiligen Eckpunkt des Kennfeldes erreicht und bereits während der Auslegungsrechnung ermittelt. Wird die zulässige Betriebsspannung überschritten, muss ein Feldschwächestrom aufge-

Tabelle 4.1.: Verifikation der Auslegungsrechnung einer elektrischen Maschine.

Größe	Referenz	Berechnet	Abweichung
Durchmesser D	0,24 m	0,24 m	0,00 %
Länge l	0,20 m	0,20 m	0,00 %
Strangstrom I_s	111,50 A	111,51 A	0,01 %
Strangspannung U_s	213,50 V	213,50 V	0,00 %
Strangspannung $U_{s,d}$	-124,60 V	-122,20 V	-1,93 %
Strangspannung $U_{s,q}$	173,30 V	175,07 V	1,02 %
Induktivität L	0,67 mH	0,63 mH	-1,93 %

prägt werden. Dieser Stromanteil in d-Richtung erzeugt kein Drehmoment und (2.32) ist in diesem Fall ungültig. Stattdessen wird das Gleichungssystem durch die zusätzliche Bedingung (2.33) geschlossen. Im Feldschwäcbereich wird damit die maximale Betriebsspannung des Wechselrichters bzw. Gleichrichters erreicht.

Verifikation und Kalibrierung: Die Implementierung der Auslegungsrechnung wird anhand eines Elektromotors für Hybridfahrzeuge verifiziert. Als Referenz dient ein Elektromotor aus der Arbeit von Vollmer [16]. Für die Auslegung wird von Vollmer *Simcenter SPEED* genutzt, eine analytische Auslegungssoftware für elektrische Maschinen. In Tab. B.1 sind die aus [16] extrahierten Eingaben zusammengefasst, die zur Verifikation genutzt werden. Ein Vergleich der berechneten Ergebnisse mit der Referenz ist in Tab. 4.1 dargestellt. Lediglich in einzelnen Anteilen der Strangspannung sowie der berechneten Induktivität ergeben sich Abweichungen. Ursache dafür ist zum einen der in (4.45) und (4.46) vernachlässigte Strangwiderstand. Zum anderen werden von dem in [16] verwendeten Auslegungsprogramm die Induktivitäten in d und q-Koordinatenrichtung unterschieden, da es sich um einen Motor mit vergrabenen Magneten handelt. In dem hier vorgestellten Modell wird angenommen, dass sich die Magnete an der Rotoroberfläche befinden. Entsprechend ergibt sich eine konstante Induktivität in beide Koordinatenrichtungen und eine Abweichung von den Referenzdaten.

Innerhalb der Studien in Kap. 6 wird ein Elektromotor mit hoher Drehzahl von etwa 12000/min verwendet. Die mittlere Dichte des Elektromotors wird daher anhand eines ähnlichen Motors mit Daten aus [101] kalibriert. Es ergibt sich eine mittlere Dichte von 2485 kg/m³. Die zur Kalibrierung genutzten Eingaben sind in Tab. B.2 zusammengefasst.

4.3.5. Leistungselektronik

Wie in Kap. 3 dargestellt, wird die Leistungselektronik häufig mit einer konstanten gravimetrischen Leistungsdichte und konstanten Wirkungsgraden abgebildet. Dieses Vorgehen ist für einfache Leistungsbetrachtungen valide. Jedoch kann so der Einfluss von Strom, Spannung und Frequenz auf Masse und Wirkungsgrad nicht abgebildet werden. Um diese Einflüsse zu berücksichtigen, wird daher in dieser Arbeit eine detailliertere Modellierung

vorgenommen. Dazu ist es notwendig, die einzelnen elektrischen Bauteile der jeweiligen Leistungselektronik zu betrachten. Die hier vorgestellten Modelle orientieren sich an der Arbeit von Vratny [65] und werden an einigen Stellen angepasst und erweitert.

Grundlegend gibt es für jede der modellierten Leistungselektronikkomponenten eine Vielzahl an möglichen elektrischen Schaltungen. Die Unterschiede in Wirkungsgrad und Masse der verschiedenen Varianten sind relativ zum Gesamtsystem jedoch klein. Entsprechend werden in dieser Arbeit nur die grundlegenden Schaltungsvarianten aus Kap. 2.3.4 betrachtet, um die Komplexität gering zu halten.

Wie in Kap. 2.3.4 beschrieben, bestehen alle elektrischen Schaltungen der Leistungselektronik im Wesentlichen aus Halbleiterbauelementen sowie Spulen und Kondensatoren. Das grundlegende Vorgehen zur Bestimmung der Gesamtmasse, benötigten Anzahl an Halbleiterbauelementen und Verlusten der Halbleiterbauelemente ist für jedes Leistungselektronikmodell gleich und wird zunächst separat dargestellt. Anschließend wird die spezifische Modellierung der jeweiligen Leistungselektronikkomponente detailliert beschrieben.

Neben Halbleiterbauelementen, Spulen und Kondensatoren sind zum Betrieb weitere Hilfsbauteile notwendig. Dazu gehören Platinen, Steuerungseinheiten, Kühlplatten und Gehäuse. Die Massen der Hilfsbauteile m_{Hilf} skalieren nach Vratny [65] in erster Größenordnung mit der Summe der elektrischen Bauteilmassen m_{el} . Die Gesamtmasse einer Leistungselektronikkomponente wird entsprechend mit

$$m_{\text{ges}} = m_{\text{Hilf}} + \sum m_{\text{el}} = (k_{\text{m}} + 1) \sum m_{\text{el}} \quad (4.50)$$

berechnet. Der Massenfaktor k_{m} wird mit aktuell in der Luftfahrt eingesetzter Leistungselektronik kalibriert.

Die notwendige Anzahl an Halbleiterbauelementen wird über die maximalen Betriebsspannungen und -ströme berechnet. Der Betrieb von Halbleiterbauelementen ist auf eine maximale Betriebsspannung und einen maximalen Betriebsstrom limitiert. Überschreitet der zu übertragende Strom bzw. die Spannung diesen Maximalwert, können die Halbleiterbauelemente nach Hagmann [6] in Serie oder parallel geschaltet werden. Damit lässt sich Strom und Spannung auf mehrere Bauteile aufteilen. Dieses grundlegende Vorgehen findet in allen folgenden Modellen Anwendung.

Die in Halbleiterbauelementen auftretenden Verluste setzen sich aus den Leitungs- und Schaltverlusten zusammen. Diese werden nach Wintrich et al. [102] bestimmt. Leitungsverluste lassen sich durch den allgemeinen Zusammenhang

$$P_{\text{V,L}} = U_{\text{F}} I + R I^2 \quad (4.51)$$

modellieren. Dieser kann für alle gängigen Halbleiterbauelemente verwendet werden. Dabei ist U_{F} die Schwellenspannung des Halbleiterbauteils und R der Widerstand. Beide Größen sind in der Regel auf Herstellerdatenblättern angegeben. Im Allgemeinen ist der Widerstand zusätzlich temperaturabhängig. Hier wird dieser Einfluss jedoch mit der Annahme von näherungsweise konstanten Betriebstemperaturen vernachlässigt.

Die auftretenden Schaltverluste können allgemein durch

$$P_{\text{V,S}} = f_{\text{S}} E_{\text{S}}(U, I) \quad (4.52)$$

berechnet werden, wobei E_S die beim Schaltvorgang verlorene Schaltenergie ist und f_S die Schaltfrequenz. Die Schaltenergie ist eine Funktion der aktuellen Betriebsspannung U und des Betriebsstroms I . Diese Abhängigkeit ist ebenfalls in Herstellerdatenblättern in Form von Diagrammen angegeben. Eine Approximation der Schaltverluste kann nach Wintrich et al. [102] mit

$$P_{V,S} = f_S E_{S,Ref} \left(\frac{I}{I_{Ref}} \right)^{k_I} \left(\frac{U}{U_{Ref}} \right)^{k_U} \quad (4.53)$$

erfolgen. Ausgehend von Referenzwerten wird die Strom- und Spannungsabhängigkeit nachgebildet. Die Exponenten k_I , k_U können an Diagrammen im Herstellerdatenblatt kalibriert werden. Alternativ sind in Wintrich et al. [102] allgemeine Exponenten für verschiedene Halbleiterbauelemente angegeben.

Neben der Verlustrechnung ist zudem eine thermische Betrachtung der Halbleiterbauelemente für die Vorauslegung von hoher Relevanz. Die Modelle werden hier gegenüber Vratny [65] erweitert. Wird die maximale Betriebstemperatur überschritten, kann es zu irreparablen Schäden in den Bauteilen kommen. Die maximale Leistung bzw. Verlustleistung ist damit durch den Wärmeleitwiderstand und die Kühlmitteltemperatur limitiert. Während der Auslegung und Nachrechnung der Leistungselektronik muss daher sichergestellt werden, dass die erzeugte Verlustleistung auch ohne eine Überschreitung der maximalen Betriebstemperatur abgeführt werden kann. Der Wärmeleitwiderstand R_{th} bis zum Halbleiterbauteilgehäuse ist meist in den Herstellerdatenblättern angegeben. Entsprechend kann die im jeweiligen Betriebspunkt maximale erlaubte Gehäusetemperatur T_G mit

$$T_G = T_{max} - (P_{V,S} + P_{V,L}) R_{th} \quad (4.54)$$

bestimmt werden, wobei T_{max} die maximale Betriebstemperatur des Halbleiters ist. Die über eine Flugmission maximal erlaubte Gehäusetemperatur des Halbleiterbauelements ist dabei ein wichtiger Parameter für das notwendige Kühlsystem. Bei Annahme einer Flüssigkühlung wird die Wärme ausgehend von dem Halbleitergehäuse in der Regel über eine Kühlplatte an das Kühlmedium und schließlich über einen Wärmetauscher an die Umgebung abgegeben. Diese weiteren Komponenten weisen ebenfalls Wärmedurchgangswiderstände auf. Je niedriger die erlaubte Gehäusetemperatur des Halbleiterbauelements ist, desto schwieriger wird die Wärmeabfuhr an die Umgebung, da die Temperaturdifferenz über das Kühlsystem sinkt. Dies kann einerseits durch einen erhöhten Kühlmittelmassenstrom oder andererseits durch eine größere Wärmeübertragungsfläche erreicht werden (z.B. mit größeren Wärmetauschern). Jedoch können die Wärmedurchgangswiderstände nur in Grenzen durch einen erhöhten Kühlmittelmassenstrom verringert werden. Größere Wärmeübertragungsflächen haben hingegen ein schwereres und voluminöseres Kühlsystem zur Folge. Die erforderliche Gehäusetemperatur der Halbleiterelemente ist damit eine in der Vorauslegung zu beachtende Größe. Sie wird für alle Halbleiterbauelemente in den Leistungselektronikmodellen und in jedem Betriebspunkt nach (4.54) bestimmt.

Wechselrichter

Die dem Wechselrichtermodell zugrunde liegende Schaltung ist in Abb. 2.14 dargestellt. Es werden Transistoren in Kombination mit Freilaufdioden eingesetzt. Ein Paar aus Transistor und Diode wird im Folgenden als *Modul* bezeichnet. Es wird angenommen, dass der Wechselrichter im späteren Antriebssystem sehr nahe an der elektrischen Maschine platziert wird. Durch die damit sehr kurzen Kabelverbindungen können die sonst notwendigen Filter auf der Wechselspannungsseite entfallen [32].

Auslegungsrechnung: Für die Auslegung des Wechselrichters werden die Wechselstromgrößen als benötigte Übergabewerte definiert. Gemeinsam mit den Eingabeparametern werden so zunächst die Masse und anschließend die im Wechselrichter auftretenden Verluste bestimmt. Mit den Verlusten können schließlich die Übergabewerte auf der Gleichstromseite berechnet werden.

Für die Volumenbestimmung wird analog zum Hubkolbenmotor eine einfache volumetrische Leistungsdichte von 15 kW/dm^3 verwendet [103]. Die Masse des Wechselrichters wird analog zu den weiteren Leistungselektronikmodellen aus der Masse der einzelnen Bauteile mit

$$m_{\text{WR}} = 6n_{\text{ser}}n_{\text{par}}m_{\text{Mod}}(k_{\text{m}} + 1) \quad (4.55)$$

bestimmt, wobei der Kondensator am Gleichstromeingang mit dem Massenfaktor für Hilfskomponenten berücksichtigt wird. Die notwendige Anzahl der Module wird mit den maximalen Betriebsspannungen und -strömen der Module berechnet. Um vom stationären Zustand abweichende dynamische Überspannungen und -ströme abzufangen, sind zusätzliche Sicherheitsfaktoren notwendig. Der maximale Strom durch ein Modul ergibt sich aus dem Spitzenstrom im Wechselstromkreis. Mit einem zusätzlichen Sicherheitsfaktor k_{SF} wird die Anzahl der Module in Parallelschaltung mit

$$n_{\text{par}} = \max \left(1, \frac{\sqrt{2}I_{\text{s}}k_{\text{SF}}}{I_{\text{Mod,max}}} \right) \quad (4.56)$$

ermittelt. Die notwendige Anzahl der Module in Serienschaltung wird durch die anliegende Gleichspannung bestimmt. Die Gleichspannung ergibt sich aus der effektiven Phasenspannung nach Binder [4] zu

$$U_{\text{DC}} = \frac{2\sqrt{2}U_{\text{s}}}{m}. \quad (4.57)$$

Dabei ist m der Modulationsgrad des Wechselrichters. Dieser fließt als Eingabeparameter in die Auslegungsrechnung ein und bestimmt somit die erforderliche Gleichspannung im Auslegungspunkt. Im linearen Aussteuerbereich nimmt m Werte zwischen null und eins an. Die notwendige Anzahl an seriellen Modulen ergibt sich mit einem zusätzlichen Sicherheitsfaktor k_{SF} zu

$$n_{\text{ser}} = \max \left(1, \frac{U_{\text{DC}}k_{\text{SF}}}{U_{\text{Mod,max}}} \right), \quad (4.58)$$

wobei die maximale Gleichspannung verwendet wird, sofern die anliegende Gleichspannung variabel ist. Die Gesamtmasse ist abschließend mit (4.55) bestimmbar. Der Sicherheitsfaktor in (4.56) und (4.58) wird nach Schröder [32] zu 1,5 gewählt.

In (4.56) und (4.58) wird jeweils die minimale Anzahl an Halbleitermodulen auf eins beschränkt, um unrealistische Ergebnisse zu vermeiden. Wird z.B. in einer späteren Studie bei konstanter Leistung die Spannung verringert, sind mehr Halbleitermodule in Parallelschaltung und gleichzeitig weniger Halbleitermodule in Serienschaltung notwendig. Die Gesamtzahl der Halbleitermodule bleibt gleich. Wird die Spannung hingegen so stark reduziert, dass nur ein Halbleitermodul in Serienschaltung notwendig ist, steigt die Gesamtzahl der Module aufgrund der steigenden Anzahl in Parallelschaltung.

Die im Wechselrichter entstehenden Verluste setzen sich aus den Schalt- und Leitungsverlusten der Dioden und Transistoren zusammen. Die Gesamtverluste werden mit

$$P_{V,WR} = 6n_{ser}n_{par}(P_{V,L,D} + P_{V,S,D} + P_{V,L,Tr} + P_{V,S,Tr}) \quad (4.59)$$

berechnet. Der Strom je Strang teilt sich in Abhängigkeit des Modulationsgrades und der Phasenlage von Strom und Spannung auf die Dioden und Transistoren auf. Nach Wintrich et al. [102] wird (4.51) zu

$$P_{V,L,Tr} = \left(\frac{1}{2\pi} + \frac{m \cos \varphi}{8} \right) U_{F,Tr} \frac{\sqrt{2}I_s}{n_{par}} + \left(\frac{1}{8} + \frac{m \cos \varphi}{3\pi} \right) R_{Tr} \left(\frac{\sqrt{2}I_s}{n_{par}} \right)^2 \quad (4.60)$$

$$P_{V,L,D} = \left(\frac{1}{2\pi} - \frac{m \cos \varphi}{8} \right) U_{F,D} \frac{\sqrt{2}I_s}{n_{par}} + \left(\frac{1}{8} - \frac{m \cos \varphi}{3\pi} \right) R_D \left(\frac{\sqrt{2}I_s}{n_{par}} \right)^2 \quad (4.61)$$

erweitert. Zur Verlustberechnung wird dabei der maximale Strangstrom genutzt, welcher wiederum auf die einzelnen Module aufgeteilt wird.

Die Schaltverluste in den Dioden und Transistoren werden jeweils mit

$$P_{V,S} = \frac{f_S}{\pi} f_S E_{S,Ref} \left(\frac{\sqrt{2}I_s}{n_{par}I_{Ref}} \right)^{k_I} \left(\frac{U_{DC}}{n_{ser}U_{Ref}} \right)^{k_U} \quad (4.62)$$

berechnet. Zur Verlustberechnung werden als Strom und Spannung jeweils der maximale Strom pro Modul und die Gleichstromspannung verwendet. Im Vergleich zu (4.53), wird zusätzlich durch den Faktor π geteilt. Dieser Vorfaktor ergibt sich durch die Integration über eine Schaltperiode. Die Schaltfrequenz in (4.62) ist abhängig von der Wechselstromfrequenz. Um einen möglichst sinusförmigen Wechselstrom zu erhalten, muss die Schaltfrequenz deutlich höher sein als die Wechselstromfrequenz. Die notwendige Schaltfrequenz wird daher direkt aus der Wechselstromfrequenz mit

$$f_S = k_f f_{AC} \quad (4.63)$$

bestimmt. Der Frequenzfaktor k_f nimmt dabei Werte zwischen 10 und 20 an.

Abschließend können die Übergabewerte der Gleichstromseite bestimmt werden. Die Gleichstromspannung ist bereits mit (4.57) bekannt. Über die Leistungsbilanz des Wechselrichters ergibt sich mit der wechselstromseitigen Wirkleistung P_{AC} für den Gleichstrom

$$I_{DC} = \frac{P_{AC} + P_{V,WR}}{U_{DC}}. \quad (4.64)$$

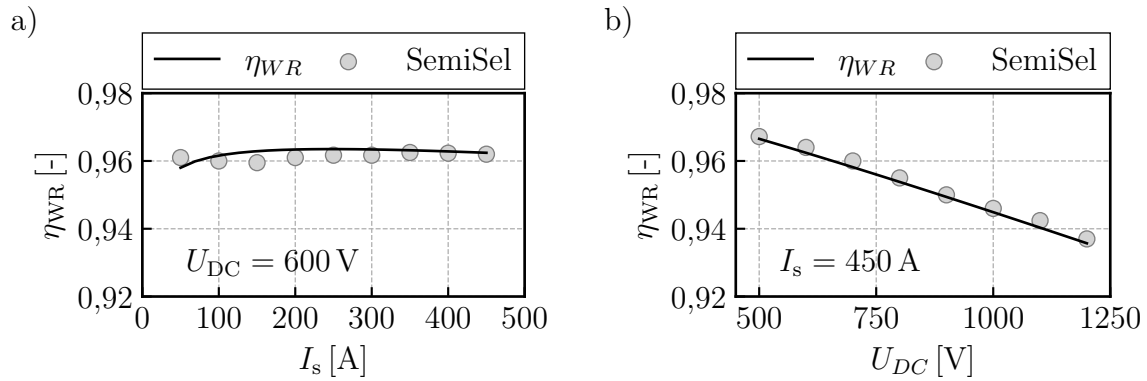


Abbildung 4.12.: Verifikation des Wechselrichter Verlustmodells: a) Variation des Strangstroms, b) Variation der Gleichspannung.

Nachrechnung: Analog zur Auslegungsrechnung werden die Wechselstromgrößen als eingehende Übergabewerte definiert. Die auf der Gleichstromseite ausgehenden Übergabewerte werden über die Verlustrechnung analog zur Auslegung bestimmt.

Verifikation und Kalibrierung: Zur Verifikation des Wechselrichterverlustmodells werden zwei Parameterstudien als Nachrechnung durchgeführt und die Ergebnisse mit Daten aus SemiSel [104] verglichen. Zunächst wird der Einfluss des Strangstroms untersucht. Anschließend erfolgt eine Veränderung der Gleichstromspannung am Wechselrichtereingang. Als Referenz zur Verifizierung des Wechselrichterverlustmodells wird das Halbleitermodul *SEMiX703GD126HDc* von Semikron verwendet. Der Eingabedatensatz sowie alle Randbedingungen der Verifikation sind in Tab. B.3 zusammengefasst.

In Abb. 4.12a ist die Abhängigkeit des Wechselrichterwirkungsgrades vom Strangstrom I_s abgebildet. Trotz der großen Veränderung des Strangstroms zwischen 50 A und 450 A bleibt der Wechselrichterwirkungsgrad näherungsweise konstant. Dies ist mit der gleichzeitig veränderten Ausgangsleistung zu begründen, welche die erhöhten Verluste bei der Wirkungsgradbestimmung ausgleicht. Die Abweichungen von den Verifikationsdaten sind mit weniger als einem halben Prozentpunkt sehr gering.

In Abb. 4.12b wird die Gleichspannung des Wechselrichters zwischen 500 V und 1200 V variiert. Die Wechselstromgrößen werden konstant gehalten. Die Gleichstromspannung hat einen deutlich größeren Einfluss auf den Wechselrichterwirkungsgrad, da die Ausgangsleistung unverändert bleibt. Bei wachsender Gleichstromspannung steigen die Schaltverluste in den Transistoren. Erneut sind nur geringe Abweichungen von weniger als einem halben Prozentpunkt zu erkennen.

Der Massenfaktor k_m in (4.55) wird mit Daten aus [105] kalibriert. Dabei handelt es sich um einen Wechselrichter, der im Bereich von Kleinflugzeugen Anwendung findet. Aus diesen Daten ergibt sich für den Massenfaktor k_m ein Wert von 5,5.

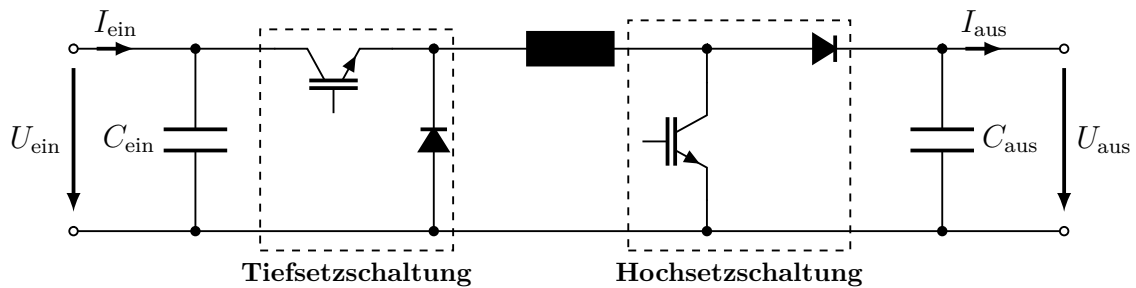


Abbildung 4.13.: Vereinfachte Gleichspannungswandlerschaltung mit Hoch- und Tiefsetzschialtung.

Gleichrichter

Als Gleichrichter wird eine vollgesteuerte Gleichrichter-Brückenschaltung zugrunde gelegt. Die elektrische Schaltung entspricht damit der des Wechselrichters in Abb. 2.14. Lediglich der Stromfluss ist im Gleichrichterbetrieb umgekehrt. Diese elektrische Schaltung wird bei drehzahlvariabler Speisung des Gleichspannungskreises über einen Generator eingesetzt. Sie ist daher für die Anwendung im Verbund mit Generator und Kolbenmotor geeignet.

Die Auslegungs- und Nachrechnung erfolgt analog zum Wechselrichter. Nach Chung und Sul [33] können die Leitverluste mit den Gleichungen (4.60) und (4.61) abgebildet werden. Die Schaltverluste sind weiterhin durch Schaltfrequenz, Modulströme und -spannungen bestimmt und werden mit (4.62) berechnet.

Gleichspannungswandler

Generell werden drei Varianten des Gleichspannungswandlers unterschieden: Tief-, Hoch- und die Kombination Tief-Hochsetzsteller. Neben Halbleiterbauelementen kommen im Gleichrichter auch Spulen und Kondensatoren in einer LC-Filter-Anordnung zum Einsatz. Dieser Filter ist zur Glättung der Eingangs- und Ausgangsgrößen notwendig. Die für das Modell genutzte vereinfachte elektrische Schaltung des kombinierten Tief-Hochsetzstellers ist in Abb. 4.13 abgebildet. Sie erlaubt einen unidirektionalen Leistungsfluss zwischen Ein- und Ausgang. Eine einfache Hoch- bzw. Tiefsetzstellerschaltung ergibt sich, indem die Halbleiterbauelemente der jeweils anderen Schaltung entfernt werden.

Für die Auslegungs- und Nachrechnung des hier vorgestellten Gleichspannungswandlermodells wird eine konstante Ausgangsspannung angenommen. Die Eingangsspannung kann hingegen während des Betriebs variieren. Die maximale Spannungsdifferenz zwischen Ein- und Ausgang ist dabei eine entscheidende Größe für die Auslegungsrechnung, denn sie definiert die Größe der Spulen und Kondensatoren.

Analog zu den weiteren Leistungselektronikkomponenten wird der Gleichspannungswandler im Betriebspunkt des maximalen Leistungsbedarfs ausgelegt. In diesem Punkt muss jedoch nicht notwendigerweise der größte Spannungsunterschied zwischen Ein- und Ausgang anliegen. Daher wird der maximale Spannungsunterschied als zusätzli-

cher Auslegungsparameter des Gleichspannungswandlers definiert. Mit dem maximalen Leistungsbedarf ergeben sich dann die für die Auslegung relevanten maximalen und minimalen Eingangsspannungen und -ströme zu

$$U_{\text{ein,max/min}} = U_{\text{aus}} \pm |\Delta U_{\text{aus-ein}}| \quad (4.65)$$

$$I_{\text{ein,max/min}} = \frac{P_{\text{ein,max}}}{U_{\text{aus}} \pm |\Delta U_{\text{aus-ein}}|} . \quad (4.66)$$

Im Folgenden wird die Modellierung des kombinierten Tief-Hochsetzstellers vorgestellt. Die beiden einfacheren Varianten können daraus abgeleitet werden, indem die nicht notwendigen Bauteile weggelassen werden. Die zur Bauteilauslegung genutzten Zusammenhänge unterscheiden sich in Abhängigkeit des Auslegungsbetriebs als Hoch- oder Tiefsetzsteller. Daher wird der kombinierte Tief-Hochsetzsteller einmal als Hoch- und einmal als Tiefsetzsteller ausgelegt. Anschließend werden die jeweils maximal erforderlichen Induktivitäten, Kapazitäten und Anzahl an Halbleiterbauelementen ermittelt.

Auslegungsrechnung: Als Übergabeparameter für die Auslegungsrechnung des Gleichspannungswandlers werden der Ausgangsstrom und -spannung sowie die Eingangsspannung definiert (vgl. Abb. 4.13). Für die Auslegung und Verlustberechnung ist jedoch auch der Eingangsstrom notwendig. Dafür wird zunächst der Wirkungsgrad η_{GS} geschätzt und der Eingangsstrom über die Leistungsbilanz mit

$$I_{\text{ein}} \approx \frac{U_{\text{aus}} I_{\text{aus}}}{U_{\text{aus}} \eta_{\text{GS}}} \quad (4.67)$$

bestimmt. Mit den bekannten Übergabewerten und den weiteren Eingabeparametern, kann die Gesamtmasse berechnet werden. Abschließend wird über eine Verlustrechnung der tatsächliche Wirkungsgrad ermittelt. Die Rechnung wird iterativ wiederholt, bis der eingangs geschätzte Wirkungsgrad und der berechnete Wirkungsgrad übereinstimmen.

Das Volumen des Gleichspannungswandlers wird mit der Leistungsdichte von 25 kW/dm^3 ermittelt [106]. Zur Bestimmung der Gesamtmasse werden neben den Massen der Halbleiterbauelemente auch die Massen der Spulen und Kondensatoren benötigt. Die Gesamtmasse ergibt sich damit zu

$$m_{\text{GS}} = \left(2n_{\text{par}}n_{\text{ser}}(m_{\text{D}} + m_{\text{Tr}}) + m_{\text{L}} + m_{\text{C,ein}} + m_{\text{C,aus}} \right) (k_{\text{m}} + 1) . \quad (4.68)$$

Um die notwendige Anzahl an Halbleiterbauelementen in Serien- und Parallelschaltung zu ermitteln, sind die Spitzenströme und -spannungen erforderlich. Durch das Arbeitsprinzip des Gleichspannungswandlers werden unerwünschte Schwingungen von Strom und Spannung erzeugt. Die Spitzenwerte setzen sich somit aus den maximalen Effektivwerten und der halben Schwingungsamplitude zusammen. Die maximal erlaubten Schwingungsamplituden sind eine Anforderung an die Gleichspannungswanderauslegung. Sie definieren nicht nur die Spitzenströme und -spannungen sondern ebenfalls die erforderliche Größe des LC-Filters.

Die auf den Effektivwert bezogenen maximalen Schwingungsamplituden werden als Welligkeit bezeichnet und fließen als Eingabeparameter in die Auslegung ein. Die Welligkeit

γ von Strom und Spannung wird mit

$$\gamma_{I,\text{aus}} = \frac{\Delta I_{L,\text{max}}}{I_{\text{max}}} \quad (4.69)$$

$$\gamma_{U,\text{ein}} = \frac{\Delta U_{\text{ein,max}}}{U_{\text{ein}}} \quad (4.70)$$

$$\gamma_{U,\text{aus}} = \frac{\Delta U_{\text{aus,max}}}{U_{\text{aus}}} \quad (4.71)$$

definiert. Dabei kann der maximale Strom I_{max} entweder an Ein- oder Ausgang auftreten. Damit ergeben sich die Spitzenwerte von Strom und Spannung zu

$$\hat{I}_{\text{max}} = I_{\text{max}} + \frac{\Delta I_{L,\text{max}}}{2} \quad (4.72)$$

$$\hat{U}_{\text{ein,max}} = U_{\text{ein,max}} + \frac{\Delta U_{\text{ein,max}}}{2} \quad (4.73)$$

$$\hat{U}_{\text{aus}} = U_{\text{aus}} + \frac{\Delta U_{\text{aus,max}}}{2}. \quad (4.74)$$

Entsprechend wird die Anzahl an Halbleiterbauelementen mit

$$n_{\text{par}} = \max \left(1, \frac{\hat{I}_{\text{max}} k_{\text{SF}}}{I_{\text{HL,max}}} \right) \quad (4.75)$$

$$n_{\text{ser}} = \max \left(1, \frac{\max(\hat{U}_{\text{ein,max}}, \hat{U}_{\text{aus}}) k_{\text{SF}}}{U_{\text{HL,max}}} \right) \quad (4.76)$$

berechnet. Dabei wird analog zum Wechselrichter ein Sicherheitsfaktor k_{SF} verwendet, um dynamische Überspannungen und -ströme abzudecken. Dieser wird ebenfalls zu 1,5 gewählt. Außerdem ist die minimale Anzahl an Modulen wieder auf eins limitiert, um unrealistische Ergebnisse zu vermeiden.

Zur Bestimmung der Massen von Kondensatoren und Spulen wird analog zu Vratny [65] und Rucker [107] eine mittlere gravimetrische Energiedichte e der Bauteile genutzt. Mit der jeweils maximal gespeicherten Energie werden die Massen mit

$$m_L = \frac{L \hat{I}_{\text{max}}^2}{2e_L} \quad (4.77)$$

$$m_{C,\text{ein}} = \frac{C_{\text{ein}} \hat{U}_{\text{ein,max}}^2}{2e_C} \quad (4.78)$$

$$m_{C,\text{aus}} = \frac{C_{\text{aus}} \hat{U}_{\text{aus}}^2}{2e_C} \quad (4.79)$$

berechnet. Die Größe der Induktivität und der Kapazitäten wird dabei durch die Welligkeitsanforderungen aus (4.69) bis (4.71) definiert. Nach [108], [109] und [110] werden

diese jeweils für den Hoch- und Tiefsetzsteller mit

$$C_{\text{ein,Tief}} = \frac{I_{\text{max}}}{f_S \Delta U_{\text{aus,max}}} \left(1 - \frac{U_{\text{aus}}}{U_{\text{ein,max}}} \right) \quad (4.80)$$

$$C_{\text{ein,Hoch}} = \frac{I_{\text{max}}}{f_S \Delta U_{\text{aus,max}}} \left(\frac{U_{\text{ein,min}}}{U_{\text{aus}}} \right) \quad (4.81)$$

$$L_{\text{Hoch}} = U_{\text{ein,min}} \frac{U_{\text{aus}} - U_{\text{ein,min}}}{U_{\text{aus}}} \frac{1}{f_S \Delta I_{\text{L,max}}} \quad (4.82)$$

$$L_{\text{Tief}} = U_{\text{aus}} \frac{U_{\text{ein,max}} - U_{\text{aus}}}{U_{\text{ein,max}}} \frac{1}{f_S \Delta I_{\text{L,max}}} \quad (4.83)$$

$$C_{\text{aus,Tief}} = \frac{\Delta I_{\text{L,max}}}{8 f_S \Delta U_{\text{aus,max}}} \quad (4.84)$$

$$C_{\text{aus,Hoch}} = \frac{I_{\text{aus}}}{f_S \Delta U_{\text{aus,max}}} \left(1 - \frac{U_{\text{ein,min}}}{U_{\text{aus}}} \right) \quad (4.85)$$

berechnet. Für den kombinierten Tief-Hochsetzsteller werden die jeweiligen Maximalwerte aus (4.80) bis (4.85) genutzt. Damit kann die Gesamtmasse des Gleichspannungswandlers mit (4.68) bestimmt werden.

In der Verlustberechnung des Gleichspannungswandlers werden die Leit- und Schaltverluste der Halbleiterbauelemente sowie die Verluste der Spule berücksichtigt. Verluste in den Kondensatoren werden vernachlässigt. Die Gesamtverluste des Tief-Hochsetzstellers werden mit

$$P_{V,\text{GS,Tief}} = n_{\text{ser}} n_{\text{par}} \left(P_{V,\text{L,D}} + P_{V,\text{S,D}} + P_{V,\text{L,Tr}} + P_{V,\text{S,Tr}} \right)_{\text{Tief}} + (n_{\text{ser}} n_{\text{par}} P_{V,\text{L,Tr}})_{\text{Hoch}} + P_{V,\text{L}} \quad (4.86)$$

$$P_{V,\text{GS,Hoch}} = n_{\text{ser}} n_{\text{par}} \left(P_{V,\text{L,D}} + P_{V,\text{S,D}} + P_{V,\text{L,Tr}} + P_{V,\text{S,Tr}} \right)_{\text{Hoch}} + (n_{\text{ser}} n_{\text{par}} P_{V,\text{L,D}})_{\text{Tief}} + P_{V,\text{L}} \quad (4.87)$$

bestimmt. Ein Teil der Halbleiterbauelemente wird in Abhängigkeit des Betriebsmodus nicht aktiv geschaltet und erzeugt lediglich Leitungsverluste. Die weiteren aktiv geschalteten Halbleiterelemente hingegen erzeugen Leit- und Schaltverluste. Somit unterscheidet sich die Verlustbestimmung je nach Betriebsmodus.

Die Leitungs- und Schaltverluste der Halbleiterbauelemente werden mit den Effektivwerten von Strom und Spannung je Bauteil bestimmt. Diese ergeben sich aus den Übergabewerten und der berechneten Anzahl an Halbleiterbauelementen. Damit lassen sich die Leitungsverluste der aktiv geschalteten Dioden und Transistoren nach Wintrich

et al. [102] mit

$$P_{V,L,Tr} = (I_{HL}U_{F,Tr} + R_{Tr}I_{HL}^2) D_T \quad (4.88)$$

$$P_{V,L,D} = (I_{HL}U_{F,D} + R_D I_{HL}^2) (1 - D_T) \quad (4.89)$$

berechnen. Dabei bestimmt der Tastgrad D_T die Aufteilung des Stroms auf die Dioden und Transistoren. Der Tastgrad setzt den Zeitraum, in dem die Transistoren leiten, mit der Gesamtzeit einer Schaltperiode ins Verhältnis (vgl. (2.34)). Er lässt sich je nach Betriebsmodus (als Hoch- oder Tiefsetzsteller) auch in Form der Ein- und Ausgangsspannung mit

$$D_{T,Hoch} = 1 - \frac{U_{ein}}{U_{aus}}, \quad (4.90)$$

$$D_{T,Tief} = \frac{U_{aus}}{U_{ein}}, \quad (4.91)$$

ausdrücken. Die Schaltverluste werden mit (4.53) bestimmt. Die zusätzlichen Leitungsverluste der nicht aktiv geschalteten Halbleiterelemente wiederum werden mit (4.51) berechnet. Dabei ist der effektive Strom je Halbleiterelement einzusetzen.

Die in der Spule entstehenden Verluste werden nach [111] mit

$$P_{V,L} = I_{aus}^2 R_{DCR}, \quad (4.92)$$

berechnet. Dabei wird der äquivalente Gleichstromwiderstand R_{DCR} genutzt. Dieser Gleichstromwiderstand ist abhängig von Aufbau und Größe der Spule. Um die Skalierbarkeit des Modells sicherzustellen, müsste der Gleichstromwiderstand daher analog zu der Induktivität in der Auslegungsrechnung bestimmt (vgl. (4.82) und (4.83)) bzw. skaliert werden. In der Literatur konnte jedoch keine analytische Bestimmung des Gleichstromwiderstands einer Spule gefunden werden. Er wird entsprechend als Eingabeparameter definiert. Insgesamt stellen die Verluste der Spule nach Schelle und Castorena [112] nur einen geringen Teil der Gesamtverluste dar, sodass ein konstanter Gleichstromwiderstand der Spule im Kontext des späteren Gesamtantriebssystems keinen großen Einfluss hat.

Aus den berechneten Verlustanteilen kann schließlich der tatsächliche Wirkungsgrad des Gleichspannungswandlers mit

$$\eta_{GS} = 1 - \frac{P_{V,GS}}{U_{ein}I_{ein}} \quad (4.93)$$

ermittelt werden. Dieser wird mit dem eingangs in (4.67) geschätzten Wirkungsgrad verglichen.

Nachrechnung: In der Nachrechnung des Gleichspannungswandlers werden ebenfalls Ausgangsstrom und Eingangsspannung als notwendige Übergabegrößen definiert (vgl. Abb. 4.13). Die konstante Ausgangsspannung und die Verlustcharakteristiken der elektrischen Bauteile sind aus der Auslegungsrechnung bekannt. Damit kann die iterative Verlustrechnung analog zur Auslegungsrechnung erfolgen.

Verifikation und Kalibrierung: Um die Implementierung zu verifizieren, wird die Verlustrechnung mit Daten von SemiSel [104] verglichen. Dabei wird nur die Tiefsetzstellerschaltung betrachtet. Als Referenz wird das Halbleitermodul *SEMiX302GAR12E4s*

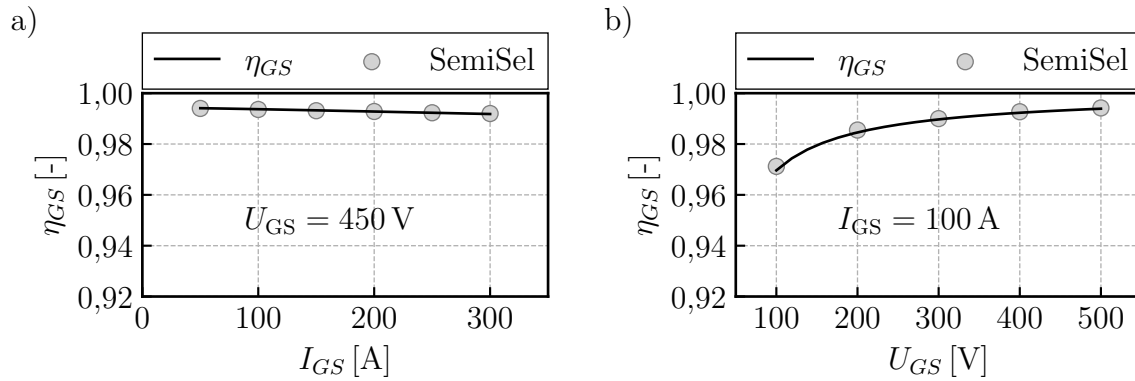


Abbildung 4.14.: Verifikation des Gleichspannungswandler Verlustmodells: a) Variation des Ausgangsstroms, b) Variation der Ausgangsspannung.

von Semikron genutzt. Der Eingabedatensatz sowie alle Randbedingungen der Verifikation sind in Tab. B.4 zusammengefasst. Zur Verifikation werden zwei Studien als Nachrechnung durchgeführt. Im ersten Fall wird bei konstanter Ein- und Ausgangsspannung der Ausgangsstrom des Gleichspannungswandler variiert. In der zweiten Studie wird bei sonst konstanten Bedingungen die Ausgangsspannung verändert. Die Ergebnisse der beiden Studien sind in Abb. 4.14 dargestellt.

Wie Abb. 4.14a zeigt, ändert sich bei Variation des Ausgangsstroms der Gesamtwirkungsgrad nur geringfügig. Die im Modell berechneten Verluste sind hauptsächlich stromabhängig. Je größer der Ausgangsstrom, desto größer werden auch die Verluste. Jedoch steigt gleichzeitig auch die Ausgangsleistung mit dem Strom. Analog zum Wechselrichter gleichen sich die erhöhten Verluste und die erhöhte Ausgangsleistung in etwa aus und der Wirkungsgrad bleibt näherungsweise konstant. Insgesamt ergeben sich nur geringe Abweichungen von den Verifikationsdaten.

Wie Abb. 4.14b zeigt, hat die Variation der Ausgangsspannung einen größeren Einfluss auf den Gesamtwirkungsgrad des Gleichspannungswandlers. Da der Ausgangsstrom konstant bleibt, ändert sich mit der Ausgangsspannung die Ausgangsleistung. Die Verluste bleiben durch den konstanten Ausgangsstrom ebenfalls näherungsweise konstant. Entsprechend sinkt der Wirkungsgrad für kleine Ausgangsspannungen. Erneut zeigt das implementierte Modell nur geringe Abweichungen zur Referenz.

Um den Massenfaktor k_m in (4.68) zu kalibrieren, werden Daten aus [113] verwendet. Dabei handelt es sich um einen Tiefsetzsteller mit hoher gravimetrischer Leistungsdichte. Der zur Verifikation genutzte Tiefsetzsteller weist ein etwas anderes Schaltbild auf, als das hier verwendete. Im Referenzwandler wird eine sechsphasige Schaltung verwendet. Im Vergleich zu Abb. 4.13, werden dabei nicht nur die Halbleiterbauelemente sechsfach parallel geschaltet, sondern auch die Induktivität. Um diese Schaltung näherungsweise abzubilden, wird der Sicherheitsfaktor in (4.56) iteriert, um sechs parallele Module zu erhalten. Mit diesem Vorgehen ergibt sich für den Massenfaktor $k_m = 1,3$.

4.3.6. Gleichspannungskabel

Für die Verlustmodellierung von Kabeln können grundlegende elektrische Zusammenhänge genutzt werden. Deutlich schwieriger gestaltet sich die Auslegung des Kabelquerschnitts und der notwendigen Isolation. Die notwendige Isolationsdicke wird durch Betriebsspannung, Kabelinstallation, Kabelaufbau und Größe möglicher Fehlstellen in der Isolation beeinflusst. Für eine genaue Bestimmung der Isolationsdicke sind daher detaillierte Informationen notwendig. Um eine Detailauslegung zu vermeiden, kommen in der Regel Normen zum Einsatz, welche jedoch meist einen eingeschränkten Gültigkeitsbereich aufweisen. Weiterhin existieren einige analytische Ansätze zur Berechnung der notwendigen Isolationsdicke, z.B. von Cheng [114]. Diese beziehen sich jedoch meist auf Spannungen im mehrstelligen Kilovolt-Bereich und sind für die Auslegung von Erdkabeln entwickelt worden. Für den Leistungs- und Spannungsbereich von Kleinflugzeugen, wie sie in dieser Arbeit betrachtet werden (vgl. Kap. 6), ergeben sich mit diesen analytischen Ansätzen unrealistische Isolationsdicken.

Für die Gleichspannungskabel wird in dieser Arbeit eine möglichst einfache Modellierung angestrebt. Das hier entwickelte Modell nutzt für die Bestimmung der Isolations- und Schutzhüllendicke Normen aus dem Automobilbereich. Für die Leiterauslegung und Verlustbestimmung werden physikalische Zusammenhänge genutzt.

Auslegungsrechnung: Für die Auslegungsrechnung werden Strom und Spannung am Austritt des Kabels als notwendige Übergabegrößen definiert. Zusammen mit den Eingabeparametern können so zunächst der notwendige Kabelquerschnitt und die Masse bestimmt werden. Daraus wiederum können die entstehenden Ohm'schen Verluste ermittelt werden. Innerhalb der Auslegungsrechnung wird der Kabelquerschnitt entsprechend Abb. 4.15a vereinfacht. Zudem wird das in Abb. 4.15b dargestellte Ersatzschaltbild für die Berechnung genutzt.

Mit dem zu übertragenden Strom kann der notwendige Leiterquerschnitt analog zum Modell der elektrischen Maschine mit

$$A_L = \frac{I_{\text{aus}}}{S_{K_a}}. \quad (4.94)$$

bestimmt werden. Wird das Kabel mit einer variablen Spannung beaufschlagt (vgl. Abb. 4.3), so wird der maximale Gleichstrom zur Berechnung des Leiterquerschnitts verwendet. Dieser ergibt sich bei maximaler Leistung mit der minimalen Gleichspannung.

Die Stromdichte S_{K_a} in (4.94) wird als Eingabeparameter definiert. Dieser Parameter ist bei Annahme einer Luftkühlung mit natürlicher Konvektion nur in erster Näherung konstant, da die Verlustleistung quadratisch mit dem Leiterdurchmesser steigt, die Wärmeabfuhr über die Oberfläche hingegen näherungsweise linear. Entsprechend sinkt die maximale Stromdichte für größere Leiterdurchmesser. Da die Gleichspannungskabel jedoch nur einen geringen Anteil an der Gesamtsystemmasse haben, wird hier eine konstante Stromdichte angenommen.

Die zu ermittelnde längenspezifische Kabelmasse wird primär durch den Leiterquerschnitt festgelegt [115]. Entsprechend ist eine detaillierte Betrachtung der notwendigen

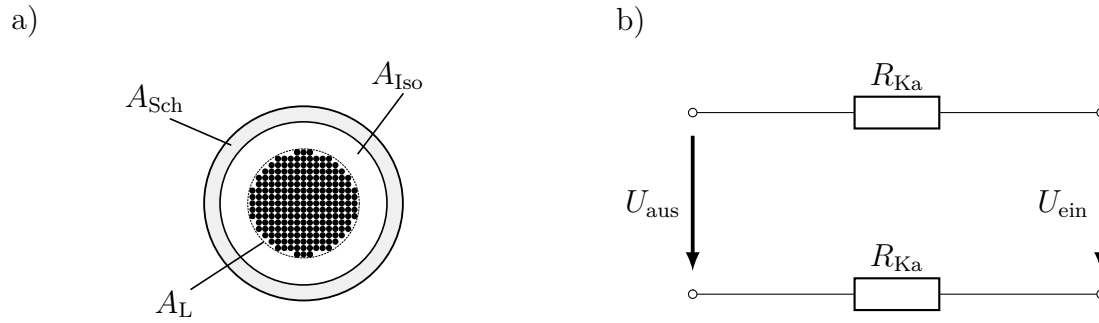


Abbildung 4.15.: a) Aufbau eines DC Kabels und b) zugehöriges Ersatzschaltbild.

Isolationsdicke für die Vorauslegung nicht notwendig. Stattdessen wird die erforderliche Dicke der Isolation und der Schutzhülle in Abhängigkeit des Leiterdurchmessers bestimmt. Dazu werden Daten aus [12] und [13] verwendet. Dabei handelt es sich um Normen für die Auslegung von Leistungskabeln im Automobil mit Spannungen von 900 V. Wie in Abb. 4.16 dargestellt, können die Dicken jeweils mit den Regressionskurven

$$d_{Iso} = 0,0526D_L + 0,166 \quad (4.95)$$

$$d_{Sch} = \begin{cases} 0,0806D_L + 0,257 & D_L \leq 10.5 \\ 1.1 & D_L > 10.5 \end{cases} \quad (4.96)$$

berechnet werden. Dabei ist der Kabeldurchmesser in Millimeter einzusetzen und die berechneten Dicken tragen ebenfalls die Einheit Millimeter. Die so bestimmte Isolationsdicke ist für Spannungen um 900 V geeignet, unabhängig von der tatsächlich anliegenden Spannung. Damit ist das entwickelte Kabelmodell auf Spannungen kleiner gleich 900 V beschränkt. Für kleinere Betriebsspannungen kommt die berechnete Isolationsdicke dann einer konservativen Abschätzung gleich.

Damit ist der Querschnitt des Kabels bestimmt. Die Masse kann entsprechend mit den Querschnittsflächen der einzelnen Kabelkomponenten durch

$$m_{Ka} = A_L l_{Ka} \rho_L + A_{Iso} l_{Ka} \rho_{Iso} + A_{Sch} l_{Ka} \rho_{Sch} \quad (4.97)$$

ermittelt werden. Das Volumen des Kabels ist mit dem Querschnitt und der Kabellänge bestimmbar. Der Fokus bei der Volumenbestimmung liegt jedoch auf der Vorhersage notwendiger Bauvolumina. Entsprechend wird das Volumen der Kabel auf Systemebene vernachlässigt und hier nicht berechnet.

