Forschungsbericht 2026-06

Bewertung verteilter Propellerantriebe am Flügel aus der Perspektive des Gesamtflugzeugentwurfs

Michael Iwanizki

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Braunschweig

DLR Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt

Forschungsbericht 2026-06

Bewertung verteilter Propellerantriebe am Flügel aus der Perspektive des Gesamtflugzeugentwurfs

Michael Iwanizki

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Braunschweig

178 Seiten
120 Bilder
24 Tabellen
115 Literaturstellen

Deutsches Zentrum
DLR für Luft- und Raumfahrt

Herausgeber:

Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt e. V.
Wissenschaftliche Information
Linder Höhe
D-51147 Köln

ISSN 1434-8454
ISRN DLR-FB-2026-06
Erscheinungsjahr 2026
DOI: 10.57676/abty-2s20

Erklärung des Herausgebers
Dieses Werk – ausgenommen anderweitig gekennzeichneter Teile – ist lizensiert unter den Bedingungen der Creative Commons Lizenz vom Typ Namensnennung-Nicht kommerziell-Keine Bearbeitungen 4.0 International
(CC BY-NC-ND 4.0), abrufbar über https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/legalcode

Lizenz
Creative Commons Attribution 4.0 International

Flugzeugvorentwurf, verteilte Antriebe, turbo-elektrische Antriebe, Propeller, Regionalflugzeuge, Kurz- und Mittelstreckenflugzeuge

Michael IWANIZKI
DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Braunschweig

Bewertung verteilter Propellerantriebe am Flügel aus der Perspektive des Gesamtflugzeugentwurfs

Dissertation, Technische Universität Braunschweig

Der gesellschaftliche Wunsch nach erschwinglicher und nachhaltiger Mobilität begründet die Forschung zur Effizienzsteigerung und Umweltverträglichkeit von Luftfahrzeugen. Ein aktueller Baustein dieser Forschung sind verteilte elektrische Antriebe, durch welche vorteilhafte Interaktionen zwischen dem Antriebssystem und der Flugzeugzelle ermöglicht werden. Es existieren verschiedene Konzepte von verteilten Antrieben, wobei die bisherigen Forschungsergebnisse teilweise widersprüchliche Aussagen zu ihren Potentialen liefern. Ein vielversprechendes Konzept mit verteilten Propellern entlang der Flügelvorderkante wird im Rahmen dieser Arbeit aus der Perspektive des Gesamtflugzeugentwurfs für verschiedene Missionsszenarien untersucht.

Zu diesem Zweck wird ein integrierter Prozess aufgebaut, welcher automatisiert den Vorentwurf von Konfigurationen mit verteilten Propellern sowie die Durchführung von Parameterstudien ermöglicht. Die maßgeblichen aerodynamische Interaktionen zwischen den Propellern und der Tragfläche werden durch physikalische Modelle während eines Entwurfs unmittelbar berücksichtigt. Zur Realisierung von verteilten Antrieben werden turbo- elektrische Antriebsstränge eingesetzt. Als Referenzkonfigurationen dienen Turboprops mit einem vergleichbaren Technologieszenario. Im Verlauf der Arbeit wird der Entwurfsprozess einer Validierung unterzogen. In monodisziplinären Studien werden die wesentlichen aerodynamischen Effekte von verteilten Antrieben diskutiert. In multidisziplinären Studien werden die Einflüsse der Auslegungsparameter wie Propelleranzahl, Flächenbelastung und Leistungs-Gewichtsverhältnis unter Berücksichtigung von Schneeballeffekten quantifiziert. Anschließend werden Entwurfsraumuntersuchungen durch die simultane Variation der genannten Parameter durchgeführt. Hierbei werden die Regionalflugzeuge und die Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen in separaten Studien betrachtet. Die resultierenden Entwürfe werden hinsichtlich der Erfüllung der Missions- und Zulassungsanforderungen überprüft und die treibstoffeffizientesten Konfigurationen für die jeweilige Propelleranzahl werden verwendet, um die Effekte der Antriebsverteilung auf Gesamtflugzeugebene zu diskutieren. Anschließend werden die Ergebnisse beider Missionsszenarien zueinander in Beziehung gesetzt, um missionsübergreifende Aussagen zu tätigen.

Die Ergebnisse dieser Arbeit bestätigen die Vorteile von sinnvoll ausgelegten verteilten Antrieben hinsichtlich des Treibstoffbedarfs im Bereich von bis zu 13% bei einem Vergleich zu zweimotorigen turbo- elektrischen Konfigurationen. Ausschlaggebend dafür sind eine vergrößerte Propellerfläche, eine reduzierte Flügelfläche sowie in Konsequenz ein verringerter Leistungsbedarf. Der Vergleich der effizientesten turbo- elektrischen Konfigurationen mit zweimotorigen Turboprop- Konfigurationen zeigt weiterhin, dass der Einsatz von verteilten Antrieben bei einem vergleichsweise optimistischen Technologienszenario die Nachteile eines turbo-elektrischen Antriebsstrangs wie zusätzliche Masse und Wandlungsverluste kompensieren kann. Das höchste Potential liegt dabei im Bereich von unter 3% und ist von der Flugzeugklasse sowie den Technologieannahmen abhängig.

conceptual aircraft design, distributed propulsion, turbo-electric powertrain, propellers, regional aircraft, short- and medium-range aircraft

(Published in German)

Michael IWANIZKI
German Aerospace Center (DLR), Institute of Aerodynamics and Flow Technology, Braunschweig

Evaluation of Distributed Propeller Propulsion at the Wing from the Perspective of the Overall Aircraft Design

Doctoral thesis, Technical University Braunschweig

The society is interested in affordable and sustainable mobility that requires the research to improve the efficiency of aircraft and to reduce their environmental impact. One of the techno-bricks in the scope of this research is the distributed electric propulsion that enables advantageous interactions between the propulsion system and the airframe. There are different concepts of distributed propulsion and the research results regarding their potential at aircraft level are ambiguous. A promising concept with distributed propellers at the leading edge of the wing is investigated in the scope of this work from the conceptual design perspective under consideration of different top-level aircraft requirements.

For this purpose, an integrated process is developed that enables an automated conceptual aircraft design of configurations with distributed propellers and the automated execution of parameter studies. The crucial aerodynamic propeller- wing interactions are taken into account during the design process by physical models. In order to enable distributed propulsion, the turbo-electric powertrain architecture is chosen. Turboprop configurations at a comparable technology level are used as references. In the scope of this work, a validation of the design process is carried out. Mono- disciplinary studies are used to discuss the essential aerodynamic effects related to distributed propulsion. Multidisciplinary studies are utilized to evaluate the impact of the major design parameters as the number of propellers, the wing loading, and the power-to-weight ratio under considerations of snowball effects during the overall aircraft design process. Design space investigations are carried out by the simultaneous variations of the aforementioned parameters. The investigations are performed for regional and short- and medium range missions. The resulting configurations are evaluated w.r.t. the fulfillment of the design mission and the certification criteria. The most efficient configurations for the corresponding number of propellers are used to discuss the effects of distributed propulsion from the overall aircraft design perspective for each mission individually. Finally, an evaluation overarching both missions is conducted.

The results of this work confirm the advantages of meaningfully applied distributed propulsion w.r.t. the fuel consumption in the region around 13% compared to a twin-engine turbo-electric configuration. The major reasons are the increased propeller disc area, the reduced wing area, and hence a lower power demand. The comparison between the most efficient turbo- electric configurations and the twin engine turboprops shows that the utilization of distributed propulsion under consideration of a comparably optimistic technology scenario can compensate for the additional mass and transmission losses of the turbo- electric powertrain. The highest potential improvement lies below 3% depending on the aircraft class and the technology assumptions.

TU Braunschweig – Niedersächsisches
Forschungszentrum für Luftfahrt

Berichte aus der Luft- und Raumfahrttechnik

Forschungsbericht 2026-04

Bewertung verteilter Propellerantriebe am Flügel aus der Perspektive des Gesamtflugzeugentwurfs

Michael Iwanizki

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Braunschweig

Diese Veröffentlichung wird gleichzeitig in der Berichtsreihe „NFL - Forschungsberichte“ geführt.

Diese Arbeit erscheint gleichzeitig als von der Fakultät für Maschinenbau der Technischen Universität Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig zur Erlangung des akademischen Grades eines Doktor-Ingenieurs genehmigte Dissertation.

Bewertung verteilter Propellerantriebe am Flügel aus der Perspektive des Gesamtflugzeugentwurfs

Von der Fakultät für Maschinenbau
der Technischen Universität Braunschweig

zur Erlangung der Würde

eines Doktor-Ingenieurs (Dr.-Ing.)

genehmigte Dissertation

von:	Michael Iwanizki M.Sc.
geboren in:	Koktschetaw, Kasachstan

eingereicht am:	10.04.2025
mündliche Prüfung am:	12.01.2026

Vorsitz:	Prof. Dr.-Ing. Sabine Christine Langer
Gutachter:	Prof. Dr.-Ing. habil. Cord-Christian Rossow
Gutachter:	Prof. Dr.-Ing. Jens Friedrichs

2026

Danksagung

Mein Dank gebührt all jenen, die durch ihr Wirken zum Gelingen dieser Arbeit beigetragen haben, denn obwohl die Arbeit rückwirkend betrachtet in einer gewissen Klarheit erscheint, so führte der Weg doch über verschlungene Pfade mit Höhen und Tiefen zu unerwarteten Sackgassen und zwang einen oftmals zu steilen Kletterpartien.
Meinen Eltern möchte ich danken, da sie mir das Studium der Luft- und Raumfahrttechnik, welches als Grundlage für diese Arbeit zu sehen ist, ermöglicht haben. Dank ihrer Untestützung darf ich behaupten jenen zugehörig zu sein, deren Beruf eine Selbstverwirklichung darstellt.
Mein besonderer Dank gilt meinen Betreuern und Vorgesetzten am DLR, die mich im Verlauf dieser Arbeit stets fachlich sowie organisatorisch unterstützt haben. Prof. Dr.-Ing. habil. Cord-Christian Rossow als dem Hauptbetreuer dieser Arbeit gebührt mein größter Dank für die wegweisenden Diskussionen und seine Geduld. Dr.-Ing. Martin Hepperle möchte ich für die fachliche Unterstützung, die vielen Denkanstöße aus unseren Diskussionen und für die Vorabbegutachtung dieser Arbeit meinen Dank aussprechen. Meinem langjährigen Abteilungsleiter Dr.-Ing. Olaf Brodersen möchte ich für seine organisatorische Unterstützung vielmals danken.
Bei Prof. Dr.-Ing. Jens Friedrichs möchte ich mich für das zweite Gutachten zu meiner Arbeit und seine unterstützenden Ratschläge bedanken. Prof. Dr.-Ing. Sabine C. Langer gebührt mein Dank für die Übernahme des Prüfungsvorsitzes.
Für die fachliche Unterstützung bei den Werkzeugen für aerodynamische Analysen, welche für diese Arbeit von zentraler Bedeutung waren, möchte ich Dipl.-Ing. Carsten Liersch danken. Bei Dr.-Ing. Markus D. Krengel möchte ich mich für die erbauenden Diskussionen bedanken, die wir auf unseren Wegen zur Promotion hatten.
Abschließend möchte ich einen Dank an alle im Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik des DLR und darüber hinaus richten, die durch ihre wissenschaftliche Tätigkeit, durch die Arbeit an den von mir eingesetzten Werkzeugen und Programmen, mit ihren Denkanstößen, Hinweisen oder sonstigen hilfreichen Informationen zum Fortschritt dieser Arbeit, ob nun beabsichtigt oder nicht, beigetragen haben.
Sinngemäß heißt es, auf den Schultern von Riesen stehend gelingt es einem erst, ein wenig weiter zu blicken.