Die Ohm'schen Verluste können mit dem Leiterquerschnitt, -länge und dem spezifischen Widerstand φ_L des Leitermaterials bestimmt werden. Zunächst wird dazu der Widerstand des Kabels mit

$$R_{Ka} = \frac{l_{Ka}}{A_L} \varphi_L \quad (4.98)$$

bestimmt. Um schließlich die Verluste zu berechnen, müssen gemäß Abb. 4.15b Hin- und Rückleitung beachtet werden. Für die in der gesamten Kabelverbindung auftretenden

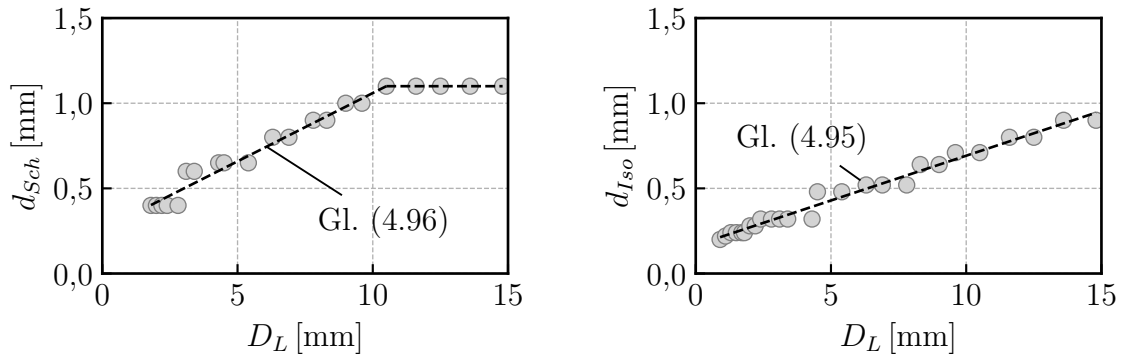


Abbildung 4.16.: Regressionen für die Dicke der Schutzhülle und Isolation (DC Kabel bis 900 V), Datenpunkte aus [12, 13].

Verluste gilt entsprechend

$$P_V = 2R_{Ka}I_{aus}^2. \quad (4.99)$$

Damit können Strom und Spannung am Eintritt des Kabels ermittelt werden

$$I_{ein} = I_{aus}, \quad (4.100)$$

$$U_{ein} = U_{aus} + \frac{P_V}{I}. \quad (4.101)$$

Nachrechnung: Auch in der Nachrechnung werden Strom und Spannung am Ausgang des Kabels als notwendige Übergabegrößen definiert. Mit dem aus der Auslegung bekannten Widerstand können die Verluste in jedem Betriebspunkt bestimmt werden.

4.3.7. Batterie

Wie in Kap. 2.3.6 beschrieben, sind Batteriepacks aus einzelnen Batteriezellen aufgebaut. Diese werden je nach Kapazitäts- und Spannungsanforderungen in Serie und parallel verschaltet. Damit sind Batteriepacks durch die Zellanzahl inhärent skalierbar. Für die Auslegung des Batteriepacks muss jedoch das Betriebsverhalten der einzelnen Batteriezellen bekannt sein.

In der Literatur wird eine Vielzahl von Modellen für Batteriezellen beschrieben. Diese unterscheiden sich zum einen im Detailgrad und zum anderen in den modellierten Eigenschaften einer Batteriezelle. Neben dem reinen Betriebsverhalten können zusätzliche Aspekte wie das thermische Verhalten und der Alterungsprozess einer Zelle modelliert werden [116]. In dieser Arbeit wird lediglich der wichtigste Aspekt für das Antriebssystem abgebildet, das Betriebsverhalten bezüglich Strom und Spannung.

Von Meng et al. [117] wird ein Überblick zu aktuellen Möglichkeiten der Batteriemodellierung gegeben. Empirische Modelle stellen den Zusammenhang zwischen Zellspannung, Entladestrom und Ladezustand durch eine einzige mathematische Gleichung her. Durch ihre einfache Handhabung und kurze Rechenzeiten eignen sich diese Modelle für die

Anwendung in übergeordneten Systemanalysen. Als negativ zu bewerten ist der Kalibrierungsaufwand. Zudem sind keine Betriebsgrenzen in den Modellen enthalten. Die Limitierung des Stroms bzw. des C-Koeffizienten müsste daher gesondert erfolgen.

Ersatzschaltbilder stellen eine weitere Möglichkeit dar, das Verhalten von Batterien zu approximieren. Durch die Verschaltung verschiedener passiver Elemente wie Widerstände, Kondensatoren und Spulen kann das Betriebsverhalten der Batterie approximiert werden. Dieses Vorgehen ist besonders für transiente Simulationen im Zusammenhang mit weiteren elektrischen Schaltkreisen sinnvoll. Nachteilig ist der hohe Kalibrierungsaufwand. Widerstände, Kapazitäten und Induktivitäten im Ersatzschaltbild müssen für jede Batteriezelle neu kalibriert werden (vgl. [118]).

In elektrochemischen Modellen wird die Batteriezelle mit ihren einzelnen Bestandteilen Anode, Kathode und Elektrolyt abgebildet. Diese Modelle werden hauptsächlich zur Auslegung der Batteriezellen selbst genutzt. Sie verbinden die makroskopischen Größen Strom und Spannung mit mikroskopischen Eigenschaften wie Konzentrationsverteilungen und Zellgeometrie. In ein- bis dreidimensionalen Betrachtungen werden elektrochemische Gleichungen und Transportgleichungen gelöst, um das Betriebsverhalten abzubilden [119–121]. Um die zugrunde liegenden Differentialgleichungen zu lösen, ist in der Regel ein erheblicher Rechenaufwand notwendig. Zudem ist für eine korrekte Modellierung detailliertes Expertenwissen erforderlich. Daher eignen sich elektrochemische Modelle nicht zur Einbettung in übergeordnete Systemanalysen.

In dieser Arbeit wird analog zu den weiteren Antriebskomponenten ein Betriebskennfeld genutzt um das Betriebsverhalten abzubilden. Die dafür benötigten Entladekurven sind in der Regel in den Datenblättern von Batteriezellen vorhanden. Diese sind abhängig vom Zelltyp und der Zellchemie. In Abb. 4.17 ist ein exemplarisches Kennfeld dargestellt, wie es in dieser Arbeit verwendet wird. Die einzelnen Entladekurven sind dabei vom Entladestrom abhängig, der durch den C-Koeffizienten beschrieben wird. Eine zusätzliche Abhängigkeit besteht hinsichtlich der Zelltemperatur. Tiefe Zelltemperaturen haben einen großen Einfluss auf die Verluste der Zelle (vgl. Abb. 2.18b). Hier wird jedoch angenommen, dass die Batterie vor der Nutzung auf die optimale Betriebstemperatur von etwa 20 °C aufgewärmt wird. Entsprechend kann der Einfluss der Zelltemperatur vernachlässigt werden.

Im Vergleich zu einer empirischen Gleichung entfällt bei dem hier genutzten Vorgehen die Kalibrierung. Zudem sind im Kennfeld Betriebsgrenzen der Batteriezelle vorhanden, die in der Regel nur bis zu einem maximalen C-Koeffizienten betrieben werden dürfen. Das Vorgehen stellt damit eine einfache Möglichkeit dar, verschiedene Zelltypen und -chemien und deren Eignung auf Antriebssystemebene zu bewerten.

Im Gegensatz zu den weiteren Antriebskomponenten wird das Modell des Batteriepacks nicht in Abschnitten zur Auslegungs- und Nachrechnung beschrieben. Die beiden Rechengänge sind iterativ in einer einzigen Auslegungsroutine verbunden. Ziel des Verfahrens ist die Auslegung einer möglichst leichten Batterie, welche alle Missionsanforderungen erfüllt. In Abb. 4.18 ist der Berechnungsablauf zur Auslegung eines Batteriepacks dargestellt. Das Vorgehen ist dabei angelehnt an den Ausführungen von Vratny [65] sowie Bradley und Droney [62]. Die genannten Verfahren werden kombiniert und um zusätzliche Be-

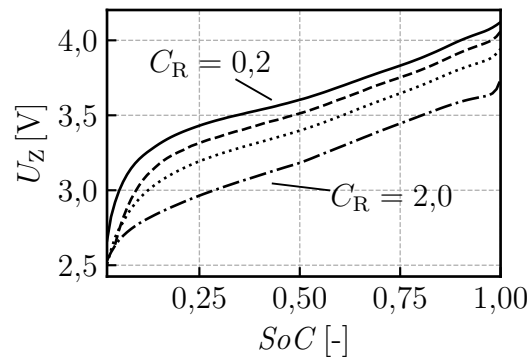


Abbildung 4.17.: Exemplarisches Kennfeld einer Batteriezelle [14].

triebsrandbedingungen erweitert. Dazu zählt z.B. die Beschränkung des C-Koeffizienten und die Berücksichtigung von maximaler sowie minimaler Batteriespannung. Zudem erfolgt eine alternative Massen- und Volumenbestimmung.

Das Verfahren lässt sich in vier wesentliche Schritte einteilen, die in den folgenden Absätzen detailliert beschrieben werden. Zu Beginn der Packauslegung sind die Ergebnisse aus der Auslegungsmission des Antriebs bekannt (vgl. Abb. 4.1). Um Startwerte für die notwendige Anzahl an Zellen in Serien- und Parallelschaltung zu erhalten, wird zunächst eine Missionsanalyse durchgeführt. Diese Startwerte werden später im Verfahren iterativ angepasst. Im nächsten Schritt erfolgt eine Entladesimulation mit der eingangs geschätzten Batteriegröße. Dabei wird die Einhaltung der Betriebsgrenzen einer Batteriezelle überprüft. Kommt es zu einer Überschreitung der Betriebsgrenzen, wird die Zellanzahl angepasst und die Entladesimulation beginnt erneut. Wenn die vollständige Entladesimulation erfolgreich durchgeführt wird, erfolgt eine Überprüfung der Auslegungsziele im dritten Schritt. Für die Auslegung des Batteriepacks werden drei Zielgrößen definiert. Über die gesamte Mission darf weder die minimale Batteriespannung $U_{Ba,min}$ unterschritten, noch die maximale Batteriespannung $U_{Ba,max}$ überschritten werden. Diese Spannungsrandbedingungen werden durch die angebundenen Antriebskomponenten gestellt (vgl. Abb. 4.3). Weiterhin soll die Batterie möglichst einen gewünschten Ladezustand SoC_{Ziel} am Missionsende erreichen, welcher einen Eingabeparameter darstellt. Da kein Alterungsmodell für die Batterie verwendet wird, sind entsprechende Puffer für den Kapazitätsverlust in Abhängigkeit der gewünschten Ladezyklen vorzusehen. Im letzten Schritt werden anhand der berechneten Zellanzahl die Masse und das Volumen des Batteriepacks errechnet.

Missionsanalyse: Im ersten Schritt der Missionsanalyse werden zunächst die maximale Leistung $P_{Ba,max}$ und die erforderliche Missionsenergie E_{Mis} anhand der Flugmission ermittelt. Diese Größen sind neben der minimalen und maximalen Batteriespannung $U_{Ba,min}$, $U_{Ba,max}$ Betriebsrandbedingungen für die Batterie. Mit den zu erfüllenden Betriebsrandbedingungen kann eine Schätzung der notwendigen Anzahl an Batteriezellen erfolgen, die nachfolgend beschrieben wird. Zur Schätzung der Zellanzahl werden zunächst konservative Annahmen getroffen, welche in einer zu großen Batterie münden.

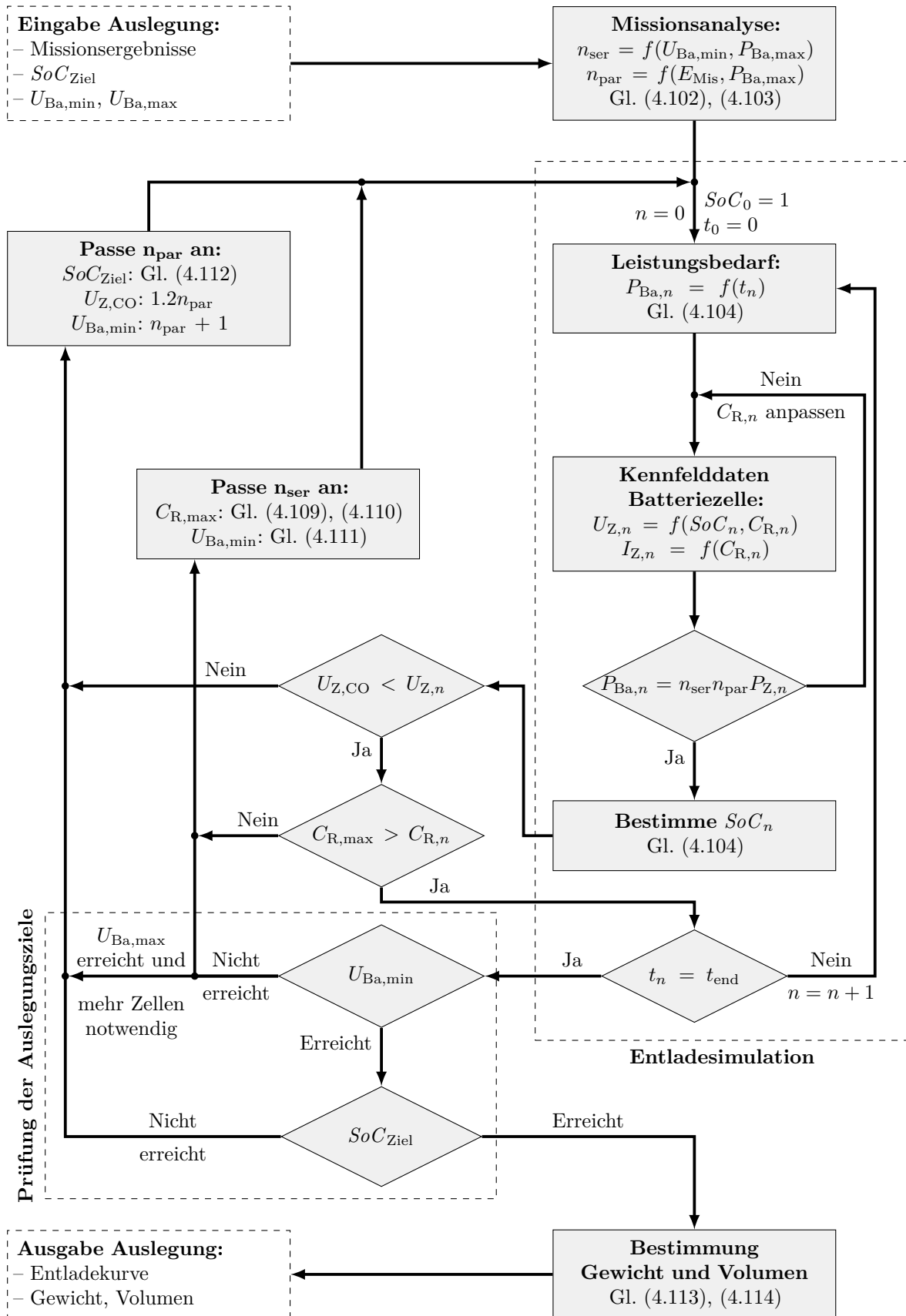


Abbildung 4.18.: Ablaufdiagramm der Auslegungsrechnung eines Batteriepacks.

Anschließend wird das Batteriepack iterativ verkleinert. Dieses Vorgehen hat sich als äußerst stabil und schnell konvergierend herausgestellt.

Die Anzahl paralleler Zellen wird aus der notwendigen Missionsenergie und der maximal erforderlichen Batterieleistung mit

$$n_{\text{par}} = \max \left(\frac{E_{\text{Mis}}}{C_{\text{Z,Nenn}} U_{\text{Ba,min}}}, \frac{3600 P_{\text{Ba,max}}}{U_{\text{Ba,min}} C_{\text{R,max}} C_{\text{Z,Nenn}}} \right) \quad (4.102)$$

geschätzt, wobei $C_{\text{Z,Nenn}}$ die Nennkapazität einer einzelnen Zelle darstellt. Der Faktor 3600 dient der Umrechnung der Kapazität in Ampere-Stunden, da der C-Koeffizient nicht in SI Einheiten definiert ist. Es wird also angenommen, dass sowohl die Missionsenergie als auch die maximal erforderliche Leistung durch eine hohe Kapazität der Batterie bereitgestellt werden kann.

Um einen Startwert für die Anzahl an Zellen in Serie zu generieren, wird angenommen, dass mindestens die minimale Batteriespannung und maximale Leistung am Ende der Mission erreicht werden müssen. Mit der Zellspannung und Zellstrom bei Zielladezustand SoC_{Ziel} und maximalem C-Koeffizient $C_{\text{R,max}}$ ergibt sich für die Zellen in Serie

$$n_{\text{ser}} = \max \left(\frac{U_{\text{Ba,min}}}{U_{\text{Z}}'}, \frac{P_{\text{Ba,max}}}{n_{\text{par}} (I_{\text{Z}}' U_{\text{Z}}')} \right) \quad \text{mit} \quad \begin{aligned} U_{\text{Z}}' &= f(SoC_{\text{Ziel}}, C_{\text{R,max}}) \\ I_{\text{Z}}' &= f(C_{\text{R,max}}). \end{aligned} \quad (4.103)$$

Wird die maximale Batteriespannung mit der Anzahl an seriellen Zellen überschritten, wird der Schätzwert entsprechend nach unten korrigiert.

Entladesimulation: Im zweiten Schritt wird eine Entladesimulation durchgeführt, um die Einhaltung der Betriebsgrenzen zu überprüfen. Unter dem Begriff Betriebsgrenzen sind hier die Entladeschlussspannung, der maximale C-Koeffizient sowie die minimale und maximale Batteriespannung über die Mission zusammengefasst. Zu Beginn ist die Batterie vollständig geladen. In jedem Missionssegment ist die erforderliche Batterieleistung und Zeitdauer bekannt. Um die Entladesimulation durchzuführen, wird jedes der Missionssegmente in zehn Zeitschritte Δt diskretisiert. Eine feinere Diskretisierung zeigt keine wesentliche Veränderung der Ergebnisse.

Zunächst wird die erforderliche Leistung pro Batteriezelle für den Zeitpunkt t_n mit

$$P_{\text{Z},n} = \frac{P_{\text{Ba},n}}{n_{\text{ser}} n_{\text{par}}} \quad (4.104)$$

ermittelt. Die von einer Batteriezelle abgegebene Leistung $P_{\text{Z},n}$ sowie Strom $I_{\text{Z},n}$ und Spannung $U_{\text{Z},n}$ sind nur iterativ bestimmbar. Dabei ist der Strom proportional zum C-Koeffizienten, während die Zellspannung mit dem Kennfeld der Zelle bestimmt wird. Mit einem eingangs geschätzten C-Koeffizienten wird die Zellspannung entsprechend des Ladezustands mit dem Kennfeld interpoliert. Der C-Koeffizient wird so lange iterativ angepasst, bis die erforderliche Leistung abgegeben wird. Damit sind sowohl Zellspannung $U_{\text{Z},n}$ als auch Zellstrom $I_{\text{Z},n}$ zum Zeitpunkt t_n bestimmt.

Die von einer Zelle erzeugte Wärmeverlustleistung zum Zeitpunkt t_n wird mit

$$\dot{Q}_{\text{Z},n} = R_{\text{i},n} I_{\text{Z},n}^2 \quad (4.105)$$

bestimmt. Der innere Widerstand ist dabei eine Funktion des Ladezustands sowie des aktuellen Entladestroms und wird mit der Leerlaufspannung der Zelle berechnet.

$$R_{i,n} = \frac{U'_Z - U_{Z,n}}{I_{Z,n}} \quad \text{mit} \quad U'_Z = f(SoC_n, C_R = 0) \quad (4.106)$$

Für die Wärmeverlustleistung der gesamten Batterie im Zeitschritt t_n ergibt sich schließlich

$$\dot{Q}_{Ba,n} = \dot{Q}_{Z,n} n_{ser} n_{par} . \quad (4.107)$$

Bei der Bestimmung des neuen Ladezustands wird über den Zeitschritt Δt ein konstanter Batteriestrom angenommen. Damit kann der Ladezustand zum Zeitpunkt t_{n+1} mit

$$SoC_{n+1} = SoC_n - \frac{I_{Z,n}}{C_{Z,Nenn}} \Delta t \quad (4.108)$$

bestimmt werden. Dieser fließt im nächsten Zeitschritt in die Bestimmung der Zellspannung ein.

Nach jedem konvergierten Zeitschritt wird überprüft, ob alle Betriebsgrenzen eingehalten wurden. Zu den Betriebsgrenzen gehören der maximale C-Koeffizient und die Entladeschlussspannung. Um eine Schädigung der Zelle zu vermeiden, dürfen beide Grenzen nicht überschritten werden. Bei einer Unterschreitung der Entladeschlussspannung wurden die Zellen zu stark entladen. Es erfolgt eine Anpassung der Zellen in Parallelschaltung, um die Kapazität des Batteriepacks zu erhöhen.

Wird der maximale C-Koeffizient überschritten, konnte im letzten Zeitschritt die geforderte Leistung nicht erbracht werden. Entweder ist der Zellstrom oder die Zellspannung zu gering. Der notwendige Zellstrom kann durch zusätzliche Zellen in Parallelschaltung verringert werden. Dahingegen kann die erforderliche Zellspannung mit weiteren Zellen in Serienschaltung verringert werden. Um eine möglichst geringe Masse zu erhalten, wird eine Fallunterscheidung vorgenommen. Liegen mehr Zellen in Serienschaltung vor, werden dort weitere Zellen hinzugefügt, sofern damit nicht das Erreichen der minimalen Batteriespannung verhindert wird (s.u.). Ansonsten werden zusätzliche parallele Zellen genutzt. Auf diese Weise wird sichergestellt, dass die Gesamtzahl der Zellen möglichst wenig steigt. Für die korrigierte Anzahl an Zellen in Serien- oder Parallelschaltung gilt dann jeweils

$$n_{ser} = \frac{P_{Ba,n}}{I_{Z,max} U'_Z} \quad \text{mit} \quad U'_Z = f(SoC_n, C_{R,max}) \quad (4.109)$$

$$n_{par} = \frac{I_{Z,n} n_{par}}{I_{Z,max}} . \quad (4.110)$$

Prüfung der Auslegungsziele: Erfolgt die Entladesimulation ohne die Betriebsgrenzen der Zelle zu erreichen, werden die Auslegungsziele überprüft. Zunächst wird überprüft, ob die minimale Batteriespannung in der Entladesimulation erreicht wird. Dazu wird der Zeitpunkt t_n bestimmt, an dem das Batteriepack der minimalen Batteriespannung am

nächsten kommt. Bei einer Unter- oder Überschreitung wird die Anzahl an Batteriezellen in Serie mit der zu diesem Zeitpunkt anliegenden Zellspannung $U_{Z,n}$ nach

$$n_{\text{ser}} = n_{\text{ser}} + \frac{U_{\text{Ba,min}} - U_{Z,n} n_{\text{ser}}}{U_{Z,n}} \quad (4.111)$$

angepasst. Die Zellzahl kann sich hierbei verringern oder vergrößern. Eine Verringerung wird nur vorgenommen, wenn keine Betriebsgrenze der Batteriezellen erreicht wird. Eine Vergrößerung der Zellanzahl in Serienschaltung wird nur dann vorgenommen, wenn die maximale Batteriespannung während der Entladesimulation nicht erreicht wird. Ist dies der Fall werden stattdessen mehr parallele Zellen eingesetzt.

Analog erfolgt eine Anpassung der Zellen in Parallelschaltung, wenn der gewünschte Ladezustand am Ende der Mission nicht erreicht wurde. Die angepasste Anzahl an Zellen in Parallelschaltung ergibt sich mit

$$n_{\text{par}} = n_{\text{par}} \frac{1 - \text{SoC}_n}{1 - \text{SoC}_{\text{Ziel}}} \quad (4.112)$$

Eine Verringerung der Zellanzahl ist hier ebenfalls nur möglich, wenn innerhalb der Entladesimulation keine der Betriebsgrenzen erreicht wird. Entsprechend wird die minimale Batteriespannung durch den Auslegungsalgorithmus bevorzugt erreicht und der Zielladezustand ist von untergeordneter Wichtigkeit. Dieses Vorgehen wird so gewählt, da die Spannungsbetriebslimits der weiteren Antriebskomponenten zwingend eingehalten werden müssen.

Bestimmung von Masse und Volumen: Sind alle Randbedingungen erfüllt, wird abschließend die Masse und das Volumen des ausgelegten Batteriepacks bestimmt. Dazu werden die bekannten Einzelmassen und -volumina der Zellen summiert und jeweils mit einem Massen- und Volumenfaktor beaufschlagt. Durch die Faktoren werden zusätzliche Komponenten des Batteriepacks berücksichtigt wie Strukturteile, Batteriemanagementsystem und Verkabelungen. Die Berechnung erfolgt mit

$$m_{\text{Ba}} = n_{\text{ser}} n_{\text{par}} m_Z k_m \quad (4.113)$$

$$V_{\text{Ba}} = n_{\text{ser}} n_{\text{par}} V_Z k_V. \quad (4.114)$$

Aus der Literatur können für den Massenfaktor k_m Werte zwischen 1,25 [122] und 1,4 [36], [123] ermittelt werden. Hier wird der optimistischere Wert von 1,25 angenommen. Für den Volumenfaktor k_V ist in der Literatur eine deutlich größere Spanne an Werten verfügbar. So werden in [124] und [123] Werte von 1,25 und 1,4 verwendet, während in einer empirischen Studie von Löbbberding et al. [125] der kleinste ermittelte Wert etwa 1,9 beträgt. Innerhalb der Studie in dieser Arbeit wird ein mittlerer Wert von 1,5 angenommen.

4.3.8. Brennstoffsystem

Um in den späteren Studien einen aussagekräftigen Vergleich zwischen den betrachteten Antriebssystemen durchführen zu können, muss neben der Masse der Batterien auch

die Masse aller weiteren Energiespeicher und deren Subsysteme mitbetrachtet werden. Entsprechend ist eine Abschätzung der Brennstoffsystemmasse notwendig. Dazu gehört nicht nur die reine Brennstoffmasse, sondern auch Tanks, Rohrleitungen, Ventile und Pumpen. Um eine detaillierte Betrachtung einzelner Komponenten des Brennstoffsystems zu vermeiden, wird in dieser Arbeit eine empirische Massenabschätzung für das Brennstoffsystem von Kleinflugzeugen nach Gudmundsson [17] eingesetzt. Für die Masse des Brennstoffsystems gilt

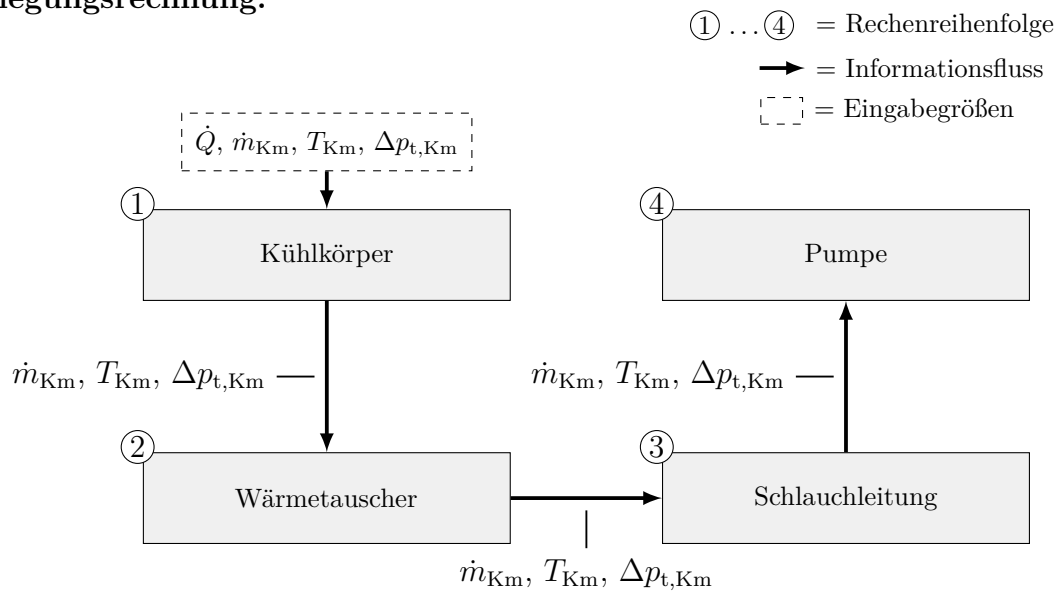
$$m_{BS} = 0,454 \left(2,49 \left(0,265 \frac{m_{Br}}{\rho_{Br}} \right)^{0,726} \left(\frac{1}{1 + k_{Int}} \right)^{0,363} n_{Tank}^{0,242} n_{Motor}^{0,157} \right), \quad (4.115)$$

wobei die Gleichung hier für die Nutzung in SI-Einheiten modifiziert ist. Damit ist das Brennstoffsystem abhängig vom Brennstoffvolumen, der Anzahl an Tanks und der Anzahl an Verbrennungsmotoren. Der Faktor k_{Int} gibt mit Werten zwischen null und eins an, welcher Anteil des Tankvolumens als Integraltank ausgeführt ist. Integraltanks vermindern die Brennstoffsystemmasse, da keine zusätzliche Tankstruktur in das Flugzeug eingebracht werden muss. Um die notwendige Brennstoffmasse zu bestimmen, wird der Brennstoffmassenstrom über den zeitlichen Verlauf der Auslegungsmission (vgl. Abb. 4.1) integriert. Der notwendige Bauraum wird durch das Brennstoffvolumen abgeschätzt. Das Volumen aller weiteren Komponenten des Brennstoffsystems wird vernachlässigt.

4.3.9. Kühlsystem

Eine schnelle und zuverlässige Abfuhr der überschüssigen Verlustwärme ist für den fehlerfreien Betrieb aller Antriebsstränge unverzichtbar. Dabei kommen häufig Flüssigkeitskühlungen zum Einsatz, deren Komponenten einen nennenswerten Anteil der Systemmasse und des Systemvolumens ausmachen. Für Hybridantriebe sind komplexe Kühlsysteme erforderlich, sofern alle Antriebskomponenten mit einer Flüssigkühlung versehen sind (vgl. Kap. 2.3.7). Durch Flüssigkeitskühlkreisläufe entstehen daher je nach Aufbau des Antriebs unterschiedliche Zusatzmassen und -volumina. Um einen aussagekräftigen Vergleich zwischen den Antriebssystemen in Kap. 6 durchführen zu können, muss daher das Kühlsystem mit einbezogen werden. Im Folgenden wird die verwendete Modellierung für einen Flüssigkeitskühlkreislauf erläutert. Auf eine Modellierung der konkurrierenden Luftkühlung wird verzichtet.

Das primäre Ziel der Kühlsystemmodellierung ist eine Abschätzung von Masse und Volumen eines Flüssigkeitskühlkreislaufts (im Folgenden vereinfachend Kühlkreislauf genannt). Das Volumen – und damit auch die Masse – der Wärmetauscher eines solchen Kühlkreislaufts wird unter anderem durch den Temperaturunterschied zwischen Kühlmittel und Umgebungsluft beeinflusst. In einem hybriden Antriebsstrang existieren deutlich unterschiedliche Betriebstemperaturniveaus (vgl. Kap. 2.3.7). Für eine valide Abschätzung der Kühlkreisläufe muss dieser Einfluss daher durch das Modell abgebildet werden. Da nur die Masse und das Volumen des Kühlkreislaufts von Interesse sind, wird im Folgenden lediglich eine geeignete Auslegungsrechnung für das Kühlsystem präsentiert. Auf eine Nachrechnung hingegen wird an dieser Stelle verzichtet.

Auslegungsrechnung:**Abbildung 4.19.:** Auslegungsrechnung eines Kühlkreislaufs

Analog zu den Antriebssystemen wird das Kühlsystem aus einzelnen Komponenten aufgebaut, die jeweils mit einer Auslegungsrechnung entworfen werden. In Abb. 4.19 sind Aufbau, Berechnungsablauf und Informationsflüsse eines einzelnen Kühlkreislaufs abgebildet. Jedes Bauteil des Kühlkreislaufs bekommt am Eintritt die aktuellen Kühlmittelparmeter übergeben. Dazu gehört der Massenstrom, Temperatur und der Totaldruckverlust, welcher über die Bauteile summiert wird. Die Auslegungsrechnung beginnt mit dem Kühlkörper des Kreislaufs. Am Eintritt in den Kühlkörper werden der Kühlmittelmassenstrom, sowie die abzuführende Wärmeverlustleistung und die maximale Eintrittstemperatur festgelegt. Der Wärmetauscher wird so ausgelegt, dass die gesamte im Kühlkörper aufgenommene Wärmeverlustleistung an die Umgebung abgegeben wird.

Kühlkörper

Die Wärmezufuhr in den Kühlkreislauf erfolgt über Kühlkörper. Diese werden direkt mit den Antriebskomponenten verbunden oder sind sogar integrale Bestandteile. Durch Wärmeleitung wird die in den Antriebskomponenten entstehende Verlustwärme zunächst an den Kühlkörper und dann das Kühlmittel abgegeben. Entsprechend wird über das Kühlkörpermodell die Wärme aller Antriebskomponenten wie Hubkolbenmotor, Elektromotor und Leistungselektronik abgeführt. Damit wird von dem Kühlkörpermodell eine hohe Allgemeingültigkeit gefordert, sodass nur eine übergeordnete Betrachtung sinnvoll ist.

Auslegungsrechnung: Als Übergabewerte für den Kühlkörper werden die Eintrittstemperatur des Kühlmittels sowie alle weiteren Kühlmiteleigenschaften definiert. Weiterhin sind der abzuführende Wärmestrom $\dot{Q}$, der Kühlmittelmassenstrom $\dot{m}_{\text{Km}}$ und der im Kühlkörper auftretende Druckverlust vorzugeben. Diese drei Eingaben sind abhängig von

der Geometrie und Größe des Kühlkörpers und müssen damit für jede der zu kühlenden Komponenten individuell gewählt werden. In der Auslegungsrechnung wird angenommen, dass der Kühlkörper in der Lage ist, die vollständige Wärmeverlustleistung an das Kühlmittel abzugeben. Die Austrittstemperatur wird mit der Energiebilanz nach

$$T_{\text{Km,aus}} = \frac{\dot{Q}}{\dot{m}_{\text{Km}} c_{p,\text{Km}}} + T_{\text{Km,ein}} \quad (4.116)$$

berechnet. Die Masse des Kühlkörpers ist bereits in der Masse der jeweiligen Antriebskomponente enthalten und muss daher nicht separat berechnet werden.

Wärmetauscher

Um Masse und Volumen des Wärmetauschers in Abhängigkeit der Kühlmittel-/Lufttemperatur und des Kühlmittel-/Luftmassenstroms zu bestimmen, ist eine detaillierte Betrachtung der Wärmeübertragung notwendig. Es wird ein Kreuzstromwärmetauscher mit Flachrohren und Jalousieschnittlamellen zugrunde gelegt, wie er auch in der Luftfahrt zum Einsatz kommt.

Auslegungsrechnung: Als Übergabegrößen werden der Kühlmittelmassenstrom und die Kühlmitteltemperatur sowie alle weiteren Eigenschaften des Kühlmittels am Eintritt des Wärmetauschers definiert. Die grundlegende Auslegung erfolgt dann nach Shah und Sekulic [15]. Die Dimensionen des Wärmetauschers werden dabei auf Grundlage des zu übertragenden Wärmestroms sowie der Temperaturen, Massenströme und der maximalen Druckverluste auf Luft- und Kühlmittelseite ausgelegt. Dabei werden nur die am Wärmeaustausch beteiligten Oberflächen berücksichtigt, die im Folgenden als Wärmetauscherkern bezeichnet werden. Zudem werden durch das Rechenverfahren die Austrittsbedingungen für Luft- und Kühlmittel bestimmt. Das Vorgehen wird in [15] sehr detailliert beschrieben und soll daher hier nicht wiederholt werden. Jedoch sind in dem vorgeschlagenen Rechenweg einige austauschbare Elemente enthalten, wie die Wärmeübergangskorrelationen auf Luft- und Kühlmittelseite sowie die Wärmetauschergeometrie. Die hier verwendeten Korrelationen und die in [15] nicht beschriebene Massenabschätzung werden im Folgenden knapp erläutert.

Der luftseitige Wärmeübergangskoeffizient und Reibungskoeffizient wird mit Korrelationen nach Chang und Wang [126] und Chang et al. [127] bestimmt. Diese wurden experimentell für Wärmeüberträger mit Jalousieschnittlamellen ermittelt.

Aufgrund der sich stark unterscheidenden Kühlmedien im Antriebsstrang kommen zur Bestimmung des Wärmeübergangs und der Reibungsverluste auf der Kühlmittelseite zwei verschiedene Korrelationen zum Einsatz. Zum einen werden in Antriebssystemen häufig Wasser-Glykol Mischungen zur Kühlung verwendet, zum anderen wird auch direkt das Getriebe- oder Motoröl zur Kühlung genutzt. Diese beiden Flüssigkeiten unterscheiden sich bzgl. Wärmekapazität und Viskosität deutlich, sodass sich der kühlmittelseitige Aufbau des Kühlers unterscheidet. Wird Wasser-Glykol als Kühlmittel verwendet, kommen in der Regel einfache Flachrohre zum Einsatz. Bei einer Ölkühlung hingegen, werden häufig Einsätze in den Flachrohren verwendet, um eine turbulente Strömung und damit

einen größeren Wärmeübergang zu erreichen [128]. In dieser Arbeit wird für Ölkühler der zusätzliche Einsatz von *Offset Strip Fins* in den Flachrohren angenommen.

Für den Wärmeübergangs- und den Reibungskoeffizienten von Offset Strip Fin Geometrien sind in der Literatur viele Korrelationen vorhanden, jedoch sind die meisten der zugrunde gelegten experimentellen Daten mit Luft ermittelt worden. Der Geltungsbereich dieser Korrelationen umfasst entsprechend nur Kühlmedien mit geringen Prandtl-Zahlen und sie sind daher für Flüssigkeiten wie Öl ungültig. Korrelationen für Flüssigkeiten mit hohen Prandtl-Zahlen sind nur vereinzelt verfügbar. In dieser Arbeit wird der kühlmittelseitige Wärmeübergang für Ölkühler mit Offset Strip Fin Geometrie nach Hu [129] ermittelt. Für eine detaillierte Beschreibung der Korrelation selbst sei auf Hu [129] verwiesen, im Folgenden werden lediglich die hier vorgenommenen Vereinfachungen und die Einbindung der Korrelation in die übergeordnete Wärmetauscherlegung beschrieben.

Sowohl der Wärmeübergangs- als auch Reibungskoeffizient wird von Hu [129] aus einzelnen Anteilen zusammengesetzt, die an den jeweiligen Flächen der Offset Strip Fin Geometrie auftreten. Die einzelnen Anteile werden auf analytischer oder experimenteller Basis bestimmt. Dabei ist der Wärmeübergang – in Form einer mittleren Nusselt-Zahl – abhängig von der Lauflänge. Da in dieser Arbeit der Fokus auf der Massen- und Volumenbestimmung des Wärmetauschers liegt und der Verlauf der Nusselt-Zahl weniger relevant ist, wird hier eine konstante Nusselt-Zahl über die Lauflänge angenommen. Diese konstante Nusselt-Zahl wird bei der halben Lauflänge bestimmt und anschließend umgerechnet, denn im übergeordneten Auslegungsalgorithmus von Shah und Sekulic [15] wird der Colburn Faktor j_{Km} zur Bestimmung des Wärmeübergangs genutzt. Beide können mit

$$j_{Km} = \frac{Nu_{Km} Pr_{Km}^{\frac{1}{3}}}{Re_{Km}} \quad (4.117)$$

in einen Zusammenhang gesetzt werden.

Für den kühlmittelseitigen Wärmeübergang in einfachen Flachrohren wird eine Korrelation von Garimella et al. [130] verwendet. Diese wurde ebenfalls experimentell bestimmt und deckt den Betriebsbereich von Kühlmittelkühlern ab, wie sie im Automobilbereich vorkommen. Die Korrelation setzt sich dabei aus einer Nusselt-Zahl für den laminaren und turbulenten Strömungsbereich zusammen und ist entsprechend für beide Bereiche gültig.

Um den kühlmittelseitigen Reibungskoeffizient zu bestimmen, muss zwischen laminarer und turbulenter Rohrströmung unterschieden werden. Im laminaren Bereich ($Re_D < 2300$) wird der Reibungskoeffizient nach Shah und Sekulic [15] zu

$$c_{rF,Km} = \frac{24}{Re_{Km}} \left(1 - 1,3553a + 1,9467a^2 - 1,7012a^3 + 0,9564a^4 - 0,2537a^5 \right) \quad (4.118)$$

bestimmt, wobei es sich hier um einen analytischen Zusammenhang handelt. In (4.118) stellt a das Verhältnis von Höhe zu Breite des Flachrohres dar. Für turbulente Rohrströmungen ($Re_D > 2300$) existieren in der Literatur vielfältige empirische Korrelationen.

Hier wird der Zusammenhang

$$c_{rD,Km} = \frac{1}{\left(-1,8 \log \left(\frac{6,9}{Re_D} + \left(\frac{K}{D_h} \right)^{1,11} \right)\right)^2} \quad (4.119)$$

nach Haaland [131] genutzt, welcher eine explizite Form der *Colebrook-White-Gleichung* darstellt. In (4.119) ist zu beachten, dass der *Darcy-Reibungskoeffizient* c_{rD} berechnet wird. Von Shah und Sekulic [15] wird jedoch der *Fanning-Reibungskoeffizient* c_{rF} genutzt. Diese unterschiedlichen Reibkoeffizienten können jeweils durch den Zusammenhang

$$c_{rF} = \frac{c_{rD}}{4} \quad (4.120)$$

überführt werden. Sowohl im laminaren als auch im turbulenten Strömungsbereich bezieht sich die Reynolds-Zahl auf den hydraulischen Durchmesser des Flachrohrs.

Ist der von Shah und Sekulic [15] vorgeschlagenen Rechenweg abgeschlossen, sind die Dimensionen des Wärmetauscherkerns – also aller am Wärmeaustausch beteiligten Flächen – bekannt und das Volumen sowie die Masse können analytisch bestimmt werden. Zunächst wird das Volumen des Wärmetauscherkerns mit der Länge in Flussrichtung des Kühlmittels l_{Km} , der Kühlluft l_{Kl} und der Höhe h durch

$$V_{WT,Kern} = l_{Km} l_{Kl} h \quad (4.121)$$

bestimmt. Aus den Geometrieangaben des Wärmetauscherkerns können die Flächenverhältnisse σ von Frontfläche zu Durchflussfläche auf Luft- und Kühlmittelseite bestimmt werden (vgl. [15]). Damit ergeben sich die jeweiligen Volumina von Kühlmittel und Luft zu

$$V_{Km} = V_{WT,Kern} \sigma_{Km} , \quad (4.122)$$

$$V_{Kl} = V_{WT,Kern} \sigma_{Kl} . \quad (4.123)$$

Die Trockenmasse $m_{WT,tr}$ des Wärmetauscherkerns wird dann mit

$$m_{WT,tr} = (V_{WT,Kern} - V_{Km} - V_{Kl}) \rho_{WT} k_m \quad (4.124)$$

bestimmt, wobei ρ_{WT} die Dichte des verwendeten Wärmetauschermaterials ist. Um die zusätzliche notwendige Wandstruktur für die Wasserkästen Rahmenstruktur für die Aufhängung und Anschlüsse für Zu- und Ablauf zu berücksichtigen, wird zudem der Kalibrierfaktor k_m eingeführt. Wie in der späteren Verifikation der Modelle gezeigt wird, sollte der Kalibrierfaktor k_m etwa 1,95 betragen, um realistische Ergebnisse für die Trockenmasse zu erhalten.

Das im Wärmetauscher enthaltene Kühlmittel stellt einen nicht vernachlässigbaren Anteil der Gesamtmasse dar und muss in der Massenabschätzung beachtet werden. Neben dem Kühlmittel in den Flachrohren sind an den Ein- und Ausströmseiten in der Regel Wasserkästen angebracht. Für die Massen- und Volumenbestimmung wird angenommen,

dass diese eine konstante Breite von etwa 5 cm haben. Damit ergibt sich die Gesamtmasse und das Volumen des Wärmetauschers zu

$$V_{WT} = l_{Km} l_{Kl} h + 2(0,05 l_{Kl} h) \quad (4.125)$$

$$m_{WT} = m_{WT,tr} + V_{Km} \rho_{Km} + 2(0,05 l_{Kl} h) \rho_{Km} . \quad (4.126)$$

Verifikation und Kalibrierung: Im Folgenden wird die Auslegungsrechnung sowohl für den Betrieb mit Öl als auch mit Wasser-Glykol verifiziert. Als Referenz für den Betrieb mit Wasser-Glykol wird der Wärmetauscher für den Flugmotor *Rotax 912* herangezogen. Um eine an die Einbaulage angepasste Auslegung der Kühlkreisläufe zu ermöglichen, sind im Installationshandbuch Anforderungen sowie einige Erfahrungswerte für die erforderlichen Wärmetauscher angegeben [97]. Die Verifikation wird mit dem Zylinderkopfkühlkreislauf durchgeführt. Anforderungen die an diesen Kühlkreislauf gestellt werden sind in Tab. 4.2 zusammengefasst. Zudem bietet Rotax selbst einen Wärmetauscher für die Zylinderkopfkühlung an, der als Referenz für die Verifikation dient.

Alle für die Verifikationsrechnung genutzten Eingaben sind in Tab. B.5 aufgelistet. Die geometrischen Eingaben für den Wärmetauscherkern werden aus Abbildungen und technischen Zeichnungen des Rotax-Kühlers ermittelt. Für die Auslegung des Wärmetauschers werden für die Umgebungsluft Heißtagbedingungen mit entsprechenden Lufteigenschaften angesetzt. Nach [97] wird als Kühlmittel ein Wasser-Glykol-Gemisch verwendet. Die temperaturabhängigen Fluideigenschaften werden mit den von Shah und Sekulic [15] gegebenen Tabellen bestimmt, dabei wird eine mittlere Fluidtemperatur im Wärmetauscher verwendet. Über die Eingabe der gewünschten maximalen Druckverluste für Kühlmittel und Kühlluft können jeweils die Länge und Breite des Wärmetauscherkerns eingestellt werden. Die zur Wärmeabfuhr notwendige Wärmeaustauschfläche wird dann über die Höhe des Wärmetauscherkerns erreicht, welche ebenfalls ein Ergebnis der Auslegungsrechnung darstellt. Für die Verifikation wurden die Druckverluste iteriert, um die gleichen Seitenverhältnisse des Wärmetauscherkerns zu erreichen, wie sie auch im Referenzwärmetauscher vorliegen. In Tab. 4.3 sind die Ergebnisse der Verifikation zusammengefasst.

Durch die Iteration der Druckverluste auf die Referenzseitenverhältnisse ergibt sich eine konstante Abweichung von etwa 7,4 % für jede Ausdehnungsrichtung des Wärmetauscherkerns. Die notwendige Oberfläche zum Wärmeaustausch wird damit um den gleichen Betrag überschätzt. Diese Abweichung liegt im Rahmen der Unsicherheit durch die verwendeten Wärmeübergangskorrelationen. Das berechnete Gesamtvolumen des Wärmetauschers weicht gegenüber der Referenz nur geringfügig ab. Die Ursache liegt in den etwas größeren Wasserkästen im Referenzwärmetauscher, welche die Abweichungen der Abmessungen des Wärmetauscherkerns ausgleicht. Sehr große Differenzen treten in der berechneten Trockenmasse des Wärmetauschers auf. Diese lassen sich auf die einfache analytische Berechnung der Trockenmasse zurückführen, denn die Verifikationsrechnung wurde hier zunächst ohne eine Kalibrierung der Trockenmasse (vgl. (4.124)) durchgeführt. In der Trockenmasse des Referenzwärmetauschers sind weitere Strukturkomponenten wie eine Rahmenstruktur für die Aufhängung und Anschlüsse für die Zu- und Ableitung des Kühlmittels vorhanden. Diese zusätzlichen Massen werden in der analytischen Mas-

Tabelle 4.2.: Anforderungen und Randbedingungen des Rotax Wärmetauschers.

Größe	Wert
Abzuführender Wärmestrom	30,00 kW
Kühlmiteleintrittstemperatur	393,15 K
Kühlmittelvolumenstrom	60,00 l/min
Kühlluftvolumenstrom	0,75 m ³ /s
Strömungsgeschwindigkeit der Kühlluft ¹	15,00 m/s

¹ berechnet mit Referenzkühlerfläche und Volumenstrom

Tabelle 4.3.: Verifikation des Wärmetauschermodells (Kühlmittelkühler).

	Referenz	Berechnet	Abweichung
Länge Wärmetauscherkern	0,330 m	0,354 m	7,4 %
Breite Wärmetauscherkern	0,035 m	0,038 m	7,4 %
Höhe Wärmetauscherkern	0,138 m	0,148 m	7,4 %
Volumen Wärmetauscher	2,473 l	2,531 l	2,4 %
Trockenmasse Wärmetauscher	1,100 kg	0,609 kg	−44,6 %

senbestimmung vernachlässigt. Um die Differenz auszugleichen, wird der Kalibrierfaktor zu $k_m = 1,95$ festgelegt. Entsprechend der um 7 % zu großen Abmessungen ergibt sich mit diesem Faktor eine ebenfalls um etwa 7 % zu große Trockenmasse.