Zusammenfassung

Der gesellschaftliche Wunsch nach erschwinglicher und nachhaltiger Mobilität begründet die Forschung zur Effizienzsteigerung und Umweltverträglichkeit von Luftfahrzeugen. Ein aktueller Baustein dieser Forschung sind verteilte elektrische Antriebe, durch welche vorteilhafte Interaktionen zwischen dem Antriebssystem und der Flugzeugzelle ermöglicht werden. Es existieren verschiedene Konzepte von verteilten Antrieben, wobei die bisherigen Forschungsergebnisse teilweise widersprüchliche Aussagen zu ihren Potentialen liefern. Ein vielversprechendes Konzept mit verteilten Propellern entlang der Flügelvorderkante wird im Rahmen dieser Arbeit aus der Perspektive des Gesamtflugzeugentwurfs für verschiedene Missionsszenarien untersucht.

Zu diesem Zweck wird ein integrierter Prozess aufgebaut, welcher automatisiert den Vorentwurf von Konfigurationen mit verteilten Propellern sowie die Durchführung von Parameterstudien ermöglicht. Die maßgeblichen aerodynamische Interaktionen zwischen den Propellern und der Tragfläche werden durch physikalische Modelle während eines Entwurfs unmittelbar berücksichtigt. Zur Realisierung von verteilten Antrieben werden turbo- elektrische Antriebsstränge eingesetzt. Als Referenzkonfigurationen dienen Turboprops mit einem vergleichbaren Technologieszenario. Im Verlauf der Arbeit wird der Entwurfsprozess einer Validierung unterzogen. In monodisziplinären Studien werden die wesentlichen aerodynamischen Effekte von verteilten Antrieben diskutiert. In multidisziplinären Studien werden die Einflüsse der Auslegungsparameter wie Propelleranzahl, Flächenbelastung und Leistungs- Gewichtsverhältnis unter Berücksichtigung von Schneeballeffekten quantifiziert. Anschließend werden Entwurfsraumuntersuchungen durch die simultane Variation der genannten Parameter durchgeführt. Hierbei werden die Regionalflugzeuge und die Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen in separaten Studien betrachtet. Die resultierenden Entwürfe werden hinsichtlich der Erfüllung der Missions- und Zulassungsanforderungen überprüft und die treibstoffeffizientesten Konfigurationen für die jeweilige Propelleranzahl werden verwendet, um die Effekte der Antriebsverteilung auf Gesamtflugzeugebene zu diskutieren. Anschließend werden die Ergebnisse beider Missionsszenarien zueinander in Beziehung gesetzt, um missionsübergreifende Aussagen zu tätigen.

Die Ergebnisse dieser Arbeit bestätigen die Vorteile von sinnvoll ausgelegten verteilten Antrieben hinsichtlich des Treibstoffbedarfs im Bereich von bis zu 13% bei einem Vergleich zu zweimotorigen turbo- elektrischen Konfigurationen. Ausschlaggebend dafür sind eine vergrößerte Propellerfläche, eine reduzierte Flügelfläche sowie in Konsequenz ein verringerter Leistungsbedarf. Der Vergleich der effizientesten turbo- elektrischen Konfigurationen mit zweimotorigen Turboprop- Konfigurationen zeigt weiterhin, dass der Einsatz von verteilten Antrieben bei einem vergleichsweise optimistischen Technologienszenario die Nachteile eines turbo-elektrischen Antriebsstrangs wie zusätzliche Masse und Wandlungsverluste kompensieren kann. Das höchste Potential liegt dabei im Bereich von unter 3% und ist von der Flugzeugklasse sowie den Technologieannahmen abhängig.

Abstract

The society is interested in affordable and sustainable mobility that requires the research to improve the efficiency of aircraft and to reduce their environmental impact. One of the techno-bricks in the scope of this research is the distributed electric propulsion that enables advantageous interactions between the propulsion system and the airframe. There are different concepts of distributed propulsion and the research results regarding their potential at aircraft level are ambiguous. A promising concept with distributed propellers at the leading edge of the wing is investigated in the scope of this work from the conceptual design perspective under consideration of different top-level aircraft requirements.
For this purpose, an integrated process is developed that enables an automated conceptual aircraft design of configurations with distributed propellers and the automated execution of parameter studies. The crucial aerodynamic propeller-wing interactions are taken into account during the design process by physical models. In order to enable distributed propulsion, the turbo-electric powertrain architecture is chosen. Turboprop configurations at a comparable technology level are used as references. In the scope of this work, a validation of the design process is carried out. Mono-disciplinary studies are used to discuss the essential aerodynamic effects related to distributed propulsion. Multi-disciplinary studies are utilized to evaluate the impact of the major design parameters as the number of propellers, the wing loading, and the power-to-weight ratio under considerations of snowball effects during the overall aircraft design process. Design space investigations are carried out by the simultaneous variations of the aforementioned parameters. The investigations are performed for regional and short- and medium range missions. The resulting configurations are evaluated w.r.t. the fulfillment of the design mission and the certification criteria. The most efficient configurations for the corresponding number of propellers are used to discuss the effects of distributed propulsion from the overall aircraft design perspective for each mission individually. Finally, an evaluation overarching both missions is conducted.
The results of this work confirm the advantages of meaningfully applied distributed propulsion w.r.t. the fuel consumption in the region around 13% compared to a twin-engine turbo-electric configuration. The major reasons are the increased propeller disc area, the reduced wing area, and hence a lower power demand. The comparison between the most efficient turbo-electric configurations and the twin-engine turboprops shows that the utilization of distributed propulsion under consideration of a comparably optimistic technology scenario can compensate for the additional mass and transmission losses of the turbo-electric powertrain. The highest potential improvement lies below 3% depending on the aircraft class and the technology assumptions.

Inhaltsverzeichnis

1. Einleitung **1**

2. Stand der Forschung **3**
2.1. Allgemeiner Überblick . . . 3
2.2. Strategische Nutzung von verteilten Antrieben . . . 4
2.3. Antriebsstränge für verteilte Antriebe . . . 9
2.4. Offene Fragen und Motivation für diese Arbeit . . . 10

3. Disziplinen und Methoden **13**
3.1. Flugzeugvorentwurf . . . 13
3.1.1. Phasen des Flugzeugentwurfs . . . 13
3.1.2. Durchführung des Vorentwurfs . . . 14
3.1.3. Methoden des Konzeptentwurfs . . . 16
3.1.4. Übersicht des Gesamtentwurfsprozesses . . . 16
3.2. Aerodynamik . . . 20
3.2.1. Methoden zur Berechnung der aerodynamischen Beiwerte . . . 20
3.2.2. Bestimmung von leistungsabhängigen Polaren: Aero-Propulsive-Map 23
3.2.3. Berechnung der Polaren für den Langsamflug . . . 25
3.2.4. Anmerkungen zu methodischen Vereinfachungen . . . 27
3.3. Antriebstechnik . . . 28
3.3.1. Eigenschaften und Modellierung von Gasturbinen . . . 29
3.3.2. Eigenschaften und Modellierung der elektrischen Komponenten . 31
3.3.3. Modellierung des turbo-elektrischen Antriebsstrangs und des Turboprops . . . 33
3.4. Propellerauslegung . . . 34
3.4.1. Hintergrundinformationen zu Propellern . . . 35
3.4.2. Methoden zur Propellerauslegung . . . 37
3.4.3. Ansatz zum vereinfachten Propellerentwurf . . . 38
3.4.4. Automatische Propellerintegration . . . 39
3.5. Massenabschätzung . . . 41
3.5.1. Hintergrundinformationen zu Massenabschätzungsmethoden . . . 41
3.5.2. Eingesetzte Methoden zur Massenabschätzung . . . 42
3.6. Missionsanalyse . . . 43
3.6.1. Hintergrundinformation zur Missionsanalyse . . . 44
3.6.2. Verfahren zur Missionsanalyse . . . 44
3.7. Flugmechanik . . . 46
3.7.1. Methodenbeschreibung . . . 46

3.7.2. Dimensionierung des Seitenleitwerks bei verteilten Antrieben . . . 48
3.8. Bewertung von Flugleistungen 50
3.8.1. Startstrecke bei Triebwerksausfall 50
3.8.2. Steigflugleistung bei Triebwerksausfall 50
3.8.3. Landegeschwindigkeit 51

4. Untersuchungen zu verteilten Antrieben 53
4.1. Aerodynamische Vorstudien 53
4.1.1. Validierung des aerodynamischen Berechnungsprozesses 53
4.1.2. Untersuchung von Interaktionseffekten mit einem einzelnen Propeller 55
4.1.3. Variation der Propelleranzahl 57
4.1.4. Variation der Flügelfläche 59
4.1.5. Leistungsvariation zwischen den Propellern 64
4.1.6. Einfluss der Leistungseinstellung und der Propelleranzahl auf den Maximalauftrieb 67
4.1.7. Einfluss der Leistungseinstellung auf das Nickmoment 69
4.1.8. Ergebnisse der aerodynamischen Vorstudien und Schlussfolgerungen für den Gesamtentwurf 70
4.2. Entwurf von Regionalflugzeugkonfigurationen 71
4.2.1. Definition der Auslegungsmission für Regionalflugzeuge 71
4.2.2. Kalibrierung des Entwurfsprozesses 72
4.2.3. Entwurf der Turboprop-Referenz 73
4.2.4. Entwurf der turbo-elektrischen Baseline 75
4.2.5. Untersuchungen zu turbo-elektrischen Regionalflugzeugkonfigurationen mit verteilten Antrieben 77
4.3. Entwurf von Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen 99
4.3.1. Definition der Auslegungsmission für Kurz- und Mittelstreckenflugzeuge 100
4.3.2. Konventionelle Referenzkonfiguration 100
4.3.3. Turbo-elektrische Baseline-Konfiguration 102
4.3.4. Untersuchungen zu turbo-elektrischen Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen mit verteilten Antrieben 104
4.3.5. Einfluss der Auslegungsmission auf den Leistungsbedarf 114
4.3.6. Einfluss der Gondeldimensionierung 123

5. Diskussion der Ergebnisse 127
5.1. Ergebnisse der Vorentwurfsstudien 127
5.2. Schlussfolgerungen für den Vorentwurf von Konfigurationen mit verteilten Propellern entlang der Flügelvorderkante 134
5.3. Wesentliche nicht quantifizierte Aspekte 136

6. Zusammenfassung und Ausblick **139**
6.1. Zusammenfassung 139
6.2. Ausblick 141

Literatur **145**

A. Anhang **155**
A.1. Anmerkungen zur Dimensionierung der Triebwerksgondeln 155
A.2. Studien zur Anzahl der Tragflächenpaneele für die aerodynamischen Berechnungen 156
A.3. Studien zur Auflösung der AP-Map für den Vorentwurfsprozess 159
A.4. Abschätzung des Widerstands durch das Kühlsystem 161
A.5. Ansatz zum vereinfachten Propellerentwurf 162
A.6. Anforderungen an den Auftriebsbeiwert im Landeanflug 164
A.7. Einfluss der Variation des Volumenkoeffizienten des Höhenleitwerks . . . 165
A.8. Abschätzung der Seitenleitwerksgröße für eine viermotorige turbo-elektrische Konfiguration 166
A.9. Effekte der Propeller-Flügel-Interaktion mit einem einzelnen Propeller . . 169
A.10. Ergänzungen zur Variation der Flügelfläche 171
A.11. Einfluss der Propellernachlaufkontraktion 172
A.12. Propeller für die SynergIE-Nachentwürfe 174
A.13. Konfigurationsdetails 176

Abkürzungsverzeichnis

Physikalische Größen

η	Wirkungsgrad
ρ	Dichte
μ	Dynamische Viskosität
D	Widerstand
F	Kraft
L	Auftrieb
l	Länge
M	Moment
m	Masse
P	Leistung
T	Schub
V	Geschwindigkeit
W	Gewicht

Ähnlichkeitskennzahlen

Ma	Machzahl
Re	Reynoldszahl

Aerodynamische Beiwerte

C_D	Widerstandsbeiwert
C_L	Auftriebsbeiwert
C_{M_y}	Nickmomentenbeiwert
C_f	Reibungsbeiwert

Einheiten

°	Grad
J	Joule
kg	Kilogramm
µg	Mikrogramm
km	Kilometer
lbs	Pfund
kW	Kilowatt
MW	Megawatt
m	Meter
N	Newton
s	Sekunde
t	Metrische Tonne
W	Watt

Propellerbezogenes

C_P	Leistungsbeiwert
C_T	Schubbeiwert
J	Fortschrittsgrad
n	Drehzahl
D	Durchmesser

Sonstige Abkürzungen

α	Anstellwinkel
γ	Bahnwinkel
ϕ	Einbauwinkel des Triebwerks
Λ	Streckung

AFPM	Axial-Flux Permanent Magnet Machine
AP-Map	Aero-Propulsive-Map
BWB	Blended Wing Body
b	Spannweite
CAS	Calibrated Airspeed
CPACS	Common Parametric Aircraft Configuration Schema
c_{HLW}	Volumenkoeffizient des Höhenleitwerks
c_{SLW}	Volumenkoeffizient des Seitenleitwerks
c_{ref}	Bezugsflügeltiefe
DEP10	Turbo-elektrische Konfiguration mit 10 Propellern aus dem Projekt SynergIE
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
DOE	Design-of-Expertiments
e	Oswaldfaktor
engl.	Englisch
FF	Formfaktor
g	Erdbeschleunigung
HBA	Handbook_Aero
HLW	Höhenleitwerk
L/D	Gleitzahl
LiLi	Lifting_Line
LuFo	Luftfahrtforschungsprogramm
LVP	Leistungsvariationsparameter
l	Hebelarm
MTOM	Maximale Abflugmasse
NASA	National Aeronautics and Space Administration
OEI	Ausfall eines Triebwerks (One Engine Inoperative)
OEM	Operationelle Leermasse

ONERA	Office National d'Études et de Recherches Aérospatiales
PSFC	Leistungsspezifischer Treibstoffverbrauch
Q	Interferenzfaktor
RCE	Remote Component Environment
Rel.	Relativ
ref	Bezug (reference)
SEP	Simple Engine Performance
SFC	Spezifischer Treibstoffverbrauch
SLW	Seitenleitwerk
SM	Stabilitätsmaß
SME	Special Mass Estimation
SMS	Special Mission Simulation
SiC	Siliziumcarbid
SPA	Simple Performance Analysis
S_{ref}	Bezugsflügelfläche
TMS	Thermal Management System (Kühlsystem)
tot	total, gesamt
XML	Extensible Markup Language
X_{NP}	Neutralpunktlage
X_{SP}	Schwerpunktlage

1. Einleitung

Fluggeräte an sich stellen ein faszinierendes Forschungsthema dar, weshalb es aus der Perspektive des Autors keiner weiteren einleitenden Worte bedürfte. Allerdings ermöglicht erst das gesamtgesellschaftliche Interesse an der Luftfahrt, die für solch eine Forschung erforderlichen Ressourcen aufzubieten. In [64] wird das Interesse der Gesellschaft an der Luftfahrt in politische, wirtschaftliche und soziale Bereiche unterteilt. Aus politischer Perspektive sichert ein eigenes Luftfahrtsystem die Unabhängigkeit eines Landes und ermöglicht die Durchsetzung eigener Interessen. Aus wirtschaftlicher Sicht ermöglicht der Lufttransport die Beförderung von Gütern mit einer hohen Geschwindigkeit und Sicherheit über lange Strecken, wenn auch in vergleichsweise geringen Mengen. Aus sozialer Perspektive erlaubt die Luftfahrt der breiten Masse aus persönlichem Interesse vergleichsweise kostengünstig und mit vertretbarem Zeitaufwand weit entfernte Teile der Welt zu erreichen.

Eine potentielle Entwicklung der Luftfahrt in naher bis mittlerer Zukunft wird vom größten europäischen Flugzeughersteller AIRBUS in seiner Marktanalyse [8] prognostiziert. Man geht davon aus, dass durch das Wachstum der Bevölkerung und den globalen Anstieg des Wohlstands der Lufttransport sowohl bezüglich Personentransport als auch Frachttransport wachsen wird. Auch wird hervorgehoben, dass Fluggesellschaften ihre Flotten laufend modernisieren und sie deshalb modernste und effizienteste Flugzeuge benötigen würden. Demnach besteht also nicht nur die Anforderung, mehr Flugzeuge bereitzustellen, sondern diese kontinuierlich zu verbessern.

Es gibt politisch motivierte Bestrebungen weltweit, den technologischen Fortschritt in der Luftfahrt zu unterstützen. Die fundamentalen Ziele der Luftfahrforschung in Europa sind beispielsweise in [22] beschrieben. Im Wesentlichen strebt man die Schaffung eines Lufttransportsystems an, welches den Anforderungen der Bevölkerung hinsichtlich der Mobilität im Zusammenspiel mit der Umweltverträglichkeit, speziell in Bezug auf Treibhaus- und Lärmemissionen, genügt und zeitgleich global wettbewerbsfähig bleibt. Um diese Ziele zu erreichen, werden verschiedene europäische Forschungsprogramme wie Clean Sky [102] und Clean Aviation [101] betrieben. Es sei angemerkt, dass auch nationale Programme wie das Luftfahrtforschungsprogramm (LuFo) in Deutschland existieren, deren übergeordnete Ziele sich jedoch an den bereits erwähnten orientieren.

Die Entwicklung neuer Technologien spielt in diesen Forschungsprogrammen eine zentrale Rolle. In [101] sind potentiell vielversprechende Technologiebausteine für verschiedene Flugzeugklassen aufgelistet. Eine ähnliche Zusammenstellung von Technologien zur Reduktion der Treibhausgase der Luftfahrt sind in [86] zu finden. Es wird mit einer signifikanten Entwicklung von elektrischen Antrieben und Speichermöglichkeiten elektrischer Energie in naher Zukunft gerechnet. Deshalb wird der hybrid-elektrische Antriebsstrang

als eine der zentralen Zukunftstechnologien von Interesse aufgeführt. Hierbei werden verschiedene Energiequellen mitgeführt und je nach Flugphase vorteilhaft eingesetzt. Eine weitere Technologie, welche mit der Elektrifizierung des Antriebsstrangs einhergeht, sind verteilte Antriebe. Diese können sinnvoll durch rein elektrische, hybrid- oder turboelektrische Antriebsarchitekturen realisiert werden. Letztere verwenden nur eine Energiequelle, beispielsweise in Form von synthetischen Treibstoffen. Man erwartet, dass elektrifizierte Antriebsstränge sich zunächst aufgrund der moderaten Leistungsanforderungen und Reichweiten für Regionalflugzeuge anbieten würden.
Für Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen, welche den größten Marktanteil aufweisen, werden eine Effizienzsteigerung der Zelle, beispielsweise durch Widerstands- und Massenreduktion, sowie eine Erhöhung der Effizienz des Antriebssystems angestrebt. Aufgrund der hohen Leistungs- und Energieanforderungen wird die Elektrifizierung jedoch nicht als eine primäre Technologie dafür angesehen. Allerdings kann sie unterstützend eingesetzt werden. Insbesondere rücken neue, nachhaltige Treibstoffe wie synthetische Kohlenwasserstoffe als evolutionärer oder reiner Wasserstoff als revolutionärer Ansatz in den Fokus.
Zur Realisierung des erforderlichen technologischen Fortschritts sind in [101] verschiedene Schritte geplant. Es wird unter anderem der Forschungsbedarf bei Werkzeugen zum Entwurf und der Bewertung solcher unkonventionellen Konfigurationen gesehen. Die vorliegende Arbeit, obwohl nicht Teil von Clean Aviation, greift diesen Punkt auf und soll neue Fähigkeiten im Bereich des Vorentwurfs von Konfigurationen mit verteilten Antrieben schaffen, sowie einige der offenen Fragen auf diesem Gebiet beantworten.

2. Stand der Forschung

Dieses Kapitel vermittelt einen Überblick über die Forschung auf dem Gebiet der verteilten Antriebe. Mit der Verteilung von Antrieben werden sehr unterschiedliche technische Ansätze verfolgt, welche sich verschiedene physikalische Effekte zunutze machen. Aus diesem Grund lässt sich eine Vielzahl der Arten von verteilten Antrieben finden [50]. Im Regelfall wird dabei eine Effizienzsteigerung des Gesamtsystems angestrebt. In einigen Fällen sollen durch verteilte Antriebe neuartige Nischenmärkte wie urbaner Lufttransport [91],[85] ermöglicht werden. Laut [67] versprechen elektrische verteilte Antriebe signifikante Verbesserungen des Wirkungsgrads durch synergetische Effekte zwischen Antrieb und Zelle, eine Erhöhung der Sicherheit durch Redundanz sowie eine Reduktion der Umwelt- und der Lärmbelastung.