Für die Verifikation eines mit Öl betriebenen Kühlers werden Daten von [132] verwendet. Hierbei handelt es sich um einen Ölkühler für den Motorsport, welcher in den Flachrohren mit zusätzlichen Offset Fin Strips ausgestattet ist. Speziell wird das Modell *STD 613* betrachtet. In [133] sind Daten zur Kühlleistung des genannten Modells verfügbar. Die extrahierten Randbedingungen für die Rechnung sind in Tab. 4.4 zusammengefasst.

Alle für die Verifikationsrechnung des Ölwärmetauschers genutzten Eingaben sind ebenfalls in Tab. B.6 aufgelistet. Die geometrischen Eingaben werden aus dem Datenblatt und Abbildungen des Wärmetauschers abgeleitet. Für die Geometrie der Offset Fin Strips innerhalb der Flachrohre kann aus dem Datenblatt keine Geometrie ermittelt werden, weshalb Standardwerte aus Hu [129] verwendet werden. Die temperaturabhängigen Fluideigenschaften werden ebenfalls mit den von Shah und Sekulic [15] gegebenen Tabellen ermittelt. Analog zur Verifikationsrechnung mit dem Rotax-Wärmetauscher erfolgt eine Iteration auf gleiche Seitenverhältnisse. In dieser Rechnung wird der bereits ermittelte Kalibrierfaktor für die Trockenmasse des Wärmetauschers verwendet. Die Ergebnisse der Rechnung sind in Tab. 4.5 zusammengefasst.

Die notwendige Größe des Wärmetauschers wird um etwa 3,0 % überschätzt. Diese Abweichung bewegt sich im Rahmen der Genauigkeit der verwendeten Wärmeübergangskorrelationen. Dahingegen wird mit dem genutzten Kalibrierfaktor die Masse des

Tabelle 4.4.: Anforderungen und Randbedingungen des Ölwärmetauschers.

Größe	Wert
Abzuführender Wärmestrom	9,39 kW
Öleintrittstemperatur	383,15 K
Ölvolumenstrom	60,00 l/min
Strömungsgeschwindigkeit der Kühlluft	8,00 m/s
Temperatur der Kühlluft	298,15 K

Tabelle 4.5.: Verifikation des Wärmetauschermodells (Ölkühler).

Größe	Referenz	Berechnet	Abweichung
Länge Wärmetauscherkern	0,220 m	0,227 m	3,0 %
Breite Wärmetauscherkern	0,050 m	0,052 m	3,0 %
Höhe Wärmetauscherkern	0,099 m	0,102 m	3,0 %
Volumen Wärmetauscher	1,634 l	1,712 l	4,8 %
Trockenmasse Wärmetauscher	0,860 kg	0,867 kg	0,7 %

Wärmetauschers unterschätzt. Wird die abweichende Größe des Wärmetauschers herausgerechnet, beträgt die Abweichung der Trockenmasse etwa $-2,1\%$. Insgesamt sind die jeweiligen Abweichungen bei Verwendung von Öl oder Wasser-Glykol jedoch akzeptabel, um die Volumen- und Massenabschätzung durchzuführen.

Schlauchleitung und Kühlmittelpumpe

Für den Kühlmitteltransport zwischen Wärmetauscher und Kühlkörpern sind verlustbehaftete Schlauchleitungen notwendig. Um die Umwälzung des Kühlmittels zu gewährleisten, ist zudem eine Kühlmittelpumpe erforderlich. Diese beiden Komponenten werden hier vereinfacht als adiabat betrachtet. Die Masse ist jedoch keinesfalls zu vernachlässigen und entsprechende Modelle sind notwendig.

Auslegungsrechnung Rohrleitungen: Als Übergabewert an die Rohrleitung wird der Massenstrom des Kühlmittels sowie alle weiteren Kühlmittleigenschaften definiert. Zur Auslegungsrechnung sind nur wenige zusätzliche Eingabeparameter notwendig. Dazu gehören die Rohrgeometrie mit Außen- und Innenradius sowie die Rohrlänge. Für die Berechnung der Masse ist ebenfalls die Dichte des Wandmaterials erforderlich.

Analog zu den Wärmetauschern und Kühlkörpern treten in den Rohrleitungen Reibungsverluste in Form von Totaldruckverlusten auf, welche zunächst bestimmt werden. Dazu wird die *Darcy-Weißbach-Gleichung* genutzt. Der Totaldruckverlust ergibt sich zu

$$\Delta p_t = c_{rD} \frac{l}{D_i} \frac{\rho_{Km}}{2} c_{Km}^2. \quad (4.127)$$

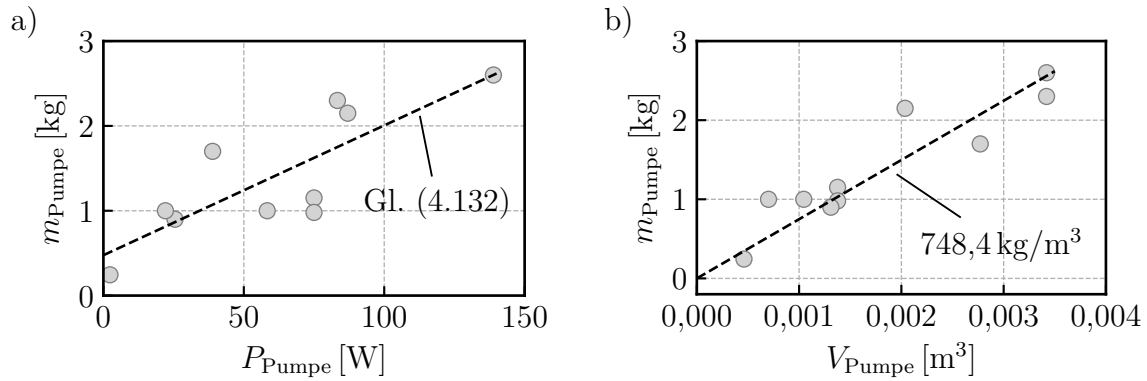


Abbildung 4.20.: a) Empirische Massen- und b) Volumenbestimmung für Kühlmittelpumpen.

Um den Reibkoeffizient c_{rD} für Strömungen in runden Rohren zu ermitteln, muss zwischen laminarer und turbulenter Strömung unterschieden werden. Liegt eine laminare Strömung vor ($Re_D < 2300$), wird der analytische Ansatz

$$c_{rD} = \frac{64}{Re_D} \quad (4.128)$$

nach [134] genutzt. Für turbulente Rohrströmungen ($Re_D > 2300$) wird der Zusammenhang aus (4.119) verwendet. Unabhängig davon, ob eine laminare oder turbulente Strömung vorliegt, wird die Reynolds-Zahl Re_D mit dem inneren Rohrdurchmesser gebildet.

Die Masse und das notwendige Volumen der Rohrleitungen können aus einfachen geometrischen Beziehungen bestimmt werden. Zur Massenbestimmung wird die Kühlmittel- und Rohrmasse mit

$$m_{\text{Rohr}} = \left(\pi r_i^2 \rho_{\text{Km}} + (\pi r_a^2 - \pi r_i^2) \rho_{\text{Rohr}} \right) l \quad (4.129)$$

summiert, wobei r_i und r_a jeweils den inneren und äußeren Radius der Rohrleitung darstellen. Das notwendige Volumen folgt dann direkt aus

$$V_{\text{Rohr}} = \pi r_a^2 l. \quad (4.130)$$

Auslegungsrechnung Kühlmittelpumpe: Um das Kühlmittel umzuwälzen, ist eine Pumpe erforderlich, welche die entstehenden Totaldruckverluste im Kühlkreislauf ausgleicht. Dafür ist eine gewisse Leistung erforderlich, die in erster Größenordnung ebenfalls das Volumen und die Masse der Pumpe bestimmt. Die Summe der Druckverluste im Kreislauf und die erforderliche Pumpenleistung hängen mit

$$P_{\text{Pumpe}} = \frac{\dot{m}_{\text{Km}}}{\rho_{\text{Km}}} \sum \Delta p_t \quad (4.131)$$

zusammen. Anschließend wird die Masse der Kühlmittelpumpe wird einem empirisch ermittelten Zusammenhang nach

$$m_{\text{Pumpe}} = 0,0153 P_{\text{Pumpe}} + 0,4759 \quad (4.132)$$

berechnet. Das Volumen der Pumpe folgt mit

$$V_{\text{Pumpe}} = \frac{m_{\text{Pumpe}}}{\rho_{\text{Pumpe}}} \quad (4.133)$$

aus der mittleren Dichte für Kühlmittelpumpen, die empirisch zu $748,4 \text{ kg/m}^3$ bestimmt wird. In Abb. 4.20 sind die zugrunde gelegten Daten und die entsprechenden Regressionskurven dargestellt. Bei den einzelnen Datenpunkten handelt es sich jeweils um eine Kühlmittelpumpe aus dem Automobilbereich.

5. Analytische Vorbetrachtungen

Im Folgenden werden analytische Vorbetrachtungen zu konventionellen und elektrischen Antrieben sowie Hybridantrieben vorgenommen. Zum einen werden die Antriebssysteme hinsichtlich ihrer Eignung für verschiedene maximale Abflugmassen und Schubanforderungen bewertet. Zum anderen wird die mechanische Kopplung von Propeller, Hubkolbenmotor und Elektromotor im parallelen Hybridantrieb analysiert, die zu komplexen Zusammenhängen auf der Gesamtsystemebene führt.

5.1. Systemanalyse der Antriebsarchitekturen

Ein Zusammenhang zwischen maximaler Abflugmasse, Reichweite und Schubanforderungen kann durch eine Modifikation der Breguet'schen Reichweitenformel erreicht werden. Nach Hepperle [47] kann die Reichweite R für batteriebetriebene Flugzeuge mit

$$R = \eta_{\text{ges}} e_g \frac{c_a}{c_w} \frac{1}{g} \frac{m_{\text{ES}}}{m_{\text{MTOM}}} \quad (5.1)$$

bestimmt werden, wobei e_g die gravimetrische Energiedichte der Energiequelle darstellt, c_a und c_w jeweils den Auftriebs- und Widerstandskoeffizienten und $m_{\text{ES}}/m_{\text{MTOM}}$ das Verhältnis von Energiespeichermasse zur maximalen Abflugmasse. Für Flugzeuge, welche mit kohlenwasserstoffbasiertem Treibstoff betrieben werden, gilt hingegen der Zusammenhang

$$R = \eta_{\text{ges}} e_g \frac{c_a}{c_w} \frac{1}{g} \ln \left(\frac{1}{1 - \frac{m_{\text{ES}}}{m_{\text{MTOM}}}} \right). \quad (5.2)$$

Die unterschiedliche Reichweitenberechnung resultiert aus der konstanten Masse im Fall eines batteriebetriebenen Flugzeugs, während mit Kohlewasserstoffen betriebene Flugzeuge aufgrund der Treibstoffverbrennung Masse verlieren.

Das Verhältnis von Energiespeichermasse m_{ES} zur maximalen Abflugmasse m_{MTOM} kann in beiden Gleichungen durch

$$\frac{m_{\text{ES}}}{m_{\text{MTOM}}} = 1 - \frac{m_{\text{Struktur}}}{m_{\text{MTOM}}} - \frac{m_{\text{Antrieb}}}{m_{\text{MTOM}}} - \frac{m_{\text{Nutzlast}}}{m_{\text{MTOM}}} \quad (5.3)$$

ersetzt werden. Um eine Bewertung in Abhängigkeit der Antriebskonfiguration durchführen zu können, muss nun die Antriebsmasse m_{Antrieb} in (5.3) bestimmt werden.

Wie bereits mit Kap. 4.3 deutlich wird, ist die Masse der jeweiligen Antriebskomponenten leistungsabhängig. In der Regel tritt die maximale erforderliche Vortriebsleistung

dabei beim Start auf. Zur Bestimmung wird eine mittlere Startgeschwindigkeit c_{TO} angenommen. Die notwendige Vortriebsleistung ergibt sich dann mit

$$P_{\text{TO}} = F_{\text{TO}} c_{\text{TO}} = F_{\text{Cr}} \frac{F_{\text{TO}}}{F_{\text{Cr}}} c_{\text{TO}} , \quad (5.4)$$

wobei angenommen wird, dass zwischen dem notwendigen Reiseflugschub und dem Startschub ein konstantes Verhältnis $F_{\text{TO}}/F_{\text{Cr}}$ vorliegt. Dieses wird in der nachfolgenden exemplarischen Rechnung variiert und die Auswirkungen werden diskutiert. Die Berechnung des erforderlichen Schubs zu Beginn des Reiseflugs erfolgt mit

$$F_{\text{Cr}} = g m_{\text{MTOM}} \frac{c_w}{c_a} . \quad (5.5)$$

Mit der bekannten Startleistung P_{TO} kann die Masse der jeweiligen Antriebsarchitektur abgeschätzt werden. Die Gesamtmasse wird aus den Massen der einzelnen Komponenten nach

$$m_{\text{Antrieb}} = \sum_{i=1}^j m_i \quad (5.6)$$

ermittelt. Die Masse der einzelnen Antriebskomponenten wird für diese erste analytische Betrachtung mit gravimetrischen Leistungsdichten und konstanten Komponentenwirkungsgraden bestimmt und nach

$$m_i = \frac{P_i}{p_i} = P_{\text{TO}} \frac{1}{\prod_{k=1}^{i-1} \eta_k} \frac{1}{p_{g,i}} \quad (5.7)$$

berechnet, wobei $p_{g,i}$ die gravimetrische Leistungsdichte der Komponente ist. Die notwendige Vortriebsleistung wird somit durch das Produkt aller Wirkungsgrade der Komponenten geteilt, die zwischen der zu dimensionierenden Komponente und der Schuberzeugung stehen.

Für den seriellen und parallelen Hybridantrieb wird in der Berechnung angenommen, dass der Hubkolbenmotor für Reiseflugbedingungen dimensioniert ist und im Wirkungsgradoptimum bei etwa 50 % seiner Leistung betrieben wird. Der durch die Batterie gespeiste Leistungspfad füllt lediglich die fehlende Startleistung auf. Die Massen der Antriebskomponenten werden dann entsprechend ihrer maximalen Leistungsanforderung bestimmt.

Der Gesamtwirkungsgrad in (5.1) und (5.2) ergibt sich aus den Komponentenwirkungsgraden mit

$$\eta_{\text{ges}} = \prod_{i=1}^j \eta_i . \quad (5.8)$$

Für die folgende exemplarische Berechnung wird ein aerodynamisch effizienter Motorsegelflieger mit einem c_a/c_w von 30 unter Reiseflugbedingungen angenommen. Weiterhin wird ein konstantes Strukturmassenverhältnis $m_{\text{Struktur}}/m_{\text{MTOM}} = 0,5$ und eine konstante Nutzlast $m_{\text{Nutzlast}} = 200 \text{ kg}$ verwendet. Die Leistungsdichten von Hubkolbenmotoren, Leistungselektronik, elektrischen Maschinen und Batterien werden aus der Literatur

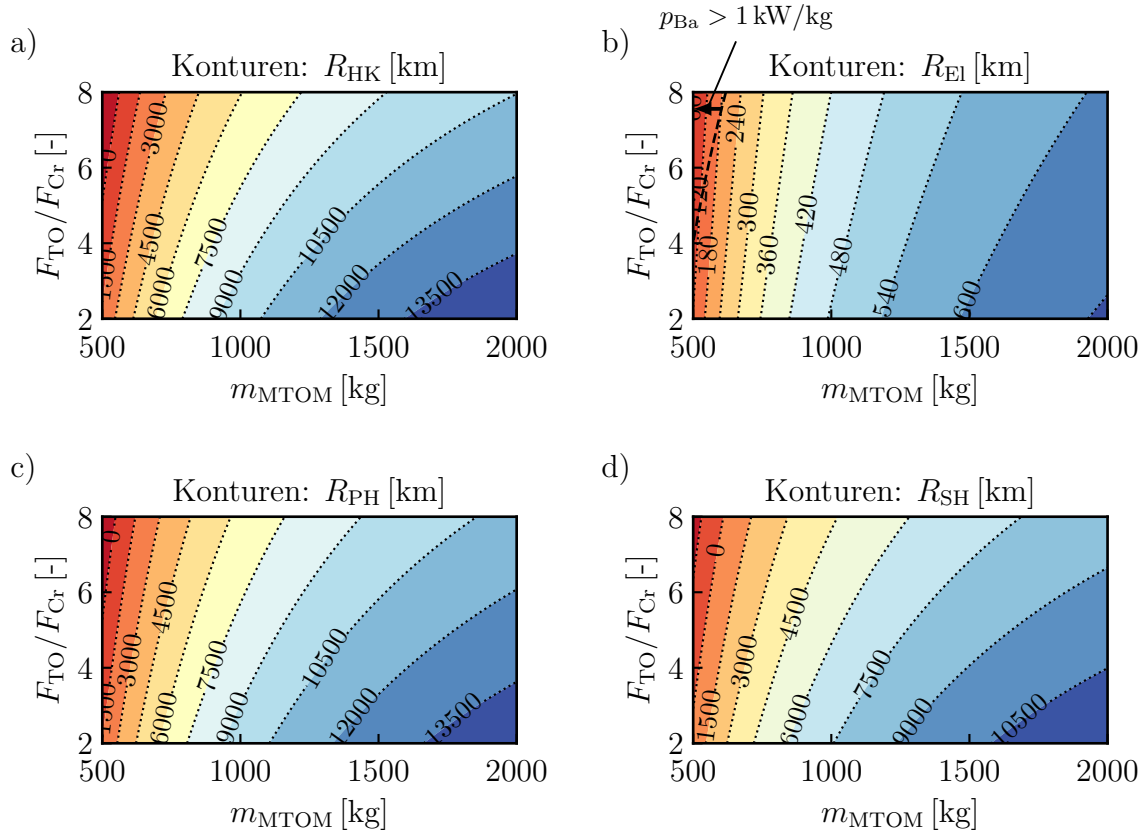


Abbildung 5.1.: Maximale Reichweite in Abhängigkeit der Antriebskonfiguration, maximaler Abflugmasse und Schubverhältnis zwischen Start und Reiseflug: a) Hubkolbenmotorantrieb, b) elektrischer Antrieb, c) paralleler Hybridantrieb, d) serieller Hybridantrieb, Eingaben siehe Tab. B.7.

entnommen. Die Propellermasse wird mit (4.11) bestimmt. Für die Kabelmasse wird aus dem Modell in Kap. 4.3.6 eine Leistungsdichte in Abhängigkeit der Kabellänge bestimmt. Die Masse der Getriebe wird vernachlässigt. Alle Eingaben für die dargestellten Ergebnisse sind in Tab. B.7 zusammengefasst.

In Abb. 5.1 ist die Reichweite der verschiedenen Antriebsarchitekturen in Abhängigkeit der maximalen Abflugmasse und des Schubverhältnisses zwischen Start und Reiseflug dargestellt. Für alle Antriebskonfigurationen steigt die maximale Reichweite mit der Abflugmasse, da sich der Massenanteil der Nutzlast $m_{\text{Nutzlast}}/m_{\text{MTOM}}$ in (5.3) verringert. Weiterhin sinkt für alle Antriebe die erreichbare Reichweite mit steigendem Schubverhältnis zwischen Start und Reiseflug, da der Anteil der Antriebsmasse $m_{\text{Antrieb}}/m_{\text{MTOM}}$ mit dem Startleistungsbedarf steigt. Die relative Änderung der Reichweite ist bei kleinen Abflugmassen besonders ausgeprägt, da hier der Massenanteil der Nutzlast $m_{\text{Nutzlast}}/m_{\text{MTOM}}$ hoch ist.

Werden die verschiedenen Antriebskonfigurationen verglichen, sind erste Rückschlüsse zu den jeweiligen Vor- und Nachteilen möglich. Neben den in Abb. 5.1 dargestellten

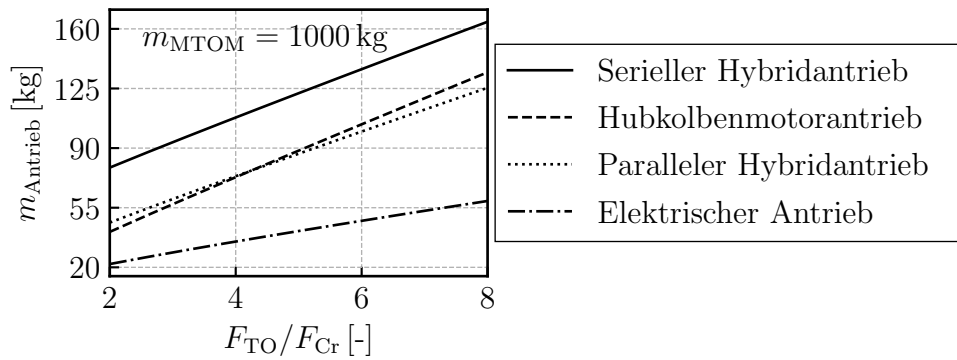


Abbildung 5.2.: Antriebsmassen in Abhängigkeit des Schubverhältnisses zwischen Start und Reiseflug, Eingaben siehe Tab. B.7.

Ergebnissen wird für die folgende Diskussion zusätzlich die in Abb. 5.2 dargestellte Entwicklung der Antriebsmassen über dem Schubverhältnis genutzt.

Der Hubkolbenmotorantrieb und der parallele Hybridantrieb weisen eine ähnliche Antriebsmasse auf. Entsprechend unterscheiden sich die Konturen und Absolutwerte der maximalen Reichweite in Abb. 5.1a und Abb. 5.1c nur marginal. Der serielle Hybridantrieb hat nach Abb. 5.2 die größte Antriebsmasse und folglich in Abb. 5.1d eine geringere Reichweite als der Hubkolbenmotorantrieb. Die Reichweite R wird durch den kleineren Gesamtwirkungsgrad des seriellen Hybridantriebs η_{ges} weiter verringert (vgl. (5.2)). Der Hubkolbenmotorantrieb weist einen Gesamtwirkungsgrad im Reiseflug von etwa 25 % auf, während der serielle Hybridantrieb lediglich 22 % erreicht. Die Reichweite des elektrischen Antriebs ist trotz der deutlich kleineren Antriebsmasse (vgl. Abb. 5.2) um eine Größenordnung kleiner. Ursache dafür ist die geringe Energiedichte der Batterie und deren konstante Masse über die Reiseflugstrecke, siehe (5.1).

Interessant ist der Bereich kleiner Abflugmassen und hoher Schubverhältnisse. Hier sinkt die Reichweite des konventionellen Antriebs und der Hybridantriebe auf null, der elektrische Antrieb erreicht jedoch weiterhin eine Reiseflugstrecke zwischen 120 km und 60 km. Die hohen gravimetrischen Leistungsdichten der Antriebskomponenten und die damit kleinere Masse des elektrischen Antriebs führt zu diesem Ergebnis. Zu beachten ist, dass mit sinkender Abflugmasse und steigendem Schubverhältnis die Anforderung an die gravimetrische Leistungsdichte der Batterien steigt. Die Grenze von 1 kW/kg ist in Abb. 5.1b eingezeichnet.

Werden die Antriebsmassen über dem Schubverhältnis in Abb. 5.2 betrachtet, können Bereiche identifiziert werden, in denen hybride und elektrische Antriebssysteme Vorteile gegenüber dem klassischen Hubkolbenmotorantrieb aufweisen. Die Antriebsmasse des Hubkolbenmotorantriebs steigt im betrachteten Bereich um den Faktor 3,35, die Masse des parallelen Hybridantriebs steigt lediglich um den Faktor 2,66. Auch der serielle Hybridantrieb und der elektrische Antrieb weisen im Vergleich zum Hubkolbenmotorantrieb geringere Massensteigerungen auf. Ursache ist die deutlich größere gravimetrische Leistungsdichte der elektrischen Antriebskomponenten.

Entsprechend sind hybride Antriebssysteme mit elektrischer Startunterstützung bei hohen Schubverhältnissen zwischen Start und Reiseflug vorteilhaft. Der parallele Hybridantrieb weist für Schubverhältnisse $F_{TO}/F_{Cr} > 5$ eine geringere Masse als der Hubkolbenmotorantrieb auf und ist damit auch für konventionelle Flugzeugkonfigurationen geeignet. Die Anwendung eines seriellen Hybridantriebs ist hingegen nur sinnvoll, wenn die Flugzeugkonfiguration einen parallelen Hybridantrieb nicht zulässt. Wird der elektrische Antrieb mit dem konventionellen Hubkolbenmotorantrieb verglichen, ist nicht das Schubverhältnis entscheidend, sondern die maximale Leistung. Im elektrischen Antrieb ist kein Kolbenmotor enthalten, der auf Reiseflugbedingungen dimensioniert wird. Entsprechend sind elektrische Antriebe gegenüber dem konventionellen Hubkolbenmotor für hohe Maximalleistungen geeignet und weisen dort erheblich kleinere Antriebsmassen auf. Jedoch verbleibt der Nachteil hoher Batteriemassen und der damit verbundenen geringen Reichweite.

5.2. Betriebslinien in Antriebskomponentenkennfeldern

Als unterstützende Erläuterung für die Zusammenhänge in Kap. 6 wird im Folgenden das grundlegende Zusammenspiel zwischen Propeller, Hubkolbenmotor und Elektromotor erläutert. Durch die mechanische Kopplung zwischen diesen Komponenten werden die jeweiligen Betriebsbereiche eingeschränkt, was auf Systemebene Auswirkungen auf das Wirkungsgradoptimum hat.

In Abb. 5.3 sind exemplarische Kennfelder eines Hubkolbenmotors und eines Propellers abgebildet. Es sind zudem korrespondierende Linien konstanter Leistung in beiden Kennfeldern eingezeichnet. Im Hubkolbenmotorkennfeld ergibt sich für die Leistungsisolines nach

$$M = \frac{P_{HM}}{2\pi N} \quad (5.9)$$

ein hyperbolischer Zusammenhang, der qualitativ in Abb. 5.3a eingezeichnet ist. Im Propellerkennfeld lassen sich Linien konstanter Propellerleistung aus der Definition des Leistungskoeffizienten ableiten. Aus (2.15) gemeinsam mit (2.16) ergibt sich

$$C_P = \frac{P_{Pr}}{\rho N^3 D_{Pr}^5} = \frac{P_{Pr}}{\rho D_{Pr}^2 c_0^3} J^3. \quad (5.10)$$

Entsprechend sind Leistungsisolines bei konstantem ρ , D_{Pr} und c_0 kubisch vom Fortschrittsgrad J bzw. der Drehzahl ($J \sim 1/N$) abhängig und verlaufen durch den Ursprung.

Werden konstante Umgebungsbedingungen angenommen und der Wirkungsgradeinfluss des Propellers vernachlässigt, kann ein bestimmter geforderter Schub an allen Punkten der Leistungsisolines erbracht werden. Der genaue Betriebspunkt wird durch den Profileinstellwinkel β des Propellers festgelegt und ergibt sich am Schnittpunkt der Leistungsisolinie und der Isolinie des Profileinstellwinkels. Daraus wiederum folgt die notwendige Drehzahl im Hubkolbenmotorkennfeld. Wird ein Propeller mit variablem Profileinstellwinkel genutzt, kann die Drehzahl des Propellers und somit des Hubkolbenmotors innerhalb des Betriebsbereichs frei gewählt werden. Der optimale Betriebspunkt

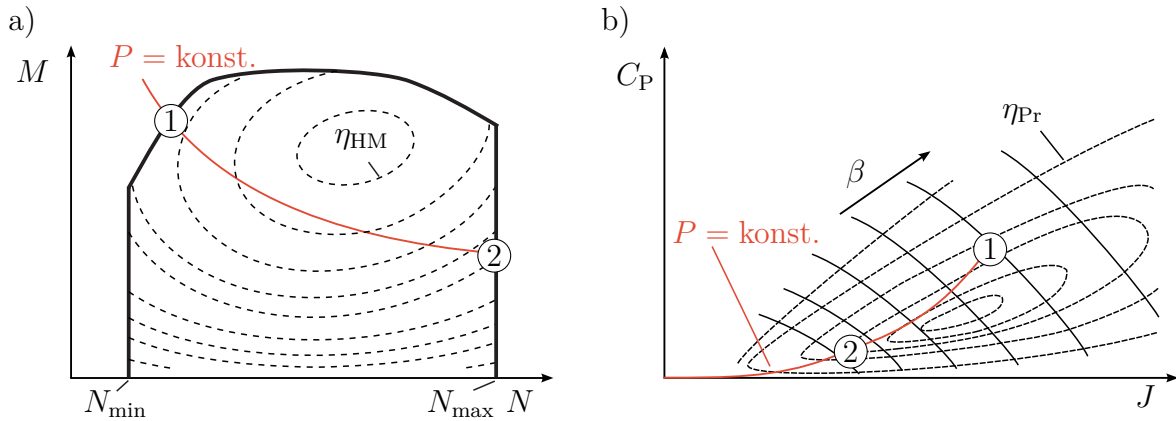


Abbildung 5.3.: Leistungsisolinien im Hubkolbenmotor- und Propellerkennfeld.

ergibt sich, wenn der Systemwirkungsgrad maximal ist. Hinsichtlich der Drehzahlwahl schränkt im Allgemeinen der Hubkolbenmotor den Betriebsbereich des Propellers ein, wie in Abb. 5.3 eingezeichnet. Bei kleinen Drehzahlen ist der Hubkolbenmotor nicht mehr in der Lage das erforderliche Drehmoment aufzubringen ①. Auf der anderen Seite wird der Betriebsbereich durch die maximale Betriebsdrehzahl des Hubkolbenmotors beschränkt ②. Im Propellerkennfeld ergeben sich die korrespondierenden Betriebspunkte.

Im parallelen Hybridantrieb werden die drei Antriebskomponenten Propeller, Hubkolbenmotor und Elektromotor über ein Getriebe mechanisch gekoppelt. Es kommt zu einer komplexen Interaktion zwischen diesen Komponenten. Je nach Auslegung verschieben sich die Betriebspunkte für eine festgelegte Wellenleistung. Der Zusammenhang ist in Abb. 5.4 qualitativ dargestellt und wird im Folgenden erläutert.

In Abb. 5.4a sind exemplarisch eine Wellenleistungsanforderung für den Startvorgang und den Reiseflug eingezeichnet. Weiterhin sind zwei Motorkennfelder jeweils für einen Hubkolbenmotorantrieb und einen parallelen Hybridantrieb eingezeichnet. Der Hubkolbenmotorantrieb, eingezeichnet als schwarzes Kennfeld, ist in der Lage, sowohl die Start- als auch die Reiseflugleistung zu erbringen. Durch die stark unterschiedlichen Leistungsanforderungen wird die Reiseflugleistung im Teillastbereich bei vergleichsweise geringem Wirkungsgrad im erbracht. Im parallelen Hybridantrieb kann die elektrische Leistungsquelle genutzt werden, um einen Teil zur Startleistung beizutragen. Wie in Abb. 5.4a in blau dargestellt, kann der Hubkolbenmotor in Abhängigkeit des Hybridisierungsgrades H_P kleiner dimensioniert werden und muss nur noch die Reiseflugleistung bereitstellen. Der Einfachheit halber wird angenommen, dass sich die Drehzahlgrenzen des Hubkolbenmotors bei der Dimensionierung nicht verschieben. Dies kann beispielsweise durch eine Verringerung der Zylinderzahl erreicht werden. Der kleinere Hubkolbenmotor kann die Reiseflugleistung bei einem besseren Wirkungsgrad erbringen. Wie die Betrachtung aus Abb. 5.2 zeigt, ist ein hoher Hybridisierungsgrad während des kurzen Startvorgangs auch für eine geringe Antriebsmasse wünschenswert.

Der kleine Hubkolbenmotor des parallelen Hybridantriebs beeinflusst jedoch den Betriebsbereich des Propellers. Das Drehzahlband in dem die Reiseflugleistung bereitgestellt werden kann verkleinert sich und damit auch der maximal mögliche Drehzahlunterschied

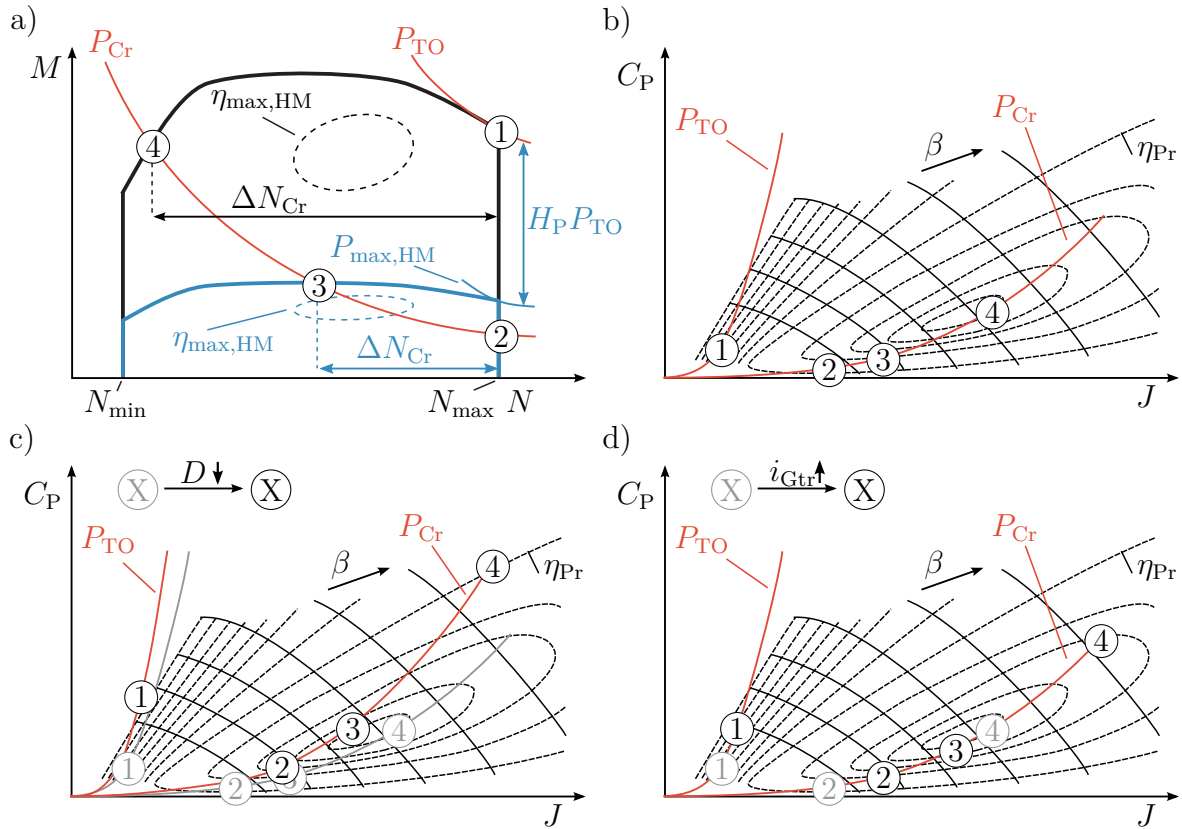


Abbildung 5.4.: a) Einfluss des Hybridisierungsgrades auf den Reiseflugdrehzahlbereich im Hubkolbenmotorkennfeld, b) mögliche Propellerbetriebspunkte in Abhängigkeit des Hybridisierungsgrades, c) Betriebspunktverschiebungen durch Veränderung des Propellerdurchmessers, d) Betriebspunktverschiebungen durch Veränderung des Übersetzungsverhältnisses.

des Hubkolbenmotors zwischen Start und Reiseflug. Die Betriebspunkte ① bis ④ sind sowohl in den Hubkolbenmotorkennfeldern als auch im Propellerkennfeld in Abb. 5.4b eingezeichnet. Der Hubkolbenmotor des parallelen Hybridantriebs schränkt den Reiseflugbetriebsbereich des Propellers auf Betriebspunkte zwischen ② und ③ ein. Auf Systemebene wird somit der höhere Wirkungsgrad des Hubkolbenmotors durch den niedrigeren Propellerwirkungsgrad teil- oder überkompensiert. Die Wahl des Hybridisierungsgrades kann somit nicht beliebig erfolgen, stattdessen müssen sowohl die Reiseflugrandbedingungen als auch die resultierende Einschränkung des Propellerbetriebsbereichs beachtet werden.

Um auch mit einem hohen Hybridisierungsgrad hohe Propellerwirkungsgrade im Reiseflug zu erzielen, kann zum einen die Propellergeometrie und zum anderen das Übersetzungsverhältnis angepasst werden. Die folgende qualitative Analyse beschränkt sich auf eine Variation des Propellerdurchmessers, die Propellerblattgeometrie bleibt unverändert. Eine Durchmesserverkleinerung führt nach (5.10) und (2.16) zu einer Verschiebung der Betriebspunkte ① bis ④ wie sie in Abb. 5.4c dargestellt ist. Der kleinere Propeller kann die gleiche Leistung bei gleicher Drehzahl nur mit einem höheren Profileinstellwinkel aufnehmen. Im dargestellten Beispiel, werden dadurch höhere Propellerwirkungsgrade im

Reiseflug erreicht. Es entsteht jedoch ein Zielkonflikt mit dem Propellerbetrieb im Start. Auch hier muss ein höherer Profileinstellwinkel gewählt werden, um die Startleistung bei konstanter Drehzahl aufzunehmen. Dies führt zu einem geringeren Propellerwirkungsgrad und geringerem Startschub. Die Anpassung des Übersetzungsverhältnisses führt zu einem ähnlichen Zielkonflikt. Für diesen Fall ist die Verschiebung der Betriebspunkte ① bis ④ in Abb. 5.4d abgebildet. Durch die kleinere Propellerdrehzahl wird ebenfalls ein größerer Profilanstellwinkel notwendig, um die Wellenleistung aufzunehmen. Es ergibt sich ein höherer Propellerwirkungsgrad im Reiseflug und ein geringerer im Startfall.

Diese qualitative Betrachtung zeigt, dass bei der Auslegung von Propeller, Hubkolbenmotor, Getriebe und Elektromotor Zielkonflikte auftreten. Wie sich die Variation des Hybridisierungsgrades, der Propellergeometrie und des Übersetzungsverhältnisses auswirkt, ist auch von den Schub- bzw. Leistungsanforderungen abhängig, was die Notwendigkeit einer Systembetrachtung unterstreicht.

6. Anwendung der Entwurfsmethode

Im vorliegenden Kapitel wird die Anwendung des entwickelten Entwurfsverfahrens innerhalb einer Studie demonstriert. Ziel der Studie ist eine Bewertung von elektrischen Antrieben und Hybridantrieben für unterschiedliche Schubanforderungen, um potentielle Anwendungsbereiche zu identifizieren. Teile der im Folgenden dargestellten Ergebnisse wurden durch den Autor bereits in [135] veröffentlicht.

Der Aufbau der durchgeführten Studie ist in Abb. 6.1 als Ablaufdiagramm dargestellt. Zunächst wird ein Anwendungsfall mit einer spezifischen Flugmission in Kap. 6.1 definiert. Für die Flugmission wird ein *Entwurfsdiagramm* erstellt, um in Abhängigkeit des Flugzeugdesigns bzw. der Flächenbelastung zwei Auslegungsmissionen mit unterschiedlichen Schubanforderungen zu erhalten. Im Gegensatz zur Flugmission beinhalten die Auslegungsmissionen also die für den Antriebsentwurf notwendigen Schubrandbedingungen. Es wird eine Referenzflächenbelastung ausgewählt, wie sie typischerweise im Zusammenhang mit konventionellen Antriebssystemen verwendet wird. Die weitere Flächenbelastung wird im Vergleich dazu größer gewählt, um einen geringeren Treibstoffverbrauch zu erreichen. Innerhalb der Studie werden für die beiden Auslegungsmissionen jeweils ein Hubkolbenmotorantrieb, elektrischer Antrieb, paralleler Hybridantrieb und serieller Hybridantrieb entworfen. Entsprechend werden insgesamt acht Antriebsentwürfe erstellt. Die wichtigsten Einflussgrößen und Zielkonflikte des jeweiligen Antriebsentwurfs werden in Kap. 6.2 bis 6.5 diskutiert. Dabei beschränken sich die Ausführungen auf die Auslegungsmission, die mittels der großen Flächenbelastung bestimmt wird. Abschließend werden alle acht Entwürfe in Kap. 6.7 verglichen und die jeweiligen Vor- und Nachteile für die spezifischen Schubanforderungen der Auslegungsmissionen diskutiert sowie potentielle Anwendungsfelder für den elektrischen Antrieb und die Hybridantriebe ermittelt.

Als primäre Zielgröße für die Entwürfe wird der maximale Gesamtwirkungsgrad im Reiseflug definiert. Weiterhin soll der Antrieb eine möglichst geringe Masse aufweisen. Bei Annahme einer konstanten Flugzeugmasse kann so die maximale Nutzlast für eine

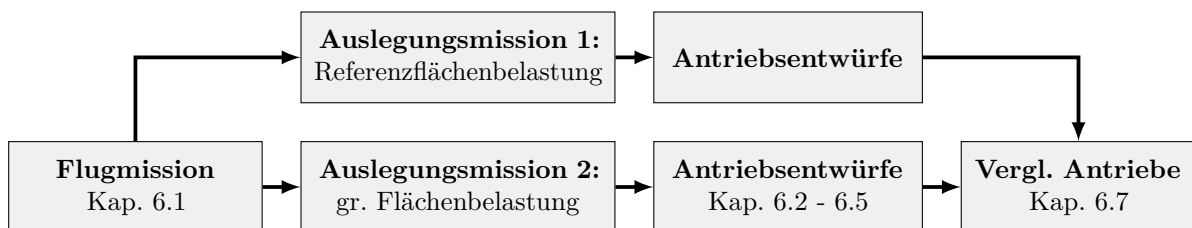


Abbildung 6.1.: Ablaufdiagramm der durchgeführten Studie.

gegebene Mission erreicht werden oder die Treibstoffmasse erhöht werden. Neben der Gesamtantriebsmasse wird für die Bewertung der Rechenergebnisse zusätzlich der Begriff der *Antriebsmasse* definiert. Im Gegensatz zur Gesamtantriebsmasse enthält diese lediglich die Masse aller Antriebskomponenten, die keinen Energiespeicher darstellen. Dieser Ergebnisparameter wird für einige Darstellungen Kap. 6.2 bis 6.5 verwendet, da er unabhängig vom Missionsenergiebedarf ist und lediglich von den Leistungsanforderungen abhängt.

6.1. Betrachtete Flugmission und Auslegungsrandbedingungen

Als Anwendungsfall wird ein einmotoriges Flugzeug ausgewählt. Die Mehrzahl der Hubkolbenmotoren für Flugzeuganwendungen liegt im Leistungsbereich zwischen 50 und 150 kW. In den Ergebnissen aus Kap. 5 deckt die erforderliche Propellerleistung in Abhängigkeit des Verhältnisses von Start- zu Reiseflugschub in etwa diesen Leistungsbereich für eine maximale Startmasse von 1000 kg ab, welche für den exemplarischen Anwendungsfall festgelegt wird. Diese Startmasse entspricht in etwa der eines schwereren, einmotorigen Motorsegelfliegers wie der *Stemme S12*.

Wie in Kap. 5 bereits gezeigt wird, ist der elektrische Antrieb lediglich für kurze Reichweiten geeignet. Für die festgelegte maximale Startmasse werden nach Abb. 5.1b 420 bis 480 km unter Reiseflugbedingungen erreicht. Für den exemplarischen Anwendungsfall wird daher eine vergleichsweise kurze Reiseflugstrecke von 300 km festgelegt, um auch unter Beachtung der weiteren Betriebsphasen (Start und Steigflug) eine realistische Anwendung des elektrischen Antriebs mit heutigem Technologiestand zu ermöglichen. Die weiteren betrachteten Antriebe können später auf Grundlage des Reiseflugverbrauchs unabhängig von der angesetzten Reiseflugstrecke verglichen werden.

Es wird also eine typische Kleinflugzeugmission für einen einmotorigen Motorsegelflieger betrachtet. Die wichtigsten weiteren Randbedingungen für die Flugmission sind in Tab. 6.1 zusammengefasst. Da der Fokus der Arbeit auf dem Antriebsentwurf liegt, werden die im realen Flugbetrieb erforderlichen Reserven einer Flugmission der Einfachheit halber nicht mitbetrachtet.

Die Randbedingungen der Flugmission aus Tab. 6.1 werden genutzt, um Schubanforderungen für den Antriebsentwurf zu generieren. Dazu wird lediglich ein einfaches Entwurfsdiagramm (engl. *Constraint-Analysis*) genutzt, da eine genaue Flugzeugauslegung nicht im Fokus der vorliegenden Arbeit steht. Bei dieser Analyse wird die Aerodynamik des Flugzeugs durch eine einfache Auftriebs-Widerstands-Polare abgebildet und die Bewegungsgleichungen des Flugzeugs gelöst. Eine genaue Beschreibung des Vorgehens ist in der Literatur weit verbreitet (z.B. in Mattingly et al. [18]) und soll daher hier nicht wiederholt werden. Die weiteren erforderlichen Eingaben für das Entwurfsdiagramm sind in Tab. B.8 zusammengefasst.

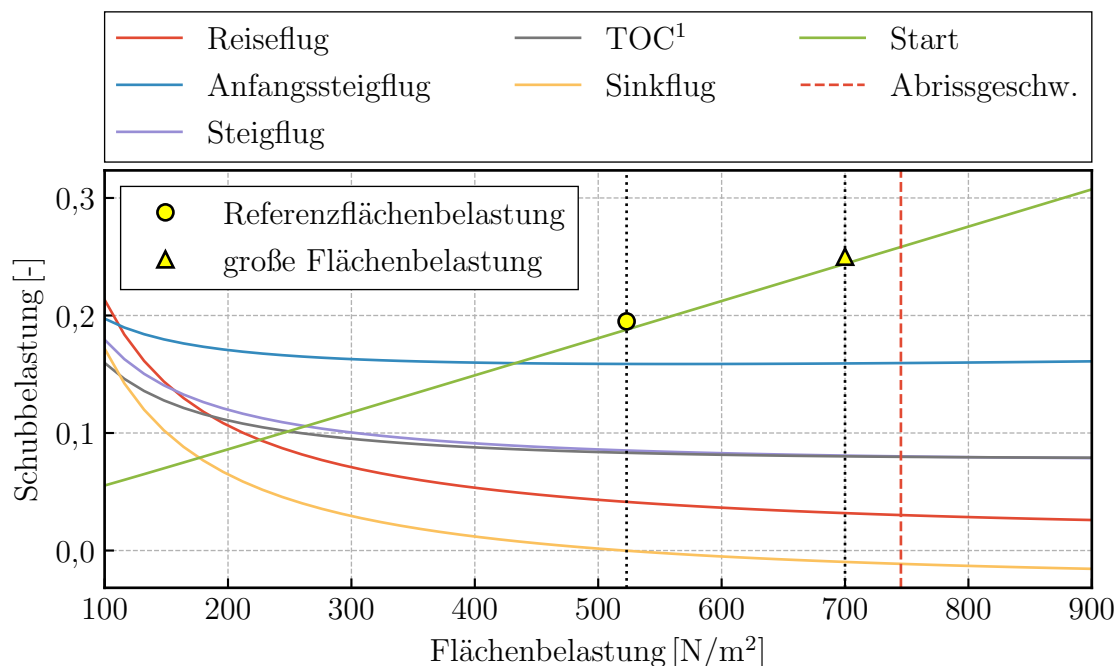
Tabelle 6.1.: Daten der verwendeten Flugmission.

Missionsparameter	Wert
Startrollstrecke	210,0 m
max. Startmasse	1000,0 kg
initiale Steigrate	4,5 m/s
Mindeststeigrate	3,0 m/s
Reiseflughöhe	3048,0 m
Reisegeschwindigkeit	72,0 m/s
Reiseflugstrecke	300,0 km

In Abb. 6.2 ist das Ergebnis der Analyse dargestellt. Es ist die Schubbelastung über der Flächenbelastung aufgetragen. Letztere ist dabei als das Flugzeuggewicht pro Flügelfläche definiert. Die Schubbelastung wiederum entspricht dem Verhältnis von benötigtem Schub zu Flugzeuggewicht. Entsprechend können aus Abb. 6.2 in Abhängigkeit des Flugzeuggewichts und der Flügelfläche die notwendigen Schübe für die jeweiligen Missionspunkte abgelesen werden.

Im Folgenden werden die wesentlichen Abhängigkeiten zwischen Antrieb und Flächenbelastung diskutiert. Der Einfluss der gewählten Flächenbelastung auf das Flugzeug wird nicht betrachtet. In Abb. 6.2 ist zu sehen, dass mit steigender Flächenbelastung der notwendige Reiseflugschub sinkt. Unter Annahme sonst gleicher Bedingungen sinkt also auch der Verbrauch des Flugzeuges im Reiseflug. Mit kleiner Flügelfläche steigt jedoch auch der notwendige Schub unter Startbedingungen, da bei gleicher Startrollstrecke eine höhere Abhebegeschwindigkeit und damit größere Beschleunigung erreicht werden muss. In der Regel wird während des Starts neben dem maximalen Schub auch die maximale Leistung des Antriebs angefordert. Entsprechend führen die hohen Schubanforderungen beim Start zu einer hohen Masse des Antriebssystems. Bei konstanter Nutzlast steigt damit die Gesamtmasse des Flugzeugs und damit wiederum steigen die Schubanforderungen. Alternativ kann auch die Nutzlast oder Treibstoffmasse bzw. Reiseflugstrecke reduziert werden. Daher wird für das Flugzeug in der Regel eine Flächenbelastung gewählt, die einen ausgewogenen Kompromiss zwischen möglichst kleinen Schub- bzw. Leistungsanforderungen beim Start und im Reiseflug bietet. Entsprechend wird als Vergleichsbasis in Kap. 6.7 die in Abb. 6.2 eingezeichnete Referenzflächenbelastung genutzt.