2.1. Allgemeiner Überblick

Eine Perspektive auf die historischen und künftigen Entwicklungen in der Antriebstechnik der Luftfahrt mit dem Schwerpunkt auf verteilten Antrieben verschiedener Arten ist in [30] gegeben. Die Quelle zeigt den Umfang von Ideen hinsichtlich verteilter Antriebe, wobei auch betont wird, dass die Umsetzung dieser Ideen in einem nur geringen Umfang stattgefunden hat. Als ein wesentlicher Grund wird die höhere Effizienz von großen Antriebseinheiten, von welchen in Konsequenz wenige benötigt werden, angeführt. Weiterhin wird die Notwendigkeit der Forschung auf dem Gebiet der verteilten Antriebe hervorgehoben. So werden Studien zu der Zahl der Antriebseinheiten, zu den Missionsparametern und den erforderlichen Technologieniveaus empfohlen.
Eine umfangreiche Übersicht zu verschiedenen Arten von elektrischen verteilten Antrieben ist in [52] zusammengefasst. In vielen Fällen sind solche Konfigurationen mit unkonventionellen, z.B. hybriden Antriebssträngen verknüpft. Dazu wird in [19] eine Klassifizierung von verschiedenen aktuellen Konzepten und elektrifizierten Antriebsarchitekturen vorgeschlagen.
Eine ältere Übersicht von Konzepten, welche vorteilhafte Interaktionen zwischen der Flugzeugzelle und dem Antriebssystem auch für militärische Konfigurationen versprechen, ist in [112] enthalten. Es sind vor allem Konfigurationen mit wenigen Antrieben, welche durch die Umlenkung des Triebwerksstrahls solche Interaktionseffekte erreichen.
Eine Übersicht der Bemühungen der National Aeronautics and Space Administration (NASA), elektrifizierte Antriebe für die Luftfahrt zu erforschen und zu einem hohen Reifegrad zu entwickeln, ist in [46] zusammengefasst. Die Arbeiten betreffen verschiedene Flugzeugklassen beginnend mit der allgemeinen Luftfahrt über die Kurz- und Mittelstrecke hin

zu Langstreckenkonfigurationen. Es werden unterschiedliche Antriebsarchitekturen und Technologien berücksichtigt.
Überlegungen zu verteilten Propellerantrieben mit dem Fokus auf Regionalflugzeuge sind in [33] enthalten. Hierbei wird auf vielfältige Potentiale jedoch auch Grenzen wie die nachteilige Verringerung der Propellerfläche bei einer wachsenden Zahl von Antrieben eingegangen.
Eine ungeklärte Frage bei neuartigen Antriebskonzepten ist die Zulassung. Umfangreiche Diskussionen zur Zertifizierung von Konfigurationen mit verteilten Antrieben im Hinblick auf die Start- und Landeanforderungen sind in [73] zu finden. Es wird betont, dass Anpassungen der Zulassungsanforderungen erforderlich sein würden, um die Potentiale von verteilten Antrieben vollumfänglich auszunutzen.

2.2. Strategische Nutzung von verteilten Antrieben

Mittels geeignet verteilter Antriebe lassen sich Synergien durch die Interaktion zwischen dem Antriebssystem und der Flugzeugzelle erreichen. Ein Beispiel dafür stellt die Verwendung von Antriebseinheiten dar, welche die Grenzschicht am Rumpf einsaugen. Auf diese Weise erhält das Triebwerk eine Strömung mit einem geringeren Eintrittsimpuls, sodass für die Schubgenerierung eine geringere Leistung erforderlich wird. Weiterhin füllt man die Nachlaufdelle hinter dem Strömungskörper auf. Die theoretischen Hintergründe zu Grenzschichteinsaugung finden sich detailliert in [92].
Die Grenzschichteinsaugung ist prinzipiell mit konventionellen Antrieben umsetzbar wie in [42], [43] oder [54] gezeigt. Hierbei werden je nach Konfiguration und Szenario Treibstoffeinsparungen von 2% bis 9% prognostiziert. Elektrische Architekturen bieten jedoch ein höheres Maß an Flexibilität, wie beispielsweise bei Konzepten in [44], [90], [108], [51] und [27]. In diesen Studien variieren die Ergebnisse bei der Treibstoffeinsparung in einem breiten Bereich von 0% bis über 70% für verschiedene Konzepte und Technologieannahmen. In [53] werden Untersuchungen von verteilten Fans an einer konventionellen Konfiguration und einem Blended Wing Body (BWB) präsentiert. Hier lassen sich Vorteile der unkonventionellen Antriebsintegration bezüglich des Treibstoffbedarfs in der Größenordnung von 4% bis 5% feststellen. In [55] wird ein BWB mit vergleichsweise wenigen Antriebseinheiten als eine Möglichkeit präsentiert, um Synergien zwischen einem unkonventionellen Antriebssystem und einer unkonventionellen Flugzeugkonfiguration zu erreichen. In [60] werden die Herausforderungen von verteilten Antrieben mit Grenzschichteinsaugung an einem BWB mit einem supraleitenden turbo-elektrischen Antriebsstrang in Form von Massenanstiegen und Wirkungsgradverlusten beleuchtet. Konzeptskizzen von zwei exemplarischen Konfigurationen mit elektrisch angetriebenen grenzschichteinsaugenden Fans sind in Abbildung 2.1 veranschaulicht.

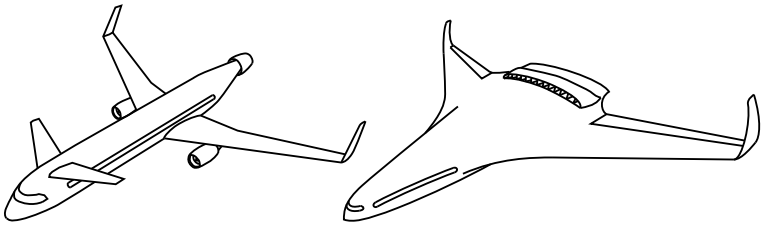

Abbildung 2.1.: Links: Konzeptskizze der BLI-Canard-Konfiguration des DLR mit einem elektrisch angetrieben grenzschichteinsaugenden Fan am Rumpfheck aus [44]. Rechts: Konzeptskizze des N3–X BWB der NASA aus [46] mit elektrischen Fans auf der Rumpfoberseite.

Für die Verwendung von verteilten Antriebseinheiten auf dem Flügel existieren ebenfalls vielfältige Vorschläge. Einige der Konzepte sind in Abbildung 2.2 veranschaulicht.

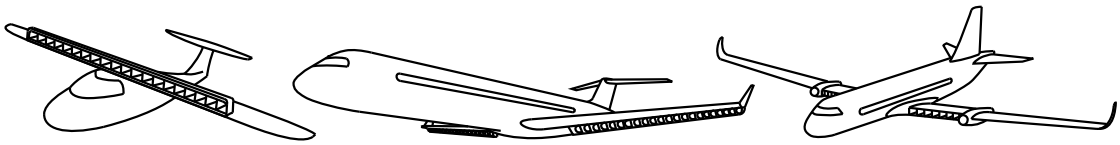

Abbildung 2.2.: Links: Konzeptskizze der AMPERE-Konfiguration der ONERA aus [37] mit elektrisch angetrieben Fans auf der Flügeloberseite. Mitte: DRAGON-Konfiguration der ONERA aus [84] mit elektrischen Fans auf der Flügelunterseite. Rechts: Konzeptskizze der ECO-150 Konfiguration der NASA aus [46] mit im Flügel integrierten Fans.

In Abhängigkeit der Position der Antriebseinheiten am Flügel, oben oder unten, nahe der Vorder- oder Hinterkante, lassen sich verschiedene Effekte erreichen. Eine Variante besteht in der Anordnung von Fans auf der Oberseite der Tragfläche. Windkanalversuche zu einem solchen Konzept mit den Fans an der Flügelhinterkante sind in [76] beschrieben. Die Anordnung von partiell ummantelten Propellern auf der Oberseite einer Hochauftriebsklappe wurde bei der TU Delft in [106] numerisch und experimentell untersucht. Ausgehend davon weisen Vorentwurfsarbeiten mit einfachen Verfahren an einer Regionalflugzeugkonfiguration auf Vorteile im Energiebedarf von ca. 5% hin, wobei angemerkt wird, dass die Unsicherheiten von einer ähnlichen Größenordnung liegen. Ein ähnliches Konzept für die Kurz- und Mittelstrecke weist nach [39] jedoch Nachteile von über 30% bezüglich des Energiebedarfs auf. Ein Konzept mit Fans auf der Flügelvorderkante wurde von der Office National d'Études et de Recherches Aérospatiales (ONERA) im Projekt AMPERE [37], [24] untersucht. Ebenfalls von der ONERA stammt die im Rahmen des Clean Sky 2 Programms entwickelte DRAGON-Konfiguration [84], welche eine Reihe von Fans auf der Tragflächenunterseite aufweist. Dieser Ansatz bietet unter anderem die Vorteile eines höheren Wirkungsgrads des Antriebssystems aufgrund der größeren Durchsatzfläche und aktiv angeströmter Klappen, welche den Maximalauftrieb steigern. Weiterhin ist

es möglich, durch eine Variation des Schubs die Giersteuerung zu unterstützen und auf diese Weise die Größe des Seitenleitwerks zu reduzieren. Je nach Technologieszenario variiert der Missionstreibstoffbedarf zwischen +15% und −5% bezogen auf eine konventionelle Referenz. Ebenfalls im Rahmen des Clean Sky 2 Programms hat das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) in [44] Konfigurationen mit verteilten Antrieben an Tragflächenspitzen zur Unterstützung der Giersteuerung betrachtet. Hierbei konnten keine Vorteile identifiziert werden. Auch Konzepte mit verteilten Antrieben, die in Tragflächen integriert sind, wie bspw. in [49] und [46], werden vorgeschlagen. Dabei strebt man eine vorteilhafte Interaktion zwischen dem Antriebssystem und der Aerodynamik an, um unter anderem den Maximalauftrieb durch Strahlumlenkung zu erhöhen. Weiterhin wird eine Reduktion der benetzten Fläche erwartet.
Großes Interesse im Zusammenhang mit verteilten Antrieben finden propellergetriebene Konfigurationen. Forschungsergebnisse zur gezielten Positionierung von Propellern zeigen beispielsweise deutliche Vorteile der Interaktionseffekte zwischen dem Propellernachlauf und dem Randwirbel der Tragfläche, wie in [56] beschrieben. Eine aktive Anströmung der Tragfläche durch die Propeller über große Bereiche steigert den Maximalauftrieb [104] und bietet die Möglichkeit zur Verringerung der Flügelfläche [36]. In Abbildung 2.3 sind repräsentativen Konzeptskizzen von solchen Konfigurationen dargestellt.

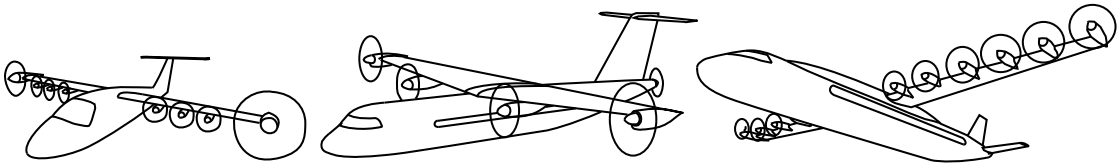

Abbildung 2.3.: Links: Konzeptskizze der X-57-Konfiguration der NASA aus [73] mit Antriebspropellern an den Tragflächenspitzen und Hochauftriebspropellern entlang der Flügelvorderkante. Mitte: Konzeptskizze der PEGASUS-Konfiguration der NASA aus [10] mit parallel-hybriden Antrieben an den Tragflächenspitzen und elektrisch angetriebenen Propellern am Innenflügel. Rechts: Konzeptskizze der DEP12-Konfiguration des DLR aus [36] mit Propellern entlang der Flügelvorderkante.

Die Verringerung der Flügelfläche dank verteilter Antriebe ist besonders interessant für Kleinflugzeuge der CS-23 Klasse [7]. Da man einfache Hochauftriebssysteme bei solchen Flugzeugtypen bevorzugt, führen die Vorschriften zu einem für den Reiseflug tendenziell überdimensionierten Flügel, um die Anforderungen an die Landegeschwindigkeit einzuhalten. Durch die Verwendung von verteilten Antrieben können Synergieeffekte zwischen dem Antriebssystem und der Flugzeugzelle vorteilhaft ausgenutzt werden, um eine Verringerung der Tragflächengröße zu erreichen und so die Effizienz zu steigern. [95]
Studien zu Konfigurationen mit verteilten Antrieben unter Berücksichtigung von unterschiedlichen Antriebssträngen, Technologieniveaus und Interaktionseffekten zwischen

Zelle und Antriebssystem sind beispielsweise im Rahmen des Projekts GNOSIS durchgeführt worden und sind in [115] zusammengefasst. Es wird unter anderem gezeigt, dass verteilte Antriebe als aktive Hochauftriebshilfen und primäre Antriebseinheiten an den Tragflächenspitzen Vorteile hinsichtlich des Treibstoff- bzw. des Energiebedarfs aufweisen. Allerdings führt die Elektrifizierung des Antriebsstrangs zu deutlichen Massenanstiegen und Wandlungsverlusten, welche durch verteilte Antriebe kaum kompensiert werden können.

Umfangreiche und tiefgreifende Arbeiten zu verteilten Antrieben werden von der NASA durchgeführt. Eine Übersicht dazu ist in [94] zu finden. Die Studie zeigt, dass bei Konfigurationen mit elektrifizierten Antrieben die Verwendung von verteilten Propellern zur Erhöhung des Maximalauftriebs mit der damit einhergehenden Reduktion der Flügelfläche Vorteile bieten würden. Alternativ ist eine Reduktion der Startstrecke von über 40% durch den Einsatz von verteilten Propellerantrieben entlang der Vorderkante laut [66] erreichbar, wobei auch eine Lärmreduktion gegenüber einer zweimotorigen Konfiguration erwartet wird. Dadurch wird der Einsatz solcher Konfigurationen beispielsweise in dicht besiedelten Gebieten denkbar.

Allgemeine Überlegungen zur Lärmreduktion durch Konfigurationen mit verteilten Antrieben sind in [23] beschrieben. Hierbei werden Potentiale wie Probleme hervorgehoben, welche durch verschiedene Propelleranordnungen entstehen können. So wäre ein Landeanflug mit einem hohen Schubniveau, welches den nötigen Maximalauftrieb durch Überblasen der Tragfläche gewährleisten würde, tendenziell nicht vorteilhaft.

Im Rahmen des SCEPTOR Programms der NASA wurden umfangreiche Entwicklungsarbeiten für den Demonstrator X-57 durchgeführt, wie in [95] und [16] beschrieben. Zwar wurde das Programm inzwischen eingestellt, doch zeigten Untersuchungen zu verteilten Propellern, welche eine Steigerung des Maximalauftriebs ermöglichen sollten, und zu Vortriebspropellern an Tragflächenspitzen, welche eine Reduktion des induzierten Widerstands versprechen, signifikante Vorteile [74]. Die vorteilhaften aerodynamischen Effekte solcher Propelleranordnungen sind in diversen Veröffentlichungen wie [61], [93], [75] beschrieben.

Von größerer Relevanz im Sinne des Luftverkehrs sind Regionalflugzeugkonfigurationen der CS-25-Klasse [4]. Ein bemerkenswertes Forschungskonzept der NASA dazu ist PEGASUS [10]. Es stellt eine Regionalflugzeugkonfiguration in der Größe einer ATR-42 dar, welche mit zwei hybrid-elektrischen Turboprop-Antrieben an den Flügelspitzen, zwei Elektroantrieben jeweils im Innenbereich des Flügels und einem elektrisch angetriebenen Propeller am Rumpfheck zur Grenzschichteinsaugung ausgestattet ist. Das Konzept verfügt über einen parallel-hybriden Antriebsstrang, um Teile der Mission partiell oder vollständig batterie-elektrisch absolvieren zu können. Durch die Positionierung der Antriebspropeller an den Tragflächenspitzen wird eine Reduktion des Leistungsbedarfs um bis zu 18% erwartet. Die potentielle Reduktion des Missionsenergiebedarfs liegt im Bereich zwischen 27% und 39%.

Im Rahmen des Clean Sky 2 Programms [102] sind Vorentwurfsstudien zu hybrid- elek-

trischen Regionalflugzeugkonfigurationen in der Größe einer ATR-72 durchgeführt worden [96]. Dabei wurden unterschiedliche Antriebsstränge und Anordnungen von verteilten Antrieben betrachtet. Als vorteilhaft hat sich ein Konzept erwiesen, welches mit zwei direkt durch Gasturbinen angetriebenen Propellern sowie vier unterstützenden elektrischen Antrieben an den Tragflächenspitzen, welche kontinuierlich durch Generatoren mit Energie versorgt werden, ausgestattet ist. Ein wesentlicher Vorteil dieses Konzepts besteht darin, dass nur ein Teil der Wellenleistung in elektrische Leistung umgewandelt wird. Hierdurch führt die Elektrifizierung zu einem geringeren Massenzuwachs des Antriebssystems als bei seriellen Hybriden, bei welchen die gesamte Wellenleistung umgewandelt wird. Die Reduktion des Missionstreibstoffbedarfs beläuft sich auf 5% bezogen auf eine fortschrittliche Referenz mit Turboprop-Triebwerken. Serielle Hybride mit über der gesamten Tragfläche verteilten Propellern haben in dieser Studie einen um bis zu 20% höheren Treibstoffbedarf gezeigt.

Ein Konzept mit verteilten Propellern entlang der Flügelvorderkante für eine Kurz- und Mittelstreckenkonfiguration ist in [39] beschrieben. Dort wird ein um 50% höherer Energiebedarf gegenüber einer Referenz mit konventionellen Triebwerken prognostiziert.

Vergleichsweise aktuelle Arbeiten zur Integration von verteilten Propellern an einer bestehenden Konfiguration mit dem Fokus auf den Hochauftrieb werden in [12] beschrieben. Dabei zeigt sich, dass ohne eine entsprechende Optimierung der Tragfläche dieser Ansatz keine Vorteile gegenüber einer Turboprop-Konfiguration mit einem leistungsfähigeren Hochauftriebssystem aufweisen würde. Das bedeutet wiederum, dass Konfigurationen mit verteilten Antrieben “from Scratch” entworfen werden müssen, wofür entsprechende Fähigkeiten und Werkzeuge benötigt werden.

Ein fundierter Entwurf einer Regionalflugzeugkonfiguration der ATR-72-Klasse mit verteilten Antrieben und einem turbo-elektrischen Antriebsstrang wurde beim DLR in Zusammenarbeit mit externen Partnern im Rahmen von LuFo im Projekt SynergIE durchgeführt [36], [15], [48]. Die gesamte Flugzeugkonfiguration wurde unter Ausnutzung der gebotenen Möglichkeiten von verteilten Propellern wie der Steigerung des Maximalauftriebs, der Verkleinerung der Flügelfläche und des Seitenleitwerks optimiert. Hierbei wurden hoch genaue Methoden für aerodynamische und strukturmechanische Berechnungen eingesetzt, deren Ergebnisse in den Flugzeuggesamtentwurf eingeflossen sind. Dadurch wird die Aussagekraft der Arbeiten gegenüber einfachen Vorentwurfsstudien deutlich belastbarer. Die Ergebnisse zeigen, dass bei Ausnutzung aller Vorteile von verteilten Antrieben die Nachteile des turbo-elektrischen Antriebsstrangs in der Größenordnung von 10% bei dem angenommenen Technologieszenario kompensiert werden können.

Zu einer anderen Schlussfolgerung kommen die Arbeiten in [70]. Der Aussage nach genügen die Vorteile durch verteilte Antriebe an einer turbo-elektrischen Konfiguration der Größe einer ATR-42 nicht, um die mit der Elektrifizierung des Antriebsstrangs verbunden Nachteile zu überwiegen. Allerdings werden verteilte Propeller weiterhin für batterieelektrische Regionalflugzeugkonzepte wie in [11], teilweise unter Zuhilfenahme von Hilfsgeneratoren für weitere Untersuchungen empfohlen.