Die neben der Referenzflächenbelastung gewählte weitere Flächenbelastung ist ebenfalls in Abb. 6.2 eingezeichnet. Diese wird im Vergleich recht hoch gewählt, denn in diesem Bereich mit stark unterschiedlichen Schubanforderungen zwischen Start und Reiseflug wird eine vorteilhafte Anwendung der Elektro- und Hybridantriebe erwartet (vgl. Kap. 5.1). Zudem ist eine hohe Flächenbelastung wünschenswert, um einen kleinen Schub- und Treibstoffbedarf im Reiseflug zu realisieren und die Strukturmasse des Flugzeugs zu minimieren. Der genaue Wert der Flächenbelastung ist dabei willkürlich gewählt, da lediglich potentielle Anwendungsfelder der Antriebsvarianten identifiziert werden, ohne ein finales Optimum im Zusammenspiel mit der Flugzeugauslegung zu erreichen.



¹ Höchster Punkt des Steigflugs (engl. Top of Climb)

Abbildung 6.2.: Entwurfsdiagramm für ein generisches Flugzeug.

An dieser Stelle sei betont, dass eine hohe Flächenbelastungen in Abhängigkeit der maximalen Startmasse auch für den Flugzeugentwurf herausfordernd sein können. Sinkt die Flügelfläche bei konstanter Streckung, können strukturelle Probleme auftreten. Zudem ist das vorhandene Bauvolumen im Flügel möglicherweise nicht mehr ausreichend, um notwendige Mechanik für Klappenbewegungen o.ä. unterzubringen. Diese Betrachtungen liegen jedoch nicht im Fokus der Arbeit, da hier lediglich die Auswirkungen auf den Antrieb untersucht werden.

Aus den gewählten Flächenbelastungen und der maximalen Abflugmasse aus Tab. 6.1 ergeben sich die Schubanforderungen für die jeweilige Auslegungsmission, die in Tab. 6.2 zusammengefasst sind. Um den Vergleich zwischen den Antrieben zu vereinfachen, wird eine konstante maximale Abflugmasse angenommen. Auf diese Weise muss keine iterative Anpassung der Schubanforderungen erfolgen und alle Antriebe erfüllen die gleichen Schubanforderungen und die gleiche Flugmission.

Weitere für den Entwurf der Antriebe wichtige Größen sind ebenfalls in der Tabelle enthalten. Auch die Betriebszeit im jeweiligen Missionspunkt, welche für die Auslegung der Energiequelle benötigt wird. Der höchste Punkt des Steigflugs (TOC) weist dabei keine Betriebszeit auf, da in diesem Punkt lediglich die Mindeststeigrate erbracht werden muss. Außerdem kann das exemplarische Flugzeug den Sinkflug ohne eine Nutzung des Antriebs bewerkstelligen, sodass dieser Missionspunkt auch für die Auslegung der Energiequelle in den späteren Entwürfen der Antriebe nicht mit betrachtet wird.

Tabelle 6.2.: Auslegungsmissionen: Schubanforderungen für die gewählten Flächenbelastungen (Flb.).

Missions- punkt	Zeit	Höhe	Fluggeschw.	Schubanforderung	
				Ref. Flb.	gr. Flb.
Start ¹	1,0 min	0,0 km	20 m/s	1900 N	2500 N
Anfangssteigflug ¹	1,6 min	0,0 km	32 m/s	1600 N	1600 N
Steigflug	14,4 min	1,5 km	50 m/s	837 N	790 N
TOC ²	0,0 min	3,0 km	50 m/s	814 N	790 N
Reiseflug	70,0 min	3,0 km	72 m/s	420 N	320 N
Sinkflug	17,0 min	1,5 km	72 m/s	0 N	0 N

¹ Missionspunkte mit Heißtagbedingungen (ISA+25 K) berechnet.

² Höchster Punkt des Steigflugs (engl. Top of Climb)

Neben den genannten Schubanforderungen werden weitere Randbedingungen für den Antriebsentwurf definiert. Der Propellerdurchmesser ist meist durch die Antriebsinstallation im Flugzeug und die Bodenfreiheit beschränkt. Um dem Rechnung zu tragen, wird für den Propeller ein für diese Flugzeugkategorie und Schubanforderungen realistischer maximaler Durchmesser von 1,65 m festgelegt. Weiterhin wird die maximale Blattspitzenmachzahl des Propellers auf 0,7 beschränkt. Wie bereits in Kap. 4.3.1 näher erläutert, werden damit sowohl große Lärmemissionen als auch zusätzliche Propellerverluste durch saugseitige Kompressionseffekte verhindert. Diese Limitierung ist wichtig, da die zusätzlichen Verluste durch das verwendete Propellermodell nicht abgebildet werden.

Zuletzt wird auch die mit (4.54) definierte maximale Gehäusetemperatur der Halbleitermodule in den Leistungselektronikkomponenten beschränkt. Je niedriger die maximale Gehäusetemperatur ist, um die Verlustleistung abzuführen, desto niedriger muss auch die Kühlmiteleintrittstemperatur für den späteren Betrieb sein. Für die notwendige Gehäusetemperatur wird einen Minimalwert von 363 K festgelegt. Dieser Wert entspricht etwa der maximalen Kühlmitteltemperatur für heute verfügbare Leistungselektronikkomponenten. Durch diese Limitierung wird somit gewährleistet, dass eine realistische Auslegung des Kühlsystems für die Leistungselektronik möglich ist.

6.2. Hubkolbenmotorantrieb

Im Folgenden wird der Einfluss der wichtigsten Auslegungsparameter dargestellt. Dabei werden ausgehend vom fertigen Entwurf (im Folgenden *Basisentwurf* genannt) einzelne Parameter variiert. In Tab. 6.3 sind die betrachteten Auslegungsparameter des Hubkolbenmotorantriebs zusammen mit dem jeweiligen Wert des Basisentwurfs zusammengefasst. Es werden die Auslegungsparameter mit dem größten Einfluss auf die Zielgrößen Antriebsmasse und Gesamtwirkungsgrad im Reiseflug gewählt.

Tabelle 6.3.: Betrachtete Auslegungsparameter des Hubkolbenmotorantrieb und Werte des Basisentwurfs.

Auslegungsparameter	Wert
Propellerdurchmesser D_{Pr}	1,65 m
Integrierter Auftriebsbeiwert $c_{a,i}$	0,525
Propeller-Wirkfaktor k_{AF}	110,0

Die Propellergeometrie hat den größten Einfluss auf die Zielgrößen. Sie legt die maximal erforderliche Wellenleistung und damit auch das Gewicht der weiteren Antriebskomponenten fest. Zudem wird der Propellerbetriebsbereich meist durch den Hubkolbenmotor eingeschränkt, sodass für einen hohen Systemwirkungsgrad im Reiseflug der Propeller an den Motor angepasst werden muss und nicht anders herum. Ein weiterer wichtiger Auslegungsparameter ist die Wahl des Skalierpunkts im Hubkolbenmotorkennfeld (vgl. Kap. 4.3.3). Da für die Auslegung des Kolbenmotors der Startfall genutzt wird (vgl. Kap. 6.2.1), kann der Skalierpunkt im Hubkolbenmotorkennfeld auf den Kennfeldpunkt maximaler Kolbengeschwindigkeit und maximalem effektiven Mitteldruck gesetzt werden. Aus diesem Vorgehen resultiert die minimale Motormasse, denn im Startfall werden durch den Propeller die maximale Leistung und auch die höchste Drehzahl gefordert. Damit ist die Wahl des Skalierpunkts im Hubkolbenmotorkennfeld kein freier Auslegungsparameter mehr und wird daher nicht aufgeführt. Das Übersetzungsverhältnis des Getriebes ist ebenfalls kein freier Auslegungsparameter, da es intern iteriert wird, um den Drehzahlunterschied zwischen Hubkolbenmotor und Propeller auszugleichen (vgl. Kap. 4.2.1).

Alle weiteren in dieser Studie nicht variierten Auslegungsparameter der Antriebskomponenten sind in Anhang B.3 zusammengefasst. Hier soll nur auf die wesentlichen Eingaben eingegangen werden. Für den Hubkolbenmotorantrieb ist dies das verwendete Motorkennfeld, das die Auslegung und damit die gezeigten Ergebnisse maßgeblich beeinflusst. Um das Betriebsverhalten des Hubkolbenmotors abzubilden, wird ein Kennfeld von *Rotax* [136] verwendet. Es beschreibt das Betriebsverhalten eines turboaufgeladenen Flugmotors, der eine Volldruckhöhe von 4570 m aufweist und somit über die gesamte betrachtete Auslegungsmission unabhängig vom Umgebungsdruck betrieben werden kann. Entsprechend ist keine höhenabhängige Leistungskorrektur notwendig.

6.2.1. Auslegungspunkt und Iterationsschemata

Bei Startbedingungen ist im Vergleich zu den weiteren Missionspunkten die größte Propellerleistung notwendig. Da die Komponenten des Hubkolbenmotorantriebs durch die maximale Leistung dimensioniert werden, wird der Start als Auslegungspunkt für den gesamten Antrieb definiert.

Neben den internen Iterationen (vgl. Kap. 4.2.1) werden für den Auslegungspunkt und jeden Betriebspunkt in der Auslegungsmission zusätzliche Iterationen festgelegt. Diese

Tabelle 6.4.: Hubkolbenmotorantrieb: Iterationsschema für den Auslegungspunkt bei Startbedingungen (Take Off).

Iterationsvariable	Zielgröße	Wert
Hilfskoordinate Propeller Y_{Pr}	Propeller Schub F_{Pr}	2,5 kN
Propeller Drehzahl N_{Pr}	Blattspitzenmachzahl Ma_{w1}	0,7

Tabelle 6.5.: Hubkolbenmotorantrieb: Iterations-/Optimierungsschema für die Auslegungsmission.

Missionspunkt	Iterationsvariable	Zielgröße	Wert
Alle	Hilfskoordinate Y_{HM}	Propeller Schub F_{Pr}	= erf. Schub
	Drehzahl N_{HM}	Systemwirkungsgrad η_{HA}	max.

sind jeweils in Tab. 6.4 und Tab. 6.5 zusammengefasst. Im Auslegungspunkt werden zwei zusätzliche Iterationen angewendet. Zum einen wird die Hilfskoordinate des Propeller-Kennfelds Y_{Pr} iteriert, um den erforderlichen Startschub zu erreichen (Beschreibung der Hilfskoordinate vgl. Anhang A). Zum anderen wird die Propellerdrehzahl so gewählt, dass die maximale Blattspitzenmachzahl erreicht wird. Mit diesem Vorgehen kann die erforderliche Wellenleistung des Propellers minimiert werden, denn wird der Propeller bei hohen Umfangsgeschwindigkeiten betrieben, kann der erforderliche Startschub mit geringeren Anstellwinkeln und damit höheren Propellerwirkungsgraden realisiert werden (vgl. Kap. 2.3.1). Die minimal erforderliche Propellerwellenleistung stellt auch minimale Massen der weiteren Antriebskomponenten sicher, die durch den Leistungsbedarf des Propellers dimensioniert werden.

Um in der Nachrechnung der Auslegungsmission den Betriebspunkt des Antriebs zu fixieren, gibt es zwei freie Variablen. Zum einen den Gashebel – in Form der Hilfskoordinate Y_{HM} im Hubkolbenmotorkennfeld – und zum anderen die Drehzahl des Hubkolbenmotors. Letztere wird in Realität über den Profileinstellwinkel des Propellers geregelt (vgl. Kap. 5.2). In den hier genutzten Modellen wird der Profileinstellwinkel in Folge der Motordrehzahl bestimmt und stellt eine Ausgabe dar.

Die Hilfskoordinate Y_{HM} im Hubkolbenmotorkennfeld wird durch den erforderlichen Schub im jeweiligen Missionspunkt festgelegt. Der Anstellwinkel des Propellers bzw. die Motordrehzahl stellen eine freie Variable dar. Um den optimalen Betriebspunkt zu erreichen, wird die Motordrehzahl optimiert, bis sich der maximale Gesamtwirkungsgrad einstellt. Dabei wird der Gesamtwirkungsgrad η_{HA} mit den Wirkungsgraden der einzelnen Antriebskomponenten mit

$$\eta_{HA} = \eta_{Pr}\eta_{Gtr}\eta_{HM} \cdot \quad (6.1)$$

berechnet. Dieses Iterationsschema wird für alle Betriebspunkte der Auslegungsmission angewendet.

6.2.2. Einfluss der Propellergeometrie

Um den Einfluss der Auslegungsvariablen auf die Zielgrößen zu bewerten, wird die Propellergeometrie in zwei Studien variiert. Wie in Kap. 4.1 beschrieben wird dabei für jede Propellergeometrie sowohl der Auslegungspunkt als auch die gesamte Auslegungsmission berechnet. In den beiden Studien wird jeweils der Propellerdurchmesser gemeinsam mit dem Wirkfaktor bzw. integriertem Auftriebsbeiwert variiert. Diese gemeinsame Variation wird so gewählt, da die Auswirkungen dieser Parameter jeweils unterschiedlich sind. Während Wirkfaktor und integrierter Auftriebsbeiwert die Kennfeldtopologie verändern (vgl. Kap. 2.3.1), wird mit dem beschriebenen Iterationsschema hauptsächlich durch die Eingabe des Propellerdurchmessers die Lage der Missionspunkte definiert. Letzteres ist der Fall, da die Betriebspunkte im Kennfeld auf die Linien konstanter Schubanforderung beschränkt sind und auf dieser Linie eine Iteration auf maximalen Gesamtwirkungsgrad durchgeführt wird. Lediglich über den Propellerwirkungsgrad nehmen Wirkfaktor und integrierter Auftriebsbeiwert Einfluss auf die Betriebspunktlage im Propellerkennfeld (vgl. Kap. 5.2).

Der Einfluss der Propellergeometrie auf die Antriebsmasse und Reiseflugwirkungsgrad ist jeweils in Abb. 6.3 und Abb. 6.4 dargestellt. Die Antriebsmasse m_{HA} setzt sich aus allen Antriebskomponenten zusammen, die keine Energiequelle darstellen. Sie wird mit

$$m_{\text{HA}} = m_{\text{Pr}} + m_{\text{Gtr}} + m_{\text{HM}} \quad (6.2)$$

berechnet. Die Masse der Energiequelle – also des Brennstoffsystems und des Brennstoffs selbst – ist nicht enthalten, denn diese ist bei fixen Missionsrandbedingungen primär vom Reiseflugwirkungsgrad abhängig. Somit wird der Einfluss von Auslegungsparametern auf die beiden Zielgrößen Masse des Antriebssystems und Reiseflugwirkungsgrad separat betrachtet.

Wie in Abb. 6.3 dargestellt, sinkt die Antriebsmasse hin zu größeren Propellerdurchmessern. Kleinere Propeller erreichen erst bei größerem Profileinstellwinkel und damit größerer Inzidenz den notwendigen Startschub (siehe auch (2.14)). Bei hohen Inzidenzen im Startfall sinkt der Propellerwirkungsgrad und eine höhere Wellenleistung ist erforderlich, was zu einem schwereren Getriebe und Hubkolbenmotor führt.

Die Sensitivität der Antriebsmasse gegenüber dem integrierten Auftriebsbeiwert hängt vom Propellerdurchmesser ab. Wie beschrieben, müssen kleine Propeller mit höheren Inzidenzen betrieben werden, um den gleichen Schub zu erzeugen. Da der integrierte Auftriebsbeiwert ein Maß für die Profilwölbung darstellt, hat dieser einen Einfluss auf die notwendige Inzidenz. Kleine Propeller mit hoher Wölbung können den geforderten Startschub bzw. Auftriebsbeiwert mit einer geringeren Inzidenz und damit höherem Wirkungsgrad bereitstellen. Entsprechend ist der Einfluss des integrierten Auftriebsbeiwerts in diesem Bereich hoch.

Der Wirkfaktor des Propellers – ein Maß für die Propellerblattbreite – hat einen ähnlichen Einfluss auf die Systemmasse. Propeller mit hohem Wirkfaktor können bei gleichem Schub mit kleinerer Inzidenz betrieben werden, da der notwendige Auftriebsbeiwert mit der Blattbreite sinkt. Analog zum integrierten Auftriebsbeiwert ist der Einfluss des Wirkfaktors insbesondere bei kleinen Propellerdurchmessern erkennbar.

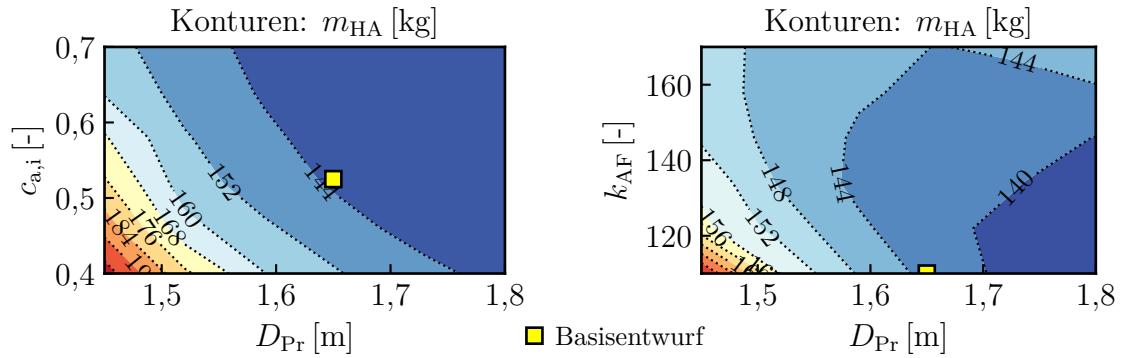


Abbildung 6.3.: Hubkolbenmotorantrieb: Einfluss der Propellergeometrie auf die Systemmasse.

In Abb. 6.4a ist der Einfluss der Propellergeometrie auf den maximal möglichen Systemwirkungsgrad im Reiseflug abgebildet. Die Differenz zwischen größtem und kleinstem Systemwirkungsgrad im betrachteten Auslegungsraum beträgt in etwa $\Delta 2,5\%$. Bezogen auf den maximalen Wirkungsgrad von $22,8\%$ ergibt sich ein relativer Unterschied von 11% und eine entsprechend große Einsparung von Kraftstoff. Die Entwurfsparameter des Propellers stellen damit wesentliche Einflussgrößen für den Verbrauch dar.

Wie bereits erläutert, führen kleine Durchmesser in Kombination mit kleinen integrierten Auftriebsbeiwerten zu einem großen Leistungsbedarf im Start. Durch den stark unterschiedlichen Leistungsbedarf zwischen Start und Reiseflug wird der Hubkolbenmotor unter Reisebedingungen in tiefer Teillast betrieben, wie in Abb. 6.4b dargestellt. In diesem Kennfeldbereich weisen Hubkolbenmotoren geringe Wirkungsgrade auf, entsprechend ergibt sich ein geringer Systemwirkungsgrad.

Für große Propellerdurchmesser in Kombination mit hohen integrierten Auftriebsbeiwerten hingegen folgt ein kleiner Leistungsbedarf in der Startphase. Die Betriebspunkte für diesen Fall sind ebenfalls in Abb. 6.4b dargestellt. Der Hubkolbenmotor kann kleiner dimensioniert werden und die Teillastproblematik im Reiseflug tritt weniger stark auf. Mit gegebenem Reiseflugschub kann der große Propeller seinen maximalen Wirkungsgrad erst bei geringeren Drehzahlen erreichen (vgl. Kap. 5.2). Dies gilt insbesondere für Propeller mit starker Profilwölbung bzw. hohem integrierten Auftriebsbeiwert (vgl. Abb. 2.6). Bei diesen geringeren Drehzahlen ist der Hubkolbenmotor nicht mehr in der Lage, das notwendige Drehmoment zu liefern. Entsprechend wird der Propellerbetriebsbereich durch den Kolbenmotor eingeschränkt und der maximal erreichbare Systemwirkungsgrad sinkt.

Die Abhängigkeit des Systemwirkungsgrades vom Propellerdurchmesser und Wirkfaktor ist ebenfalls in Abb. 6.4a dargestellt. Die Zusammenhänge zwischen Reiseflugwirkungsgrad und Wirkfaktor können ganz analog zum integrierten Auftriebsbeiwert begründet werden.

Für den Basisentwurf wird der nach den gewählten Randbedingungen maximale Durchmesser von $1,65$ m gewählt (vgl. Kap. 6.1). Gemäß den Entwurfszielen ergeben sich hier der maximale Reiseflugwirkungsgrad und die minimale Antriebsmasse. Der integrierte

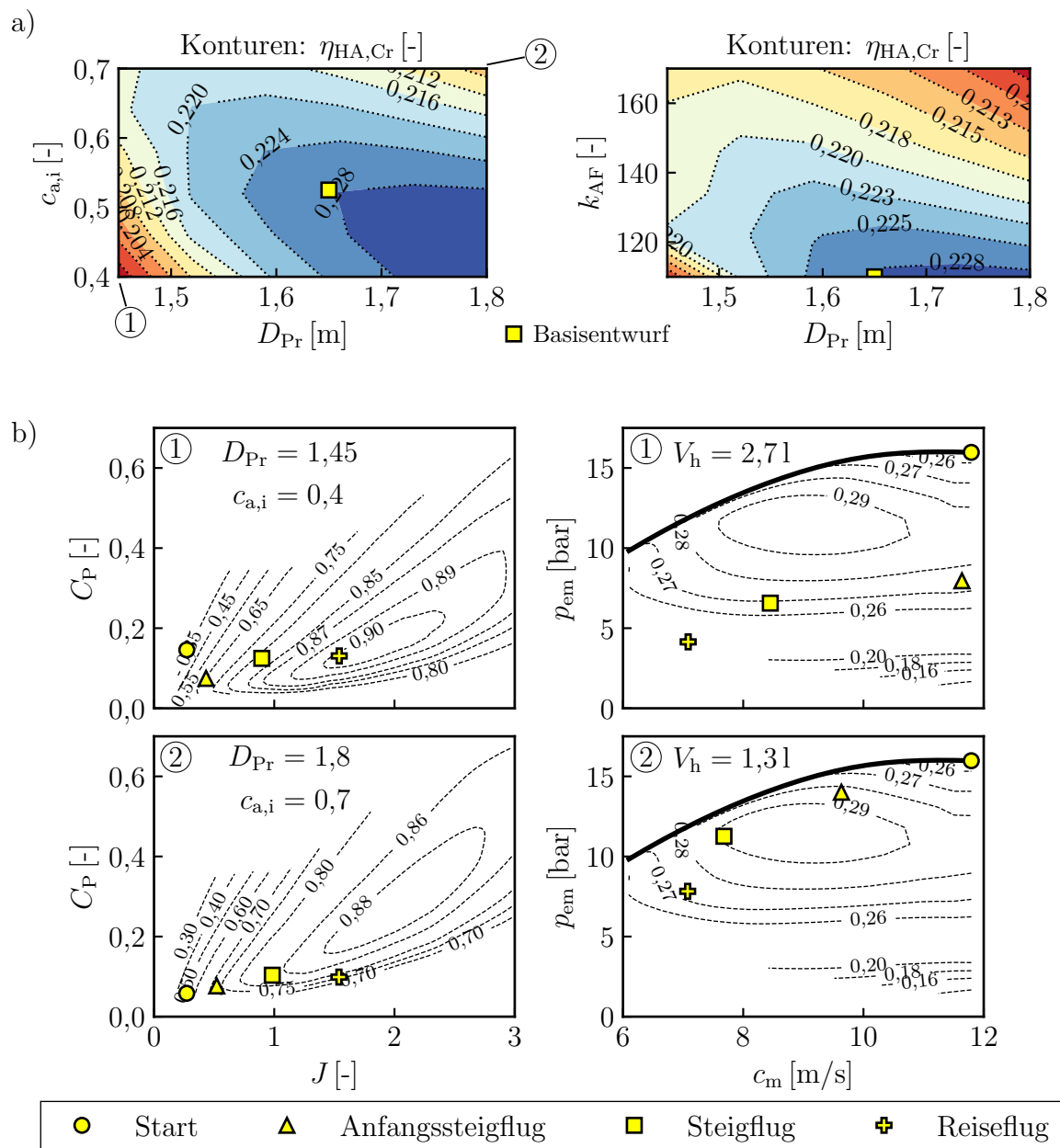


Abbildung 6.4.: Hubkolbenmotorantrieb: a) Einfluss der Propellergeometrie auf den Wirkungsgrad im Reiseflug, b) Einfluss von Propellerdurchmesser und integriertem Auftriebsbeiwert auf die Betriebspunkte von Propeller und Hubkolbenmotor.

Auftriebsbeiwert und der Propeller-Wirkfaktor werden hingegen so gewählt, dass sich im Reiseflug der maximale Gesamtsystemwirkungsgrad ergibt.

6.3. Elektrischer Antrieb

Die wichtigsten Auslegungsparameter des elektrischen Antriebs sind in Tab. 6.6 zusammengefasst. Analog zum Hubkolbenmotorantrieb hat die Propellergeometrie einen großen Einfluss auf die Zielgrößen Antriebsmasse und den Gesamtwirkungsgrad. Daneben gibt es durch die weiteren Komponenten des elektrischen Antriebs zusätzliche Auslegungsfreiheitsgrade. Das Getriebeübersetzungsverhältnis, die Polpaarzahl des Elektromotors und die Zwischenkreisspannung sind hier von Bedeutung. Ein weiterer Freiheitsgrad ist mit dem Basisentwurf in Tab. 6.6 bereits fixiert. Es wird ein Getriebe zwischen Elektromotor und Propeller verwendet, was eine grundsätzliche Auslegungsentscheidung darstellt. Der Einfluss des Getriebes auf die Gesamtantriebsmasse wird diskutiert.

Alle nicht variierten Eingaben sind in Anhang B.3 zusammengefasst. Hier soll nur kurz auf die wesentlichen weiteren Eingaben eingegangen werden. Für die Verlustberechnung der Leistungselektronik werden Werte aus [137] verwendet. Die Betriebscharakteristik des Elektromotors wird durch ein extrahiertes Kennfeld aus [101] abgebildet, wobei der Skalierungspunkt immer im Eckpunkt des Kennfeldes gewählt wird. Dabei handelt es sich um einen sehr leistungsdichten Elektromotor mit hoher Nenndrehzahl. Wie nachfolgend gezeigt wird, ist für die betrachtete Auslegungsmission ein solcher Elektromotor in Kombination mit einem Getriebe vorteilhaft für die Systemmasse. Weiterhin werden für die Auslegung der Batterie sehr energiedichte Zellen verwendet, denn für den betrachteten Anwendungsfall ist die notwendige Missionsenergie ausschlaggebend für die Masse der Batterie. Um die Betriebscharakteristik sehr energiedichter Zellen zu modellieren, werden die Entladekurven und Zelldaten aus [14] verwendet. Es wird weiter angenommen, dass die Batterie räumlich getrennt vom restlichen Antriebsstrang positioniert ist. Für die Länge des Gleichspannungskabels werden 5 m angesetzt. Diese Annahme beeinflusst das Endergebnis der Gesamtmasse nur untergeordnet, da die Masse des Gleichspannungskabels nur etwa 3 % der Gesamtmasse beträgt.

Tabelle 6.6.: Betrachtete Auslegungsparameter des elektrischen Antriebs und Werte des Basisentwurfs.

Auslegungsparameter	Wert
Propellerdurchmesser D_{Pr}	1,65 m
Integrierter Auftriebsbeiwert $c_{a,i}$	0,6
Propeller-Wirkfaktor k_{AF}	110,0
Getriebeübersetzungsverhältnis i_{Gtr}	5,0
Polpaarzahl Elektromotor $n_{p,EM}$	3,0
Zwischenkreisspannung U_{DC}	400,0 V

6.3.1. Auslegungspunkt und Iterationsschemata

Erneut wird der Start als Auslegungspunkt für den gesamten Antrieb definiert. Das Iterationsschema für den Auslegungspunkt und die Auslegungsmission wird analog zum Hubkolbenmotorantrieb gewählt (vgl. Tab. 6.4 und 6.5), wobei die Hubkolbenmotorgrößen durch die des Elektromotors ersetzt werden.

6.3.2. Einfluss der Propellergeometrie

Analog zum Hubkolbenmotorantrieb wird der Einfluss der Propellergeometrie auf die Zielgrößen in zwei Studien untersucht. Dabei wird der gleiche Entwurfsraum betrachtet. Der Einfluss der Propellergeometrie auf die Antriebs- und Gesamtmasse ist in Abb. 6.5 dargestellt. In Letzterer ist dabei auch die Masse der Energiequelle bzw. hier der Batterie enthalten. Die dargestellten Antriebs- und Gesamtmassen setzen sich somit aus folgenden Einzelmassen zusammen

$$m_{EA} = m_{Pr} + m_{Gtr} + m_{EM} + m_{WR} + m_{Ka} \quad (6.3)$$

$$m_{EA,ges} = m_{Pr} + m_{Gtr} + m_{EM} + m_{WR} + m_{Ka} + m_{Ba} \quad (6.4)$$

Anhand von Abb. 6.5a ist zu sehen, dass die Antriebsmasse des elektrischen Antriebs wenig sensitiv auf eine veränderte Propellergeometrie reagiert, als es beim Hubkolbenmotorantrieb der Fall ist. Dies ist durch die höhere gravimetrische Leistungsdichte von Elektromotor, Leistungselektronik und Gleichspannungskabeln zu begründen, denn die notwendige Propellerwellenleistung ist für beide Antriebe gleich. Der grundlegende Verlauf der Konturen kann analog zum Hubkolbenmotorantrieb mit der notwendigen Wellenleistung plausibilisiert werden.

Im Gegensatz zum Hubkolbenmotorantrieb steigt die Antriebsmasse jedoch geringfügig für sehr große Propellerdurchmesser. Dies ist der Fall, da die Gesamtmasse der elektrischen Komponenten näherungsweise konstant bleibt und die Masse des Propellers steigt. Vor allem die Masse des Elektromotors sinkt für große Propellerdurchmesser nur noch geringfügig bzw. steigt sogar. Dies ist auf die maximale Blattspitzenmachzahl zurückzuführen. Mit größeren Propellerdurchmessern sinkt zwar die notwendige Wellenleistung, jedoch muss diese bei geringeren Drehzahlen mit entsprechend höherem Drehmoment erbracht werden. Da in der dargestellten Studie das Übersetzungsverhältnis des Getriebes konstant bleibt, wird dieses höhere Drehmoment an den Motor weitergegeben, dessen Masse nur noch geringfügig sinkt bzw. sogar steigt.

Die gleichen Effekte treten auch bei der Veränderung von Propellerdurchmesser und Wirkfaktor in Abb. 6.5b auf. Für große Propellerdurchmesser und Wirkfaktoren überlagern sich zwei Effekte. Zum einen bleibt die Elektromotormasse aufgrund der verringerten Drehzahl konstant bzw. steigt und zum anderen sinkt der Propellerwirkungsgrad im Start aufgrund der größeren Reibungsverluste.

Eine reine Betrachtung aller leistungsabhängigen Massen ohne Einbezug der Energiequelle ist für den elektrischen Antrieb nicht möglich, denn die Batterie weist eine Leistungscharakteristik auf und ist gleichzeitig der primäre Energiespeicher des Antriebs. Daher

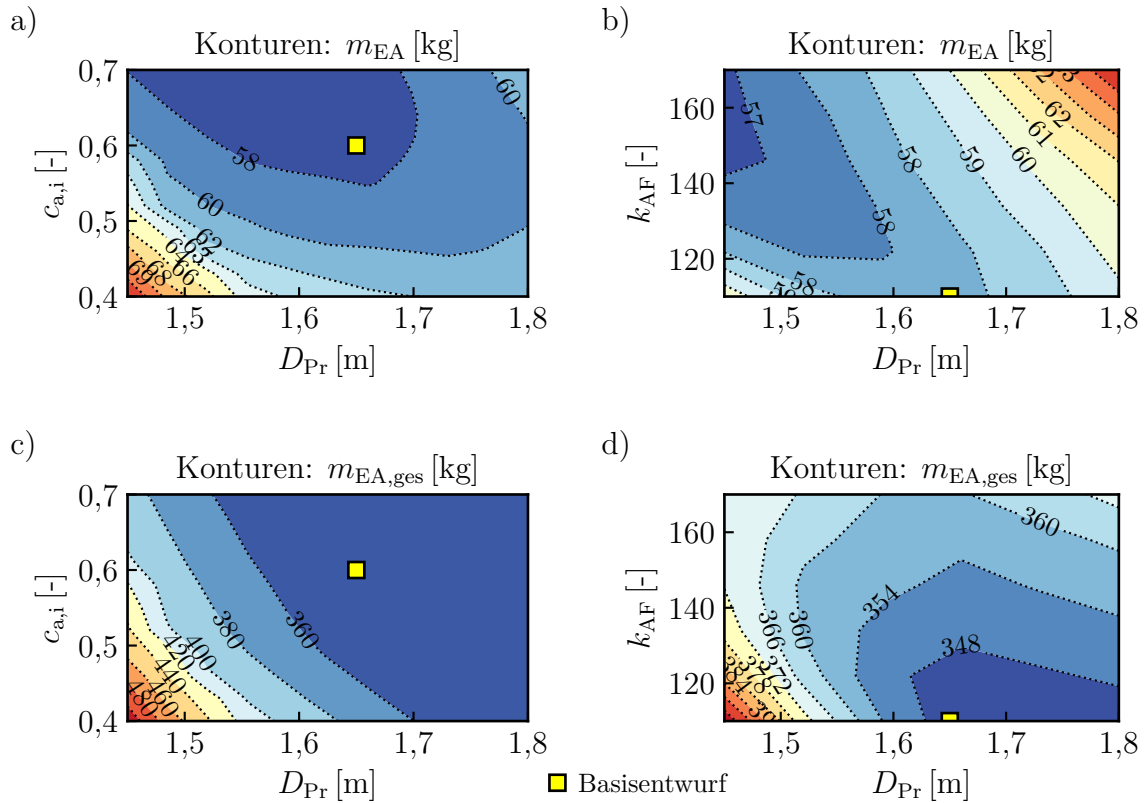


Abbildung 6.5.: Elektrischer Antrieb: Einfluss der Propellergeometrie auf die Antriebsmasse a), b) und Gesamtsystemmasse c), d).

reicht eine Betrachtung der Antriebsmasse und des Reiseflugwirkungsgrades nicht aus. In Abb. 6.5c und Abb. 6.5d ist der Einfluss der Propellergeometrie auf die Gesamtmasse dargestellt. Es wird deutlich, dass die Batteriemasse den größten Teil der Gesamtmasse darstellt. Insbesondere für kleine Propellerdurchmesser, integrierte Auftriebsbeiwerte und Wirkfaktoren steigt die Batteriemasse stark an. Die Ursache dafür liegt nicht in einem verringerten Reiseflugwirkungsgrad und damit höherer erforderlicher Missionsenergie, sondern in der Leistungscharakteristik der verwendeten Batteriezellen. Dieser Zusammenhang wird im Folgenden für Abb. 6.5c erläutert, ist aber ebenso für Abb. 6.5d gültig.

In Abb. 6.6 sind die transienten Entladekurven einer Batteriezelle für zwei unterschiedliche Propellergeometrien zu sehen. Gemäß der Auslegungsrechnung der Batterie wird jedes Segment der Auslegungsmission in eine konstante Anzahl an Zeitschritten unterteilt (vgl. Kap. 4.3.7). Die jeweiligen Missionssegmente benötigen über die Zeit eine bestimmte Leistung und damit Energiemenge. Da für den Landeanflug keine Energie benötigt wird (vgl. Abb. 6.2) taucht dieses Segment in den Abbildungen nicht auf.

Es ist zu erkennen, dass in beiden Entwürfen im Startfall die maximale Entladerate $C_{R,max}$ erreicht wird. Jedoch wird die Batterie für kleine Propellerdurchmesser und integrierte Auftriebsbeiwerte lediglich um etwa 50 % entladen. Die Ursache liegt im hohen Leistungsbedarf während des Starts in Kombination mit der Leistungscharakteristik

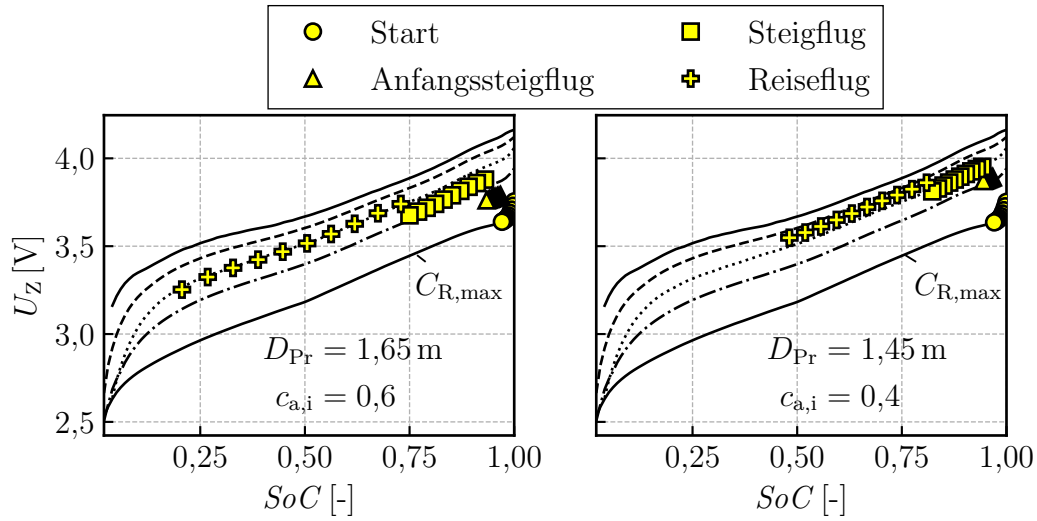


Abbildung 6.6.: Elektrischer Antrieb: Transiente Entladekurven für unterschiedliche Propellergeometrien.

der verwendeten Batteriezellen. Um den Entladestrom im Startfall bereitzustellen, ist auf Packebene eine höhere Kapazität notwendig (vgl. (2.35)). Die zusätzlichen parallelen Batteriezellen erhöhen die Kapazität bzw. den Energieinhalt der Batterie über die notwendige Missionsenergie hinaus. Entsprechend ist die Batterie bzgl. der Energie überdimensioniert. Daraus lässt sich ableiten, dass die Batteriemasse für sehr große Propeller (vgl. Abb. 6.5 ab etwa 1,65 m) allein durch den Missionsenergiebedarf definiert wird.

Der hohe Gradient der Gesamtmasse hin zu kleinen Propellerdurchmessern, integrierten Auftriebsbeiwerten und Wirkfaktoren in Abb. 6.5c und Abb. 6.5d lässt sich somit durch die Batteriecharakteristik erklären. In der hier vorgestellten Studie wird nur eine Batterie verwendet. Alternativ kann eine zusätzliche leistungsoptimierte Batterie verwendet werden, um die Leistungsspitze im Startfall abzufangen. Jedoch würde die Gesamtantriebsmasse auch mit dieser zusätzlichen Batterie steigen, wenn auch nicht im gleichen Maße. Eine weitere Möglichkeit, eine geringere Gesamtantriebsmasse für kleine Propellerdurchmesser zu erreichen, besteht in der Wahl eines alternativen Zelltyps, dessen Entladecharakteristik spezifisch auf die Auslegungsmission zugeschnitten ist.

An dieser Stelle sei darauf hingewiesen, dass die Lage der Optima auch von den Missionsrandbedingungen abhängt. Bei einer deutlich größeren Reiseflugreichweite mit entsprechendem Energiebedarf und unter sonst gleichen Anforderungen wäre im betrachteten Auslegungsbereich des Propellers in Abb. 6.5c und Abb. 6.5d lediglich eine Abhängigkeit vom Reiseflugwirkungsgrad zu erkennen. Die intensive Verflechtung der Missionsrandbedingungen und Betriebscharakteristiken der Antriebskomponenten im elektrischen Antrieb unterstreicht die Bedeutung einer Systembetrachtung während der Auslegung.

In Abb. 6.7a ist der Einfluss der Propellergeometrie auf den Gesamtwirkungsgrad im Reiseflug dargestellt. Dieser ist mit

$$\eta_{EA} = \eta_{Pr}\eta_{Gtr}\eta_{EM}\eta_{WR}\eta_{Ka} \quad (6.5)$$

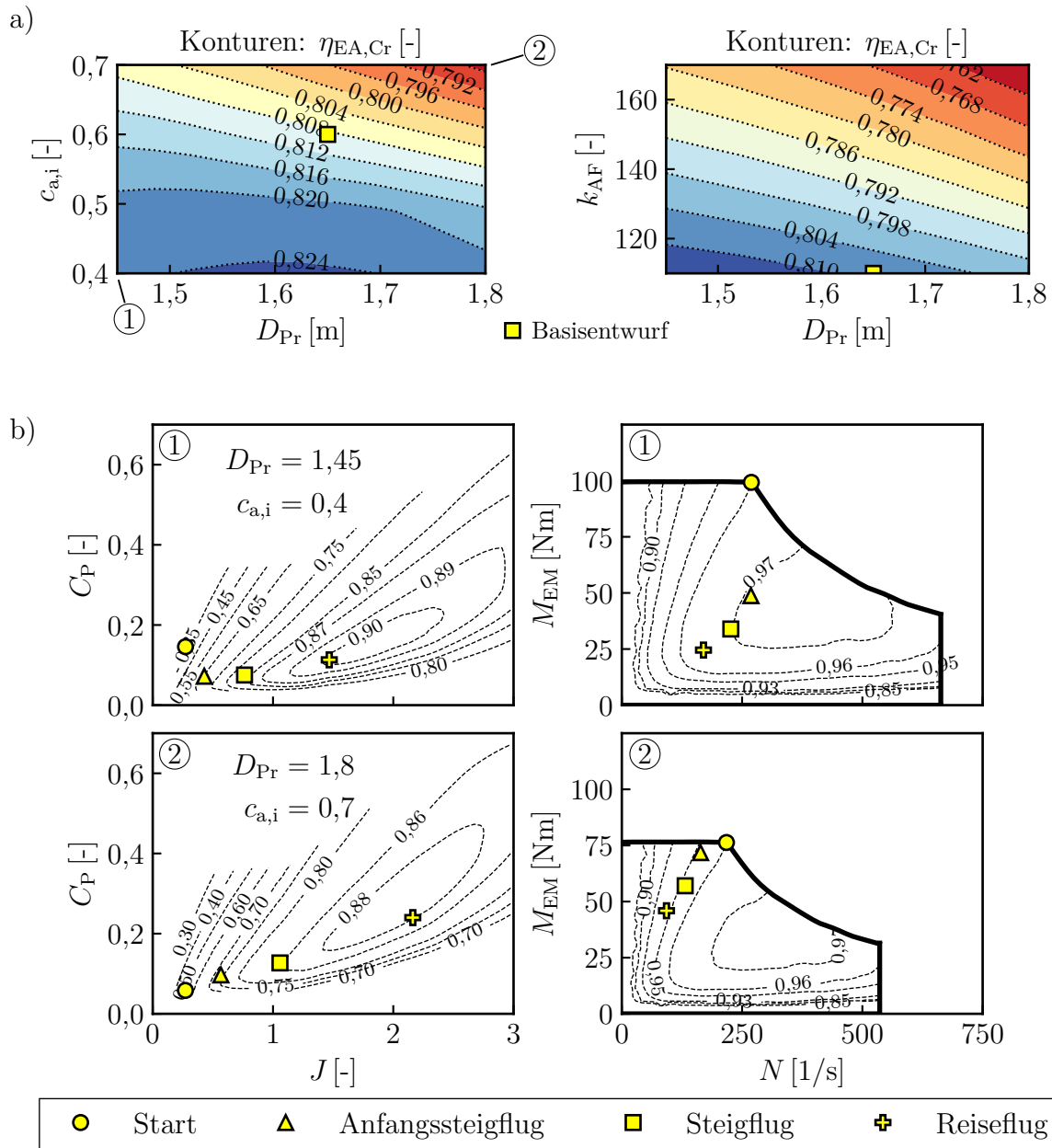


Abbildung 6.7.: Elektrischer Antrieb: a) Einfluss der Propellergeometrie auf den Wirkungsgrad im Reiseflug, b) Einfluss von Propellerdurchmesser und integriertem Auftriebsbeiwert auf die Betriebspunkte von Propeller und Elektromotor.

definiert. Der Gesamtwirkungsgrad ist im Gegensatz zum Hubkolbenmotorantrieb (vgl. Abb. 6.4a) weitestgehend unabhängig vom Propellerdurchmesser. Dies lässt sich durch das Kennfeld des Elektromotors erklären. In Abb. 6.4b sind die Betriebspunkte von Propeller und Elektromotor in für zwei Propellerdurchmesser und integrierte Auftriebsbeiwerte dargestellt. Der Elektromotor kann bis zur Drehzahl null ein Nenndrehmoment erzeugen. Im Vergleich zum Hubkolbenmotor kann so über einen deutlich größeren Drehzahlbereich ausreichend mechanische Leistung erzeugt werden, um den Bedarf im Reiseflug abzudecken. Entsprechend wird der Betriebsraum des Propellers weniger stark eingeschränkt und die Drehzahl sowie der Profileinstellwinkel können freier gewählt werden.

Bei einem Vergleich der Extrempunkte in Abb. 6.7a mit den größten und kleinsten Propellerdurchmessern, Wirkfaktoren und integrierten Auftriebsbeiwerten ergeben sich trotz des breiteren Drehzahlbetriebsbereichs des Elektromotors signifikante Unterschiede im Gesamtwirkungsgrad. So weist die Studie bei Variation des Propellerdurchmessers und des integrierten Auftriebsbeiwertes im betrachteten Bereich einen Unterschied von $\Delta\eta_{EA,Cr} \approx 3\%$ aus, die Variation des Wirkfaktors sogar $\Delta\eta_{EA,Cr} \approx 5\%$. Wie in Abb. 6.7b dargestellt, ist dies auf die große Veränderung der optimalen Propellerdrehzahl unter Reiseflugbedingungen zurückzuführen. Im betrachteten Bereich halbiert sich diese hin zu großen Durchmessern und integrierten Auftriebsbeiwerten. Hin zu niedrigen Drehzahlen sinkt auch der Elektromotorwirkungsgrad, sodass ein Kompromiss zwischen optimalem Propeller- und Elektromotorbetriebspunkt gewählt wird. Die im Vergleich zum integrierten Auftriebsbeiwert größere Veränderung des Gesamtwirkungsgrades hin zu großen Wirkfaktoren ist durch die zusätzlich steigenden Reibungsverluste an den Propellerblättern zu erklären. Diese sind in erster Linie von der Propelleroberfläche abhängig, die mit dem Wirkfaktor steigt.

Für den Basisentwurf des elektrischen Antriebs werden die Auslegungsparameter des Propellers so gewählt, dass sich die minimale Gesamtmasse ergibt. Diese ist deutlich sensitiver auf die Propellerauslegung als der Reiseflugwirkungsgrad. So wird durch einen alternativen Propellerentwurf mit geringerem Durchmesser und integrierten Auftriebsbeiwert ein um $\Delta 1,6\%$ höherer Reiseflugwirkungsgrad erreicht, jedoch nur in Verbindung mit einer um etwa 14% höheren Gesamtantriebsmasse.

6.3.3. Einfluss der elektromechanischen Auslegungsparameter

Im Folgenden wird die Bedeutung der weiteren elektromechanischen Auslegungsparameter diskutiert. Dazu werden drei Studien durchgeführt und der Einfluss auf die Zielgrößen quantifiziert. Zunächst wird das Getriebeübersetzungsverhältnis gemeinsam mit der Polpaarzahl des Elektromotors variiert. Beide beeinflussen die im Wechselrichter entstehenden Schaltverluste, die durch die Gehäusetemperatur der Halbleiterelemente limitiert sind. Entsprechend ist eine gemeinsame Variation dieser Auslegungsparameter sinnvoll. Anschließend wird untersucht, ob ein getriebeloses Konzept für die Auslegungsmission vorteilhaft eingesetzt werden kann. Abschließend erfolgt eine Variation der Zwischenkreisspannung.

Die Ergebnisse der ersten Studie mit Variation der Polpaarzahl und der Getriebeübersetzung sind in Abb. 6.8 zusammengefasst. Zu sehen sind die Gesamtmasse des Antriebs, die Masse des Elektromotors, der Batterie und der Wirkungsgrad des Wechselrichters. Das Übersetzungsverhältnis und die Polpaarzahl werden dabei in einem relativ großen Bereich variiert. Wie in den nachfolgenden beiden Absätzen erläutert, sind die Ergebnisse für hohe Polpaarzahlen und Übersetzungsverhältnisse nur eingeschränkt gültig. Die Auswirkungen auf die dem Elektromotor nachgeschalteten Komponenten können jedoch sinnvoll dargestellt werden.

Eine Variation der Polpaarzahl beeinflusst auch den Wirkungsgrad des Elektromotors, der innerhalb der Studie im Auslegungspunkt jedoch als konstant angenommen wird. Mit der Polpaarzahl steigt die Frequenz des Luftspaltfeldes und entsprechend die Eisenverluste der Maschine (vgl. Kap. 2.3.3). Im Fall einer verteilten Wicklung sinken gleichzeitig die Kupferverluste aufgrund der kleineren Wicklungsköpfe, was jedoch nicht immer die steigenden Eisenverluste kompensiert. Somit kann sich der Wirkungsgrad des Elektromotors verringern, was durch das verwendete Modell nicht abgebildet wird.

Auch eine höhere Motordrehzahl beeinflusst die Frequenz des Luftspaltfeldes und hat damit höhere Eisenverluste zur Folge. Bei konstanter mechanischer Leistung sinken jedoch gleichzeitig die Kupferverluste aufgrund der kleineren Motorgröße. Die abschließenden Auswirkungen auf die Gesamtverluste bzw. den Wirkungsgrad hängen von weiteren Parametern ab, wie der Polpaarzahl. Die Drehzahl kann bei konstanter Leistung entsprechend nur in einem gewissen Bereich variiert werden ohne den Wirkungsgrad des Elektromotors anpassen zu müssen. Alternativ kann mit der höheren Drehzahl gleichzeitig die Polpaarzahl verringert werden, um einen konstanten Wirkungsgrad zu erreichen. Entsprechend sind in der durchgeführten Studie die Ergebnisse für hohe Polpaarzahlen und Übersetzungsverhältnisse nur eingeschränkt gültig, hier wäre eine Verringerung des Motorwirkungsgrades notwendig.

In Abb. 6.8a ist der Einfluss auf die Gesamtmasse dargestellt. Es überlagern sich zwei Effekte. Einerseits die steigende Batteriemasse hin zu großen Polpaarzahlen und Übersetzungsverhältnissen, andererseits die sinkende Masse des Elektromotors. Auf Systemebene wird die sinkende Elektromotormasse bei großen Übersetzungsverhältnissen und Polpaarzahlen durch die steigende Batteriemasse kompensiert, sodass sich im betrachteten Bereich lediglich eine Änderung der Gesamtmasse von etwa 3 % ergibt.

Die Masse des Elektromotors sinkt mit höheren Übersetzungsverhältnissen, da sie in erster Größenordnung mit der Drehmomentenanforderung skaliert. Nach (4.34) sinkt der notwendige Luftspaltdurchmesser mit steigender Drehzahl, was zu kleinen Motormassen führt. Bei Übersetzungsverhältnissen zwischen 1,5 und 3,0 ist dieser Effekt besonders ausgeprägt. Danach sinkt die Motormasse nur noch geringfügig, da für den notwendigen Luftspaltdurchmesser gilt

$$D_\delta \sim \left(\frac{1}{i_{\text{Gtr}}} \right)^{\frac{1}{3}}. \quad (6.6)$$

Weiterhin beeinflusst die Polpaarzahl die Motormasse durch zwei Effekte. Zum einen sinkt nach (4.38) die Jochhöhe des Elektromotors mit steigender Polpaarzahl und somit auch

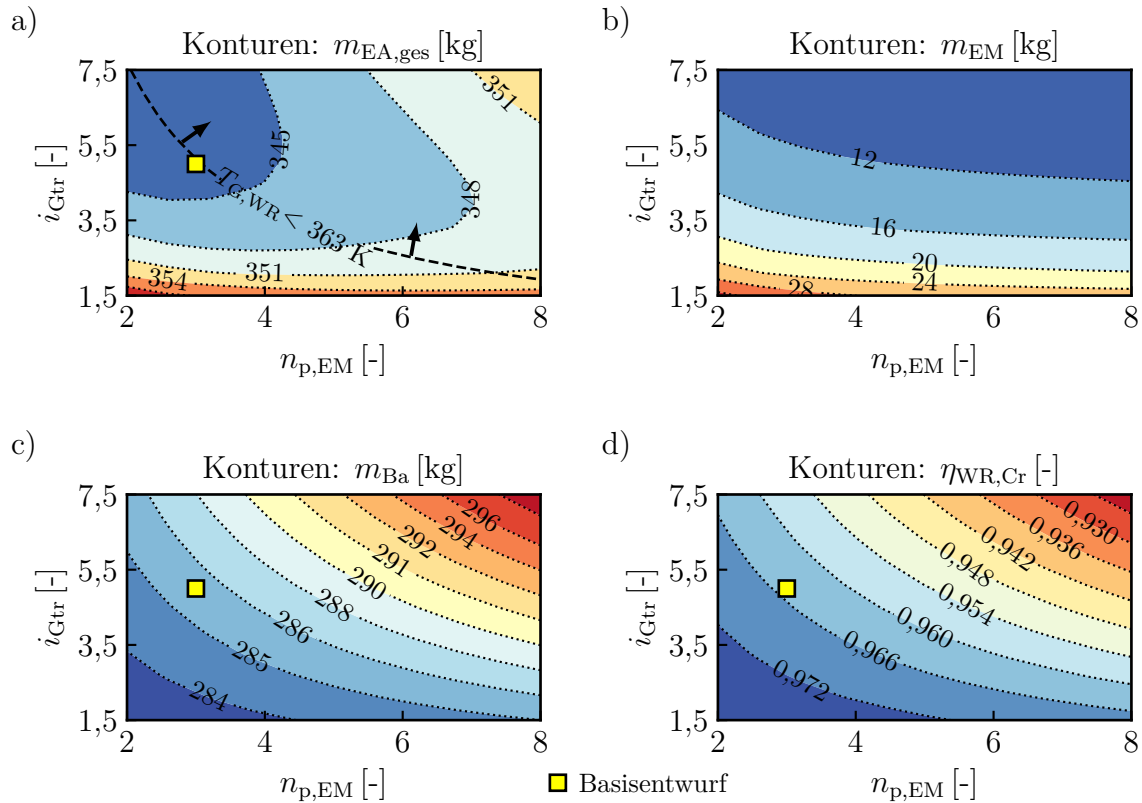


Abbildung 6.8.: Elektrischer Antrieb: Einfluss der Getriebeübersetzung und Polpaarzahl des Elektromotors auf a) Gesamtmasse, b) Elektromotormasse, c) Batteriemasse, d) Wechselrichterwirkungsgrad im Reiseflug.

die Masse des Motors. Zum anderen sind die Wicklungsköpfe bei verteilten Wicklungen kleiner, wobei dieser Effekt durch das verwendete Modell nicht berücksichtigt wird.

Die Veränderung der Batteriemasse in Abb. 6.8c ist auf den Wirkungsgrad des Wechselrichters zurückzuführen (vgl. Abb. 6.8d). Nach (4.63) nimmt die notwendige Schaltfrequenz mit steigender Polpaarzahl und Drehzahl des Elektromotors zu. Mit (4.62) steigen somit die Schaltverluste im Wechselrichter, was zu einem geringeren Gesamtwirkungsgrad und damit höherer Batteriemasse führt. Im betrachteten Bereich sinkt der Wechselrichter Wirkungsgrad um etwa $\Delta 5\%$ und die Batteriemasse steigt entsprechend an.

In den Auslegungsrandbedingungen von Kap. 6.1 ist eine maximale Gehäusetemperatur der Halbleiterelemente über die Auslegungsmission festgelegt. Diese entspricht der maximal möglichen Kühlmiteleintrittstemperatur, die notwendig ist, um einen sicheren Betrieb der Leistungselektronik zu ermöglichen. Je niedriger wiederum die Kühlmiteleintrittstemperatur, desto geringer wird der Temperaturunterschied zwischen Kühlmittel und Umgebungsluft, was zu einem großen Volumenbedarf für Wärmetauscher führt. Diese Randbedingung stellt damit ein realistisches Kühlsystem sicher. Die entsprechende Grenze für die Gehäusetemperatur $T_{G,WR}$ ist ebenfalls in Abb. 6.8a eingezeichnet.

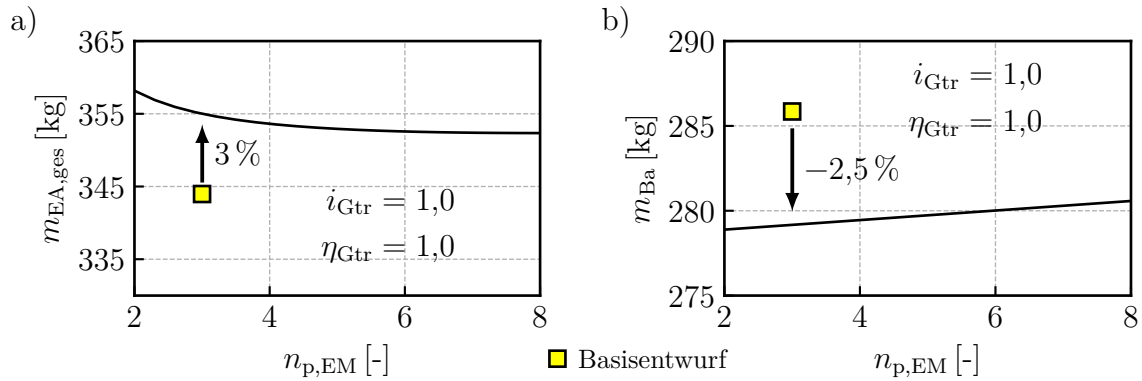


Abbildung 6.9.: Elektrischer Antrieb ohne Getriebe: Einfluss der Polpaarzahl auf a) Gesamtmasse, b) Batteriemasse.

Für die Basisauslegung wird ein Übersetzungsverhältnis von 5 gewählt, welches nach Wittel et al. [35] noch mit einem einstufigen Planetengetriebe erreicht werden kann. Zudem ergibt sich damit eine Motordrehzahl die in etwa der des verwendeten Kennfelds entspricht. Als Polpaarzahl des Elektromotors wird der Wert 3 festgelegt. Zum einen um die notwendige Gehäusetemperatur der Halbleitermodule nicht zu unterschreiten und zum anderen, weil das verwendete Kennfeld von einem Elektromotor mit einer ähnlichen Polpaarzahl von 4 stammt.

In der zweiten Studie wird das Getriebe aus dem elektrischen Antrieb entfernt. Die Ergebnisse dieser Studie sind in Abb. 6.9 dargestellt. Durch die Entfernung des Getriebes entstehen neben hier nicht quantifizierbaren Vorteilen eines geringeren Wartungsaufwands und der geringeren Antriebskomplexität zwei wesentliche quantifizierbare Vorteile. Zum einen wird die Getriebemasse eingespart, zum anderen steigt der Gesamtwirkungsgrad des Antriebs. Letzteres wirkt sich wieder auf die Batteriemasse aus. Wie in Abb. 6.9b zu sehen, wird gegenüber dem Basisentwurf eine um etwa 2,5 % kleinere Batteriemasse erreicht. Jedoch wird die Masseneinsparung bei Batterie und Getriebe durch die höhere Elektromotormasse kompensiert. Bei gleicher Polpaarzahl ergibt sich auf Gesamtsystemebene ohne Getriebe eine um etwa 3 % höhere Masse (vgl. Abb. 6.9a). Dennoch könnte eine getriebelose Variante sinnvoll sein. Im Zusammenhang mit größeren Reise- und Flugdistanzen kann die Masseneinsparung bei der Batterie höher ausfallen und zu einer geringeren Gesamtmasse führen. Weiterhin sind die hier nicht quantifizierten Wartungs- und Entwicklungskosten für ein solches Getriebe in eine Auslegungsentscheidung mit einzubeziehen. Da eine solche Bewertung nicht im Rahmen dieser Arbeit erfolgt, wird im Basisentwurf ein Getriebe vorgesehen.

In der dritten und letzten Studie wird der Einfluss der Zwischenkreisspannung auf die Gesamtsystemmasse untersucht. Die wesentlichen Ergebnisse sind in Abb. 6.10 zusammengefasst. Ausgehend von der Basisauslegung steigt die Gesamtmasse des Antriebs mit sinkender Zwischenkreisspannung an. Die Ursache sind die größeren Massen der Gleichspannungskabel, des Wechselrichters und der Batterie. Hin zu größeren Spannungen sinkt die Gesamtmasse dagegen immer weiter.

Wie in Abb. 6.10b visualisiert, steigt die Kabelmasse hin zu geringen Zwischenkreisspannungen erheblich an. Der durch die Kabel übertragene Strom steigt mit sinkender Spannung. Bei der gegebenen Stromdichte steigt auch der Kabelquerschnitt (vgl. (4.94)) und entsprechen auch die Kabelmasse. Es gilt

$$m_{\text{Ka}} \sim A_{\text{L}} l_{\text{Ka}} \quad \text{mit} \quad A_{\text{L}} \sim \frac{P_{\text{Ka}}}{U_{\text{DC}}} \quad (6.7)$$

Hohe Zwischenkreisspannungen sind entsprechend für große Kabellängen und übertragene Leistungen sinnvoll. Die Vergrößerung der Kabelmasse hin zu kleinen Spannungen wird durch den fallenden Wirkungsgrad des Wechselrichters im Startfall weiter verstärkt. Zudem steigt auch die Batteriemasse durch den kleineren Wechselrichterwirkungsgrad im Reiseflug (vgl. Abb. 6.10a).

Sowohl der sinkende Wirkungsgrad des Wechselrichters als auch die steigende Masse sind mit der notwendigen Anzahl an Halbleitermodulen zu begründen. Um den höheren Gleichstrom zu übertragen, sind mehr Halbleitermodule in Parallelschaltung notwendig. Da die Zahl der Module in Serienschaltung mindestens eins betragen muss (vgl. (4.58)), steigt die Gesamtanzahl an Halbleitermodulen unterhalb von 400 V. Zwar sinken die Leitungs- und Schaltverluste je Halbleitermodul, da sich der Strom auf zusätzliche Module verteilt. Die Summe der Verluste steigt jedoch, was einen schlechteren Wirkungsgrad zur Folge hat.

Bei Zwischenkreisspannungen oberhalb von 400 V bleiben sowohl die Wechselrichter- als auch die Batteriemasse konstant. Ursache dafür ist die gleichbleibende Anzahl an Halbleitermodulen im Wechselrichter, die zwischen Serien- und Parallelschaltung getauscht werden. Das führt einerseits zu einer konstanten Masse, andererseits auch zu einem konstanten Wechselrichterwirkungsgrad und damit zu konstanter Batteriemasse.

Die in Abb. 6.10 dargestellten Ergebnisse gelten für das in der Studie verwendete Halbleitermodul. Die charakteristische Veränderung der Verläufe von Wechselrichtermasse und Wechselrichterwirkungsgrad ab einer Zwischenkreisspannung von 400 V ist auf die maximale Sperrspannung des verwendeten Halbleitermoduls zurückzuführen. Innerhalb der Studie werden auch alternative Halbleitermodule mit veränderten Betriebslimits bzgl. Strom und Spannung verwendet. Diese Ergebnisse sind hier jedoch nicht dargestellt, da keine wesentlichen Verbesserungen realisiert werden können. Für den Basisentwurf wird das Halbleitermodul gewählt, welches die kleinstmögliche Gesamtzahl an notwendigen Modulen in Serien- und Parallelschaltung ergibt.

Für den Basisentwurf wird eine Zwischenkreisspannung von 400 V gewählt. Dies entspricht einem Spannungswert, der schon heute in elektrischen Automobilen oder vollelektrischen Kleinflugzeugen eingesetzt wird. Über diese Spannung hinaus können nur noch geringe Masseneinsparungen auf Systemebene realisiert werden. Zudem können sehr hohe Spannungen einfacher zu ungewollten Entladungen führen. Nach dem Paschen-Gesetz spielt dabei auch der Umgebungsdruck und damit die Flughöhe eine entscheidende Rolle. Werden hohe Betriebsspannungen mit großen Flughöhen kombiniert, müssen die Leiter in den elektrischen Komponenten mit größerem Abstand platziert werden, um die gleiche Isolationswirkung der Luft zu erhalten. Dies hat Einfluss auf die Masse der Komponenten und wird durch die verwendeten Modelle nicht abgebildet. Der jeweilige Kalibrierfak-

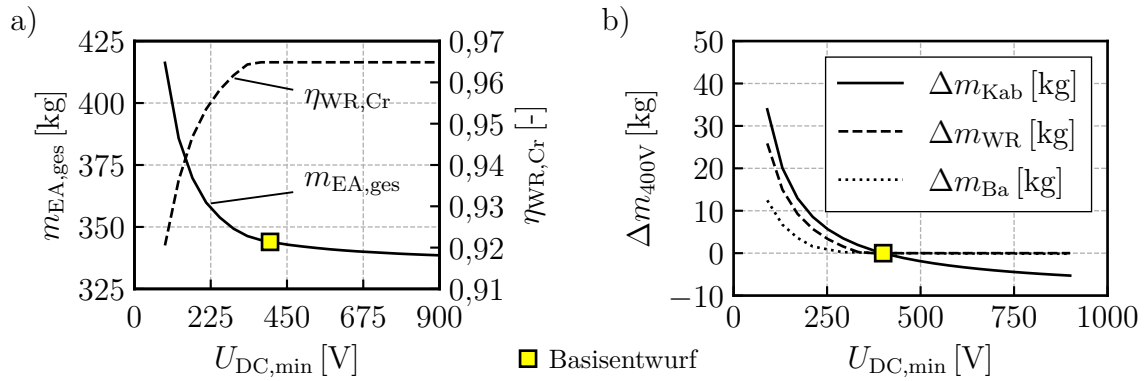


Abbildung 6.10.: Elektrischer Antrieb: Einfluss der Zwischenkreisspannung auf a) Systemmasse, b) Komponentenmassen.

tor für die Masse der Leistungselektronik etwa müsste entsprechend angepasst werden. Anhand der Diskussion von Cotton et al. [138] lässt sich jedoch erschließen, dass für den hier betrachteten Anwendungsfall der Einfluss gering ist. Der notwendige Luftspalt zwischen Leitern mit unterschiedlichem Potential ist für die hier betrachtete Flughöhe und Spannung immer noch sehr klein.

6.4. Paralleler Hybridantrieb

Die betrachteten Auslegungsparameter des parallelen Hybridantriebs und die gewählten Werte für den Basisentwurf sind in Tab. 6.7 zusammengefasst. Es werden die gleichen Auslegungsparameter wie bei der Betrachtung des elektrischen Antriebs genutzt. Lediglich der Hybridisierungsgrad und C-Koeffizient der Batterie stellen zusätzliche Parameter dar. Ersterer kommt durch die zusätzliche Energiequelle hinzu und ist bereits in (4.1) definiert. Wie später in Kap. 6.4.3 gezeigt wird, muss der Batterieentladestrom (bzw. der C-Koeffizient) beschränkt werden, um eine Überhitzung der Batterie in der Start- und Anfangssteigphase zu vermeiden. Diese Problematik taucht bei dem elektrischen Antrieb aufgrund der großen Batteriemasse nicht auf.

Alle weiteren nicht variierten Auslegungsparameter sind in Anhang B.3 zusammengefasst. Hier soll nur kurz auf die wesentlichen weiteren Eingaben eingegangen werden. Analog zum Hubkolbenmotorantrieb wird ein Kennfeld aus [136] verwendet, um das Betriebsverhalten des Hubkolbenmotors abzubilden. Für den elektrischen Teilantrieb werden die gleichen Kennfelder und Werte genutzt, die auch für den elektrischen Antrieb verwendet werden (vgl. Kap. 6.3). Lediglich die Batterie wird mit einem anderen Betriebsverhalten abgebildet. Wie nachfolgend beschrieben, wird die Batterie im Basisentwurf des parallelen Hybridantriebs ausschließlich für eine kurze Unterstützung der Startleistung genutzt. Um eine möglichst geringe Masse der Batterie zu erreichen, finden daher leistungsoptimierte Zellen Verwendung. Die entsprechenden Entladekurven werden aus [9] extrahiert. Übereinstimmend mit dem elektrischen Antrieb wird angenommen, dass die Batterie räumlich getrennt vom restlichen Antriebsstrang positioniert ist. Für die Länge

Tabelle 6.7.: Betrachtete Auslegungsparameter des parallelen Hybridantriebs und Werte des Basisentwurfs.

Auslegungsparameter	Wert
Propellerdurchmesser D_{Pr}	1,65 m
Integrierter Auftriebsbeiwert $c_{a,i}$	0,42
Propeller-Wirkfaktor k_{AF}	110,0
Hybridisierungsgrad $H_{P,PH,TO}$	0,52
Getriebeübersetzungsverhältnis i_{Gtr}	5,0
Polpaarzahl Elektromotor $n_{p,EM}$	3,0
Zwischenkreisspannung U_{DC}	400,0 V
max. C-Koeffizient Batterie $C_{R,max}$	25,0

des Verbindungskabels werden ebenfalls 5 m angesetzt. Erneut wird das Endergebnis durch diese Annahme nur untergeordnet beeinflusst. Für den Basisentwurf des parallelen Hybridantriebs beträgt die Kabelmasse etwa 4 % der Gesamtmasse.

6.4.1. Betriebsstrategie, Auslegungspunkt und Iterationsschemata

Der parallele Hybridantrieb ist mit zwei unabhängigen Energiequellen ausgestattet, entsprechend ist für den Entwurf eine grundlegende Betriebsstrategie notwendig. In Kap. 6.3 wird gezeigt, dass die hohe Batteriemasse für den elektrischen Antrieb problematisch ist. Für den Entwurf des parallelen Hybridantriebs wird daher eine möglichst geringe Batteriemasse angestrebt. Entsprechend wird die notwendige Reiseflugleistung durch den Hubkolbenmotor abgedeckt, welcher mit einem energiedichten Flüssigtreibstoff gespeist wird. Mit dem zusätzlichen elektrischen Antriebsstrang wird lediglich die in Kap. 5.2 vorgestellte Unterstützung bei Leistungsspitzen verfolgt, um den Gesamtwirkungsgrad des Hubkolbenmotors im Reiseflug zu maximieren.

Der Auslegungspunkt und dessen Iterationsschema werden analog zum Hubkolbenmotorantrieb gewählt (vgl. Tab. 6.4). Die Nachrechnung der Auslegungsmission erfolgt mit dem in Tab. 6.8 zusammengefassten Iterationsschema und Optimierungen. Da die Auslegungsmission zunächst nur mit dem fertig ausgelegten Teilantrieb – also dem primären Leistungspfad (vgl. Abb. 4.4) – erfolgt, ist zur Betriebspunktfixierung neben den Kennfeldkoordinaten des Hubkolbenmotors für alle Missionspunkte auch der Hybridisierungsgrad notwendig.

Für den jeweiligen Betriebspunkt der Auslegungsmission wird die Hilfskoordinate des Hubkolbenmotorkennfelds Y_{HM} so iteriert, dass der erforderliche Schub erreicht wird. Die Hubkolbenmotordrehzahl N_{HM} sowie der Hybridisierungsgrad werden dabei so gewählt, dass die minimale elektrische Leistung notwendig ist. Damit wird die kleinstmögliche Batterie sichergestellt. Für das Start- und Anfangssteigflug-Segment wird dabei der Gesamtwirkungsgrad außer Acht gelassen, da diese Segmente nur eine kurze Betriebszeit

Tabelle 6.8.: Paralleler Hybridantrieb: Iterations-/Optimierungsschema für die Auslegungsmision.

Missionspunkt	Iterationsvariable	Zielgröße	Wert
Start, Anfangssteigflug	Hilfskoordinate Y_{HM}	F_{Pr}	= erf. Schub
	Drehzahl N_{HM}	$P_{\text{mech,EM}}$	min.
	Hybridisierungsgrad $H_{\text{P,PH}}$		
Steigflug	Hilfskoordinate Y_{HM}	F_{Pr}	= erf. Schub
	Drehzahl N_{HM}	$k_{\text{Opt,PH}}, (6.8)$	max.
	Hybridisierungsgrad $H_{\text{P,PH}}$		
Reiseflug	Hilfskoordinate Y_{HM}	F_{Pr}	= erf. Schub
	Drehzahl N_{HM}	$\eta_{\text{PH,prim}}$	max.

aufweisen. Im Steigflug-Segment wird jedoch der Gesamtwirkungsgrad des primären Leistungspfad nach

$$k_{\text{Opt,PH}} = \eta_{\text{PH,prim}}(1 - H_{\text{P,PH}}), \quad (6.8)$$

in das Optimierungsziel mit einbezogen. Auf diese Weise wird sichergestellt, dass die kleinstmögliche Batterie bei maximalem Wirkungsgrad des primären Leistungspfad erreicht wird. Die Definition des Wirkungsgrads $\eta_{\text{PH,prim}}$ erfolgt mit

$$\eta_{\text{PH,prim}} = \eta_{\text{Pr}}\eta_{\text{Gtr}}\eta_{\text{HM}}. \quad (6.9)$$

Im Reiseflugbetriebspunkt ist der Hybridisierungsgrad kein freier Eingabeparameter mehr. Gemäß der angesetzten Betriebsstrategie wird der Propeller hier ohne zusätzliche elektrische Leistung angetrieben. Entsprechend wird der Hybridisierungsgrad für diesen Betriebspunkt zu null gewählt. Der Reiseflug-Betriebspunkt des Antriebssystems wird somit alleinig durch die Kennfeldkoordinaten des Hubkolbenmotors fixiert. Letztere werden dabei analog zum Hubkolbenmotorantrieb so gewählt, dass sich der maximale Gesamtwirkungsgrad für den primären Leistungspfad ergibt.

6.4.2. Einfluss der Propellergeometrie und des Hybridisierungsgrades

Die Optima der Antriebsmasse sowie des Reiseflugwirkungsgrades im parallelen Hybridantriebssystem werden gleichermaßen durch die Propellergeometrie und die Leistungsaufteilung zwischen Elektromotor und Hubkolbenmotor bestimmt (vgl. Kap. 5.2). Entsprechend werden diese Auslegungsparameter gemeinsam betrachtet. In Abb. 6.11, 6.12 und 6.13 sind die Abhängigkeiten der beiden Zielgrößen Antriebsmasse und Reiseflugwirkungsgrad von der Propellergeometrie und dem Hybridisierungsgrad zusammengefasst. Wie in den weiteren Studien auch werden alle nicht variierten Parameter auf die Werte

des Basisentwurfs festgelegt (vgl. Tab. 6.7). Die dargestellten Antriebsmassen berechnen sich jeweils mit

$$m_{\text{PH}} = m_{\text{Pr}} + m_{\text{Gtr}} + m_{\text{HM}} + m_{\text{EM}} + m_{\text{WR}} + m_{\text{Ka}}, \quad (6.10)$$

$$m_{\text{PH,ges}} = m_{\text{Pr}} + m_{\text{Gtr}} + m_{\text{HM}} + m_{\text{EM}} + m_{\text{WR}} + m_{\text{Ka}} + m_{\text{BS}} + m_{\text{Br}} + m_{\text{Ba}}. \quad (6.11)$$

Der dargestellte Gesamtwirkungsgrad im Reiseflug ist bereits mit (6.9) definiert.

In Abb. 6.11a sind die Zielgrößen in Abhängigkeit des Propellerdurchmessers, integrierten Auftriebsbeiwerts und des Hybridisierungsgrades dargestellt. In drei Parameterstudien mit Hybridisierungsgraden von 0, 0,25 und 0,5 werden der Propellerdurchmesser und integrierte Auftriebsbeiwert jeweils zwischen 1,45 – 1,65 m und 0,4 – 0,6 variiert. Dabei ist die Parameterstudie mit einem Hybridisierungsgrad von null äquivalent zu den Betrachtungen des reinen Hubkolbenmotorantriebs. Mit steigendem Hybridisierungsgrad ergibt sich ein Trend hin zu größeren Reiseflugwirkungsgraden und geringeren Antriebsmassen. Größere Reiseflugwirkungsgrade ergeben sich durch den kleineren Hubkolbenmotor. Ohne die zusätzliche elektrische Leistung im Startfall muss die gesamte Startleistung durch den Hubkolbenmotor aufgebracht werden. Ein entsprechend großer Hubkolbenmotor ist notwendig, der die im Vergleich kleine Reiseflugleistung nur in tiefer Teillast und bei geringem Wirkungsgrad erbringen kann (vgl. Abb. 5.4). Durch die zusätzliche elektrische Leistung im Startfall kann der Hubkolbenmotor jedoch kleiner dimensioniert werden und die Reiseflugleistung bei einem besseren Wirkungsgrad abgeben. Die geringeren Antriebsmassen ergeben sich aus der im Vergleich zum Kolbenmotor höheren gravimetrischen Leistungsdichten der elektrischen Komponenten.

In Bezug auf die Zielgrößen können aus Abb. 6.11a die Potentiale des parallel hybriden Antriebs gegenüber dem Hubkolbenmotorantrieb quantifiziert werden, da deutlich größere Hybridisierungsgrade als 0,5 nicht sinnvoll sind. Wie später gezeigt wird, gilt Letzteres, da der Hubkolbenmotor die Steigleistung in diesem Bereich nicht mehr erbringen kann und die Batteriemasse schnell ansteigt. Wie in Abb. 6.11a dargestellt, kann bei gleichem maximalem Propellerdurchmesser gegenüber dem Hubkolbenmotorantrieb ein um etwa 10 % ($\Delta\eta_{\text{PH,prim,Cr}} \approx 2,5\%$) höherer Gesamtwirkungsgrad erreicht werden. Zudem ist die Antriebsmasse des parallelen Hybridantriebs (exklusive der Batteriemasse) in Abhängigkeit der Propellergeometrie um maximal 28 % geringer. Unter den genannten Voraussetzungen ergeben sich für die Missionsrandbedingungen also Vorteile für den parallelen Hybridantrieb. Wie Abb. 6.11a zeigt, können diese Vorteile jedoch nicht gleichzeitig vollständig ausgeschöpft werden. Je nach Propellerauslegung kann der Wirkungsgradvorteil oder der Massenvorteil maximiert bzw. ein Mittelweg gewählt werden.

Die geringste Masse des parallelen Hybridantriebs ergibt sich im betrachteten Bereich für einen Hybridisierungsgrad von etwa 0,5 und hohe Propellerdurchmesser und integrierte Auftriebsbeiwerte. In Abb. 6.11a ist jedoch gerade in diesem Bereich ein starker Einbruch des erreichbaren Gesamtwirkungsgrades erkennbar. Ausgehend von dem Punkt maximalen Systemwirkungsgrads ① hin zu dem Punkt minimaler Antriebsmasse ② können etwa 8 % Antriebsmasse eingespart werden, jedoch sinkt der Systemwirkungsgrad um etwa 9 % ($\Delta\eta_{\text{PH,prim,Cruise}} \approx 2,3\%$). Der sinkende Systemwirkungsgrad ist auf die Betriebspunktverschiebungen im Propellerkennfeld zurückzuführen. In Abb. 6.11b sind

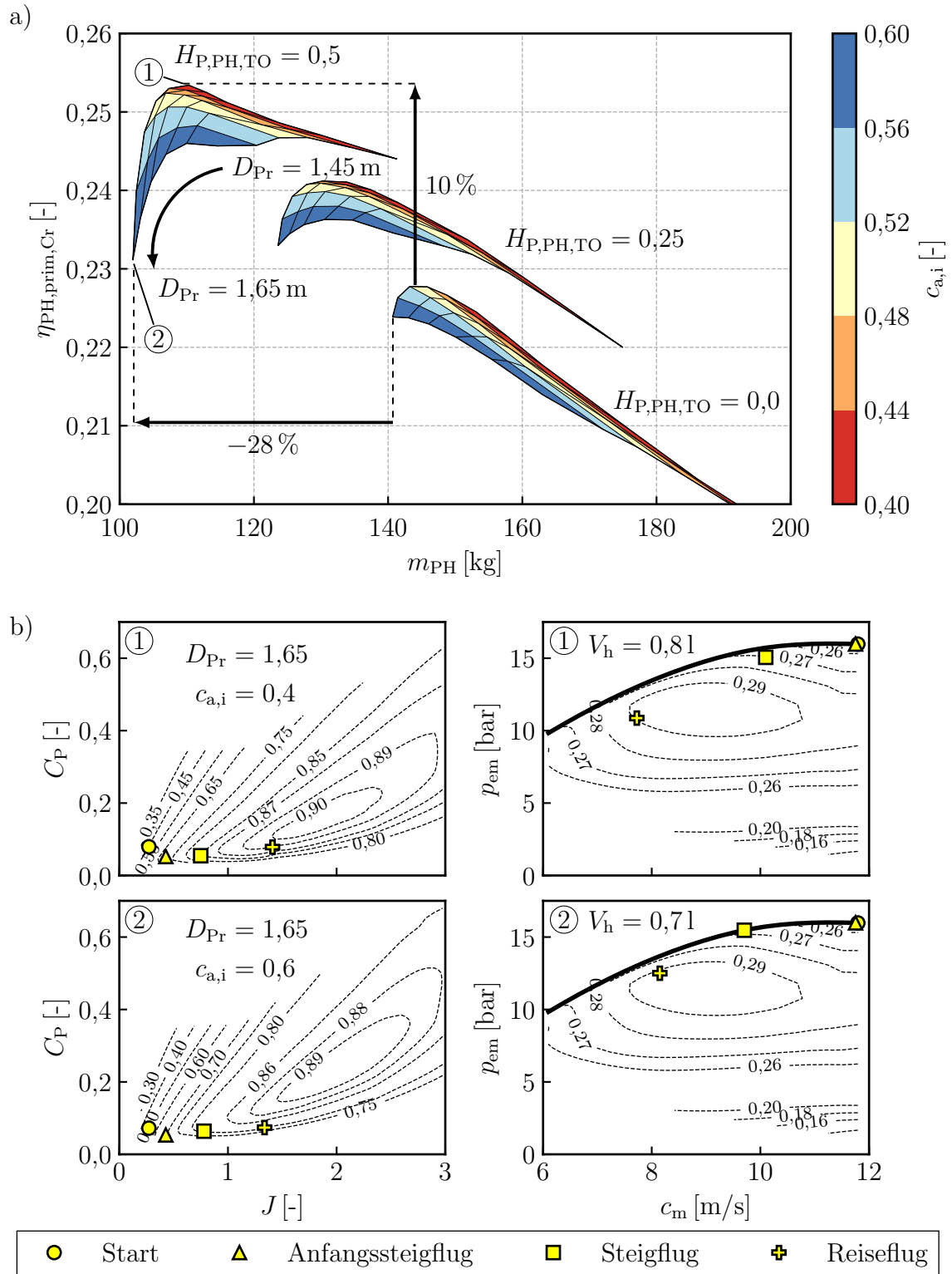


Abbildung 6.11.: Paralleler Hybridantrieb: a) Einfluss von Propellerdurchmesser, integriertem Auftriebsbeiwert und Hybridisierungsgrad auf die Antriebsmasse und den Reiseflugwirkungsgrad, b) Exemplarische Missionsbetriebspunkte in Propeller- und Hubkolbenmotorkennfeld.

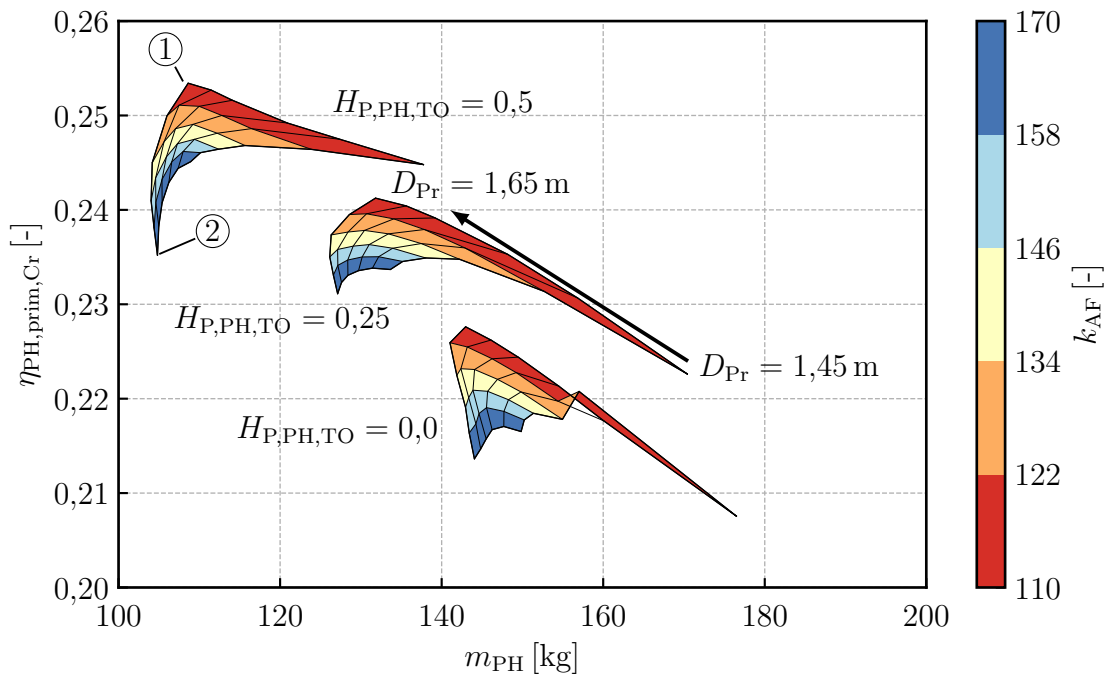


Abbildung 6.12.: Paralleler Hybridantrieb: Einfluss von Propellerdurchmesser, Wirkfaktor und Hybridisierungsgrad auf die Antriebsmasse und den Reiseflugwirkungsgrad.

beispielhaft die Missionsbetriebspunkte im Propeller- und Hubkolbenmotorkennfeld für die jeweiligen Punkte ① und ② dargestellt. Es ist der in Kap. 5.2 beschriebene Effekt eines verkleinerten Reiseflugdrehzahlbereichs des Kolbenmotors für hohe Hybridisierungsgrade zu erkennen. Der Betriebsbereich des Propellers wird durch den Hubkolbenmotor eingeschränkt, was zu geringen Gesamtwirkungsgraden des primären Leistungspfades führt. Dieser Effekt ist insbesondere für hohe integrierte Auftriebsbeiwerte ausgeprägt, da diese das Wirkungsgradoptimum des Propellers hin zu größeren Fortschrittsgraden und Leistungskoeffizienten – und damit kleineren Drehzahlen – verschieben (vgl. Abb. 2.6a).

Aus Abb. 6.11 wird damit deutlich, dass bei der Auslegung des parallelen Hybridantriebs ein Zielkonflikt zwischen minimaler Antriebsmasse und maximalem Reiseflugwirkungsgrad entsteht. Dies gilt im betrachteten Fall insbesondere für große Hybridisierungsgrade. Für kleinere Hybridisierungsgrade ist der beschriebene Effekt zwar ebenfalls vorhanden, jedoch deutlich geringer ausgeprägt, da ein größerer Kolbenmotor mit einem entsprechend größeren Betriebsbereich vorliegt.

In einem alternativen Antriebssystem könnte die mechanische Kopplung der Leistungspfade statt durch eine Momentenaddition auch durch eine Drehzahladdition realisiert werden. Damit wäre das fixe Drehzahlverhältnis zwischen Propeller und Kolbenmotor aufgehoben. Die elektrische Antriebsleistung würde entsprechend im Startfall für eine Drehzahlerhöhung genutzt um eine hohe Standübersetzung zwischen Propeller und Hubkolbenmotor zu ermöglichen. So kann sowohl im Startfall als auch im Reiseflug ein hoher Propellerwirkungsgrad erreicht werden. Eine Betrachtung dieser speziellen Antriebskonfiguration wird am Rahmen dieser Arbeit jedoch nicht vorgenommen.

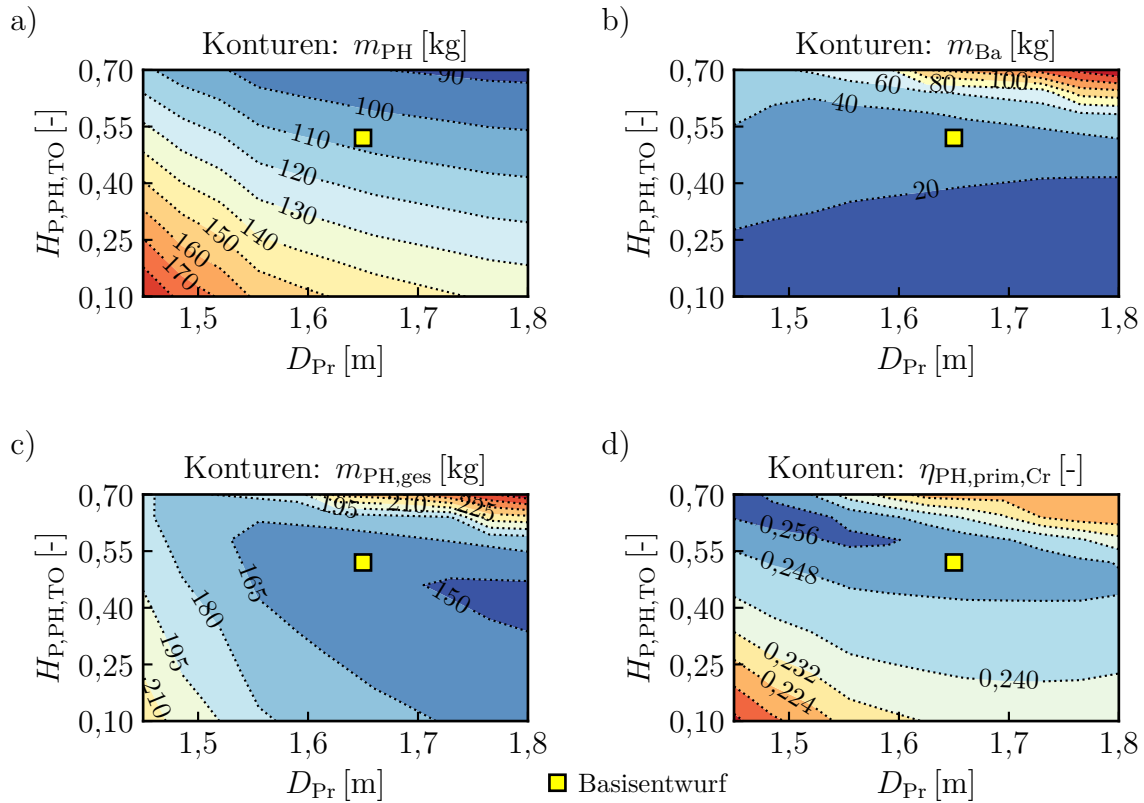


Abbildung 6.13.: Paralleler Hybridantrieb: Einfluss von Propellerdurchmesser und Hybridisierungsgrad auf a) Antriebsmasse, b) Batteriemasse, c) Gesamtmasse, d) Wirkungsgrad im Reiseflug.

In Abb. 6.12 sind ähnliche Abhängigkeiten der Zielgrößen vom Wirkfaktor zu sehen. Für hohe Hybridisierungsgrade und Propellerdurchmesser hat der Wirkfaktor im Vergleich zum integrierten Auftriebsbeiwert jedoch einen etwas geringeren Einfluss auf den Systemwirkungsgrad. Zwischen dem Punkt maximalen Wirkungsgrades ① und Punkt ② sinkt der Systemwirkungsgrad um etwa 7 % ($\Delta\eta_{\text{PH,prim,Cruise}} \approx 1,8\%$). Die Lage des Wirkungsgradoptimums im Propellerkennfeld wird durch den veränderten Wirkfaktor weniger stark beeinflusst, sodass der Hubkolbenmotor in der Lage ist, den Propeller näher am Optimum zu betreiben. Durch die mit dem Wirkfaktor steigenden Propellerreibungsverluste verringert sich der Systemwirkungsgrad jedoch zusätzlich, was schließlich zu einem Wirkungsgradverlust führt, der vergleichbar mit dem des integrierten Auftriebsbeiwerts ist. Für kleine Propellerdurchmesser von z.B. 1,45 m und einem Hybridisierungsgrad von 0,5 bleibt der Systemwirkungsgrad unabhängig vom Wirkfaktor im Wesentlichen konstant. Wie bereits in Kap. 6.2.2 erläutert, hat der Wirkfaktor bei kleinen Propellerdurchmessern einen deutlich größeren Einfluss auf den Propellerwirkungsgrad im Startfall und damit auf die Antriebsmasse. Durch den höheren Wirkfaktor steigt der Propellerwirkungsgrad beim Start und die antreibenden Motoren können durch die geringere Leistungsanforderung kleiner dimensioniert werden. Der kleinere Hubkolbenmotor erreicht unter Reisebedingungen einen höheren Wirkungsgrad, was die mit dem Wirkfaktor steigenden Propellerreibungsverluste kompensiert.

In Abb. 6.13 wird nun die zusätzlich von den Energieanforderungen abhängige Batteriemasse berücksichtigt. Es wird lediglich der Propellerdurchmesser und der Hybridisierungsgrad variiert, die weiteren Werte der Auslegungsparameter entsprechen denen des Basisentwurfs in Tab. 6.7. Analog zu den weiteren Antrieben steigt die Antriebsmasse mit kleineren Propellerdurchmessern durch den erhöhten Leistungsbedarf beim Start (vgl. Abb. 6.13a). Je höher der Hybridisierungsgrad, desto weniger sensitiv ist diese Abhängigkeit, da die Leistung pro Masse auf Systemebene steigt. Wie in Abb. 6.13b dargestellt, steigt jedoch gleichzeitig die Batteriemasse an. Ab einem Hybridisierungsgrad von etwa 0,55 und Propellerdurchmessern größer 1,6 m ist der Gradient der Batteriemasse vergleichsweise hoch. In diesem Bereich kann der Hubkolbenmotor die notwendige Steigleistung nicht mehr alleine zur Verfügung stellen. Die Batteriemasse steigt selbst bei einem kleinen elektrischen Leistungsbedarf stark an, da der Steigflug deutlich länger andauert als der Anfangssteigflug (vgl. Tab. 6.2). Entsprechend steigen auch der elektrische Energiebedarf und die Batteriemasse. Für die Gesamtantriebsmasse ergibt sich das in Abb. 6.13c dargestellte Optimum.

Für den Basisentwurf des parallelen Hybridantriebs werden die finale Propellergeometrie und der Hybridisierungsgrad so gewählt, dass sich wie in Abb. 6.13d dargestellt der maximale Systemwirkungsgrad im Reiseflug ergibt.

6.4.3. Einfluss der elektromechanischen Auslegungsparameter

Für den elektrischen Teil des parallelen Hybridantriebs werden die gleichen Studien wie für den elektrischen Antrieb durchgeführt. Da sich innerhalb dieser Studien keine neuen Abhängigkeiten ergeben, wird hier auf eine Darstellung der exakten Ergebnisse verzichtet. Übereinstimmend mit dem elektrischen Antrieb wird im parallelen Hybridantrieb für die Anbindung des elektrischen Motors ein Getriebe verwendet. Da die Batterie nur über den kurzen Zeitraum des Starts Leistung abgibt, resultiert aus den zusätzlichen Verlusten im Getriebe nur eine kleine Massenzunahme der Batterie, die leicht durch die geringere Masse des Elektromotors überkompensiert wird. Die Antriebslösung ohne Getriebe und weiterhin optimaler Polpaarzahl würde eine um etwa 6 % höhere Gesamtmasse aufweisen.

Der Batterieentwurf des parallelen Hybridantriebs wird um eine zusätzliche Studie erweitert. Entsprechend der in Kap. 6.4.1 definierten Betriebsstrategie wird die Batterie nur sehr kurz während der Start und Anfangssteigphase als Leistungsunterstützung genutzt. Es wird also eine Batterie mit geringer Masse, kurz und bei hoher Leistungsabgabe betrieben, was zu einer Überschreitung der zulässigen Zelltemperatur der Batterie führen kann. Durch die kleine Masse weist die Batterie eine geringe Wärmekapazität auf, was zu einem schnellen Temperaturanstieg führt, wenn die Wärmeverlustleistung nicht abgeführt wird. Zudem kann der thermische Widerstand zur Umgebung je nach Zelltyp recht groß, was die Abfuhr der Wärmeverlustleistung erschwert und zu inhomogenen Temperaturverteilungen in einer Zelle führen kann. Für eine Batterie mit der genannten Betriebsstrategie ist für eine realistische Auslegung die Betrachtung des Thermalhaushalts notwendig.

Die ausgewählten Batteriezellen können bis zu einer Temperatur von 60 °C betrieben werden [9]. Jedoch ist der Betrieb bei deutlich niedrigeren Temperaturen wünschenswert

um eine schnelle Batteriealterung zu vermeiden. Um inhomogene Temperaturverteilungen zu berücksichtigen sollte die Temperatur an der Zellaußenwand deutlich geringer sein.

Der Batteriebetrieb bei akzeptablen Zelltemperaturen kann durch zwei Ansätze sichergestellt werden. Zum einen kann ein Kühlkreislauf verwendet werden, um die Wärmeverlustleistung abzuführen. Für den Start und Anfangssteigflug werden im Entwurf jedoch Heißtagbedingungen angesetzt (Umgebungstemperatur von etwa 40 °C). Eine Kühlung der Batterie durch Umgebungsluft ist erst ab einer Zelltemperatur deutlich oberhalb der Umgebungstemperatur sinnvoll machbar. Zu geringe Temperaturunterschiede erhöhen den Kühlluftbedarf und die Größe des notwendigen Wärmetauschers.

Zum anderen kann auch die thermische Trägheit der Batteriezellen ausgenutzt werden, da es sich um eine sehr kurze Start- und Anfangssteigphase handelt (etwa 160 s vgl. Tab. 6.2). Die Batterie wird vor dem Start durch eine externe Einrichtung oder den Klimakreislauf für die Passagierkabine auf etwa 20 °C temperiert, bei der die Zellen ihre volle Leistung abgeben können. Die Wärmeverlustleistung wird als Wärmeenergie durch die Zellen aufgenommen, deren Temperatur sich entsprechend erhöht. Dabei ist darauf zu achten, dass die Zelltemperatur nach der Anfangssteigphase unter der maximalen Betriebstemperatur von 60 °C bleibt.

In dem hier vorgestellten Entwurf wird die thermische Trägheit der Batteriezellen ausgenutzt. Um die Erhöhung der Zelltemperatur je Missionssegment zu beeinflussen, kann der maximale Entladestrom bzw. der C-Koeffizient limitiert werden. Eine Variation des maximalen C-Koeffizienten und die Auswirkungen auf die geschätzte Zelltemperatur, Wärmeverlustleistung und Batteriemasse ist in Abb. 6.14 dargestellt. Der C-Koeffizient von 30 stellt dabei die maximale Betriebsgrenze der ausgewählten Zellen dar. Für die überschlägige Berechnung der Temperaturveränderung wird angenommen, dass die Wärmeverlustleistung vollständig durch die Batteriezellen aufgenommen wird. Mit der aus dem Batteriemodell bekannten Wärmeverlustleistung je Zelle (vgl. Kap. 4.3.7), kann die Temperaturveränderung der Batterie für das jeweilige Missionssegment nach

$$\Delta T_Z = \frac{\dot{Q}_Z \Delta t}{m_Z c_{p,Z}} \quad (6.12)$$

bestimmt werden. Nach Bryden et al. [139] beträgt die spezifische Wärmekapazität $c_{p,Z}$ für bauähnliche Zellen etwa 1000 J/(kg K).