2.3. Antriebsstränge für verteilte Antriebe

Eine zentrale Frage bei Studien mit verteilten Antrieben und deren Bewertung ist die Wahl des Antriebsstrangs. Aktuell fokussiert man sich verstärkt auf unterschiedliche Arten der Elektrifizierung. Einige Gründe dafür sind der vergleichsweise einfache Transport elektrischer Energie zwischen der Quelle und dem Verbraucher [14] und die deutlich geringeren Nachteile von Skalierungseffekten elektrischer Motoren [67] im Vergleich zu Gasturbinen. Eine weitere damit verbundene Frage ist die Energiequelle. Die Limitierung von batterie-elektrischen Antrieben für unterschiedliche Flugzeugklassen sind in [34] veranschaulicht. Die Schlussfolgerung hier ist, dass die aktuell verfügbaren Energiespeicher eine Energiedichte aufwiesen, die nur für Kleinstflugzeuge ausreichen würde. In [115] wird erklärt, dass die Verwendung von Batterien bis zum Jahr 2050 aus technologischer Sicht wenig wahrscheinlich sei. Auch in [57] wird auf die Bedeutung der spezifischen Energiedichten für den Erfolg von batterie-elektrischen Antrieben hingewiesen.
Einen Zwischenschritt in Richtung voll-elektrischer Luftfahrt stellen Hybridantriebe dar, welche verschiedene Energiequellen wie zum Beispiel flüssige Kohlewasserstoffe und Batterien nutzen, um diese in verschiedenen Phasen der Mission vorteilhaft einzusetzen. Hierbei bleibt man jedoch von der Batterietechnologie abhängig [14]. Arbeiten in [96] und [44] zu hybrid-elektrischen Konfigurationen von Regional- sowie Kurz- und Mittelstreckenflugzeugen haben gezeigt, dass selbst bei optimistischen Annahmen der Batterieenergiedichten nur relativ kleine Hybridisierungsgrade, also batterie-elektrische Anteile, Vorteile aufweisen würden.
Eine Möglichkeit der Elektrifizierung ohne Verwendung von Batterien stellt der bereits erwähnte turbo-elektrische Antriebsstrang dar. Dieses elektrische Getriebe bietet ein hohes Maß an Flexibilität, führt jedoch zu einem signifikanten Massenzuwachs aufgrund von zusätzlichen elektrischen Komponenten sowie zu nicht vernachlässigbaren Wandlungsverlusten, zumindest nach dem Technologiestand in absehbarer Zukunft. Um diese negativen Effekte zu verringern, besteht die Möglichkeit, einen begrenzten Teil der Wellenleistung zu konvertieren und diesen strategisch zu nutzen. Dies führt zu einer partiellen turbo-elektrischen Antriebsarchitektur. Studien zum Anteil der zu verwendenden Leistung in Abhängigkeit des Wirkungsgrads und der Massen von elektrischen Komponenten für eine Konfiguration mit einem elektrischen Fan zur Grenzschichteinsaugung sind beispielsweise in [45] beschreiben. Generische Untersuchungen zu Technologieanforderungen an elektrische Komponenten von turbo-elektrischen Antriebssträngen, um Vorteile auf Gesamtflugzeugniveau zu erreichen, werden in [105] diskutiert. Wie in verschiedenen genannten Quellen angemerkt, bietet der turbo-elektrische Antriebsstrang als Forschungsantriebskonzept für verteilte Antriebe deutliche Vorteile gegenüber einem batterie-elektrischen Konzept aufgrund der potentiellen Realisierbarkeit und der für den existierenden Luftfahrtmarkt relevanten Missionsreichweiten.

2.4. Offene Fragen und Motivation für diese Arbeit

Zusammenfassend lässt sich sagen, dass die Forschungsbemühungen auf dem Gebiet der verteilten Antriebe sehr umfangreich sind. Es finden vielfältige Methoden Anwendung, angefangen mit vergleichsweise einfachen Verfahren des Konzeptentwurfs über hoch genaue disziplinäre Simulationen, experimentelle Untersuchungen bis hin zu Flugversuchen. Tendenziell scheinen strategisch sinnvoll verteilte Antriebe Vorteile in einzelnen Disziplinen zu bieten. Auf Gesamtflugzeugebene sind die Ergebnisse nicht eindeutig und hängen oft stark von Technologieannahmen und Missionsszenarien ab.
Im Rahmen dieser Arbeit wird deshalb untersucht, welches Potential verteilte Antriebe unter welchen Bedingungen aus der Perspektive des Gesamtflugzeugentwurfs bieten. Es werden dafür propellergetriebene Konfigurationen betrachtet, da sie eine stärkeren Einfluss des Antriebssystems auf die Flugzeugaerodynamik aufweisen als Konfigurationen mit ummantelten Triebwerken. Auf diese Weise werden umfangreiche Modifikationen an der Flugzeugzelle ermöglicht.
Im Fokus der Arbeit steht der Aufbau eines automatisierten Vorentwurfsprozesses, welcher die maßgeblichen aerodynamischen Interaktionen zwischen Propellern und Auftriebsflächen unter Einsatz von physikalischen Methoden während des Entwurfs berücksichtigt. Die unmittelbare Verwendung solcher Methoden stellt eine Erweiterung der Fähigkeiten gegenüber dem etablierten Vorgehen im Vorentwurf dar. Hierdurch wird es möglich, die Vorentwurfsarbeiten weitestgehend unabhängig von anderen Disziplinen durchzuführen. Da dieser Vorentwurfsprozess weiterhin einen großen Entwurfsraum in vertretbarer Zeit abbilden soll, werden in dieser Arbeit vergleichsweise einfache, jedoch schnelle physikalische Methoden wie ein Traglinienverfahren höherer Ordnung mit Profilkorrektur verwendet. Weitere Disziplinen des Gesamtentwurfs werden mit konventionellen Verfahren für den Konzeptentwurf berücksichtigt, da sie für die Untersuchungen in dieser Arbeit eine ausreichende Aussagekraft bieten.
Aufgrund des Einsatzes von Propellern ist die Arbeit auf den subsonischen Flugmachzahlbereich beschränkt. Für die zu untersuchenden, unkonventionellen Konfigurationen werden turbo-elektrische Antriebsstränge verwendet, da sie einerseits die nötige Flexibilität für die Umsetzung von verteilten Antrieben bieten und andererseits sinnvolle Missionsreichweiten ermöglichen. Es werden Regionalflugzeugkonfigurationen betrachtet, da diese aufgrund ihrer typischen Auslegungsmachzahl für Propellerantriebe prädestiniert sind. Da jedoch der Markt von Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen dominiert wird, werden auch diese untersucht, wobei die Auslegungsmachzahl gegenüber den typischen Vertretern dieser Klasse reduziert wird. Durch die Verwendung eines konsistenten Modellsatzes soll die Vergleichbarkeit zwischen den verschiedenen Missionsszenarien gewährleistet werden.

Von Interesse für die folgenden Arbeiten ist die Quantifizierung der Einflüsse der wesentlichen Auslegungsparameter wie der Propelleranzahl, der Flächenbelastung und des Leistungs- Gewichtsverhältnisses auf die Gesamtkonfiguration. Weiterhin ist die Identifikation der optimalen Kombinationen dieser Parameter unter den jeweiligen Randbedingungen und das Potential der resultierenden Entwürfe gegenüber zweimotorigen Konfigurationen wesentlich. Dabei wird durch den Vergleich zwischen Konfigurationen mit turbo-elektrischen Antriebssträngen das Potential von verteilten Propellern bewertet. Durch den Vergleich der turbo-elektrischen Konfigurationen mit den Turboprops wird der Einfluss der verteilten Propeller in Kombination mit der Modifikation des Antriebsstrangs evaluiert.

3. Disziplinen und Methoden

In diesem Kapitel werden die für diese Arbeit relevanten Methoden und deren Implementierung beschrieben. Zur Strukturierung der Beschreibung werden die klassischen Disziplinen aus dem Flugzeugentwurf verwendet. Beginnend mit dem Flugzeugvorentwurf wird zunächst ein Überblick über den Gesamtentwurfsprozess vermittelt, um die erforderlichen Disziplinen einzuordnen. Anschließend werden die Aerodynamik, die Antriebstechnik, die Propellerauslegung, die Massenabschätzung, die Missionsanalyse, die Flugmechanik und die Flugleistungsbewertung im Detail hinsichtlich der theoretischen Hintergründe und der verwendeten Methoden diskutiert.

3.1. Flugzeugvorentwurf

Es existiert umfangreiche Fachliteratur, welche den Flugzeugvorentwurf als eine eigene Disziplin behandelt. Einige wesentliche Gedanken über die Definition des Entwurfs, das zugehörige Vorgehen, dessen Bedeutung und das Ergebnis sind im Folgenden zusammengefasst. In [78] wird der Entwurf allgemein als die Schaffung einer geometrischen Beschreibung dessen, was gebaut werden soll, beschrieben. Nach [31] liegt einem Entwurf ein Ziel zugrunde und es ist das Ergebnis eines geplanten Vorgehens. Nach [17] ist der Entwurf ein Prozess der kreativen Problemlösung, der neben den physikalischen Eigenschaften eines Konzepts auch dessen Umsetzbarkeit zu berücksichtigen hat. Der konzeptionellen Entwurfsphase kommt nach [99] eine zentrale Bedeutung zu, denn anhand dieser werden die Realisierbarkeit und die potentielle Wirtschaftlichkeit von neuen Konfigurationen definiert und bewertet. Nach [68] ist ein gelungener Entwurf der bestmögliche Kompromiss aus allen dafür relevanten, zumeist konkurrierenden Disziplinen. In [98] wird darauf hingewiesen, dass aufgrund der langen Historie des Flugzeugentwurfs, ein hoher Reifegrad erreicht wurde, weshalb der Entwurf neuer Konzepte stark durch vorausgegangene, erfolgreiche Konfigurationen beeinflusst wird.

3.1.1. Phasen des Flugzeugentwurfs

Die klassische Literatur zum Flugzeugentwurf wie [78] und [68] unterteilt den Entwurfsprozess in drei Phasen: “Concenptual Design”, “Preliminary Design” und “Detailed Design”. Diese werden im Rahmen dieser Arbeit als “Konzeptphase”, “Vorentwurfsphase” und “De-

tailentwurfsphase" übersetzt. Im Folgenden werden die zentralen Merkmale der jeweiligen Phasen gemäß [78] und [68] beschrieben.
In der "Konzeptphase" werden die übergeordneten Eigenschaften eines neuen Entwurfs wie die allgemeine Auslegung der Konfiguration, die Anordnung der Leitwerke, die Triebwerksart und deren Position definiert. Dazu werden Parameter- oder Optimierungsstudien mit einer Vielzahl von potentiellen Konzepten durchgeführt. Daraus resultiert ein finaler Entwurf, welcher im Idealfall alle gestellten Anforderungen bestmöglich erfüllt.
Während der "Vorentwurfsphase" wird der Reifegrad des Konzeptentwurfs gesteigert. Nach [68] werden unter anderem geometrische Details wie die Tragflächenverwindung, die grundlegende interne und die detaillierte externe Geometrie ausgearbeitet. Weiterhin wird die Erfüllung von spezifischen Anforderungen wie Flattern, Festigkeit und Verschleiß evaluiert. Am Ende dieser Phase erfolgen nach [78] die Bewertung des Entwurfs und im Erfolgsfall der Beginn des Detailentwurfs.
Während der "Detailentwurfsphase" werden alle in den vorausgegangenen Phasen vernachlässigten Elemente ausgearbeitet und ergänzt. Weiterhin werden die Einzelkomponenten und die für die Fertigung erforderlichen Werkzeuge konstruiert und getestet. Es werden etwaige Anpassungen an dem Konzept vorgenommen, um die Produktion zu optimieren. Ausgehend von den detaillierten Informationen werden die Massenabschätzungen für den Entwurf verfeinert. Abschließend beginnt die Produktion eines Prototyps. [78]
Die vorliegende Arbeit umfasst die "Konzeptphase" und einige Aspekte der "Vorentwurfsphase", da die Tragflächengeometrie und die Propeller mit einem deutlich höheren Detailgrad ausgelegt und evaluiert werden als in der "Konzeptphase". Verallgemeinernd wird im Rahmen dieser Arbeit deshalb der Begriff "Vorentwurf" dafür verwendet.