In Abb. 6.14a ist die Veränderung der Batteriemasse und der Wärmeverlustleistung dargestellt. Mit steigendem C-Koeffizient sinkt die Batteriemasse, da weniger Zellen notwendig sind, um die erforderliche Leistung zu erbringen. Gleichzeitig steigt die Wärmeverlustleistung, welche durch die Batteriezellen aufgenommen werden muss. Entsprechend steigt auch die Temperaturerhöhung über das Start- und Anfangssteigflugsegment in Abb. 6.14b. Für die Auslegung der Batterie wird der C-Koeffizient auf 25 beschränkt. Damit ergibt sich für die Batterie eine maximale Temperaturerhöhung von 30 °C. Wird die Batterie vor dem Start auf 20 °C temperiert, erreicht sie nach der Anfangssteigphase eine Temperatur von etwa 50 °C, was unter der maximalen Betriebstemperatur von 60 °C der ausgewählten Zellen liegt.

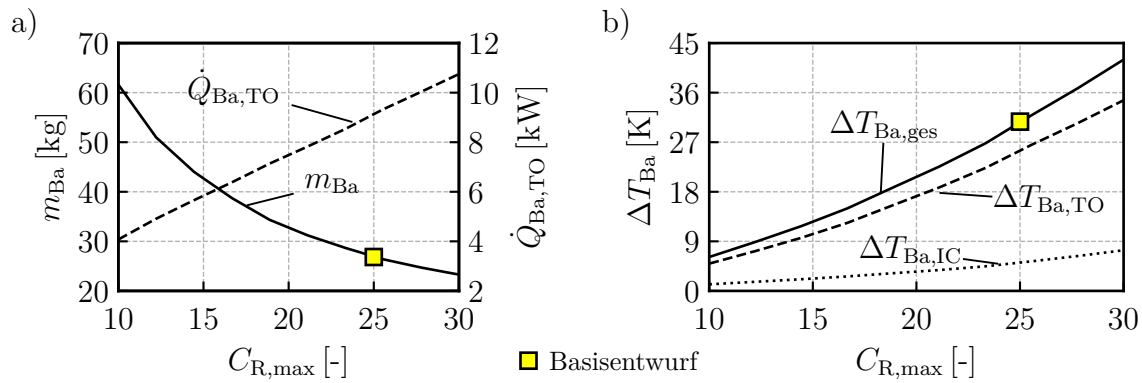


Abbildung 6.14.: Paralleler Hybridantrieb: Einfluss des maximalen C-Koeffizienten auf a) Batteriemasse, b) Temperaturänderung der Batterie in Start- und Anfangssteigphase.

6.5. Serieller Hybridantrieb

Die für die Zielgrößen wichtigsten Auslegungsparameter des seriellen Hybridantriebs sind zusammen mit den Werten des Basisentwurfs in Tab. 6.9 zusammengefasst. Diese entsprechen im Wesentlichen denen des parallelen Hybridantriebs. Der Hybridisierungsgrad ist allerdings nach (4.2) definiert. Durch die weiteren Antriebskomponenten: Generator, Gleichrichter und Gleichspannungswandler ergeben sich die zusätzlichen Auslegungsparameter.

Die weiteren nicht variierten Parameter wie Kennfelder, Eingabegrößen für die Verlustrechnung der Leistungselektronik und Entladekurven der Batterie werden übereinstimmend mit dem parallelen Hybridantrieb gewählt. Lediglich für den Generator wird ein alternatives Kennfeld aus [140] genutzt. Es handelt sich um ein Kennfeld für eine elektrische Maschine mit Oberflächenmagneten, deren Drehzahlbereich besser zum Generator im Basisentwurf des seriellen Hybridantriebs passt. Übereinstimmend mit dem elektrischen und parallelen Hybridantrieb wird angenommen, dass die Batterie räumlich getrennt vom restlichen Antriebsstrang positioniert ist. Ebenfalls wird angenommen, dass die Kolbenmotor-Generator-Einheit räumlich getrennt von Propeller und Elektromotor untergebracht ist (vgl. Abb. 4.5). Für die Länge des Kabels zum Wechselrichter werden 3 m angesetzt und für die Kabel zu Batterie und Kolbenmotor-Generator Einheit jeweils 2 m. Somit weist der serielle Hybridantrieb übereinstimmend mit dem elektrischen und parallelen Hybridantrieb zwischen Propulsor und der jeweiligen Energiequelle insgesamt eine Kabellänge von 5 m auf. Diese Annahmen zu den Kabellängen ergeben für den Basisentwurf des seriellen Hybridantriebs eine Kabelmasse, die etwa 5 % der Gesamtmasse beträgt. Alle weiteren Eingabegrößen sind erneut in Anhang B.3 zusammengefasst.

6.5.1. Betriebsstrategie, Auslegungspunkt und Iterationsschemata

Analog zum parallelen Hybridantrieb wird eine minimale Batteriemasse angestrebt. Entsprechend wird der sekundäre Leistungspfad (vgl. Abb. 4.5) lediglich zur Unterstützung

Tabelle 6.9.: Betrachtete Auslegungsparameter des seriellen Hybridantriebs und Werte des Basisentwurfs.

Auslegungsparameter	Wert
Propellerdurchmesser D_{Pr}	1,65 m
Integrierter Auftriebsbeiwert $c_{a,i}$	0,46
Propeller-Wirkfaktor k_{AF}	110,0
Getriebeübersetzungsverhältnis $i_{Gtr,1}$	5,0
Polpaarzahl Elektromotor $n_{p,EM}$	3,0
Zwischenkreisspannung U_{DC}	400,0 V
Hybridisierungsgrad $H_{P,SH,TO}$	0,6
Drehzahl Generator N_{Gen}	97,2 1/s
Polpaarzahl Generator $n_{p,Gen}$	6,0
Spannungsdifferenz Gleichspannungswandler $\Delta U_{aus-ein,GS}$	50,0 V
max. C-Koeffizient Batterie $C_{R,max}$	23,4 A/(A h)

Tabelle 6.10.: Serieller Hybridantrieb: Iterations-/Optimierungsschema für die Auslegungsmission.

Missionspunkt	Iterationsvariable	Zielgröße	Wert
Start, Anfangssteigflug	Hilfskoordinate Y_{HM}	F_{Pr}	= erf. Schub
	Drehzahl N_{HM}	P_{Ba}	min.
	Hybridisierungsgrad $H_{P,SH}$		
	Drehzahl N_{EM}		
Steigflug	Hilfskoordinate Y_{HM}	F_{Pr}	= erf. Schub
	Drehzahl N_{HM}	$k_{Opt,SH}, (6.8)$	max.
	Hybridisierungsgrad $H_{P,SH}$		
	Drehzahl N_{EM}		
Reiseflug	Hilfskoordinate Y_{HM}	F_{Pr}	= erf. Schub
	Drehzahl N_{HM}	$\eta_{SH,prim}$	max.
	Drehzahl N_{EM}		

der Startleistung verwendet. Wie für alle weiteren Antriebe wird der Startfall als Auslegungspunkt gewählt und die gleichen Iterationen wie für den Hubkolbenmotorantrieb verwendet (vgl. Tab. 6.4).

Aus der angestrebten Betriebsstrategie lässt sich das Iterations- und Optimierungsschema für die Betriebspunkte der Auslegungsmission ableiten, welches in Tab. 6.10 zusammengefasst ist. Es ergibt sich ein ähnliches Schema wie für den parallelen Hybridantrieb. Der Gesamtwirkungsgrad des primären Leistungspfades wird dabei mit

$$\eta_{SH,prim} = \eta_{Pr}\eta_{Gtr1}\eta_{EM}\eta_{WR}\eta_{Ka1} \eta_{Ka2}\eta_{GR}\eta_{Gen}\eta_{Gtr2}\eta_{HM} \quad (6.13)$$

bestimmt. Im Vergleich zum parallelen Hybridantrieb stellt die Drehzahl des Elektromotors einen zusätzlichen Freiheitsgrad dar, denn es liegt keine mechanische Kopplung zum Kolbenmotor vor.

6.5.2. Einfluss der Propellergeometrie und des Hybridisierungsgrades

Analog zum parallelen Hybridantrieb muss die Propellergeometrie gemeinsam mit dem Hybridisierungsgrad betrachtet werden. Beide beeinflussen die maximalen Leistungsanforderungen und die Antriebskomponenten der beiden Leistungspfade aus Abb. 4.5. Aus den maximalen Leistungsanforderungen wiederum resultieren die Masse und auch die Betriebspunkte in den Kennfeldern für die jeweilige Auslegungsmission. Um die Abhängigkeit zwischen den Zielgrößen und Propellergeometrie sowie Hybridisierungsgrad zu bestimmen, werden zwei Studien durchgeführt, in denen jeweils integrierter Auftriebsbeiwert und Wirkfaktor des Propellers gemeinsam mit Propellerdurchmesser und Hybridisierungsgrad variiert werden. Die Ergebnisse der Studien sind in Abb. 6.15 und 6.16 dargestellt. Dabei wird die Antriebsmasse nach

$$\begin{aligned} m_{SH} = m_{Pr} + m_{Gtr1} + m_{EM} + m_{WR} + m_{Ka1} \\ + m_{Ka2} + m_{GR} + m_{Gen} + m_{Gtr2} + m_{HM} \quad \text{prim. Leistungspfad} \\ + m_{Ka3} + m_{GS} \quad \text{sek. Leistungspfad} \end{aligned} \quad (6.14)$$

mit den Massen aller Antriebskomponenten (vgl. Abb. 4.5), jedoch ohne die Masse der Energiequellen gebildet. Der dargestellte Gesamtwirkungsgrad des primären Leistungspfades ist bereits mit (6.13) definiert.

In Abb. 6.15 sind die Zielgrößen in Abhängigkeit des Propellerdurchmessers, integrierten Auftriebsbeiwertes und des Hybridisierungsgrades dargestellt. In vier Parameterstudien mit unterschiedlichem Hybridisierungsgrad wird der Propellerdurchmesser und integrierter Auftriebsbeiwert jeweils zwischen 1,45 - 1,65 m und 0,4 - 0,6 variiert. Analog zum parallelen Hybridantrieb ergibt sich für einen steigenden Hybridisierungsgrad ein Trend hin zu größeren Reiseflugwirkungsgraden und kleineren Antriebsmassen. Ursache für die geringere Masse ist die höhere Leistungsdichte des sekundären Leistungspfades (vgl. Abb. 4.5), während der Gesamtwirkungsgrad durch den effizienteren Hubkolbenmotorbetriebspunkt im Reiseflug steigt. Die Antriebsmasse des parallelen Hybridantriebs variiert

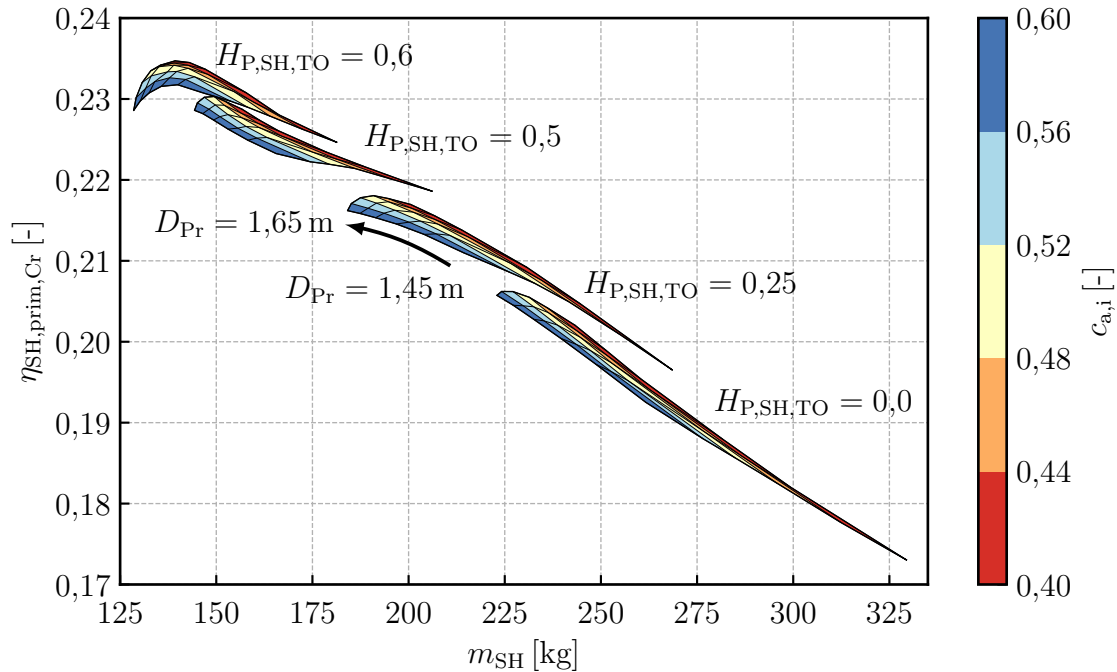


Abbildung 6.15.: Serieller Hybridantrieb: Einfluss von Propellerdurchmesser, integriertem Auftriebsbeiwert und Hybridisierungsgrad auf die Antriebsmasse und den Reiseflugwirkungsgrad.

unter gleichen Studienbedingungen etwa zwischen 100 und 200 kg, dahingegen weist die Studie für den seriellen Hybridantrieb eine Antriebsmasse zwischen 140 und 330 kg auf. Dieses deutliche Mehrgewicht ist auf die vielen zusätzlichen Antriebskomponenten zurückzuführen. Elektromotor, Inverter und Gleichspannungskabel müssen bis zum Leistungsverteilsystem die gesamte maximale Antriebsleistung übertragen, was zu großen Einzelkomponentenmassen führt. Weiterhin ist das Wirkungsgradniveau deutlich niedriger. Im betrachteten Auslegungsbereich ergeben sich für den parallelen Hybridantrieb Gesamtwirkungsgrade zwischen 20 und 25,5 %, während der serielle Hybridantrieb Werte zwischen 17,5 und 23,5 % erreicht. Trotz der hohen Einzelwirkungsgrade der elektrischen Komponenten ergibt sich in Summe ein deutlicher Wirkungsgradnachteil.

Ab einem Hybridisierungsgrad von etwa 0,6 ist keine wesentliche Wirkungsgradverbesserung mehr möglich und eine weitere Steigerung des Hybridisierungsgrades ist nicht mehr sinnvoll. Der Kolbenmotor wird ab diesem Punkt zu klein dimensioniert und kann die Reiseflugleistung nur noch mit Drehmomenten und Drehzahlen oberhalb seines Wirkungsgradoptimums erreichen (vgl. Abb. 6.17). Trotz der zusätzlichen Verluste in den elektrischen Komponenten können insgesamt ähnliche oder sogar höhere Reiseflugwirkungsgrade erreicht werden als es mit dem reinen Hubkolbenmotorantrieb möglich ist (vgl. Abb. 6.4). Die Verluste in den zusätzlichen Antriebskomponenten des seriellen Hybridantriebs werden dabei durch zwei Effekte kompensiert. Einerseits ist der Hubkolbenmotor im seriellen Hybridantrieb auf die Reiseflugleistung abgestimmt und erreicht einen höheren Wirkungsgrad. Andererseits wird auch der Propeller bei einem Betriebs-

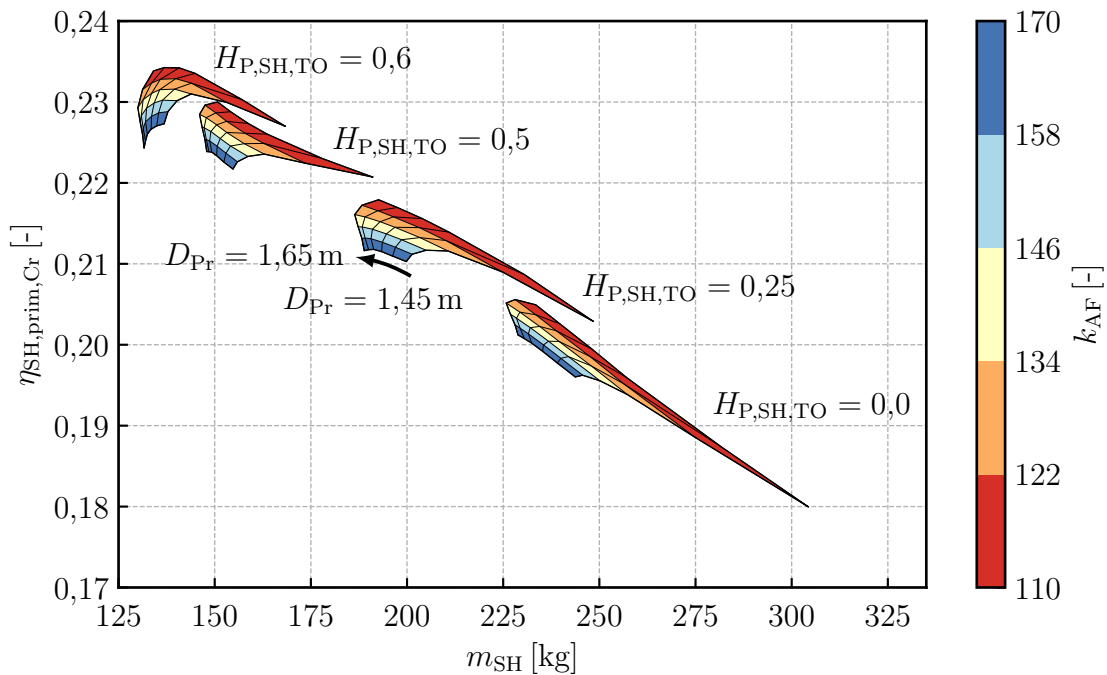


Abbildung 6.16.: Serieller Hybridantrieb: Einfluss von Propellerdurchmesser, Wirkfaktor und Hybridisierungsgrad auf die Antriebsmasse und den Reiseflugwirkungsgrad.

punkt mit höherem Wirkungsgrad betrieben, da der Wirkungsgrad des Elektromotors weniger stark mit der Drehzahl variiert als es beim Hubkolbenmotor der Fall ist. Entsprechend kann die Elektromotor Drehzahl zur Optimierung des Gesamtwirkungsgrades freier gewählt werden (vgl. Tab. 6.10). Auch im Hinblick auf die Masse ist eine weitere Steigerung des Hybridisierungsgrades nicht sinnvoll. Wie später gezeigt wird, steigt die Batteriemasse in diesem Bereich analog zum parallelen Hybridantrieb schnell an.

Weiterhin ist in Abb. 6.15 erkennbar, dass der Gesamtwirkungsgrad für große Hybridisierungsgrade und Propellerdurchmesser im Vergleich zum parallelen Hybridantrieb keine große Abhängigkeit vom integrierten Auftriebsbeiwert aufweist. Dieser Unterschied entsteht durch die Drehzahlentkopplung von Kolbenmotor und Propeller. Im Fall des parallelen Hybridantriebs sind die Drehzahlen über das Getriebe mechanisch gekoppelt und das Übersetzungsverhältnis wird im Auslegungspunkt – dem Startfall – fixiert. Durch die Entkopplung im seriellen Hybridantrieb und dem großen Drehzahlbereich des Elektromotors kann der Propellerbetriebspunkt freier gewählt werden.

In Abb. 6.16 sind die Zielgrößen in Abhängigkeit des Propellerdurchmessers, Wirkfaktors und Hybridisierungsgrad abgebildet. Die Abhängigkeiten von Hybridisierungsgrad und Propellerdurchmesser bleiben unverändert. Im Gegensatz zum parallelen Hybridantrieb wird der Verlauf des Reiseflugwirkungsgrades jedoch primär durch die höheren Propellerreibungsverluste aufgrund der größeren Blattbreite geprägt und nicht durch Betriebspunktverschiebungen in den Antriebskomponenten.

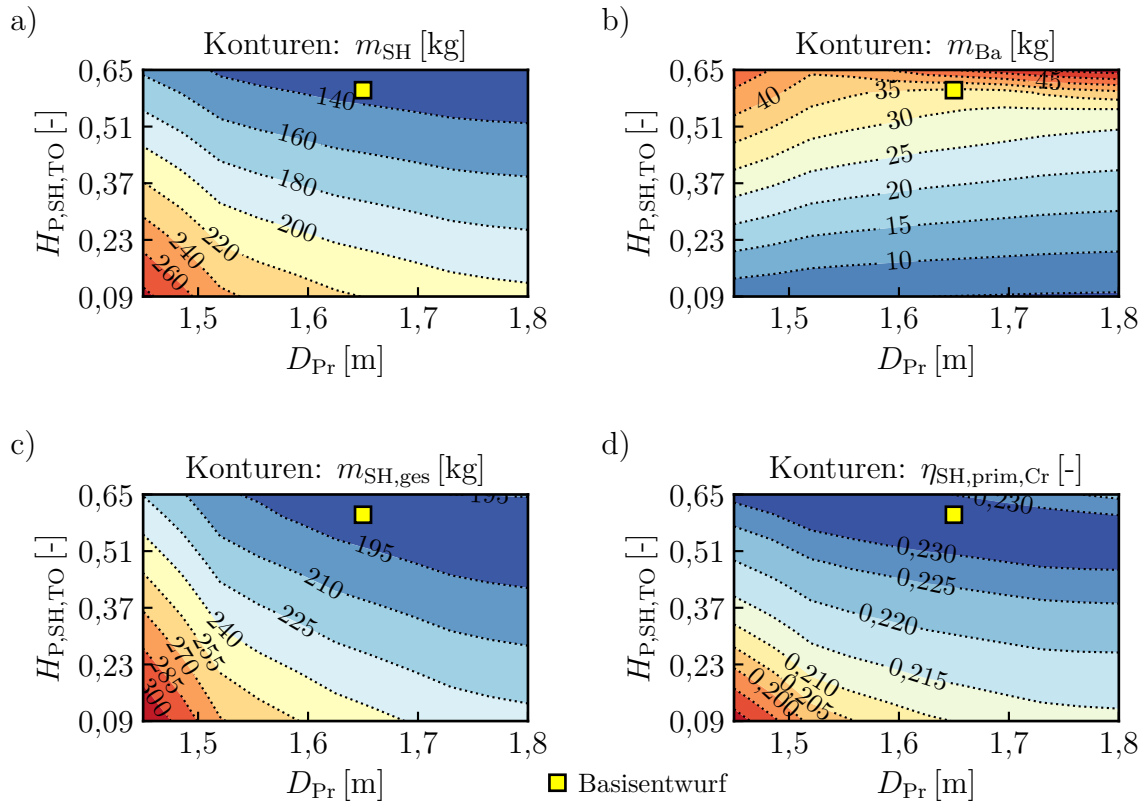


Abbildung 6.17.: Serieller Hybridantrieb: Einfluss von Propellerdurchmesser und Hybridisierungsgrad auf a) Antriebsmasse, b) Batteriemasse, c) Gesamtmasse, d) Wirkungsgrad im Reiseflug.

Werden Abb. 6.15 und 6.16 integral betrachtet, lassen sich Rückschlüsse auf die optimale Propellergeometrie und den optimalen Hybridisierungsgrad für den betrachteten Anwendungsfall ziehen. Durch die Drehzahlentkopplung können der integrierte Auftriebsbeiwert, Propellerdurchmesser und Hybridisierungsgrad sehr hoch gewählt werden, ohne Einbußen im Reiseflugwirkungsgrad hinnehmen zu müssen. Im Gegenteil dazu entstehen Wirkungsgradeinbußen durch hohe Wirkfaktoren, die in diesem Fall möglichst niedrig zu wählen sind. Es sei darauf hingewiesen, dass diese Analyse nur für den spezifischen Anwendungsfall gilt. Wird beispielsweise die Propellerdrehzahl beim Start aus Lärmgründen deutlich niedriger gewählt, können stattdessen hohe Wirkfaktoren von Vorteil sein.

In Abb. 6.17 wird nun der Einfluss von Hybridisierungsgrad und Propellerdurchmesser auf die Gesamtmasse – also inklusive der Energiespeicher – und den Gesamtwirkungsgrad dargestellt. Wie bereits aus den vorangegangenen Erläuterungen hervorgeht, sinkt die Antriebsmasse m_{SH} hin zu größeren Propellerdurchmessern und Hybridisierungsgraden (vgl. Abb. 6.17a). Analog zum parallelen Hybridantrieb steigt jedoch die Batteriemasse mit dem Hybridisierungsgrad (vgl. Abb. 6.17b), sodass sich das in Abb. 6.17c abgebildete Optimum ergibt. Ab Hybridisierungsgraden größer als etwa 0,56 und in Verbindung mit großen Propellerdurchmessern steigt die Batteriemasse stark an. In diesem Bereich kann

der Kolbenmotor die erforderliche Steigleistung allein nicht mehr bereitstellen. Da dieses Missionssegment zeitlich deutlich länger ist als der Start und die Anfangssteigphase, führt selbst ein kleiner Leistungsbedarf aus der Batterie schnell zu hohen Massen. In Abb. 6.17d ist zudem erkennbar, dass eine weitere Steigerung des Hybridisierungsgrades keinen größeren Reiseflugwirkungsgrad ermöglicht. Entsprechend werden für den Basisentwurf ein Hybridisierungsgrad von 0,6 und der maximal erlaubte Propellerdurchmesser von 1,65 m festgelegt.

6.5.3. Einfluss der elektromechanischen Auslegungsparameter

Im Folgenden wird der Einfluss der weiteren Auslegungsparameter aus Tab. 6.9 untersucht. Dabei wird auf die Präsentation der Ergebnisse für die Variation des C-Koeffizienten, der Polpaarzahl des Elektromotors und Übersetzung des Propellergetriebes verzichtet, da sich keine neuen Abhängigkeiten ergeben. Insgesamt werden drei Studien durchgeführt. Zunächst wird die Zwischenkreisspannung gemeinsam mit dem maximalen Spannungsunterschied über den Gleichspannungswandler variiert. Während Erstere alle elektrischen Komponenten beeinflusst, hat der Spannungsunterschied über den Gleichspannungswandler nur einen Einfluss auf die Masse des Gleichspannungswandlers und der Batterie. Anschließend wird der Einfluss der Schaltfrequenz des Gleichspannungswandlers untersucht. Diese Größe beeinflusst die Masse und den Wirkungsgrad des Gleichspannungswandlers. Abschließend wird das Zusammenspiel zwischen Generatorgetriebe und der Polpaarzahl des Generators bewertet.

In Abb. 6.18 ist der Einfluss der Zwischenkreisspannung und der Spannungsdifferenz über den Gleichspannungswandler auf die Antriebs-, Gleichspannungswandler- und Batteriemasse dargestellt. Analog zum elektrischen Antrieb steigt die Antriebsmasse hin zu kleinen Spannungen deutlich an (vgl. Abb. 6.18a), da sich die Massen der Leistungselektronik und der Gleichspannungskabel erhöhen. Nur die Masse des Gleichspannungswandlers steigt mit größerer Spannungsdifferenz zwischen Ein- und Ausgang (vgl. Abb. 6.18b). Die zusätzliche Masse des Gleichspannungswandlers auf Systemebene ist jedoch nur von untergeordneter Bedeutung. Im betrachteten Bereich führt die zusätzliche Masse des Gleichspannungswandlers aufgrund einer größeren Spannungsdifferenz lediglich zu einer etwa 3 % bis 5 % höheren Antriebsmasse. Jedoch legt die maximale Spannungsdifferenz über den Gleichspannungswandler auch die Spannungsgrenzen der Batterie fest. Werden der Batterie sehr eng beieinander liegende Grenzen für die minimale und maximale Spannung gesetzt, steigt die Batteriemasse schnell an (vgl. Abb. 6.18c). Um einen sehr kleinen Spannungsabfall über die gesamte Mission zu realisieren, ist eine hohe Batteriekapazität notwendig. Dieser Einfluss ist auch auf Systemebene signifikant (vgl. Abb. 6.18d).

Für den Basisentwurf wird analog zu den weiteren Antrieben eine Zwischenkreisspannung von 400 V gewählt. Eine weitere Erhöhung der Spannung führt nur noch zu geringen Masseneinsparungen. Für die maximale Spannungsdifferenz über den Gleichspannungswandler werden 50 V gewählt, um die Masse von Gleichspannungswandler und Batterie zu minimieren.

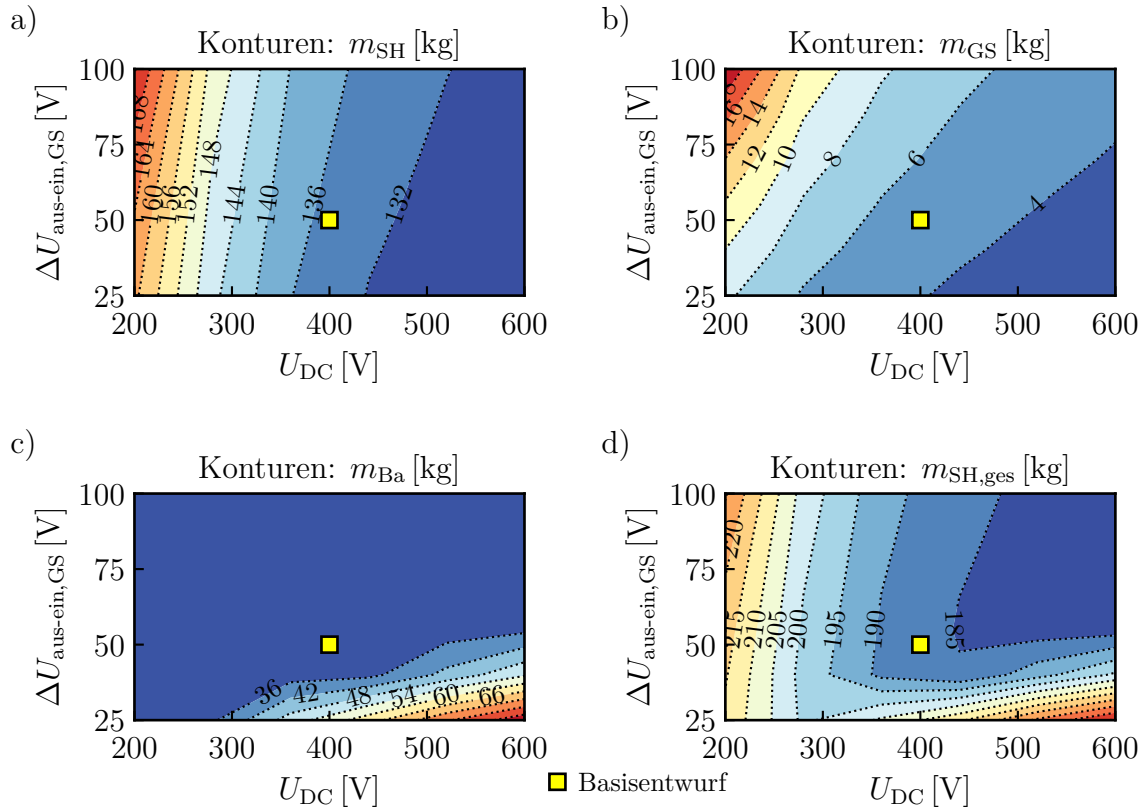


Abbildung 6.18.: Serieller Hybridantrieb: Einfluss der Zwischenkreisspannung und der Gleichspannungswandlerspannungsdifferenz auf a) Antriebsmasse, b) Gleichspannungswandlerrasse, c) Batteriemasse, d) Gesamtmasse.

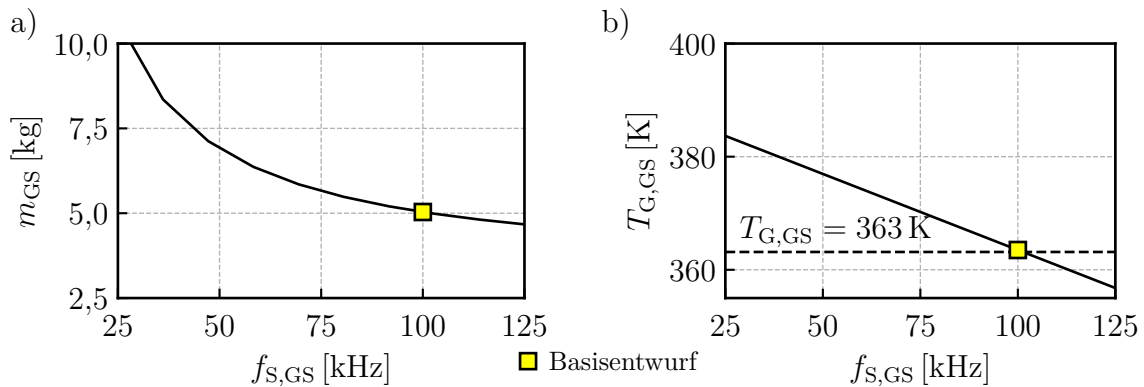


Abbildung 6.19.: Serieller Hybridantrieb: Zusammenhang zwischen Gleichspannungswandlerschaltfrequenz und a) Masse, b) max. Gehäusetemperatur.

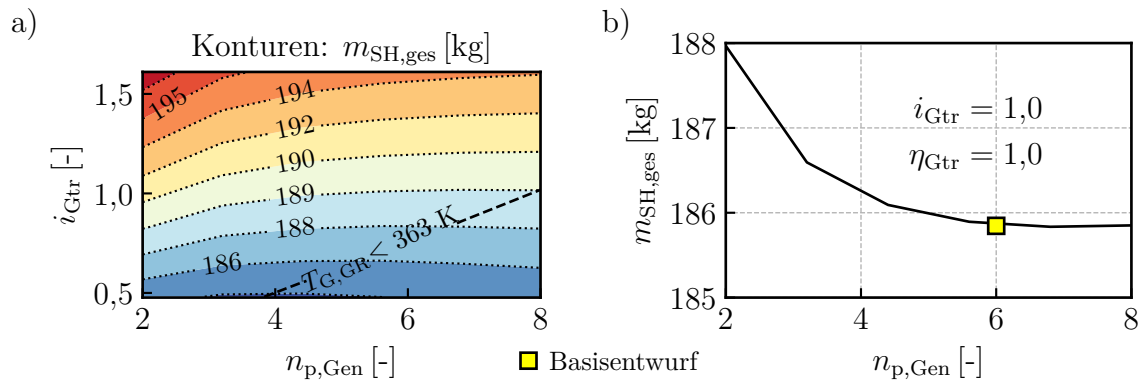


Abbildung 6.20.: Serieller Hybridantrieb: Einfluss der Generatorpolpaarzahl und des Übersetzungsverhältnisses des Generatorgetriebes auf die Gesamtmasse.

Die Masse des Gleichspannungswandlers in Abhängigkeit der Schaltfrequenz ist in Abb. 6.19 abgebildet. Die Schaltfrequenz beeinflusst nach (4.80) bis (4.85) die Masse der passiven Bauteile des Gleichspannungswandlers. Je höher die Schaltfrequenz desto kleiner können die Induktivitäten und Kapazitäten ausfallen. Wie in Abb. 6.19a dargestellt, sinkt die Masse des Gleichspannungswandlers bei einer Erhöhung der Schaltfrequenz von 25 kHz auf 100 kHz um etwa 60 %.

Gleichzeitig steigen mit der Schaltfrequenz jedoch auch die Schaltverluste, was auch die Batteriemasse beeinflusst. Im Vergleich zum elektrischen Antrieb ist dieser Einfluss auf Systemebene jedoch vernachlässigbar, da die Batterie nur beim Start unterstützt. Entscheidender ist das thermische Betriebslimit der Halbleiterbauelemente des Gleichspannungswandlers. Analog zu den weiteren Leistungselektronikkomponenten wird die minimale Gehäusetemperatur der Halbleiterelemente auf 363 K limitiert. Entsprechend ist eine maximale Schaltfrequenz von etwa 100 kHz erreichbar. Da keine Siliziumcarbid Halbleiter verwendet werden, ist diese hohe Schaltfrequenz nur durch den Einsatz einer sechsphasigen Schaltung möglich. Diese wird so gewählt, da auch der Massenfaktor des Gleichspannungswandlers mit einer solchen Schaltung kalibriert ist (vgl. Kap. 4.3.5).

Abschließend wird die Polpaarzahl des Generators und die Übersetzung des Generatorgetriebes variiert und überprüft, ob ein Getriebe im gewählten Anwendungsfall sinnvoll einsetzbar ist. Die Ergebnisse sind in Abb. 6.20 zusammengefasst. Um eine Vergleichbarkeit zwischen den Abbildungen zu gewährleisten, wird jeweils die gesamte Antriebsmasse dargestellt.

Mit der Definition der Getriebeübersetzung aus (4.13) folgt ein geringeres Generator Drehmoment je geringer das Übersetzungsverhältnis ist. Entsprechend sinkt die Antriebsmasse getrieben durch die fallende Generatormasse in Abb. 6.20a. Zudem sinkt die Generatormasse mit der Polpaarzahl analog zum Elektromotor durch die kleinere notwendige Jochhöhe. Da sowohl die Generator Drehzahl als auch die Polpaarzahl die Schaltfrequenz und damit die Schaltverluste im Gleichrichter beeinflussen, können diese nicht beliebig hoch gewählt werden, sondern sind limitiert durch die minimale Gehäusetemperatur der Halbleiter. Für die minimal mögliche Antriebsmasse ergibt sich etwa 186 kg.

Zum Vergleich wird in Abb. 6.20b lediglich die Polpaarzahl des Generators variiert und ohne ein Getriebe gerechnet. Die minimal mögliche Antriebsmasse beträgt ebenfalls etwa 186 kg. In diesem integralen Ergebnis überlagern sich mehrere Effekte. Zunächst ergibt sich für den Generator eine höhere Masse als mit Verwendung eines Getriebes. Jedoch entfallen die Getriebemasse und auch die Getriebeverluste. Letzteres führt zu einem etwas leichteren Kolbenmotor und einer geringeren Treibstoffmasse für die Auslegungsmission. Im betrachteten Anwendungsfall, mit sehr kurzer Reiseflugstrecke, ist die eingesparte Treibstoffmasse jedoch vernachlässigbar klein. Im Hinblick auf Ausfallwahrscheinlichkeiten, Wartungsaufwände etc. wird für den Basisentwurf aufgrund des sehr geringen Massenunterschiedes kein Getriebe verwendet.

6.6. Kühlsysteme

Die Antriebsentwürfe abschließend werden im Folgenden die Masse und das erforderliche Bauvolumen der notwendigen Kühlsysteme abgeschätzt. Dazu werden zunächst die Randbedingungen und das Vorgehen für die Abschätzung eines einzelnen Kühlkreislaufs aufgezeigt. Anschließend werden die abzuführenden Wärmeströme der Antriebssysteme einzelnen Kühlkreisläufen zugeordnet und die Masse und das Volumen berechnet. Das Kapitel wird abgeschlossen mit einer Präsentation der Ergebnisse und einem Vergleich zwischen den Gesamtkühlsystemen, die für den jeweiligen Antrieb erforderlich sind.

6.6.1. Auslegungsrandbedingungen und Vorgehen

Für die Auslegung eines Kühlkreislaufs sind Randbedingungen für das Kühlmittel und die Anströmbedingungen des Wärmetauschers erforderlich. Für das Kühlmittel muss die Eintrittstemperatur in die zu kühlende Antriebskomponente und der Massenstrom vorgegeben werden. Die Kühlmitteltemperatur in den einzelnen Kühlkreisläufen wird aus der Literatur ermittelt. Für den Öl- und Kühlmittelkreislauf des Hubkolbenmotors werden die Betriebstemperaturen aus [98] entnommen. Als maximale Eintrittstemperaturen in die elektrischen Komponenten werden typische Werte aus [48] verwendet. Um die notwendigen Kühlmittelmassenströme der Antriebskomponenten zu fixieren, werden reale Antriebskomponenten mit vergleichbarer Leistung recherchiert und die notwendigen Kühlmittelmassenströme übernommen. Die Fluideigenschaften von Öl und Kühlmittel werden mit den tabellierten Werten aus Shah und Sekulic [15] ermittelt und in erster Näherung als konstant angenommen. Dabei wird als Kühlmittel eine aus gleichen Teilen bestehende Wasser-Glykol Mischung verwendet.

Um die Umgebungsbedingungen zu fixieren, muss der aktuelle Betriebspunkt in der Auslegungsmission bekannt sein bei dem die abzuführende Wärme maximal ist. Die jeweils abzuführende Wärme einer Antriebskomponente wird aus den hier bereits bekannten Leistungsdaten über die Auslegungsmission ermittelt (vgl. Abb. 4.1). In der Regel ergibt sich die maximale Wärmeabfuhr beim Start bzw. im Anfangssteigflug. Übereinstimmend mit dem Antriebsentwurf werden für die Auslegung des Kühlkreislaufs Heißtagbedingungen angesetzt. Als Anströmgeschwindigkeit werden 75 % der Startgeschwindigkeit

verwendet, um Verluste in den Einläufen zu berücksichtigen. Damit ergibt sich eine Anströmgeschwindigkeit von 15 m/s. Die Gaseigenschaften bei Umgebungsbedingungen werden aus [141] entnommen.

Weiterhin sind Eingaben zu den einzelnen Komponenten des Kühlsystems erforderlich. Für die Verbindungsschläuche jedes Kühlkreislaufts wird eine Länge von 2 m vorgesehen. Für alle weiteren Eingaben der Kühlmittelschläuche werden typische Werte von realen Schläuchen aus [142, 143] verwendet.

Die Geometrieingaben für den Wärmetauscherkern werden während der Auslegung des Kühlkreislaufts nicht verändert und aus den Verifikationsrechnungen für Öl- und Kühlmittelkühler übernommen (vgl. Kap. 4.3.9). Die zur Verifikation genutzten Wärmetauscher sind bereits für mobile Anwendungen optimiert. Weiterhin wird angenommen, dass jeder Wärmetauscher separat mit den oben genannten Bedingungen angeströmt wird.

Mit den genannten Auslegungsrandbedingungen werden die Masse und das Volumen der Kühlkreisläufe wie folgt berechnet. Zunächst werden die Wärmeströme aller Antriebskomponenten aus den Daten der Auslegungsmission ermittelt. Alle Wärmeströme, die dem gleichen Kühlkreislauf zugeordnet sind, werden summiert. Auf diese Weise wird die Gesamtwärmeabfuhr für diesen Kreislauf bestimmt. Für den Entwurf des Kühlkreislaufts werden die in der Verifikationsrechnung verwendeten Wärmetauscher lediglich bezüglich der Frontfläche skaliert. Dazu wird der luftseitige Druckverlust so vorgegeben, dass sich eine konstante Wärmetauscherbreite ergibt. Der kühlmittelseitige Druckverlust wird iteriert, um das gleiche Höhen-Seiten-Verhältnis zu erreichen.

Der Innendurchmesser der Kühlmittelschläuche hat einen wesentlichen Einfluss auf die Masse des Kühlsystems und wird für den Entwurf optimiert. Die Schläuche selbst stellen keine großen Massen dar, jedoch steigt die notwendige Kühlmittelmasse quadratisch mit dem Innendurchmesser. Je kleiner der Innendurchmesser, desto größer werden jedoch auch die Strömungsverluste in den Schlauchleitungen, womit schließlich die notwendige Pumpenleistung und entsprechend die Pumpenmasse steigt. Daher gibt es einen optimalen Schlauchinnendurchmesser, bei dem die Masse des Kühlkreislaufts minimal ist.

6.6.2. Modellierte Kühlkreisläufe und Ergebnisse

Nach Pischinger et al. [48] werden Kühlkreisläufe für hybride Antriebssysteme in drei Temperaturbereiche für die jeweiligen Betriebstemperaturanforderungen der Antriebskomponenten eingeteilt: $T_{\nearrow} \approx 90 - 120^\circ\text{C}$ für den Hubkolbenmotor, $T_{\rightarrow} \approx 50 - 70^\circ\text{C}$ für elektrische Komponenten und $T_{\searrow} \approx 20 - 30^\circ\text{C}$ für die Batterie. Diese Einteilung in drei Temperaturbereiche wird für die hier entworfenen Kühlkreisläufe übernommen. Es ergeben sich die in Tab. 6.11 zusammengefassten Kühlkreisläufe und Zuordnung der Wärmeverlustleistung der jeweiligen Komponenten.

Für die Kühlung des Hubkolbenmotors werden analog zu [97] ein Öl- und ein Kühlmittelkreislauf verwendet, welche jeweils für die Kühlung unterschiedlicher Teilkomponenten des Hubkolbenmotors verwendet werden. Die Abwärme des Getriebes wird ebenfalls in

Tabelle 6.11.: Kühlkreisläufe der Antriebssysteme, Zuordnung der Wärmeströme und gewählte Auslegungspunkte ($T_{\nearrow} \approx 90 - 120^\circ\text{C}$, $T_{\rightarrow} \approx 50 - 70^\circ\text{C}$, $T_{\searrow} \approx 20 - 30^\circ\text{C}$).

Kühlkreisläufe		Wärmeströme	Auslegungspunkt
Hubkolbenmotorantrieb			
Ölkreislauf	$(T_{\nearrow})$	$\dot{Q}_{\text{HM,Öl}}, \dot{Q}_{\text{Gtr}}$	} Start
Kühlmittelkreislauf	$(T_{\nearrow})$	$\dot{Q}_{\text{HM,Wasser}}$	
Elektrischer Antrieb			
Kühlmittelkreislauf 1	$(T_{\rightarrow})$	$\dot{Q}_{\text{EM}}, \dot{Q}_{\text{WR}}, \dot{Q}_{\text{Gtr}}$	Start
Kühlmittelkreislauf 2	$(T_{\searrow})$	$\dot{Q}_{\text{Ba}}$	Steigflug
Paralleler Hybridantrieb			
Ölkreislauf	$(T_{\nearrow})$	$\dot{Q}_{\text{HM,Öl}}, \dot{Q}_{\text{Gtr}}$	} Start
Kühlmittelkreislauf 1	$(T_{\nearrow})$	$\dot{Q}_{\text{HM,Wasser}}$	
Kühlmittelkreislauf 2	$(T_{\rightarrow})$	$\dot{Q}_{\text{EM}}, \dot{Q}_{\text{WR}}$	
Serieller Hybridantrieb			
Kühlmittelkreislauf 1	$(T_{\rightarrow})$	$\dot{Q}_{\text{EM}}, \dot{Q}_{\text{WR}}, \dot{Q}_{\text{Gtr}}$	} Start
Kühlmittelkreislauf 2	$(T_{\rightarrow})$	$\dot{Q}_{\text{Gen}}, \dot{Q}_{\text{GR}}$	
Kühlmittelkreislauf 3	$(T_{\rightarrow})$	$\dot{Q}_{\text{GS}}$	
Kühlmittelkreislauf 4	$(T_{\nearrow})$	$\dot{Q}_{\text{HM,Wasser}}$	
Ölkreislauf	$(T_{\nearrow})$	$\dot{Q}_{\text{HM,Öl}}$	

den Ölkreislauf gespeist. Als Auslegungspunkt wird der Start vorgesehen, da hier die höchste Abwärme in den Komponenten auftritt.

Für den elektrischen Antrieb werden zwei Kühlmittelkreisläufe mit unterschiedlichem Temperaturbereich vorgesehen. Mit dem ersten Kreislauf werden Elektromotor, Leistungselektronik und Getriebe gekühlt. Das Getriebe wird dabei mit einer Gehäusekühlung versehen, wie sie z.B. im Automobilbereich zur Anwendung kommt [144]. Wie für den Hubkolbenmotorantrieb wird als Auslegungspunkt der Start genutzt. In den zweiten Kühlkreislauf wird nur die Abwärme der Batterie eingetragen. Als Auslegungspunkt wird hier der Steigflug vorgesehen. Auch in der Batterie entsteht zwar die größte Abwärme während des Starts. Durch die hohe Masse der Batterie ist sie jedoch thermisch sehr träge, sodass selbst ohne jegliche Kühlung nur eine geringe Temperaturerhöhung im Start- und Anfangssteigflug auftritt. Übereinstimmend mit der Batterieauslegung des parallelen und seriellen Hybridantriebs wird daher während des Starts die thermische Trägheit der Batterie ausgenutzt (vgl. Kap. 6.4.3). Der Kühlkreislauf muss lediglich die unter Steigflugbedingungen auftretende Wärmeverlustleistung abführen. Die Wärmeverlustleistung der Gleichspannungskabel wird durch natürliche Konvektion an die Umgebung abgegeben und geht daher nicht in die Kühlkreislaufberechnung ein.

Die Einteilung der Kühlkreisläufe und Zuordnung der Wärmeverlustleistungen erfolgt für den parallelen und seriellen Hybridantrieb analog. Für den seriellen Hybridantrieb

wird die räumliche Trennung zwischen der Kolbenmotor-Generator-Einheit, Batterie-Gleichspannungswandler-Einheit und der Elektromotor-Propeller-Einheit beachtet (vgl. Kap. 6.5). Entsprechend werden auch für diese Untereinheiten separate Kühlsysteme vorgesehen.

Wie in Kap. 4.3.9 beschrieben, wird für das Kühlsystem lediglich eine Auslegungsrechnung vorgenommen. Ziel ist die Bestimmung von Masse und Volumen, nicht die Analyse des Betriebsverhaltens. Unter den in Kap. 6.6.1 genannten Randbedingungen ergeben sich für die Kühlkreisläufe der Antriebssysteme die in Tab. 6.12 dargestellten Ergebnisse.