3.1.2. Durchführung des Vorentwurfs

Der Entwurf einer neuen Konfiguration beginnt laut [78] und [68] mit der Definition der Anforderungen, wobei die Missionsanforderungen sich in der zivilen Luftfahrt üblicherweise an Marktprognosen orientieren. Weiterhin existieren Zulassungsvorschriften wie [7] und [4], welche vor allem sicherheitsrelevante Anforderungen festlegen. Außerdem gibt es klassenspezifische Anforderungen an Konfigurationen wie in [3] und [41], um innerhalb der existierenden Luftfahrtinfrastruktur operieren zu können.
Der Vorentwurf umfasst alle für die Vorauslegung eines Flugzeugs relevanten Disziplinen. Ausgehend von einer Auflistung in [78] sind für zivile Transportflugzeuge die Aerodynamik, die Massenabschätzung, das Antriebssystem, die Flugmechanik, die Strukturauslegung, die Auslegung von Subsystemen, die Leistungsbewertung, und die Kostenabschätzung zu nennen. Für jede dieser Disziplinen werden in der üblichen Vorentwurfsliteratur wie [78], [68] oder [99] Berechnungsmethoden vorgeschlagen. Da bei der vorliegenden Arbeit der Fokus auf der Evaluierung des Potentials zu Effizienzsteigerung liegt, wird die Betrachtung der Kosten vernachlässigt.

Alle genannten Disziplinen beeinflussen sich zu einem gewissen Maß gegenseitig. So ist die Masse der Tragfläche unter anderem von deren Geometrie und der Gesamtmasse des Flugzeugs abhängig. Die Letztere setzt sich aus den Komponentenmassen zusammen, zu welchen auch die Tragfläche selbst gehört. Die Geometrie beeinflusst die Aerodynamik, welche einen Einfluss auf die Lastverteilung hat, die wiederum die Masse beeinflusst. Weitere Disziplinen wie der Triebwerksentwurf sind ebenfalls entsprechenden Einflüssen unterworfen. Aus diesem Grund erfolgt die Ermittlung eines konsistenten Datensatzes im Rahmen des Vorentwurfs iterativ.
In [78] wird anschaulich der Ansatz beschrieben, wie ein solcher Prozess aufgebaut ist. Im Wesentlichen wird durch wiederholte Analysen einer Konfiguration, die sich in jedem Iterationsschritt geringfügig ändert, eine Konvergenz der maximalen Abflugmasse (MTOM) angestrebt. Dazu werden in jedem Iterationsschritt ausgehend von einer angenommenen MTOM die Berechnungen der Einzelmassen von Komponenten sowie des Treibstoffbedarfs durchgeführt, die Ergebnisse aufsummiert und die Abweichung zwischen der angenommenen und resultierenden MTOM überprüft. Ist die gewünschte Konvergenz nicht erreicht, wird eine neue Annahme zu MTOM auf Basis der bisherigen Ergebnisse getroffen. Im einfachsten Fall werden konstante Annahmen zur Gleitzahl und dem Treibstoffmassenanteil ausgehend von historischen Daten für bestimmte Flugzeugklassen getroffen. Mit zunehmender Detailtiefe werden Verfahren eingesetzt, um diese Daten durch Berechnungen innerhalb der Iterationsschritte zu ermitteln.
Es ist anzumerken, dass der Begriff Gleitzahl in der Literatur wie beispielsweise in [32] identisch mit dem Gleitwinkel als das Verhältnis aus Widerstand und Auftrieb verwendet wird. Im Rahmen dieser Arbeit wird die Gleitzahl jedoch als das Verhältnis aus Auftrieb zu Widerstand definiert, also L/D, um eine für den Flugzeugentwurf sinnvollere Gütezahl zu repräsentieren.
Üblicherweise erfolgt ein Entwurf mit einem konstanten Schub- bzw. Leistungs- Gewichtsverhältnis (T/W bzw. P/W) und einer konstanten Flächenbelastung (W/S). Während des Vorentwurfs werden Parameterstudien eingesetzt, um den Entwurfsraum zu evaluieren. In einer solchen Parameterstudie wird eine Auslegungsmatrix erstellt, für welche Konfigurationen mit verschiedenen Kombinationen von T/W und W/S entworfen werden. Da dabei eine große Zahl von Konfigurationen durchgerechnet wird, können nur vergleichsweise schnelle und demzufolge einfache Verfahren eingesetzt werden. Ein weiterer Grund für die Verwendung von einfachen Methoden ist Detailwissen, welches die höherwertigen Verfahren erfordern, das jedoch in frühen Entwurfsphasen nicht vorliegt. Die Betrachtungstiefe bleibt damit im Vergleich zu späteren Entwicklungsschritten gering. [78]
In [68] wird eine Besonderheit des Flugzeugentwurfs hervorgehoben, die darin besteht, dass die optimalen Lösungen der meisten Einzeldisziplinen untereinander konkurrieren. Als ein Beispiel wird dort die Profildicke diskutiert, die aus der Perspektive der Aerodynamik tendenziell gering und aus der Perspektive der Strukturmasse möglichst groß sein sollte. Hieraus wird abgeleitet, dass ein guter Flugzeugentwurf einen bestmöglichen Kompromiss aus allen Disziplinen unter Berücksichtigung der jeweiligen Randbedingungen

darstellt. Die Aufgabe, durch eine sinnvolle Balance zwischen den Lösungen der Einzeldisziplinen einen solchen Kompromiss zu erzielen, wird dem "Chief Designer", dem leitenden Entwurfsingenieur zugeschrieben. Der Erfahrung des Autors nach ist die Sicherstellung einer ausgewogenen Konfiguration insbesondere bei unkonventionellen Missionsanforderungen keine triviale Aufgabe.
Obwohl der Vorentwurf sich nach den vordefinierten Missionsanforderungen richtet, wird empfohlen, jene Anforderungen zu identifizieren, welche den Entwurf maßgeblich beeinflussen. Es ist sinnvoll, diese zu hinterfragen, um ggf. ein ausgewogeneres Konzept zu erreichen. Damit stellt die Definition der Anforderungen im erweiterten Sinnen einen Teil des Entwurfsprozesses dar. [78], [17], [68]

3.1.3. Methoden des Konzeptentwurfs

Im Rahmen dieser Arbeit wird ein Vorentwurfsprozess aufgebaut, welcher sich an der aktuell etablierten Philosophie des DLR, wie in [110] beschrieben, orientiert und um Fähigkeiten erweitert, die Effekte der Propeller-Flügelinteraktion zu berücksichtigen. Als Kern des iterativen Gesamtentwurfsprozesses wird die DLR-eigene Konzeptentwurfssoftware "openAD" [110] eingesetzt. In "openAD" erfolgt ein konzeptioneller Entwurf einer Flugzeugkonfiguration mittels empirischer und semi-empirischer Methoden. Das Programm bietet weiterhin die für diese Arbeit zentrale Fähigkeit, Ergebnisse von Einzeldisziplinen aus externen, höherwertigen Programmen zu berücksichtigen. Weiterhin nutzt es eine standardisierte Schnittstelle auf XML-Basis namens "Common Parametric Aircraft Configuration Schema" (CPACS) [9], welche die Kommunikation zwischen den verschiedenen disziplinären Werkzeugen vereinfacht.
In dem Vorentwurfsprozess, welcher im nachfolgenden Kapitel detailliert beschrieben wird, erfolgt die Analyse ausgewählter Disziplinen wie Aerodynamik, Massenabschätzung, Missionsanalyse und Triebwerksentwurf mit im Vergleich zu "openAD" höherwertigen Methoden. Die Ergebnisse werden am Ende einer jeden Iteration an "openAD" übergeben. Daraufhin erfolgt eine Synthese, also ein erneuter Flugzeugentwurf durch "openAD" unter Berücksichtigung dieser höherwertigen Daten. Die übrigen für den Entwurf erforderlichen Informationen werden durch die Methoden von "openAD" berechnet. Auf diese Weise wird ein konsistenter Datensatz am Ende einer jeden Iteration erzeugt. Um eine Konsistenz der durch die externen Werkzeuge berechneten Daten zu erreichen, sind mehrere Iterationen des Gesamtentwurfsprozesses für eine finale Konvergenz erforderlich.

3.1.4. Übersicht des Gesamtentwurfsprozesses

Ein zentrales Ergebnis dieser Arbeit ist ein Prozess für den Vorentwurf von Propellerflugzeugen mit verteilten Antrieben unter Berücksichtigung der Propeller-Flügelinteraktion

mit vereinfachten physikalischen Methoden. Die Struktur dieses Gesamtentwurfsprozesses ist in Abbildung 3.1 dargestellt.