Von der Referenzflächenbelastung hin zu der großen Flächenbelastung steigen die Leistungsanforderungen an die Antriebssysteme (vgl. Tab. 6.2). Entsprechend ist auch ein Trend hin zu größeren Wärmeverlustleistungen und Kühlsystemmassen und -volumina zu erkennen. Die größte Wärmeverlustleistung entsteht im Hubkolbenmotorantrieb, da dieser die gesamte erforderliche Propellerleistung durch den im Vergleich ineffizienten Hubkolbenmotor bereitstellt. Der elektrische Antrieb weist durch die hohen Wirkungsgrade der elektrischen Komponenten eine deutlich geringere Wärmeverlustleistung auf. Wird der Hubkolbenmotorantrieb der Referenzflächenbelastung als Vergleichsgrundlage herangezogen, ergibt sich eine um etwa 84 % kleinere Wärmeverlustleistung im elektrischen Antrieb. Jedoch hat das Kühlsystem nur eine um etwa 45 % kleinere Masse und ein um etwa 50 % kleineres Volumen. Wie zu Beginn des Kapitels erläutert, weisen die elektrischen Komponenten eine geringere Betriebstemperatur auf, womit auch der Temperaturunterschied zwischen Umgebung und Kühlmittel kleiner wird. Um die gleiche Wärmeleistung abzuführen, sind daher in den elektrischen Kühlkreisläufen größere Wärmetauscher erforderlich.

Der parallele Hybridantrieb weist durch den kleineren Hubkolbenmotor im Vergleich geringere Wärmeverlustleistungen auf. Die größeren Kühler für die Wärmeverlustleistung der elektrischen Komponenten führen jedoch insgesamt zu einer ähnlichen Masse und Volumen des Kühlsystems. Für den Entwurf bei großer Flächenbelastung ist das Kühlsystem des parallelen Hybridantriebs um etwa 17 % leichter und 15 % kleiner. Die Wärmeverlustleistung des Hubkolbenmotorantriebs steigt hier schnell an, da deutlich mehr Propellerleistung und damit ein größerer Hubkolbenmotor erforderlich ist. Dagegen steigt der abzuführende Wärmestrom des parallelen Hybridantriebs durch die zusätzliche elektrische Leistung nur geringfügig.

Für den Entwurf mit Referenzflächenbelastung weist das Kühlsystem des seriellen Hybridantriebs im Vergleich zu dem des Hubkolbenmotorantriebs eine um etwa 44 % höhere Masse und ein um 40 % größeres Volumen auf. Durch die vielen Antriebskomponenten und deren räumliche Trennung sind im seriellen Hybridantrieb viele Kühlkreisläufe notwendig. Zudem wird durch den Aufbau des seriellen Hybridantriebs (vgl. Abb. 4.5) die gesamte Antriebsleistung durch den Elektromotor und Wechselrichter übertragen. Weiterhin wird die Hubkolbenmotorleistung in Generator und Gleichrichter zu elektrischer Leistung umgeformt. Entsprechend fällt ein im Vergleich großer Teil der Gesamtverluste auf elektrische Komponenten mit niedrigen Betriebstemperaturen. Insgesamt ergibt sich ein im Vergleich sehr großes und schweres Kühlsystem.

Tabelle 6.12.: Masse, Volumen und abgeführte Wärmeströme der entworfenen Kühlsysteme ($T_{\nearrow} \approx 90 - 120^\circ\text{C}$, $T_{\rightarrow} \approx 50 - 70^\circ\text{C}$, $T_{\searrow} \approx 20 - 30^\circ\text{C}$).

Antriebssystem	$m_{\text{KS,ges}}$	$V_{\text{KS,ges}}$	$\dot{Q}_{\text{KS,ges}}$	$\dot{Q}_{T\nearrow}$	$\dot{Q}_{T\rightarrow}$	$\dot{Q}_{T\searrow}$
Referenzflächenbelastung						
Hubkolbenmotorantrieb	9 kg	10 l	56 kW	56 kW	-	-
Elektrischer Antrieb	5 kg	5 l	9 kW	-	6 kW	3 kW
Paralleler Hybridantrieb	9 kg	10 l	44 kW	42 kW	2 kW	-
Serieller Hybridantrieb	13 kg	14 l	54 kW	43 kW	11 kW	-
Gr. Flächenbelastung						
Hubkolbenmotorantrieb	12 kg	13 l	80 kW	80 kW	-	-
Elektrischer Antrieb	6 kg	6 l	12 kW	-	9 kW	3 kW
Paralleler Hybridantrieb	10 kg	11 l	46 kW	42 kW	4 kW	-
Serieller Hybridantrieb	15 kg	16 l	51 kW	36 kW	15 kW	-

Auffällig ist der Vergleich der beiden Entwürfe für den seriellen Hybridantrieb. Der Entwurf für die große Flächenbelastung des Flugzeugs weist eine geringere Wärmeverlustleistung bei größerer Masse und größerem Volumen des Kühlsystems auf. Ursache ist die unterschiedliche Wahl der Hybridisierungsgrade in den beiden Antriebsentwürfen. Im Fall der großen Flächenbelastung wird ein höherer Hybridisierungsgrad gewählt, um die Zielgrößen zu optimieren. Damit sinkt die Gesamtwärmeverlustleistung, da mehr Leistung in elektrischer Form vorliegt. Entsprechend der niedrigeren Betriebstemperaturen der elektrischen Komponenten steigen dadurch jedoch auch die Masse und das Volumen des Kühlsystems.

6.7. Vergleich und potentielle Anwendungsfelder der Antriebssysteme

Im Folgenden werden die Antriebsentwürfe der Studie verglichen und eine Bewertung gegenüber dem konventionellen Hubkolbenmotorantrieb vorgenommen. Alle Entwürfe erfüllen die Flugmission aus Tab. 6.1. In Kap. 6.7.1 wird zunächst die Entwicklung der Zielgrößen, Gesamtmasse des Antriebs und Reiseflugwirkungsgrad bzw. Brennstoffverbrauch, für die gewählten Flächenbelastungen aus Abb. 6.2 diskutiert. Dabei lassen sich Vor- und Nachteile der jeweiligen Antriebsarchitektur im Zusammenhang mit dem Flugzeugentwurf bzw. den Schubanforderungen identifizieren. Anschließend werden in Kap. 6.7.2 potentielle Anwendungsfelder elektrischer und hybrider Antriebssysteme quantifiziert.

Die Ergebnisse der jeweiligen Entwürfe sind in Tab. 6.13 zusammengefasst. Neben der Gesamtmasse $m_{\text{ges+KS}}$ inklusive des Kühlsystems ist auch die Aufteilung in die Brennstoffmasse m_{Br} , Batteriemasse m_{Ba} aufgeführt.

Tabelle 6.13.: Ergebnisse aller Antriebsentwürfe.

Antriebssystem	η_{Cr}	V_{ges+KS}^1	m_{ges+KS}^2	m_{Br}	m_{Ba}
Referenzflächenbelastung					
Hubkolbenmotorantrieb	0,26	243 l	134 kg	16,8 kg	-
Elektrischer Antrieb	0,82	162 l	392 kg	0,0 kg	340 kg
Paralleler Hybridantrieb	0,26	198 l	138 kg	16,9 kg	15 kg
Serieller Hybridantrieb	0,23	235 l	184 kg	18,8 kg	15 kg
Gr. Flächenbelastung					
Hubkolbenmotorantrieb	0,23	333 l	174 kg	15,0 kg	-
Elektrischer Antrieb	0,81	142 l	350 kg	0,0 kg	286 kg
Paralleler Hybridantrieb	0,25	203 l	161 kg	14,0 kg	27 kg
Serieller Hybridantrieb	0,23	220 l	201 kg	15,1 kg	33 kg

¹ Gesamtvolumen des Antriebssystems inkl. Kühlsystem und Energiequellen² Gesamtmasse des Antriebssystems inkl. Kühlsystem und Energiequellen

6.7.1. Vergleich der Antriebsentwürfe

Mit Ausnahme des elektrischen Antriebs steigen die Antriebsmassen und -volumina hin zu größerer Flächenbelastung aufgrund der höheren Leistungsanforderungen beim Start (vgl. Tab. 6.2). Der Brennstoff- bzw. Energieverbrauch hingegen sinkt für alle Antriebe zwischen 10 % und 20 %. Die primäre Ursache der verringerten Brennstoff- bzw. Batteriemasse des elektrischen Antriebs ist die kleinere Leistungsanforderung im Reiseflug, bedingt durch den veränderten Flugzeugentwurf. Jedoch führen die divergierenden Schubanforderungen hin zur großen Flächenbelastung je nach Antrieb auch zu einem kleineren Gesamtwirkungsgrad im Reiseflug. Für den Hubkolbenmotorantrieb steigt die Gesamtmasse und das Antriebsvolumen hin zur großen Flächenbelastung um 30 %. Gleichzeitig sinkt der erreichbare Gesamtwirkungsgrad im Reiseflug um etwa 12 % ($\Delta 3\%$).

Im Gegensatz dazu sinkt die Gesamtmasse und das Volumen des elektrischen Antriebs hin zur größeren Flächenbelastung um etwa 10 %. Zwar steigt auch für den elektrischen Antrieb die Masse der leistungsübertragenden Komponenten: Getriebe, Elektromotor, Wechselrichter und Kabel, jedoch sinkt die Batteriemasse durch den kleineren Reisefluggleistungsbedarf. Die Batterie wird sowohl für die große als auch die Referenzflächenbelastung durch die erforderliche Missionsenergie dimensioniert. Da die Batterie durch ihre geringe Energiedichte den größten Teil der Antriebsmasse darstellt, sinkt auch die Gesamtmasse.

Wird nochmals die Entladekurve in Abb. 6.6 betrachtet, wird deutlich, dass bei der gewählten großen Flächenbelastung und Propellergeometrie gerade ein Optimum erreicht wird. Die Batterie wird innerhalb der Mission sowohl an ihrem Leistungsmaximum betrieben als auch vollständig entladen. Eine höhere Flächenbelastung oder kleinere

Propellerdurchmesser würden zu einer höheren Leistungsanforderung an die Batterie und damit zu einem Ungleichgewicht zwischen Energie- und Leistungsbedarf führen. Die Gesamtmasse des Antriebs würde also erneut ansteigen. Da die Batterie diese wesentliche Rolle im elektrischen Antriebssystem einnimmt und der Gesamtwirkungsgrad der elektrischen Komponenten nur geringfügig variiert, ist für einen optimalen Entwurf auf Flugzeugebene die Abstimmung zwischen Flächenbelastung, Propellergeometrie und Missionsenergiebedarf besonders wichtig.

Werden jeweils die Entwürfe kleinster Antriebsmasse von elektrischem Antrieb und konventionellem Hubkolbenmotorantrieb verglichen, so weist der elektrische Antrieb für die gleiche Flugmission eine um etwa 160 % größere Masse auf. Trotz der geringen Reiseflugstrecke von 300 km wird eine schwere Batterie benötigt. Vorteilhaft ist hingegen der geringe Volumenbedarf des elektrischen Antriebs, bedingt durch die hohe volumetrische Leistungsdichte der elektrischen Komponenten. Je nach Flächenbelastung ist ein um 33 % bis 56 % geringeres Bauvolumen für die Unterbringung des Antriebs notwendig als für den Hubkolbenmotorantrieb.

In Übereinstimmung mit dem Hubkolbenmotorantrieb steigt die Gesamtmasse des parallelen Hybridantriebs hin zu größerer Flächenbelastung. Wie bereits in Kap. 5.1 auf einfacher analytischer Basis gezeigt, ist der Massenzuwachs des parallelen Hybridantriebs durch die höhere Leistungsdichte der elektrischen Antriebskomponenten jedoch geringer und beträgt hier 16 %. So kann gegenüber dem Hubkolbenmotorantrieb bei großer Flächenbelastung etwa 8 % an Gesamtmasse eingespart werden. Dieser Massenvorteil kann aufgrund der stark unterschiedlichen Schubanforderungen zwischen Start und Reiseflug für diese Auslegungsmission (vgl. Tab. 6.2) erreicht werden. Wie in Kap. 6.4 dargestellt, kann durch die zusätzliche elektrische Leistungsquelle der Gesamtantrieb besser auf die Anforderungen abgestimmt werden.

Bei der Referenzflächenbelastung hingegen ergibt sich für den parallelen Hybridantrieb eine im Vergleich höhere Gesamtmasse. In diesem Fall ist der Unterschied zwischen der Start- und Reiseflugschubanforderung in der Auslegungsmission kleiner (vgl. Tab. 6.2). Damit kann weniger zusätzliche elektrische Leistung eingebracht werden, ohne die Antriebsmasse zu erhöhen oder den erreichbaren Reiseflugwirkungsgrad zu verringern. Analog zu den Ergebnissen in Abb. 6.13 darf der Hubkolbenmotor nicht zu klein für die erforderliche Steigleistung dimensioniert werden, damit die Batteriemasse gering bleibt. Zudem resultiert ein zu kleiner Hubkolbenmotor in einem verringerten Reiseflugwirkungsgrad.

Der erreichbare Systemwirkungsgrad im Reiseflug des parallelen Hybridantriebs bleibt durch die in Kap. 6.4 erläuterten Effekte näherungsweise konstant. Gegenüber dem Hubkolbenmotorantrieb ergibt sich bei großer Flächenbelastung ein Wirkungsgradvorteil von etwa 12 % ($\Delta 2,6$ %).

Übereinstimmend mit dem parallelen Hybridantrieb bleibt der erreichbare Gesamtwirkungsgrad des seriellen Hybridantriebs in etwa konstant und die Gesamtmasse steigt hin zur größeren Flächenbelastung. Der serielle Hybridantrieb weist dabei den geringsten Massenzuwachs von lediglich 9 % auf. Durch die Drehzahlentkopplung von Hubkolbenmotor und Propeller kann im Vergleich zum parallelen Hybridantrieb mehr elektrische

Leistung eingebracht werden, ohne Einbußen bei der Antriebsmasse oder dem Reiseflugwirkungsgrad hinzunehmen (vgl. Kap. 6.5). Entsprechend steigt die Masse der leistungsübertragenden Antriebskomponenten nur geringfügig um etwa 2 kg, die Batteriemasse hingegen steigt durch den höheren Hybridisierungsgrad – und damit größerem elektrischen Energiebedarf – stärker als beim parallelen Hybridantrieb ($\Delta 18$ kg).

Im Vergleich zum Hubkolbenmotorantrieb weist der serielle Hybridantrieb bei Referenzflächenbelastung eine um etwa 37 % größere Gesamtmasse und einen um 10 % ($\Delta 2,5$ %) geringeren Gesamtwirkungsgrad im Reiseflug auf. Dieser Massennachteil verringert sich für die Schubanforderungen bei großer Flächenbelastung auf etwa 16 % und der Wirkungsgrad ist vergleichbar mit dem des Hubkolbenmotorantriebs.

6.7.2. Potentielle Anwendungsfelder und Übertragbarkeit der Ergebnisse

Abschließend werden Bereiche und Randbedingungen identifiziert, für die sich die Anwendung elektrischer und hybrider Antriebssysteme aus technischer Sicht lohnen kann. Was sich bereits durch die analytische Vorbetrachtung in Kap. 5.1 angedeutet hat, wird durch die Ergebnisse der Detailentwürfe aller betrachteten Antriebssysteme bestätigt. Für stark unterschiedliche Schubanforderungen zwischen Start und Reiseflug weisen elektrische und hybride Antriebe mit elektrischer Startunterstützung geringere Nachteile gegenüber dem klassischen Hubkolbenmotorantrieb auf. Der parallele Hybridantrieb kann für die betrachtete Auslegungsmission sogar höhere Reiseflugwirkungsgrade und geringere Systemmassen erreichen.

Wird der elektrische Teilantrieb wie in der durchgeführten Studie lediglich zur Unterstützung von kurzen Leistungsspitzen eingesetzt, ist der vorteilhafte Einsatz eines parallelen oder seriellen Hybridantriebssystems insbesondere von dem Verhältnis zwischen maximaler Wellenleistung im Startfall und Reiseflugwellenleistung abhängig. Je größer dieses Verhältnis ist, desto größer ist auch der erreichbare Wirkungsgradvorteil bzw. Massenvorteil gegenüber einem klassischen Hubkolbenmotorantrieb. Die durchgeführte Studie für den parallelen Hybridantrieb legt nahe, dass mit der gewählten Betriebsstrategie gegenüber dem klassischen Hubkolbenmotorantrieb Wirkungsgradvorteile erreicht werden können, wenn das Verhältnis größer als etwa zwei ist. Massenvorteile können ab einem Leistungsverhältnis von etwa drei erreicht werden.

Dahingegen werden für den seriellen Hybridantrieb erst bei deutlich höheren Wellenleistungsverhältnissen zwischen Start und Reiseflugleistung Vorteile gegenüber dem Hubkolbenmotorantrieb erreicht. Wirkungsgradvorteile ergeben sich, wenn das Verhältnis größer als etwa vier ist. Um auch geringere Antriebsmassen zu erreichen, müssen die Daten der Studie extrapoliert werden. Vorteile für den seriellen Hybridantrieb ergeben sich hier erst ab einem Leistungsverhältnis von etwa sieben. An dieser Stelle sei darauf hingewiesen, dass der serielle Hybridantrieb trotz der in dieser Studie ausgewiesenen Massen- und Wirkungsgradnachteile aufgrund seiner vielfältigen Integrationsmöglichkeiten in die Flugzeugstruktur dennoch favorisiert werden kann. Diese ermöglichen einen Flugzeu-

gentwurf mit Schubanforderungen, die mit einem klassischen Hubkolbenmotorantrieb nicht erreichbar sind.

Diese Ergebnisse für den parallelen und seriellen Hybridantrieb mit elektrischer Startunterstützung sind in erster Größenordnung auch auf andere Leistungsklassen aber mit ähnlichen Leistungsverhältnissen übertragbar, sofern weiterhin ein Kolbenmotor Verwendung findet und die grundlegenden Annahmen zum Technologiestand und beispielsweise Kabellängen und Kühlmittelschlauchlängen weiter gelten. Das Leistungsverhältnis zwischen Start und Reiseflug kann jedoch nur als ein erster Indikator für die vorteilhafte Anwendung eines parallelen oder seriellen Hybridantriebs betrachtet werden. Auch die weiteren Leistungsanforderungen der Auslegungsmission müssen beachtet werden, um einen realistischen Entwurf zu identifizieren. Wird zum Beispiel eine höhere Steigrate gefordert, muss der Hybridisierungsgrad kleiner gewählt werden, um die Batteriemasse gering zu halten. In diesem Fall ergeben sich gegenüber dem Hubkolbenmotorantrieb geringere Vorteile bzgl. Wirkungsgrad und Gesamtmasse.

Aufgrund der geringen gravimetrischen Energiedichte aktuell verfügbarer Batterien ist der Einsatz eines elektrischen Antriebs in der betrachteten Leistungsklasse nur für extreme Kurzstreckenflüge möglich. Für den Anwendungsfall mit lediglich 300 km Reiseflugstrecke ergibt sich gegenüber dem Hubkolbenmotorantrieb ein erheblicher Massennachteil. Dieser Nachteil könnte in Zukunft einerseits durch eine vorteilhafte aerodynamische Flugzeugintegration des Antriebs oder durch Fortschritte in der Batterietechnologie andererseits ausgeglichen werden. Die dazu notwendigen Integrationsvorteile und Technologiefortschritte lassen sich aus den berechneten Daten in erster Größenordnung quantifizieren. Dazu werden der leichteste elektrische Antrieb und der leichteste Hubkolbenmotorantrieb verglichen, die beide gleichermaßen die Flugmission erfüllen können.

Damit der elektrische Antrieb bei sonst gleichen Bedingungen eine zum Referenzantrieb vergleichbare Gesamtmasse aufweist, wäre eine um etwa 75 % leichtere Batterie notwendig. Werden sonst gleiche Bedingungen angenommen, müsste sich also die Missionsenergie durch Integrationseffekte um den gleichen Betrag verringern. Dazu ist eine etwa vierfach höhere Gleitzahl im Reiseflug erforderlich. Auf der anderen Seite kann auch ein Fortschritt in der Batterietechnologie angenommen werden, um eine vergleichbare Antriebsmasse zu erreichen. Mit dem verwendeten Batteriemodell wird eine nominelle Energiedichte auf Packebene von 206 Wh/kg bestimmt. Entsprechend müsste die verwendete Batterie bei sonst gleichen Bedingungen eine Energiedichte von etwa 824 Wh/kg aufweisen. Ein solcher Wert liegt oberhalb der theoretisch möglichen Energiedichte von aktuell verwendeten Lithium-Ionen Batterien (vgl. Tab. 2.3). Entsprechend wird eine alternative Zellchemie benötigt. In beiden Szenarien ist zu beachten, dass die nun deutlich kleinere Batterie trotzdem die Startleistung bereitstellen muss und damit bei höheren C-Koeffizienten betrieben wird. Neben der Energiedichte ist also gleichzeitig eine Steigerung der Leistungsdichte von 0,4 kW/kg auf etwa 1,6 kW/kg notwendig, sofern nicht eine zusätzliche leistungsoptimierte Batterie eingesetzt wird.

Wenn also mit dem elektrischen Antrieb nicht erhebliche aerodynamische Integrationsvorteile realisiert werden können, ist dessen Einsatz für die betrachtete Flugmission aus technologischer Sicht heute nicht sinnvoll. Jedoch können weitere hier nicht betrachtete Aspekte wie beispielsweise Wartungs- und Betriebskosten oder die Verminderung lokaler

Emissionen eine favorisierte Anwendung begünstigen. Die genannten erforderlichen Integrationseffekte bzw. Weiterentwicklung der Batterietechnologie sind dabei spezifisch für den hier betrachteten Anwendungsfall. So muss beispielsweise für größere Reichweiten ein positiver Integrationseffekt bzw. der Fortschritt in der Batterietechnologie noch größer ausfallen. Dennoch geben diese Ergebnisse einen ersten Hinweis auf die Größenordnung der notwendigen Verbesserungen.

7. Zusammenfassung und Ausblick

Das primäre Ergebnis der Arbeit ist eine Entwurfsmethode für elektrische und hybride Kleinflugzeugantriebssysteme, welche in der Lage ist, alle relevanten Aspekte für einen realistischen Antriebsentwurf abzubilden. In Kap. 4 wird die auf vielfältige Problemstellungen anwendbare Entwurfsmethode vorgestellt. Für die wesentlichen Komponenten hybrider Kleinflugzeugantriebe werden etablierte Modelle auf die spezifischen Bedarfe des Antriebsentwurfs im Luftfahrtbereich angepasst. Die Modellbildung umfasst auch das für den Betrieb notwendige Kühlsystem. Es wird ein besonderes Augenmerk auf eine physikalisch korrekte Skalierbarkeit der Modelle gelegt. Ein- und Ausgaben der Modelle werden so gewählt, dass sie weitestgehend unabhängig von der Nennleistung konstant gehalten werden können und dennoch ein valider Antriebsentwurf resultiert. Auf diese Weise kann der Einfluss einzelner Entwurfsparemeter auf das Gesamtsystem realistisch und schnell bewertet werden. Die nachfolgend beschriebenen komplexen Zusammenhänge auf Systemebene unterstreichen die Notwendigkeit der entwickelten Methode, um ein Systemoptimum zu identifizieren.

Das zweite wesentliche Ergebnis der Arbeit ist die Quantifizierung von Leistungsrandbedingungen, unter denen der Einsatz von elektrischen oder hybriden Antriebssystemen mit elektrischer Startunterstützung Vorteile gegenüber dem konventionellen Antrieb aufweist. Es wird sowohl auf einfacher analytischer Basis (Kap. 5) als auch anhand detaillierter Antriebsentwürfe (Kap. 6) gezeigt, dass Elektroantriebe und Hybridantriebe mit elektrischer Startunterstützung für große Schubverhältnisse zwischen Start und Reiseflug besser geeignet sind. Diese Schubverhältnisse ergeben sich hin zu einer großen Flächenbelastung des Flugzeugentwurfs, die aufgrund der verringerten Reiseflugleistung wünschenswert ist.

In der Studie zur Quantifizierung der Leistungsrandbedingungen dient ein Motorsegler mit einer maximalen Startmasse von 1000 kg als Anwendungsfall. Die berechneten Leistungsverhältnisse für die Hybridantriebe sind jedoch in erster Größenordnung unabhängig von diesem spezifischen Anwendungsfall und sind für den heutigen Technologiestand gültig. Mit dem parallelen Hybridantrieb kann gegenüber dem konventionellen Antrieb eine geringere Masse erreicht werden, wenn das Verhältnis des Propellerleistungsbedarfs zwischen Start und Reiseflug größer als etwa drei ist. Ein höherer Reiseflugwirkungsgrad wird bereits ab einem Leistungsverhältnis von etwa zwei erreicht. Für den betrachteten Anwendungsfall kann der parallele Hybridantrieb bei ein Leistungsverhältnis von 4,4 einen um 12 % höheren Reiseflugwirkungsgrad und eine um 8 % kleinere Gesamtmasse erreichen. Dahingegen erzielt der serielle Hybridantrieb erst ab einem Propellerleistungsverhältnis von etwa vier einen ähnlichen Reiseflugwirkungsgrad und unter Extrapolation der Studienergebnisse mit einem Verhältnis von etwa sieben eine ähnliche Antriebsmasse

wie der konventionelle Antrieb. Der Einsatz von seriellen Hybridantrieben ist daher nur sinnvoll, wenn der Flugzeugentwurf keinen parallelen Hybridantrieb ermöglicht.

Für den elektrischen Antrieb können nur auf den Anwendungsfall bezogene Ergebnisse ermittelt werden, da der Vergleich mit dem konventionellen Antrieb von der Flugreichweite abhängt. Der Elektroantrieb weist aufgrund der geringen gravimetrischen Energie- und Leistungsdichten der Batterie erhebliche Massennachteile gegenüber dem konventionellen Antrieb auf. Um innerhalb der betrachteten Flugmission mit 300 km Reichweite eine ähnliche Antriebsmasse wie der konventionelle Antrieb zu erreichen, muss die Batteriemasse um etwa 75 % verringert werden. Dies kann einerseits durch verbesserte Batterietechnologien und andererseits durch eine vorteilhafte aerodynamische Flugzeugintegration erreicht werden. Eine Batterie mit gravimetrischen Energie- und Leistungsdichten auf Packebene von etwa 850 Wh/kg und 1,6 kW/kg könnte den Massennachteil ausgleichen. Andererseits könnte eine aerodynamische Flugzeugintegration zu einem Masseausgleich führen, wenn eine etwa vierfach höhere Gleitzahl im Reiseflug erreicht wird. In letzterem Fall ist jedoch die genannte Steigerung der gravimetrischen Leistungsdichte ebenfalls notwendig, sofern der Startleistungsbedarf konstant bleibt.

Das dritte Ergebnis umfasst die Ermittlung wesentlicher Entwurfsparameter und Entwurfszusammenhängen für elektrische Antriebe sowie parallele und serielle Hybridantriebe. Innerhalb der durchgeführten Studie werden jeweils Antriebsentwürfe erstellt. Die Entwurfsparameter mit dem größten Einfluss auf die Antriebsmasse und den Reiseflugwirkungsgrad, sind in den Tabellen 6.6, 6.7 und 6.9 angegeben. Im Folgenden werden die Entwurfszusammenhänge auf Systemebene und die Unterschiede zu konventionellen Antriebssystemen zusammengefasst. Diese sind unabhängig vom spezifischen Anwendungsfall gültig.

Im Fall des elektrischen Antriebs und des seriellen Hybridantriebs wird der Propeller allein durch einen Elektromotor angetrieben. Dieser weist im Vergleich zu einem Hubkolbenmotor einen deutlich größeren Betriebsbereich bezüglich der Drehzahl auf. Bei Betriebspunkten mit geringem Leistungsbedarf, wie dem Reiseflug, kann die Propellerdrehzahl (bzw. der Profileinstellwinkel des Propellers) in einem größeren Bereich gewählt werden, um ein Wirkungsgradoptimum zu erreichen. Der maximale Reiseflugwirkungsgrad wird daher weniger stark von der Wahl des Propellerdurchmessers beeinflusst. Eine genaue Abstimmung zwischen Propellerdurchmesser und Elektromotor zur Maximierung des Gesamtwirkungsgrades beider Komponenten ist nicht im gleichen Maße wie bei einem konventionellen Hubkolbenmotorantrieb erforderlich. Der größere Drehzahlbereich des Elektromotors erlaubt im Fall des seriellen Hybridantriebssystems zudem einen höheren Hybridisierungsgrad während des Starts, ohne gleichzeitig eine Verringerung des Reiseflugwirkungsgrades hinnehmen zu müssen wie beim parallelen Hybridantrieb.

Für eine möglichst geringe Masse des elektrischen Antriebs ist bei gegebener Flugmission die Abstimmung der Energie- und Leistungsanforderungen an die Batterie wesentlich. Die Batterie stellt in diesem Antriebssystem den größten Anteil der Antriebsmasse dar. Energie- und Leistungsanforderungen werden dabei in erster Größenordnung durch den Flugzeugentwurf definiert. Wie die hier durchgeführte Studie zeigt, sind für elektrische Antriebssysteme im Vergleich zu konventionell angetriebenen Flugzeugen deutlich höhere

Flächenbelastungen sinnvoll. Dies führt zu höheren Startschubanforderungen, aber auch zu einem geringeren Reiseflugschub und damit Missionsenergiebedarf.

Für parallele Hybridantriebe ist bei der Wahl der Propellergeometrie und des Hybridisierungsgrades die mechanische Kopplung zwischen Propeller, Kolbenmotor und Elektromotor zu beachten. In Abhängigkeit des Hybridisierungsgrades führt der Drehzahlbereich des Hubkolbenmotors zu einer Einschränkung des Propellerbetriebsbereichs, was in einem geringen Gesamtwirkungsgrad im Reiseflug münden kann. Eine optimale Wahl des Hybridisierungsgrades und der Propellergeometrie kann nur mit Hilfe von Systembetrachtungen erfolgen.

Ob ein Getriebe verwendet wird, stellt sowohl für das elektrische als auch die hybriden Antriebssysteme eine grundlegende Entwurfsentscheidung dar. Durch das Getriebe verringert sich der Gesamtwirkungsgrad und die Gesamtmasse wird um die Getriebemasse erhöht. Die zusätzlichen Getriebeverluste und der damit einhergehende erhöhte Leistungsbedarf führen weiterhin zu einem Massenanstieg der nachfolgenden Komponenten. Insbesondere für den elektrischen Antrieb ist dieser Effekt aufgrund der Batterie als primärer Energiequelle ausgeprägt. Vorteilhaft ist, dass die elektrische Maschine aufgrund geringerer Drehmomentenanforderungen kleiner dimensioniert werden kann. Lohnenswert ist der Einsatz eines Getriebes im Zusammenspiel mit einer elektrischen Maschine entsprechend bei hohen Drehmomentenanforderungen und kleinen Batteriemassen.

Das Getriebeübersetzungsverhältnis und die Polpaarzahl der elektrischen Maschine sollten gemeinsam optimiert werden. Beide beeinflussen die Wechselstromfrequenz der elektrischen Maschine und damit die Schaltverluste in der angeschlossenen Leistungselektronik. Bei der Wahl dieser Parameter müssen entsprechend thermische Randbedingungen der Leistungselektronik beachtet werden. Ein Optimum ergibt sich in Abhängigkeit der betrachteten Flugmission und der Betriebsstrategie, da die verringerte Masse der elektrischen Maschine durch die steigende Batteriemasse überkompensiert werden kann.

Die erzielten Ergebnisse können als Grundlage für weiterführende Untersuchungen dienen. Bezüglich der verwendeten Komponentenmodelle gibt es vielfältige Erweiterungsmöglichkeiten. Neben den betrachteten Hubkolbenmotoren und Batterien ist auch der Einsatz von Brennstoffzellen denkbar. Diese stellt durch die lokale Emissionsfreiheit sowie der im Vergleich etwas höheren gravimetrischen Leistungsdichte (etwa 1-2 kW/kg inkl. Hilfsysteme) eine interessante Alternative zu den untersuchten Leistungsquellen dar. Zudem weist der als Energiequelle fungierende Wasserstoff trotz des hohen Tankgewichts eine höhere gravimetrische Energiedichte auf als Batterien (vgl. Tab. 2.2).

Elektrische Antriebe und serielle Hybridantriebe bieten neue Möglichkeiten, die Propeller-Motor-Einheit in die Flugzeugstruktur zu integrieren. Diese neuen Freiheitsgrade im Flugzeugentwurf können genutzt werden, um aerodynamische Vorteile und damit Einsparpotentiale zu erzielen [145]. Die entwickelte Methode kann hier sinnvoll erweitert werden. Aerodynamische Wechselwirkungen zwischen Flugzeug und Antrieb sowie die Auswirkungen auf den Antriebsentwurf müssen realistisch abgebildet werden, um ein Optimum auf Flugzeugebene zu erreichen. Dazu ist eine sinnvolle Schnittstelle zwischen Flugzeug- und Antriebsentwurf notwendig, die schnell zu einem konvergierten Antriebs- und Flugzeugentwurf führt.

Abbildungsverzeichnis

2.1. Entwurfsprozess eines Flugzeugs.	6
2.2. Architektur verschiedener Antriebssysteme: a) konventioneller Hubkolbenmotorantrieb, b) elektrischer Antrieb, c) paralleler Hybridantrieb, d) serieller Hybridantrieb.	8
2.3. Der Propeller als Impulsscheibe.	12
2.4. a) Blattelement eines Propellers in Anlehnung an [1], b) Kräfte- und Geschwindigkeitsdreiecke am Blattprofil.	13
2.5. a) Exemplarisches Betriebskennfeld eines Propellers, b) exemplarische Profilaerodynamik.	15
2.6. Einfluss von a) Profilwölbung und b) Propellerblattbreite auf das Propellerkennfeld.	17
2.7. Qualitatives Hubkolbenmotorkennfeld mit primären Verlustmechanismen in Anlehnung an [3].	19
2.8. Schnitt durch eine Permanentmagnet-Synchronmaschine in Innenläufer-Ausführung und rotorfestes d,q-Koordinatensystem.	20
2.9. Lorentz-Kraft im Luftspalt einer elektrischen Maschine in Anlehnung an [4].	22
2.10. Ersatzschaltbild einer Permanentmagnetsynchronmaschine.	23
2.11. Qualitatives Kennfeld einer Permanentmagnetsynchronmaschine.	24
2.12. Feldorientierte Regelung einer elektrischen Maschine in Anlehnung an [4, 5].	25
2.13. Kennfeld einer elektrischen Maschine und Veränderung der Zeigerdiagramme im d,q-Koordinatensystem über den Betriebsbereich.	26
2.14. Typische Schaltung eines dreiphasigen Wechselrichters.	30
2.15. Typische Schaltung eines Tiefsetzstellers in Anlehnung an [6].	31
2.16. Betriebsabhängigkeit des Getriebewirkungsgrades [7].	32
2.17. a) Zellspannung in Abhängigkeit des Zellstroms in Anlehnung an [8], b) Zellspannung in Abhängigkeit des Ladezustands, extrahiert aus [9].	37
2.18. a) Entladekurven für verschiedene Zelltypen in Anlehnung an [8], b) Entladekurven in Abhängigkeit der Zelltemperatur, extrahiert aus [9].	38
2.19. Schematische Darstellung des Zellaufbaus für energie- und leistungsoptimierte Batteriezellen in Anlehnung an [10].	39
4.1. Ablauf des Entwurfsverfahrens.	57
4.2. Auslegungs- und Nachrechenverfahren des Referenzantriebs.	61
4.3. Auslegungs- und Nachrechenverfahren des elektrischen Antriebs.	62
4.4. Auslegungs- und Nachrechenverfahren des parallelen Hybridantriebs.	64
4.5. Auslegungsrechnung des seriellen Hybridantriebs.	66
4.6. Nachrechenverfahren des seriellen Hybridantriebs.	67

4.7. Exemplarische Darstellung der Modulschnittstellen anhand des Elektromotormodells.	70
4.8. a) Qualitatives Hubkolbenmotorkennfeld mit exemplarischem Skalierungspunkt, b) Brennraumgeometrie.	77
4.9. Empirische Ermittlung von gravimetrischer und volumetrischer Leistungsdichte für Hubkolbenmotoren mit Daten aus [11].	78
4.10. Vereinfachte Geometrie einer elektrischen Maschine mit Permanentmagneten.	80
4.11. Vereinfachtes Ersatzschaltbild einer Synchronmaschine mit Permanentmagneten.	82
4.12. Verifikation des Wechselrichter Verlustmodells: a) Variation des Strangstroms, b) Variation der Gleichspannung.	90
4.13. Vereinfachte Gleichspannungswandlerschaltung mit Hoch- und Tiefsetzschaltung.	91
4.14. Verifikation des Gleichspannungswandler Verlustmodells: a) Variation des Ausgangsstroms, b) Variation der Ausgangsspannung.	96
4.15. a) Aufbau eines DC Kabels und b) zugehöriges Ersatzschaltbild.	98
4.16. Regressionen für die Dicke der Schutzhülle und Isolation (DC Kabel bis 900 V), Datenpunkte aus [12, 13].	99
4.17. Exemplarisches Kennfeld einer Batteriezelle [14].	101
4.18. Ablaufdiagramm der Auslegungsrechnung eines Batteriepacks.	102
4.19. Auslegungsrechnung eines Kühlkreislaufs	107
4.20. a) Empirische Massen- und b) Volumenbestimmung für Kühlmittelpumpen.	114
5.1. Maximale Reichweite in Abhängigkeit der Antriebskonfiguration, maximaler Abflugmasse und Schubverhältnis zwischen Start und Reiseflug: a) Hubkolbenmotorantrieb, b) elektrischer Antrieb, c) paralleler Hybridantrieb, d) serieller Hybridantrieb, Eingaben siehe Tab. B.7.	119
5.2. Antriebsmassen in Abhängigkeit des Schubverhältnisses zwischen Start und Reiseflug, Eingaben siehe Tab. B.7.	120
5.3. Leistungsisolines im Hubkolbenmotor- und Propellerkennfeld.	122
5.4. a) Einfluss des Hybridisierungsgrades auf den Reiseflugdrehzahlbereich im Hubkolbenmotorkennfeld, b) mögliche Propellerbetriebspunkte in Abhängigkeit des Hybridisierungsgrades, c) Betriebspunktverschiebungen durch Veränderung des Propellerdurchmessers, d) Betriebspunktverschiebungen durch Veränderung des Übersetzungsverhältnisses.	123
6.1. Ablaufdiagramm der durchgeführten Studie.	125
6.2. Entwurfsdiagramm für ein generisches Flugzeug.	128
6.3. Hubkolbenmotorantrieb: Einfluss der Propellergeometrie auf die Systemmasse.	133
6.4. Hubkolbenmotorantrieb: a) Einfluss der Propellergeometrie auf den Wirkungsgrad im Reiseflug, b) Einfluss von Propellerdurchmesser und integriertem Auftriebsbeiwert auf die Betriebspunkte von Propeller und Hubkolbenmotor.	134

6.5. Elektrischer Antrieb: Einfluss der Propellergeometrie auf die Antriebsmasse a), b) und Gesamtsystemmasse c), d).	137
6.6. Elektrischer Antrieb: Transiente Entladekurven für unterschiedliche Propellergeometrien.	138
6.7. Elektrischer Antrieb: a) Einfluss der Propellergeometrie auf den Wirkungsgrad im Reiseflug, b) Einfluss von Propellerdurchmesser und integriertem Auftriebsbeiwert auf die Betriebspunkte von Propeller und Elektromotor.	139
6.8. Elektrischer Antrieb: Einfluss der Getriebeübersetzung und Polpaarzahl des Elektromotors auf a) Gesamtmasse, b) Elektromotormasse, c) Batteriemasse, d) Wechselrichterwirkungsgrad im Reiseflug.	142
6.9. Elektrischer Antrieb ohne Getriebe: Einfluss der Polpaarzahl auf a) Gesamtmasse, b) Batteriemasse.	143
6.10. Elektrischer Antrieb: Einfluss der Zwischenkreisspannung auf a) Systemmasse, b) Komponentenmassen.	145
6.11. Paralleler Hybridantrieb: a) Einfluss von Propellerdurchmesser, integriertem Auftriebsbeiwert und Hybridisierungsgrad auf die Antriebsmasse und den Reiseflugwirkungsgrad, b) Exemplarische Missionsbetriebspunkte in Propeller- und Hubkolbenmotorkennfeld.	149
6.12. Paralleler Hybridantrieb: Einfluss von Propellerdurchmesser, Wirkfaktor und Hybridisierungsgrad auf die Antriebsmasse und den Reiseflugwirkungsgrad.	150
6.13. Paralleler Hybridantrieb: Einfluss von Propellerdurchmesser und Hybridisierungsgrad auf a) Antriebsmasse, b) Batteriemasse, c) Gesamtmasse, d) Wirkungsgrad im Reiseflug.	151
6.14. Paralleler Hybridantrieb: Einfluss des maximalen C-Koeffizienten auf a) Batteriemasse, b) Temperaturänderung der Batterie in Start- und Anfangssteigphase.	154
6.15. Serieller Hybridantrieb: Einfluss von Propellerdurchmesser, integriertem Auftriebsbeiwert und Hybridisierungsgrad auf die Antriebsmasse und den Reiseflugwirkungsgrad.	157
6.16. Serieller Hybridantrieb: Einfluss von Propellerdurchmesser, Wirkfaktor und Hybridisierungsgrad auf die Antriebsmasse und den Reiseflugwirkungsgrad.	158
6.17. Serieller Hybridantrieb: Einfluss von Propellerdurchmesser und Hybridisierungsgrad auf a) Antriebsmasse, b) Batteriemasse, c) Gesamtmasse, d) Wirkungsgrad im Reiseflug.	159
6.18. Serieller Hybridantrieb: Einfluss der Zwischenkreisspannung und der Gleichspannungswandlerspannungsdifferenz auf a) Antriebsmasse, b) Gleichspannungswandlerrmasse, c) Batteriemasse, d) Gesamtmasse.	161
6.19. Serieller Hybridantrieb: Zusammenhang zwischen Gleichspannungswandlerschaltfrequenz und a) Masse, b) max. Gehäusetemperatur.	161
6.20. Serieller Hybridantrieb: Einfluss der Generatorpolpaarzahl und des Übersetzungsverhältnisses des Generatorgetriebes auf die Gesamtmasse.	162
A.1. a) Propellerkennfeld, b) transformiertes Propellerkennfeld im Hilfskoordinatensystem.	193

B.1. Verwendete Geometrieparameter für Wärmetauscher mit a) Jalousien- schnittlamellen und b) Offset Strip Fins in Anlehnung an [15].	199
--	-----

Tabellenverzeichnis

2.1. Vergleich von Kupfer und Aluminium als Leitermaterial.	33
2.2. Vergleich von spez. Leistungen und Energien sowie Leistungs- und Energiedichten verschiedener Energiespeicher.	35
2.3. Vergleich von theoretischem Grenzwert der spezifischen Energie und real verfügbaren Batteriezellen.	36
4.1. Verifikation der Auslegungsrechnung einer elektrischen Maschine.	85
4.2. Anforderungen und Randbedingungen des Rotax Wärmetauschers.	112
4.3. Verifikation des Wärmetauschermodells (Kühlmittelkühler).	112
4.4. Anforderungen und Randbedingungen des Ölwärmetauschers.	113
4.5. Verifikation des Wärmetauschermodells (Ölkühler).	113
6.1. Daten der verwendeten Flugmission.	127
6.2. Auslegungsmissionen: Schubanforderungen für die gewählten Flächenbelastungen (Flb.).	129
6.3. Betrachtete Auslegungsparameter des Hubkolbenmotorantrieb und Werte des Basisentwurfs.	130
6.4. Hubkolbenmotorantrieb: Iterationsschema für den Auslegungspunkt bei Startbedingungen (Take Off).	131
6.5. Hubkolbenmotorantrieb: Iterations-/Optimierungsschema für die Auslegungsmission.	131
6.6. Betrachtete Auslegungsparameter des elektrischen Antriebs und Werte des Basisentwurfs.	135
6.7. Betrachtete Auslegungsparameter des parallelen Hybridantriebs und Werte des Basisentwurfs.	146
6.8. Paralleler Hybridantrieb: Iterations-/Optimierungsschema für die Auslegungsmission.	147
6.9. Betrachtete Auslegungsparameter des seriellen Hybridantriebs und Werte des Basisentwurfs.	155
6.10. Serieller Hybridantrieb: Iterations-/Optimierungsschema für die Auslegungsmission.	155
6.11. Kühlkreisläufe der Antriebssysteme, Zuordnung der Wärmeströme und gewählte Auslegungspunkte ($T_{\nearrow} \approx 90 - 120^\circ\text{C}$, $T_{\rightarrow} \approx 50 - 70^\circ\text{C}$, $T_{\searrow} \approx 20 - 30^\circ\text{C}$).	165
6.12. Masse, Volumen und abgeführte Wärmeströme der entworfenen Kühlsysteme ($T_{\nearrow} \approx 90 - 120^\circ\text{C}$, $T_{\rightarrow} \approx 50 - 70^\circ\text{C}$, $T_{\searrow} \approx 20 - 30^\circ\text{C}$).	167
6.13. Ergebnisse aller Antriebsentwürfe.	168

B.1. Verwendeter Eingabedatensatz zur Verifikation der Auslegungsrechnung einer elektrischen Maschine anhand von Daten aus [16].	195
B.2. Verwendeter Eingabedatensatz zur Kalibrierung der mittleren Elektromotordichte.	196
B.3. Verwendeter Eingabedatensatz zur Verifikation des Wechselrichterverlustmodells.	197
B.4. Verwendeter Eingabedatensatz zur Verifikation des Gleichspannungswandlerverlustmodells.	198
B.5. Verwendeter Eingabedatensatz zur Verifikation der Auslegungsrechnung eines Wärmetauschers mit Jalousienschnittlamellen und Flachrohren (Betriebsmedium: Wasser-Glykol, Geometriedefinition aus Abb. B.1).	199
B.6. Verwendeter Eingabedatensatz zur Verifikation der Auslegungsrechnung eines Wärmetauschers mit Jalousienschnittlamellen und Offset Strip Fins in den Flachrohren (Betriebsmedium: Öl, Geometriedefinition aus Abb. B.1).	200
B.7. Weitere verwendete Eingaben zu Berechnungen in Abb. 5.1 und Abb. 5.2.	201
B.8. Weitere verwendete Eingaben zur Berechnung des Entwurfsdiagramms.	202
B.9. Weitere verwendete Eingaben zur Berechnung des Getriebes.	202
B.10. Weitere verwendete Eingaben zur Berechnung des Hubkolbenmotors.	202
B.11. Weitere verwendete Eingaben zur Berechnung des Wechselrichters.	203
B.12. Weitere verwendete Eingaben zur Berechnung des Elektromotors und Generators.	204
B.13. Weitere verwendete Eingaben zur Berechnung des Gleichstromkabels.	204
B.14. Weitere verwendete Eingaben zur Berechnung des Gleichspannungswandlers.	205
B.15. Weitere verwendete Eingaben zur Berechnung der Batterie im parallelen und seriellen Hybridantrieb (entnommen aus [9]).	206
B.16. Weitere verwendete Eingaben zur Berechnung der Batterie im elektrischen Antrieb (entnommen aus [14]).	206

Literaturverzeichnis

- [1] B. W. McCormick. *Aerodynamics of V/STOL Flight*. Academic Press, Inc., 1967.
- [2] W. L. Alexandrow. *Luftschrauben*. VEB Verlag Technik, 1954.
- [3] M. Huß. *Übertragung von Motoreigenschaften mit Hilfe charakteristischer Skalierungsfunktionen zur Simulation verschiedener Varianten von Ottomotoren*. Dissertation, Universität München, 2013.
- [4] A. Binder. *Elektrische Maschinen und Antriebe*. Springer, 2. Auflage, 2017.
- [5] S. Bernet. *Selbstgeführte Stromrichter am Gleichspannungszwischenkreis*. Springer, 2012.
- [6] G. Hagmann. *Leistungselektronik. Grundlagen und Anwendungen in der elektrischen Antriebstechnik*. AULA-Verlag, 6. Auflage, 2019.
- [7] H. W. Müller. *Die Umlaufgetriebe*. Springer, 2. Auflage, 1998.
- [8] K. W. Beard. *Linden's Handbook of Batteries*. McGraw-Hill Education, 5. Auflage, 2019.
- [9] Kokam Co., Ltd. *Specification for SLPB8643128H5*, 2010. Datenblatt.
- [10] D. U. Sauer. Möglichkeiten und Grenzen von Antriebsbatterien für Flugobjekte. In *Ausgewählte Kapitel der Energieanlagen und Flugantriebe*. RWTH Aachen, 2019. Vorlesungsreihe.
- [11] W. Tacke. *Welt-Index UL und Flugzeug 2018-2019*. Flügel - Das Magazin, 2018.
- [12] International Organization for Standardization. Road vehicles - Automotive cables - Part 5: Dimensions and requirements for 600 V a.c. or 900 V d.c. and 1000 V a.c. or 1500 V d.c. single core copper conductor cables., ISO 19642-5:2019, 2019. ISO Norm.
- [13] International Organization for Standardization. Road vehicles - Automotive cables - Part 9: Dimensions and requirements for 600 V a.c. or 900 V d.c. and 1000 V a.c. or 1500 V d.c. round, sheathed, screened or unscreened multi or single core copper conductor cables., ISO 19642-9:2019, 2019. ISO Norm.
- [14] Panasonic Corporation. *Cell Type NCR18650B Specifications*, 2018. Datenblatt.
- [15] R. K. Shah und D. P. Sekulic. *Fundamentals of Heat Exchanger Design*. John Wiley & Sons, 2003.

- [16] U. Vollmer. *Entwurf, Auslegung und Realisierung eines verlustoptimierten elektrischen Antriebs für Hybridfahrzeuge*. Dissertation, Technische Universität Berlin, 2012.
- [17] S. Gudmundsson. *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures*. Butterworth-Heinemann, 2013.
- [18] J. D. Mattingly, W. H. Heiser, und D. T. Pratt. *Aircraft Engine Design*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002.
- [19] C. Friedrich und P. A. Robertson. Hybrid-electric Propulsion for Aircraft. *Journal of Aircraft*, 52(1):176–189, 2014.
- [20] R. E. Froude. On the Part Played in Propulsion by Differences of Fluid Pressure. *Transactions of the Institute of Naval Architects*, 30:390–405, 1889.
- [21] W. J. M. Rankine. On the Mechanical Principles of the Action of Propellers. *Transactions of the Institution of Naval Architects*, 6:13–39, 1865.
- [22] S. Drzewiecki. Méthode pour la détermination des éléments mécaniques des propulseurs hélicoïdaux. *Bulletin de l'Association Technique Maritime*, 1892.
- [23] H. Glauert. Airplane Propellers. In W. F. Durand (Hrsg.), *Aerodynamic Theory*, Vol. 4, S. 169–360. Springer, 1935.
- [24] R. Pischinger, M. Klell, und T. Sams. *Thermodynamik der Verbrennungskraftmaschine*. Springer, 3. Auflage, 2009.
- [25] R. Van Basshuysen und F. Schäfer. *Handbuch Verbrennungsmotor*. Springer, 8. Auflage, 2017.
- [26] K. Schreiner. *Basiswissen Verbrennungsmotor*. Springer, 3. Auflage, 2020.
- [27] G. Müller, K. Vogt, und B. Ponick. *Grundlagen elektrischer Maschinen*. John Wiley & Sons, 2. Auflage, 2014.
- [28] J. Pyrhonen, T. Jokinen, und V. Hrabovcova. *Design of Rotating Electrical Machines*. John Wiley & Sons, 2. Auflage, 2013.
- [29] P. Hofmann. *Hybridfahrzeuge*. Springer, 2. Auflage, 2014.
- [30] J. Larminie und J. Lowry. *Electric Vehicle Technology Explained*. John Wiley & Sons, 2. Auflage, 2012.
- [31] F. Zach. *Leistungselektronik*. Springer, 5. Auflage, 2015.
- [32] D. Schröder. *Leistungselektronische Schaltungen*. Springer, 4. Auflage, 2019.
- [33] D. Chung und S. Sul. Minimum-Loss Strategy for Three-Phase PWM Rectifier. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 46(3):517–526, 1999.
- [34] S. Roberts. *DC/DC Book of Knowledge*. RECOM Engineering GmbH & Co KG, 2014.

-
- [35] H. Wittel, D. Jannasch, J. Voßiek, und C. Spura. *Roloff/Matek Maschinenelemente*. Springer, 23. Auflage, 2017.
- [36] T. P. Dever, K. P. Duffy, A. J. Provenza, P. L. Loyselle, B. B. Choi, C. R. Morrison, und A. M. Lowe. Assessment of Technologies for Noncryogenic Hybrid Electric Propulsion. Technischer Bericht NASA/TP-2015-216588, NASA, 2015.
- [37] J. M. Rheaume und C. Lents. Energy storage for commercial hybrid electric aircraft. Technischer Bericht SAE Technical Paper 2016-01-2014, SAE, 2016.
- [38] R. Peters. Heutige und zukünftige Kraftstoffe für Brennstoffzellen in der Luftfahrt. In R. Peters (Hrsg.), *Brennstoffzellensysteme in der Luftfahrt*, S. 7–101. Springer, 2015.
- [39] H. Eichlseder, M. Klell, und A. Trattner. Speicherung und Transport. In *Wasserstoff in der Fahrzeugtechnik: Erzeugung, Speicherung, Anwendung*, S. 109–140. Springer, 4. Auflage, 2018.
- [40] M. Farhadi und O. Mohammed. Energy Storage Technologies for High-Power Applications. *IEEE Transactions on Industry Applications*, 52(3):1953–1961, 2016.
- [41] P. Kurzweil und O. K. Dietlmeier. *Elektrochemische Speicher*. Springer, 2. Auflage, 2018.
- [42] D. Wang, J. Xiao, W. Xu, und J. Zhang. High Capacity Pouch-Type Li-air Batteries. *Journal of The Electrochemical Society*, 157(7):A760–A764, 2010.
- [43] A. Fotouhi, D. J. Auger, L. O’Neill, T. Cleaver, und S. Walus. Lithium-Sulfur Battery Technology Readiness and Applications – A Review. *Energies*, 10(12), 2017.
- [44] P. Tan, M. Liu, Z. Shao, und M. Ni. Recent Advances in Perovskite Oxides as Electrode Materials for Nonaqueous Lithium-Oxygen Batteries. *Advanced Energy Materials*, 7(13), 2017.
- [45] T. Vegge, J. M. Garcia-Lastra, und D. J. Siegel. Lithium-Oxygen Batteries: At a Crossroads? *Current Opinion in Electrochemistry*, 6(1):100–107, 2017.
- [46] D. Scholz. Flugzeugsysteme. In C. Rossow, K. Wolf, und P. Horst (Hrsg.), *Handbuch der Luftfahrzeugtechnik*, S. 701–806. Carl Hanser Verlag GmbH Co KG, 2014.
- [47] M. Hepperle. Electric Flight - Potential and Limitations. NATO R&T Veröffentlichung STO-MP-AVT-209, 2012.
- [48] S. Pischinger, P. Genender, S. Klopstein, und D. Hemkemeyer. Challenges in Thermal Management of Hybrid and Electric Vehicles. *ATZ Worldwide*, 116(4): 36–41, 2014.
- [49] T. Nam, D. Soban, und D. Mavris. A Generalized Aircraft Sizing Method and Application to Electric Aircraft. In *3rd International Energy Conversion Engineering Conference*, AIAA 2005-5574, 2005.

- [50] A. T. Isikveren, A. Seitz, P. C. Vratny, C. Pernet, K. O. Plötner, und M. Hornung. Conceptual Studies of Universally-Electric Systems Architectures Suitable for Transport Aircraft. In *61. Deutscher Luft-und Raumfahrt Kongress*, 2012.
- [51] C. Pernet, C. Gologan, P. C. Vratny, A. Seitz, O. Schmitz, A. T. Isikveren, und M. Hornung. Methodology for Sizing and Performance Assessment of Hybrid Energy Aircraft. *Journal of Aircraft*, 52(1):341–352, 2014.
- [52] C. E. Lents, L. W. Hardin, J. Rheume, und L. Kohlman. Parallel Hybrid Gas-Electric Geared Turbofan Engine Conceptual Design and Benefits Analysis. In *52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, AIAA 2016-4610, 2016.
- [53] M. Kreimeier und E. Stumpf. Benefit Evaluation of Hybrid Electric Propulsion Concepts for CS-23 Aircraft. *CEAS Aeronautical Journal*, 8(4):691–704, 2017.
- [54] J. Hoelzen, Y. Liu, B. Bensmann, C. Winnefeld, A. Elham, J. Friedrichs, und R. Hanke-Rauschenbach. Conceptual Design of Operation Strategies for Hybrid Electric Aircraft. *Energies*, 11(1, 217), 2018.
- [55] R. de Vries, M. Brown, und R. Vos. A Preliminary Sizing Method for Hybrid-Electric Aircraft Including Aero-Propulsive Interaction Effects. In *2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, AIAA 2018-4228, 2018.
- [56] R. Rings, J. Ludowicy, D. F. Finger, und C. Braun. Sizing Studies of Light Aircraft with Parallel Hybrid Propulsion Systems. In *67. Deutscher Luft-und Raumfahrtkongress*, 2018.
- [57] D. F. Finger, C. Braun, und C. Bil. An Initial Sizing Methodology for Hybrid-Electric Light Aircraft. In *2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, AIAA 2018-4229, 2018.
- [58] J. Zamboni, R. Vos, M. Emeneth, und A. Schneegans. A Method for the Conceptual Design of Hybrid Electric Aircraft. In *AIAA Scitech 2019 Forum*, AIAA 2019-1587, 2019.
- [59] M. Kreimeier. *Evaluation of On-Demand Air Mobility Concepts with Utilization of Electric Powered Small Aircraft*. Dissertation, RWTH Aachen, 2018.
- [60] C. A. Perullo, D. Trawick, W. Clifton, J. C. M. Tai, und D. N. Mavris. Development of a Suite of Hybrid Electric Propulsion Modeling Elements Using NPSS. In *Proceedings of the ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition*, GT2014-27047, 2014.
- [61] C. A. Perullo, D. R. Trawick, und D. N. Mavris. Assessment of Engine and Vehicle Performance Using Integrated Hybrid-Electric Propulsion Models. *Journal of Propulsion and Power*, 32(6):1305–1314, 2016.
- [62] M. K. Bradley und C. K. Droney. Subsonic Ultra Green Aircraft Research: Phase II – Volume II – Hybrid Electric Design Exploration. Forschungsbericht NASA/CR-2015-218704, NASA, 2015.

-
- [63] J. C. Gladin, D. Trawick, C. Perullo, J. C. Tai, und D. N. Mavris. Modeling and Design of a Partially Electric Distributed Aircraft Propulsion System with GT-HEAT. In *55th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, AIAA 2017-1924, 2017.
- [64] S. Sahoo, X. Zhao, K. G. Kyprianidis, und A. Kalfas. Performance Assessment of an Integrated Parallel Hybrid-Electric Propulsion System Aircraft. In *ASME Turbo Expo 2019: Turbomachinery Technical Conference and Exposition*, GT2019-91459, 2019.
- [65] P. C. Vratny. *Conceptual Design Methods of Electric Power Architectures for Hybrid Energy Aircraft*. Dissertation, Technische Universität München, München, 2019.
- [66] M. Filipenko, S. Biser, M. Boll, M. Corduan, M. Noe, und P. Rostek. Comparative Analysis and Optimization of Technical and Weight Parameters of Turbo-Electric Propulsion Systems. *Aerospace*, 7(8), 2020.
- [67] S. Biser, M. Filipenko, M. Boll, N. Kastner, G. Atanasov, M. Hepperle, D. Keller, D. Vechtel, und M. Noe. Design Space Exploration Study and Optimization of a Distributed Turbo-Electric Propulsion System for a Regional Passenger Aircraft. In *2020 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium (EATS)*, S. 1–27, 2020.
- [68] M. Boll, M. Corduan, S. Biser, M. Filipenko, Q. H. Pham, S. Schlachter, P. Rostek, und M. Noe. A Aolistic System Approach for Short Range Passenger Aircraft with Cryogenic Propulsion System. *Superconductor Science and Technology*, 33(4), 2020.
- [69] S. Biser, G. Wortmann, S. Ruppert, M. Filipenko, M. Noe, und M. Boll. Predesign Considerations for the DC Link Voltage Level of the CENTRELINE Fuselage Fan Drive Unit. *Aerospace*, 6(12), 2019.
- [70] F. G. Harmon, A. A. Frank, und J. Chattot. Conceptual Design and Simulation of a Small Hybrid-Electric Unmanned Aerial Vehicle. *Journal of aircraft*, 43(5): 1490–1498, 2006.
- [71] C. Friedrich und P. A. Robertson. Design of Hybrid-Electric Propulsion Systems for Light Aircraft. In *14th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, AIAA 2014-3008, 2014.
- [72] T. S. Dean, G. E. Wroblewski, und P. J. Ansell. Mission Analysis and Component-Level Sensitivity Study of Hybrid-Electric General-Aviation Propulsion Systems. In *2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting*, AIAA 2018-1749, 2018.
- [73] J. Ludowicy, R. Rings, D. F. Finger, und C. Braun. Sizing Studies of Light Aircraft with Serial Hybrid Propulsion Systems. In *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2018*, 480226, 2018.
- [74] J. Ludowicy, R. Rings, D. F. Finger, C. Braun, und C. Bil. Impact of Propulsion Technology Levels on the Sizing and Energy Consumption for Serial Hybrid-Electric General Aviation Aircraft. In *APISAT 2019: Asia-Pacific International Symposium*

- on *Aerospace Technology*, S. 1111–1113, 2019.
- [75] D. F. Finger, C. Braun, und C. Bil. Impact of Engine Failure Constraints on the Initial Sizing of hybrid-Electric GA Aircraft. In *AIAA Scitech 2019 Forum*, AIAA 2019-1812, 2019.
 - [76] R. Rings, J. Ludowicy, D. F. Finger, C. Braun, C. Bil, et al. Sensitivity Analysis of General Aviation Aircraft with Parallel Aybrid-Electric Propulsion Systems. In *2019 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (APISAT 2019)*, S. 1689–1676, 2019.
 - [77] D. F. Finger, C. Braun, und C. Bil. Comparative Assessment of Parallel-Hybrid-Electric Propulsion Systems for Four Different Aircraft. *Journal of Aircraft*, 57(5): 843–853, 2020.
 - [78] D. F. Finger, C. Braun, und C. Bil. Impact of Battery Performance on the Initial Sizing of Hybrid-Electric General Aviation Aircraft. *Journal of Aerospace Engineering*, 33(3), 2020.
 - [79] P. Strathoff, H. A. Savic, und E. Stumpf. Performance Comparison of Conventional, Hybrid-Electric, and All-Electric Powertrains for Small Aircraft. In *AIAA AVIATION 2020 FORUM*, AIAA 2020-3252, 2020.
 - [80] M. D. Moore. Misconceptions of Electric Aircraft and their Emerging Aviation Markets. In *52nd Aerospace Sciences Meeting*, AIAA 2014-0535, 2014.
 - [81] GasTurb GmbH. Gas Turbine Performance Software, 2020. URL <https://gasturb.com/>. Abgerufen am 19. August 2020.
 - [82] E. E. Larrabee. Practical Design of Minimum Induced Loss Propellers. *SAE Transactions*, 88(3):2053–2062, 1979.
 - [83] C. N. Adkins und R. H. Liebeck. Design of optimum propellers. *Journal of Propulsion and Power*, 10(5):676–682, 1994.
 - [84] A. Merkel. Implementierung und Validierung eines Vorauslegungswerkzeuges für elektrohybrid angetriebene Propeller. Abschlussarbeit, RWTH Aachen, 2016.
 - [85] Generalized Method for Propeller Performance Estimation. Bericht PBD 6101, Hamilton Standard, 1963.
 - [86] H. Wainauski, C. Rohrbach, und T. Wynosky. Prop-Fan Performance Terminology. Technischer Bericht SAE Technical Paper 871838, SAE, 1987.
 - [87] H. V. Borst. Summary of Propeller Design Procedures and Data. Volume 1. Aerodynamic Design and Installation. Technischer Bericht USAAMRDL Technical Report 73-34A, U.S. Army Air Mobility Research & Development, 1973.
 - [88] J. Roskam und C. E. Lan. *Airplane Aerodynamics and Performance*. Design, Analysis and Research Corporation, 1997.
 - [89] LTH Koordinierungsstelle. *Luftfahrttechnisches Handbuch*. 2006. URL <https://www.lth-online.de/>.

- [90] N. E. Anderson, S. H. Loewenthal, und J. D. Black. An Analytical Method to Predict Efficiency of Aircraft Gearboxes. In *AIAA/SAE/ASME Joint Propulsion Conference*, AIAA-84-1500, 1984.
- [91] C. Schlegel, A. Hösl, und S. Diel. Detailed Loss Modelling of Vehicle Gearboxes. In *Proceedings of the 7th International Modelica Conference*, S. 434–443, 2009.
- [92] G. V. Brown, A. F. Kascak, B. Ebihara, D. Johnson, B. Choi, M. Siebert, und C. Buccieri. NASA Glenn Research Center Program in High Power Density Motors for Aeropropulsion. Technischer Bericht NASA/TM—2005-213800, NASA, 2005.
- [93] A. Balazs. *Optimierte Auslegung von ottomotorischen Hybridantriebssträngen unter realen Fahrbedingungen*. Dissertation, RWTH Aachen, 2015.
- [94] J. Seibel. *Optimierte Auslegung von Ottomotoren in Hybrid-Antriebssträngen*. Dissertation, RWTH Aachen, 2008.
- [95] G. Rizzoni, L. Guzzella, und B. M. Baumann. Unified Modeling of Hybrid Electric Vehicle Drivetrains. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 4(3):246–257, 1999.
- [96] L. Guzzella und A. Sciarretta. *Vehicle Propulsion Systems*. Springer, 3. Auflage, 2013.
- [97] BRP-Rotax GmbH & Co. KG. *Installation Manual for Rotax Engine Type 912 i Series*, Edition 1, 2012.
- [98] BRP-Rotax GmbH & Co. KG. *Operators Manual for Rotax Engine Type 912 i Series*, Edition 1, 2012.
- [99] G. Müller, K. Vogt, und B. Ponick. *Berechnung elektrischer Maschinen*. John Wiley & Sons, 6. Auflage, 2008.
- [100] A. Binder. Praxisorientierte Projektierung elektrischer Antriebe. Vorlesungsmanskript, Technische Universität Darmstadt, 2016.
- [101] SciMo - Elektrische Hochleistungsantriebe GmbH. Elektrische Hochleistungsantriebe. URL <https://sci-mo.de/motoren/>. Motorname: Sy43, abgerufen am 11. Juni 2020.
- [102] A. Wintrich, U. Nicolai, W. Tursky, und T. Reimann. *Application Manual Power Semiconductors*. ISLE Verlag, 2015.
- [103] J. Reimers, L. Dorn-Gomba, C. Mak, und A. Emadi. Automotive Traction Inverters: Current Status and Future Trends. *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, 68(4):3337–3350, 2019.
- [104] Semikron International GmbH. SemiSel V5. URL <https://semisel.semikron.com/#/home>. Abgerufen am 17. August 2020.
- [105] G. Dvorský. HBC - SERIES V7 300400-3, 400400-3. Betriebsanleitung, MGM Compro, 2020.

- [106] A. H. Wienhausen. *High Integration of Power Electronic Converters Enabled by 3D Printing*. Dissertation, RWTH Aachen, 2019.
- [107] J. E. Rucker. *Design and Analysis of a Permanent Magnet Generator for Naval Applications*. Dissertation, Massachusetts Institute of Technology, 2005.
- [108] B. Hauke. Basic Calculation of a Boost Converter’s Power Stage. Application Report SLVA372C, Texas Instruments, 2014.
- [109] B. Hauke. Basic Calculation of a Buck Converter’s Power Stage. Application Report SLVA477B, Texas Instruments, 2015.
- [110] J. Ejury. Buck Converter Design. Design Note DN 2013-01, Infineon Technologies North America, 2013.
- [111] Switching Regulator IC Series - Efficiency of Buck Converter. Application Note AEK59-D1-0364-0, ROHM Co., Ltd., 2016.
- [112] D. Schelle und J. Castorena. Buck-converter design demystified. *Power Electronics Technology*, 32(6):46–53, 2006.
- [113] Fraunhofer Institute for Integrated Systems and Device Technology. *Bidirectional 245 kW Power Train DC-DC Converter*, 2014. Datenblatt.
- [114] F. C. Cheng. Insulation Thickness Determination of Polymeric Power Cables. *IEEE transactions on dielectrics and electrical insulation*, 1(4):624–629, 1994.
- [115] S. Stückl. *Methods for the Design and Evaluation of Future Aircraft Concepts Utilizing Electric Propulsion Systems*. Dissertation, Technische Universität München, 2016.
- [116] J. Jaguemont, L. Boulon, und Y. Dubé. A Comprehensive Review of Lithium-Ion Batteries Used in Hybrid and Electric Vehicles at Cold Temperatures. *Applied Energy*, 164:99–114, 2016.
- [117] J. Meng, G. Luo, M. Ricco, M. Swierczynski, D. Stroe, und R. Teodorescu. Overview of Lithium-Ion Battery Modeling Methods for State-of-Charge Estimation in Electrical Vehicles. *Applied Sciences*, 8(5), 2018.
- [118] M. Chen und G. A. Rincon-Mora. Accurate Electrical Battery Model Capable of Predicting Runtime and I-V Performance. *IEEE Transactions on Energy Conversion*, 21(2):504–511, 2006.
- [119] M. Doyle, T. F. Fuller, und J. Newman. Modeling of Galvanostatic Charge and Discharge of the Lithium/Polymer/Insertion Cell. *Journal of the Electrochemical society*, 140(6):1526–1533, 1993.
- [120] L. H. Saw, Y. Ye, und A. A. O. Tay. Electrochemical–thermal Analysis of 18650 Lithium Iron Phosphate Cell. *Energy Conversion and Management*, 75:162–174, 2013.
- [121] A. Samba, N. Omar, H. Gualous, O. Capron, P. Van den Bossche, und J. Van Mierlo. Impact of Tab Location on Large Format Lithium-Ion Pouch Cell Based on Fully

- Coupled Tree-Dimensional Electrochemical-Thermal Modeling. *Electrochimica Acta*, 147:319–329, 2014.
- [122] J. Nordmann. Batterietechnologie für Flugantriebe - Methoden und Umsetzung in der Praxis. In *Ausgewählte Kapitel der Energieanlagen und Flugantriebe*. RWTH Aachen, 2019. Vorlesungsreihe.
- [123] J. Christensen, P. Albertus, R. S. Sanchez-Carrera, T. Lohmann, B. Kozinsky, R. Liedtke, J. Ahmed, und A. Kojic. A Critical Review of Li/Air Batteries. *Journal of the Electrochemical Society*, 159(2):R1–R30, 2012.
- [124] A. Elkamel, M. Mathew, M. Fowler, und R. Fatoni. Optimization of a Battery Pack in Plug-In Hybrid Electric Vehicles. In *Proceedings of the 2016 International Conference on Industrial Engineering and Operations Management*, 2016.
- [125] H. Löbberding, S. Wessel, C. Offermanns, M. Kehrler, J. Rother, H. Heimes, und A. Kampker. From Cell to Battery System in BEVs: Analysis of System Packing Efficiency and Cell Types. *World Electric Vehicle Journal*, 11(4), 2020.
- [126] Y. Chang und C. Wang. A Generalized Heat Transfer Correlation for Louver Fin Geometry. *International Journal of heat and mass transfer*, 40(3):533–544, 1997.
- [127] Y. Chang, K. Hsu, Y. Lin, und C. Wang. A Generalized Friction Correlation for Louver Fin Geometry. *International journal of heat and mass transfer*, 43(12): 2237–2243, 2000.
- [128] J. E. Hesselgreaves, R. Law, und D. Reay. *Compact Heat Exchangers*. Butterworth-Heinemann, 2. Auflage, 2016.
- [129] S. Hu. *Heat Transfer and Pressure Drop of Liquid-Cooled Offset Fin Heat Exchangers*. Dissertation, University of Maryland, 1993.
- [130] W. J. Garimella, M. Dowling, J. D. Van Der Veen, und S. Killion. The Effect of Simultaneously Developing Flow on Heat Transfer in Rectangular Tubes. *Heat Transfer Engineering*, 22(6):12–25, 2001.
- [131] S. E. Haaland. Simple and Explicit Formulas for the Friction Factor in Turbulent Pipe Flow. *Journal of Fluids Engineering*, 105(1):89–90, 1983.
- [132] Setrab. ProLine STD Oil Cooler. URL <http://www.setrab.com/products/proline/products/std-oil-cooler/>. Abgerufen am 06. Juni 2021.
- [133] Setrab. *Setrab STD Oil Coolers - Reliable and Durable Performance*, 2021. Datenblatt.
- [134] W. Kast und H. Nirschl. Druckverlust in durchströmten Rohren. In VDI-Gesellschaft Verfahrenstechnik und Chemieingenieurwesen (Hrsg.), *VDI-Wärmeatlas*, S. 1223–1228. Springer, 11. Auflage, 2013.
- [135] J. Köhler und P. Jeschke. Conceptual Design and Comparison of Hybrid Electric Propulsion Systems for Small Aircraft. *CEAS Aeronautical Journal*, 12:907–922, 2021.

- [136] BRP-Rotax GmbH & Co. KG. *Operators Manual for Rotax Engine Type 915 i A Series*, Edition 0, 2017.
- [137] Semikron International GmbH. *SEMiX201GD066HDs*, Rev. 0, 2010. Datenblatt.
- [138] I. Cotton, R. Gardner, D. Schweickart, D. Grosean, und C. Severns. Design Considerations for Higher Electrical Power System Voltages in Aerospace Vehicles. In *2016 IEEE International Power Modulator and High Voltage Conference (IPM-HVC)*, S. 57–61, 2016.
- [139] T. S. Bryden, B. Dimitrov, G. Hilton, C. P. de León, P. Bugryniec, S. Brown, D. Cumming, und A. Cruden. Methodology to Determine the Heat Capacity of Lithium-Ion Cells. *Journal of Power Sources*, 395:369–378, 2018.
- [140] G. Pellegrino, A. Vagati, B. Boazzo, und P. Guglielmi. Comparison of Induction and PM Synchronous Motor Drives for EV Application Including Design Examples. *IEEE Transactions on industry applications*, 48(6):2322–2332, 2012.
- [141] GasTurb GmbH. GasTurb Details Software, 2020. URL <https://gasturb.com/>. Abgerufen am 19. August 2020.
- [142] Reflo-Tec AG. *Multi-Oil Öl- und Treibstoffschlauch, Art. Nr. 1016*, 2021. Datenblatt.
- [143] Reflo-Tec AG. *Kühlwasserschlauch, Art. Nr. 1004*, 2021. Datenblatt.
- [144] A. Carriero, M. Locatelli, K. Ramakrishnan, G. Mastinu, und M. Gobbi. A Review of the State of the Art of Electric Traction Motors Cooling Techniques. Technischer Bericht SAE Technical Paper 2018-01-0057, SAE, 2018.
- [145] H. D. Kim, A. T. Perry, und P. J. Ansell. A Review of Distributed Electric Propulsion Concepts for Air Vehicle Technology. In *2018 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium*, S. 1–21, 2018.

A. Kennfeldhilfskoordinaten und Interpolation

Um das Betriebsverhalten von Propeller, Batterie, Hubkolbenmotor, Elektromotor und Generator abzubilden, werden Kennfelder verwendet. Diese werden in ein normalisiertes Hilfskoordinatensystem transformiert, wie in Abb. A.1 dargestellt. Auf diese Weise gelten unabhängig von der Kennfeldform und Skalierung immer die gleichen Betriebsgrenzen und eine Anpassung von Iterationsgrenzen ist nicht notwendig. Zudem kann so eine Kennfeldextrapolation verhindert werden, die zu unrealistischen Ergebnissen führen kann.

Da die Werte in den Kennfeldern jeweils nur an einzelnen Datenpunkten verfügbar sind, wird für das Auslesen der Kennfelder eine quadratische Interpolation durchgeführt.

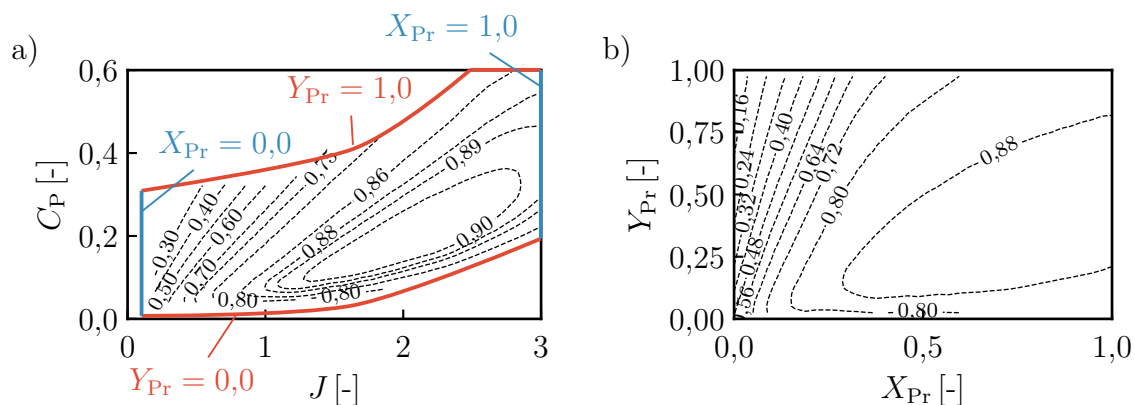


Abbildung A.1.: a) Propellerkennfeld, b) transformiertes Propellerkennfeld im Hilfskoordinatensystem.

B. Eingabeparameter

Alle für die Verifikation/Validierung der Modelle in Kap. 4, für die Analytische Vorbetrachtung in Kap. 5 und für die Antriebsentwürfe in Kap. 6 verwendeten Eingabeparameter sind im folgenden tabellarisch aufgelistet. In den jeweiligen Kapiteln sind entsprechende Verweise angebracht.

B.1. Eingabedatensätze zu Verifikations- und Validierungsrechnungen

Tabelle B.1.: Verwendeter Eingabedatensatz zur Verifikation der Auslegungsrechnung einer elektrischen Maschine anhand von Daten aus [16].

Größe	Wert
Drehmoment M_{EM}	162,5 N m
Drehzahl N_{EM}	55,0 1/s
Wirkungsgrad η_{EM}	0,96
Luftspaltflussdichte $\hat{B}_\delta$ ¹	0,92 T
Strombelag $A_{\text{I,eff}}$ ¹	38,0 A/mm
Leistungsfaktor $\cos(\varphi)$	0,82
Länge-Durchmesser Verhältnis $\lambda_{\text{l/D}}$	1,2
max. Jochinduktion $B_{\text{J,max}}$ ¹	1,7 T
max. Zahninduktion $B_{\text{Z,max}}$ ¹	1,7 T
max. Stromdichte S	7,0 A/mm ²
Polpaarzahl p	5,0
Wicklungen n_{w}	30,0
Wicklungsfaktor k_{w}	0,95
Nutfüllfaktor k_{N}	0,33

¹ aus gegebenen Daten umgerechnet

Tabelle B.2.: Verwendeter Eingabedatensatz zur Kalibrierung der mittleren Elektromotordichte.

Größe	Wert
Drehmoment M_{EM}	80,0 N m
Drehzahl N_{EM}	198,0 1/s
Wirkungsgrad η	0,96
Wirkfactor $\cos(\varphi)$	0,82
max. Luftspaltflussdichte $\hat{B}_{\delta}$	0,92 T
eff. Strombelag $A_{\text{I,eff}}$	160,0 A/mm
max. Stromdichte S	8,0 A/mm ²
Spannungsverhältnis $U_{\text{s}}/U_{\text{h}}$	1,0
Wicklungsfaktor k_{w}	0,94
Eisenfüllfaktor k_{Fe}	1,0
Nutfüllfaktor k_{N}	0,7
max. Flussdichte Joch $B_{\text{J,max}}$	1,4 T
max. Flussdichte Zahn $B_{\text{Z,max}}$	1,4 T
Verhältnis von Länge und Durchmesser $\lambda_{\text{l/D}}$	1,25
Längenfaktor k_{l}	1,1
Durchmesserfaktor k_{D}	1,1
mittlere Dichte	2485,0 kg/m ³

Tabelle B.3.: Verwendeter Eingabedatensatz zur Verifikation des Wechselrichterverlustmodells.

Größe	Wert
Transistor Schwellenspannung $U_{F,Tr}$	0,9 V
Transistor Widerstand R_{Tr}	2,4 m Ω
Transistor Referenzstrom $I_{Ref,Tr}$	450,0 A
Transistor Referenzspannung $U_{Ref,Tr}$	600,0 V
Transistor Spannungsexponent $k_{U,Tr}$	1,3
Transistor Schaltverluste $E_{S,Ref,Tr}$	0,1 J
Dioden Schwellenspannung $U_{F,D}$	0,8 V
Dioden Widerstand R_D	1,8 m Ω
Dioden Referenzstrom $I_{Ref,D}$	450,0 A
Dioden Referenzspannung $U_{Ref,D}$	600,0 V
Dioden Spannungsexponent $k_{U,D}$	0,6
Dioden Stromexponent $k_{I,D}$	0,6
Modulationsgrad m	0,8
Strangspannung U_s	170,0 V
Phasenwinkel φ	36,87°
Schaltfrequenz f_s	12 000,0 Hz

Tabelle B.4.: Verwendeter Eingabedatensatz zur Verifikation des Gleichspannungswandlerverlustmodells.

Größe	Wert
Spannungsunterschied $\Delta U_{\text{aus-ein}}$	150,0 V
Schaltfrequenz f_S	5000,0 Hz
Stromwelligkeit $\gamma_{I,\text{aus}}$	0,3
Spannungswelligkeit Eingang $\gamma_{U,\text{ein}}$	0,3
Spannungswelligkeit Ausgang $\gamma_{U,\text{aus}}$	0,3
Transistor Schwellenspannung $U_{F,\text{Tr}}$	0,7 V
Transistor Widerstand R_{Tr}	5,0 m Ω
Transistor Referenzstrom $I_{\text{Ref,Tr}}$	300,0 A
Transistor Referenzspannung $U_{\text{Ref,Tr}}$	600,0 V
Transistor Spannungsexponent $k_{U,\text{Tr}}$	1,6
Transistor Schaltverluste $E_{S,\text{Ref,Tr}}$	74,0 mJ
Dioden Schwellenspannung $U_{F,D}$	0,9 V
Dioden Widerstand R_D	3,9 m Ω
Dioden Referenzstrom $I_{\text{Ref,D}}$	300,0 A
Dioden Referenzspannung $U_{\text{Ref,D}}$	600,0 V
Dioden Spannungsexponent $k_{U,D}$	1,4
Dioden Stromexponent $k_{I,D}$	0,8
Dioden Schaltverluste $E_{S,\text{Ref,D}}$	19,0 mJ
Äqu. Gleichstromwiderstand Induktivität R_{ESR}	2,0 m Ω
Äqu. Gleichstromwiderstand Kondensator (Eingang) $R_{\text{DCR,ein}}$	2,0 m Ω
Äqu. Gleichstromwiderstand Kondensator (Ausgang) $R_{\text{DCR,aus}}$	2,0 m Ω
Eingangsspannung U	600,0 V

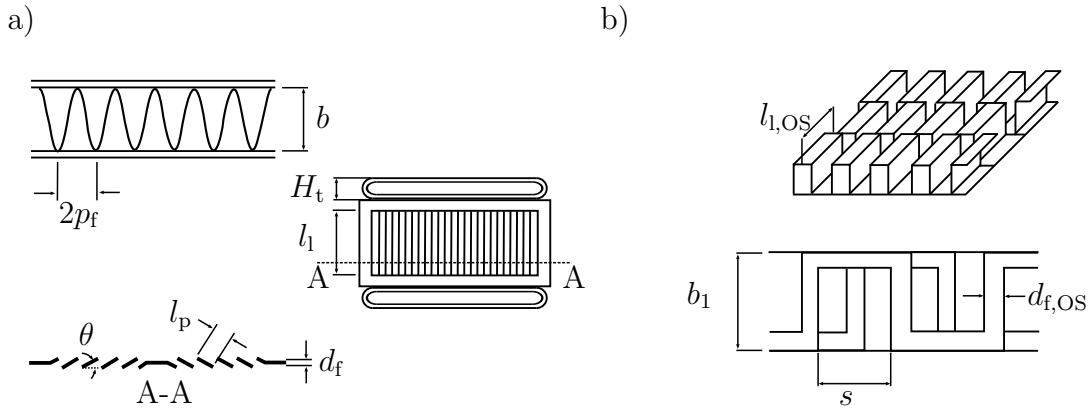


Abbildung B.1.: Verwendete Geometrieparameter für Wärmetauscher mit a) Jalousienschnittlamellen und b) Offset Strip Fins in Anlehnung an [15].

Tabelle B.5.: Verwendeter Eingabedatensatz zur Verifikation der Auslegungsrechnung eines Wärmetauschers mit Jalousienschnittlamellen und Flachrohren (Betriebsmedium: Wasser-Glykol, Geometriedefinition aus Abb. B.1).

Größe	Wert	
therm. Leitfähigkeit des Wandmaterials k_w	237,0	W/(m K)
Höhe der Flachrohre H_t	2,0	mm
Rohrabstand b	8,0	mm
Abstand zwischen Lamellen p_f	1,1	mm
Dicke der Lamellen d_f	0,1	mm
Wanddicke der Rohre d_w	0,2	mm
Jalousienwinkel θ	15,0	°
Verhältnis von Schnittlamellenlänge zu Rohrabstand l_1/b	0,8	
Länge einer Schnittlamelle l_p	1,75	mm
äqu. Sandkornrauhigkeit der Rohrinneenseite k_s	15,0	µm
Temperatur Luft T_{Kl}	313,15	K
spez. Wärmekapazität Luft $c_{p,Kl}$	1006,0	J/(kg K)
dyn. Viskosität Luft μ_{Kl}	19,1	µPa s
Dichte Luft ρ_{Kl}	1,127	kg/m³
therm. Leitfähigkeit Luft k_{Kl}	26,3	mW/(m K)
Temperatur Kühlmittel T_{Km}	393,15	V
spez. Wärmekapazität Kühlmittel $c_{p,Km}$	3541,8	J/(kg K)
dyn. Viskosität Kühlmittel μ_{Km}	0,76	mPa s
Dichte Kühlmittel ρ_{Km}	972,8	kg/m³
therm. Leitfähigkeit Kühlmittel k_{Km}	477,0	mW/(m K)

Tabelle B.6.: Verwendeter Eingabedatensatz zur Verifikation der Auslegungsrechnung eines Wärmetauschers mit Jalousienschnittlamellen und Offset Strip Fins in den Flachrohren (Betriebsmedium: Öl, Geometriedefinition aus Abb. B.1).

Größe	Wert
Offset Strip Fin Lamellenabstand s	1,0 mm
Rohrinnenhöhe b_1	2,4 mm
Offset Strip Fin Lamellendicke $d_{f,OS}$	0,15 mm
Offset Strip Fin Lamellenlänge $l_{1,OS}$	3,2 mm
Rohrabstand b	6,0 mm
Abstand zwischen Lamellen p_f	1,55 mm
Dicke der Lamellen d_f	0,15 mm
Wanddicke der Rohre d_w	0,3 mm
Jalousienwinkel θ	15,0 °
Verhältnis von Schnittlamellenlänge zu Rohrabstand l_1/b	0,8
Länge einer Schnittlamelle l_p	1,75 mm
Temperatur Luft T_{Kl}	298,15 K
spez. Wärmekapazität Luft $c_{p,Kl}$	1005,0 J/(kg K)
dyn. Viskosität Luft μ_{Kl}	18,4 $\mu\text{Pa s}$
Dichte Luft ρ_{Kl}	1,184 kg/m ³
therm. Leitfähigkeit Luft k_{Kl}	26,3 mW/(m K)
Temperatur Kühlmittel T_{Km}	383,15 V
spez. Wärmekapazität Kühlmittel $c_{p,Km}$	2263,7 J/(kg K)
dyn. Viskosität Kühlmittel μ_{Km}	13,3 mPa s
Dichte Kühlmittel ρ_{Km}	834,3 kg/m ³
therm. Leitfähigkeit Kühlmittel k_{Km}	136,0 mW/(m K)

B.2. Weitere Eingabeparameter zu Kap. 5

Tabelle B.7.: Weitere verwendete Eingaben zu Berechnungen in Abb. 5.1 und Abb. 5.2.

Größe	Wert
Wirkungsgrad elektrischer Maschinen	0,97
Wirkungsgrad Hubkolbenmotor	0,3
Wirkungsgrad Leistungselektronik	0,98
Wirkungsgrad Propeller (Reiseflug)	0,85
Wirkungsgrad Propeller (Start)	0,5
Wirkungsgrad Getriebe	0,98
grav. Leistungsdichte elektrischer Maschinen	5,0 kW/kg
grav. Leistungsdichte Hubkolbenmotor	0,94 kW/kg
grav. Leistungsdichte Leistungselektronik	15,0 kW/kg
grav. Leistungsdichte Boost Batterie	1,0 kW/kg
grav. Leistungsdichte/Länge Kabel	60,0 kW m/kg
grav. Leistungsdichte	2,0 kW/kg
Energiedichte Kohlenwasserstoff	43,0 MJ/kg
Energiedichte Batterie	200,0 Wh/kg
Sturkturmassenanteil $m_{\text{Struktur}}/m_{\text{MTOM}}$	0,5
Nutzlast	200,0 kg
Reisefluggeschwindigkeit	72,22 m/s
Startgeschwindigkeit	20,0 m/s
Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand bei Reiseflug	30,0
Luftdichte	1,2 kg/m ³
Kabellänge	5,0 m
Propellerdurchmesser	1,65 m
Propellerblattanzahl	3,0

B.3. Weitere Eingabeparameter zu Kap. 6

Tabelle B.8.: Weitere verwendete Eingaben zur Berechnung des Entwurfsdiagramms.

Größe	Wert
Oswald Faktor	0,9
Streckung	31,33
min. Widerstandsbeiwert	0,01
min. Auftriebsbeiwert	0,1

Tabelle B.9.: Weitere verwendete Eingaben zur Berechnung des Getriebes.

Größe	Wert
Getriebe Wirkungsgrad η_{Gtr}	0,98

Tabelle B.10.: Weitere verwendete Eingaben zur Berechnung des Hubkolbenmotors.

Größe	Wert
Zylinderzahl n_z	2-4
Unterer Heizwert H_u	41,0 MJ/kg
grav. Leistungsdichte $p_{\text{g, HM}}$	1,0 kW/kg
vol. Leistungsdichte	368,0 kW/m ³
Massefaktor k_m	1,06
Wärmeverhältnis $P_{\text{V, sonst}}/\dot{Q}_{\text{Wasser}}$	4,17
Wärmeverhältnis $P_{\text{Öl}}/\dot{Q}_{\text{Wasser}}$	0,33

Tabelle B.11.: Weitere verwendete Eingaben zur Berechnung des Wechselrichters.

Größe	Wert
Frequenzfaktor k_f	15,0
Sicherheitsfaktor k_{SF}	1,5
Massefaktor k_m	5,56
max. Modulstrom $I_{Mod,max}$	200,0 A
max. Modulspannung $U_{Mod,max}$	600,0 V
Modulmasse m_{Mod}	58,33 g
vol. Leistungsdichte	15,0 kW/dm ³
Wärmeleitwiderstand R_{th}	0,28 K/W
Transistor Schwellenspannung $U_{F,Tr}$	0,85 V
Transistor Widerstand R_{Tr}	4,3 mΩ
Transistor Referenzstrom $I_{Ref,Tr}$	200,0 A
Transistor Referenzspannung $U_{Ref,Tr}$	300,0 V
Transistor Spannungsexponent $k_{U,Tr}$	1,3
Transistor Schaltverluste $E_{S,Ref,Tr}$	0,01 J
Dioden Schwellenspannung $U_{F,D}$	0,85 V
Dioden Widerstand R_D	2,8 mΩ
Dioden Referenzstrom $I_{Ref,D}$	200,0 A
Dioden Referenzspannung $U_{Ref,D}$	300,0 V
Dioden Spannungsexponent $k_{U,D}$	0,6
Dioden Stromexponent $k_{I,D}$	0,6

Tabelle B.12.: Weitere verwendete Eingaben zur Berechnung des Elektromotors und Generators.

Größe	Wert
Wirkungsgrad η	0,96
Wirkfactor $\cos(\varphi)$	0,82
max. Luftspaltflussdichte $\hat{B}_\delta$	0,92 T
eff. Strombelag $A_{I,\text{eff}}$	160,0 A/mm
max. Stromdichte S	7,0 A/mm ²
Spannungsverhältnis U_s/U_h	1,0
Wicklungsfaktor k_w	0,94
Eisenfüllfaktor k_{Fe}	1,0
Nutfüllfaktor k_N	0,33
max. Flussdichte Joch $B_{J,\text{max}}$	1,4 T
max. Flussdichte Zahn $B_{Z,\text{max}}$	1,4 T
Verhältnis von Länge und Durchmesser $\lambda_{l/D}$	1,19
Längenfaktor k_l	1,1
Durchmesserfaktor k_D	1,1
mittlere Dichte	2485,0 kg/m ³

Tabelle B.13.: Weitere verwendete Eingaben zur Berechnung des Gleichstromkabels.

Größe	Wert
max. Stromdichte S_{Ka}	3,0 A/mm ²
spez. Widerstand φ_L	16,8 Ω mm/km
Dichte Leitermaterial ρ_L	8890,0 kg/m ³
Dichte Isolationsmaterial ρ_{Iso}	1350,0 kg/m ³
Dichte Schutzhülle ρ_{Sch}	1350,0 kg/m ³

Tabelle B.14.: Weitere verwendete Eingaben zur Berechnung des Gleichspannungswandlers.

Größe	Wert	
Stromwelligkeit $\gamma_{I,\text{aus}}$	0,3	
Spannungswelligkeit Eingang $\gamma_{U,\text{ein}}$	0,3	
Spannungswelligkeit Ausgang $\gamma_{U,\text{aus}}$	0,3	
max. Halbleiterstrom $I_{\text{HL,max}}$	400,0	A
max. Halbleiterspannung $U_{\text{HL,max}}$	1200,0	V
Masse Transistor m_{Tr}	44,0	g
Masse Diode m_{D}	44,0	g
Transistor Schwellenspannung $U_{\text{F,Tr}}$	0,0	V
Transistor Widerstand R_{Tr}	7,6	m Ω
Transistor Referenzstrom $I_{\text{Ref,Tr}}$	400,0	A
Transistor Referenzspannung $U_{\text{Ref,Tr}}$	600,0	V
Transistor Spannungsexponent $k_{\text{U,Tr}}$	1,3	
Transistor Schaltverluste $E_{\text{S,Ref,Tr}}$	9,2	mJ
Dioden Schwellenspannung $U_{\text{F,D}}$	2,0	V
Dioden Widerstand R_{D}	5,0	m Ω
Dioden Referenzstrom $I_{\text{Ref,D}}$	400,0	A
Dioden Referenzspannung $U_{\text{Ref,D}}$	600,0	V
Dioden Spannungsexponent $k_{\text{U,D}}$	0,6	
Dioden Stromexponent $k_{\text{I,D}}$	0,6	
Dioden Schaltverluste $E_{\text{S,Ref,D}}$	10,0	mJ
Äqu. Gleichstromwiderstand Induktivität R_{ESR}	2,0	m Ω
Äqu. Gleichstromwiderstand Kondensator (Eingang) $R_{\text{DCR,ein}}$	2,0	m Ω
Äqu. Gleichstromwiderstand Kondensator (Ausgang) $R_{\text{DCR,aus}}$	2,0	m Ω
Sicherheitsfaktor Strom $k_{\text{SF,I}}$	12,5	
Sicherheitsfaktor Spannung $k_{\text{SF,U}}$	1,5	
Energiedichte Kondensator e_{C}	10,0	J/kg
Energiedichte Induktivität e_{L}	0,33	J/kg
Wärmeleitwiderstand R_{th}	0,15	K/W
vol. Leistungsdichte	25,0	kW/dm ³
Massefaktor k_{m}	1,3	

Tabelle B.15.: Weitere verwendete Eingaben zur Berechnung der Batterie im parallelen und seriellen Hybridantrieb (entnommen aus [9]).

Größe	Wert
Entladeziel SoC_{Ziel}	0,2
Nennkapazität der Zelle $C_{\text{Z,Nenn}}$	3,6 A h
Entladeschlussspannung $U_{\text{Z,CO}}$	2,7 V
Zellmasse m_{Z}	101,0 g
Zellvolumen V_{Z}	0,05 dm ³
spez. Wärmekapazität $c_{\text{p,Z}}$	1000,0 J/(kg K)
Massefaktor k_{m}	1,25
Volumenfaktor k_{m}	1,5

Tabelle B.16.: Weitere verwendete Eingaben zur Berechnung der Batterie im elektrischen Antrieb (entnommen aus [14]).

Größe	Wert
Entladeziel SoC_{Ziel}	0,2
Nennkapazität der Zelle $C_{\text{Z,Nenn}}$	3,35 A h
Entladeschlussspannung $U_{\text{Z,CO}}$	2,5 V
Zellmasse m_{Z}	47,5 g
Zellvolumen V_{Z}	0,017 dm ³
spez. Wärmekapazität $c_{\text{p,Z}}$	1000,0 J/(kg K)
Massefaktor k_{m}	1,25
Volumenfaktor k_{m}	1,5

Lebenslauf

Persönliche Daten

Name	Jo Alexander Köhler
Geburtsdatum	29. Dezember 1988
Geburtsort	Witzenhausen
Familienstand	ledig

Schulische Ausbildung und Zivildienst

08/1999 – 07/2008	Friedrich-Dessauer-Gymnasium, Aschaffenburg
09/2008 – 05/2009	Zivildienst Arbeiterwohlfahrt, Bernhard-Junker Haus, Aschaffenburg

Universitäre Ausbildung

10/2009 – 04/2013	Maschinenbau, B.Sc. Karlsruher Institut für Technologie (KIT) Schwerpunkt: Dimensionierung und Validierung mechanischer Konstruktionen
10/2011 – 02/2012	Ingeniería Mecánica Universidad del País Vasco Spanien Auslandsaufenthalt
04/2013 – 09/2015	Maschinenbau, M.Sc. Karlsruher Institut für Technologie (KIT) Vertiefung: Theoretischer Maschinenbau Schwerpunkte: Strömungsmechanik, thermische Turbomaschinen

Beruflicher Werdegang

seit 02/2016	Wissenschaftlicher Mitarbeiter Institut für Strahlantriebe und Turbomaschinen, RWTH Aachen University Leitung: Univ.-Prof. Dr.-Ing. Peter Jeschke
seit 01/2018	System/Performance Engineer GasTurb GmbH, Aachen