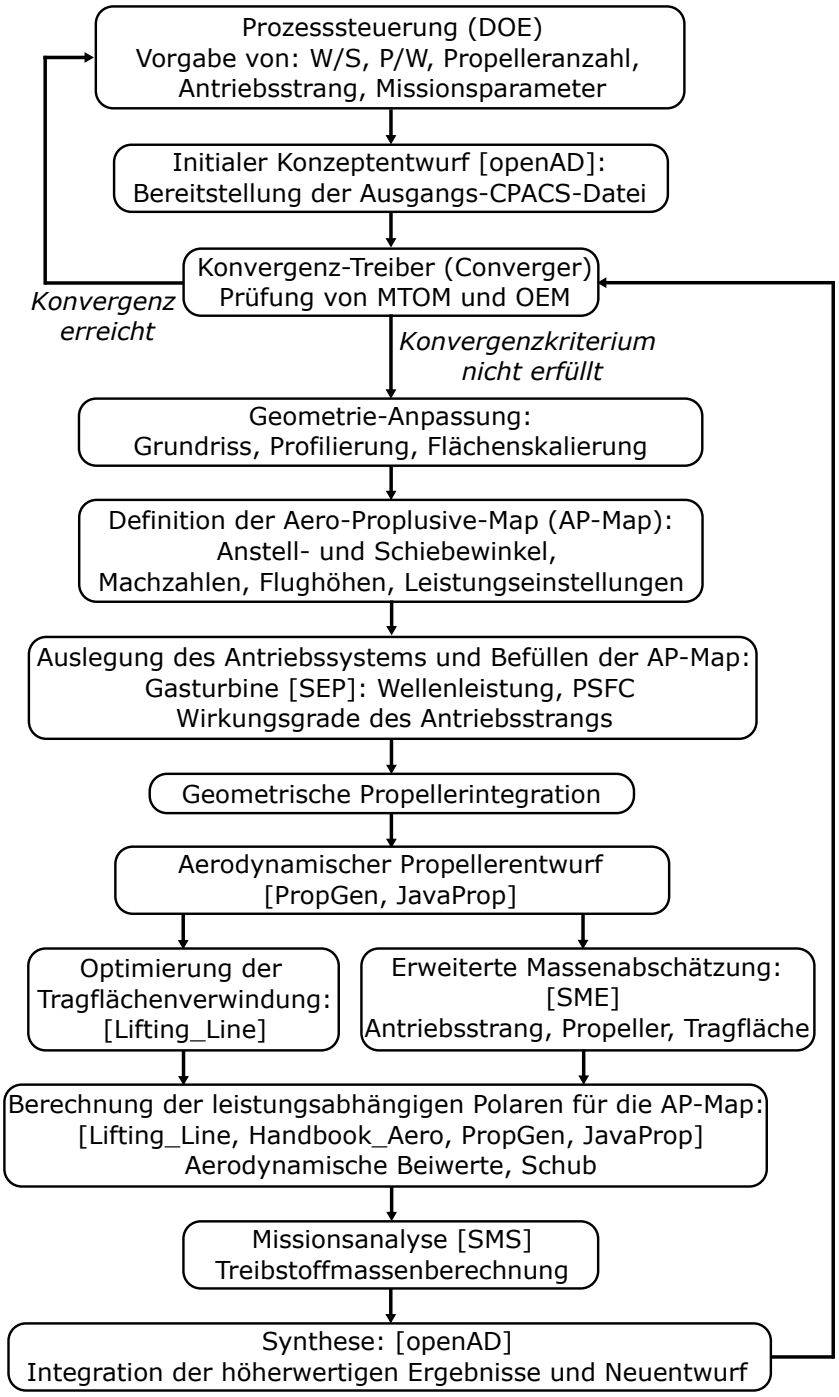

Abbildung 3.1.: Schematische Darstellung des im Rahmen dieser Arbeit aufgebauten Gesamtentwurfsprozesses. Die Bezeichnungen der wesentlichen Werkzeuge sind in eckigen Klammern aufgeführt.

Der Prozess ist in der Umgebung “Remote Component Environment” (RCE) [87] des DLR integriert. Es werden etablierte Programme “Linfting_Line” [40] und “Handbook_Aero” für die aerodynamischen Berechnungen, “JavaProp” [47] für die Propellerauslegung und Analyse und “openAD” [110] für den Konzeptentwurf eingesetzt.
Weiterhin werden verschiedene im Rahmen dieser Arbeit entwickelte Werkzeuge für die Berechnung der Gasturbinencharakteristik “Simple Engine Performance” (SEP), die Auslegung und die Massenabschätzung des turbo-elektrischen Antriebsstrangs “Special Mass Estimation” (SME), die Steuerung der Propellerauslegung und Propellerintegration “PropGen”, die Missionsanalyse “Special Mission Simulation” (SMS), welche die Interaktionseffekte zwischen dem Antriebssystem und der Aerodynamik berücksichtigt, sowie eine Vielzahl von Steuerskripten für den Prozessablauf genutzt.
Im Folgenden soll ein kompakter Überblick über den Prozess und die Zusammenhänge erfolgen. Details zu Werkzeugen und Methoden werden in den Folgekapiteln vermittelt.
Die Prozesssteuerung übernimmt eine RCE-eigene “Design-of-Expertiments” (DOE) Komponente, welche die Parameterkombinationen anhand einer vom Benutzer definierten Matrix an den iterativen Entwurfsprozess sequenziell übergibt und die Ergebnisse eines abgeschlossenen Entwurfs zusammenfasst. Als Eingabeparameter für die Entwurfsmatrix dienen unter anderem die Missionsanforderungen wie die Reichweite, die Reiseflugmachzahl und die Flughöhe sowie die Konfigurationseigenschaften wie die Flächenbelastung, das Leistungs- Gewichtsverhältnis und die Anzahl der Propeller. Nach der DOE-Komponente erfolgt ein initialer Entwurf, um einen ersten groben CPACS-Datensatz für die nachfolgenden Prozessschritte bereitzustellen.
Die RCE-Komponente “Converger”, hier auch als Konvergenz-Treiber bezeichnet, übernimmt die Eingaben des initialen Entwurfs und initiiert den iterativen Entwurfsprozess. Der “Converger” überwacht die Ergebnisse der maximalen Abflugmasse (MTOM) und der operationellen Leermasse (OEM) nach jeder Iterationsschleife. So lange die vorgegebenen Konvergenzkriterien nicht erfüllt sind, wird der iterative Prozess unter Berücksichtigung der aktualisierten Zwischenergebnisse aus dem letzten Lauf erneut initiiert. Sobald alle Konvergenzkriterien erreicht sind, erfolgt eine Rückführung der Daten an die DOE-Komponente und ein neuer Entwurf wird angestoßen.
Der iterative Entwurfsprozess beginnt mit der Anpassung der Geometrie der Tragfläche, welche eine nach den Vorgaben des Benutzers definierte Spannweite und Profilierung erhält. Die Flügelfläche wird entsprechend der Flächenbelastung und der in der jeweiligen Iteration gültigen MTOM skaliert, woraus die Streckung resultiert.
Daraufhin folgt die Definition der sogenannten “Aero-Propulsive-Map” (AP-Map), einer strukturierten Zusammenstellung der leistungsabhängigen Polaren, welche im Rahmen dieser Arbeit es ermöglicht, die Interaktionseffekte zwischen dem Antriebssystem und der Aerodynamik bei der Missions- und Leistungsberechnung zu berücksichtigen. Für die AP-Map werden die Flughöhen, die Machzahlen, die Leistungseinstellungen, die Anstell- und Schiebewinkel vorgegeben. Eine detaillierte Beschreibung der AP-Map ist in Kapitel 3.2.2 enthalten.

Mit den Vorgaben aus der AP-Map wird das Antriebssystem ausgelegt, was primär die Dimensionierung der Gasturbine und die Ermittlung der Wirkungsgrade des Antriebsstrangs umfasst. Ausgehend davon wird die AP-Map mit Daten zu Triebwerksleistung, Treibstoffverbrauch und Wirkungsgrad gefüllt. Das im Rahmen dieser Arbeit aufgebauten Werkzeug für die Auslegung der Gasturbine "Simple Engine Performance" (SEP) wird in Kapitel 3.3 beschrieben.
Im nächsten Schritt werden die Propeller anhand von geometrischen Randbedingungen integriert. Die Triebwerksgondeln werden mittels einer volumetrischen Leistungsdichte dimensioniert. Die resultierende Konfiguration wird einer aerodynamischen Optimierung der Tragflächenverwindung unter Berücksichtigung des Propellereinflusses im Reiseflug unterzogen. Hierzu werden zunächst die Propeller für diesen Betriebspunkt unter Einsatz von "PropGen" ausgelegt. "PropGen" ist ein im Rahmen dieser Arbeit aufgebauter Wrapper für das Propellerentwurfs- und Analyseprogramm "JavaProp" [47], welcher in Kapitel 3.4.2 detailliert beschrieben wird. Anschließend erfolgt eine aerodynamische Optimierungsschleife zur Anpassung der Verwindung zwischen der Flügelwurzel und der Flügelspitze. Eine lineare Verwindungsverteilung wird aus Zeitgründen angewendet. Abschließend wird der Einstellwinkel des optimierten Flügels so angepasst, dass im Reiseflug ein Anstellwinkel von ca. 2 ° erreicht wird.
Für die optimierte Konfiguration erfolgt die Abschätzung der Massen des Antriebssystems und der Tragfläche mit dem im Rahmen dieser Arbeit erstellen Werkzeug "Special Mass Estimation" (SME). Das SME wird in Kapitel 3.5.2 detailliert erklärt. Die übrigen Anteile der OEM werden durch "openAD" berechnet.
Anschließend erfolgt die Berechnung der aerodynamischen Parameter der AP-Map, die unter anderem die Auslegung der Propeller, die Anpassung der Propellerblatteinstellwinkel für verschiedene Betriebspunkte, die Berechnung der Schübe und der aerodynamischen Beiwerte für jeden Betriebspunkt in der AP-Map umfasst. Eine detaillierte Erläuterung dieses speziell für diese Arbeit aufgebauten Prozesses ist in Kapitel 3.2.2 enthalten.
Mit der vollständigen AP-Map wird unter Berücksichtigung der Missionsanforderungen sowie der Leermasse die Missionsanalyse durchgeführt und die erforderliche Treibstoffmasse bestimmt. Dafür wird das im Rahmen dieser Arbeit entwickelte Werkzeug "Special Mission Simulation" (SMS) verwendet, welches in der Lage ist, durch die Verwendung der AP-Map die Kopplung zwischen dem Antriebssystem und der Aerodynamik zu berücksichtigen.
Zum Abschluss des Iterationsschritts wird eine Synthese, also ein Konzeptentwurf der Konfiguration mittels "openAD" unter Berücksichtigung von den Ergebnissen aus höherwertigen Methoden, durchgeführt. Die resultierende maximale Abflugmasse und die Leermasse sowie alle Zwischenergebnisse werden an den "Converger" zur Überprüfung der Konvergenz übermittelt. Sofern die Konvergenzkriterien nicht erfüllt wurden, wird eine neue Iteration angestoßen, wobei die MTOM und OEM aus dem letzten Iterationsschritt als Eingabeparameter für die nächste Schleife übernommen werden. Bei einer erfolgreichen Konvergenz wird ein neuer Entwurf durch die "DOE"-Komponente initiiert.

Auf einer aktuellen Workstation beträgt die Dauer für einen Entwurf drei bis vier Stunden.
Neben einem konsistenten Entwurf, welcher durch den hier vorgestellten Gesamtentwurfsprozess erzeugt wird, benötigt man weitere Schritte, um eine Konfiguration zu bewerten. Die Analyse der Flugleistungen wie Startstrecke, Steigflug bei Triebwerksausfall und Landegeschwindigkeit erfolgt mit dem Werkzeug "Simple Performance Analysis" (SPA), das in Kapitel 3.8 erläutert wird. Die dafür erforderlichen AP-Maps mit ausgeschlagenen Klappen werden durch einen weiteren Prozess, welcher in Kapitel 3.2.3 vorgestellt wird, berechnet.

3.2. Aerodynamik

Nach [88] ist die Aerodynamik ein Teilgebiet der Fluidmechanik, die wiederum gemäß [100] ein Gebiet der Mechanik ist, welches sich mit Flüssigkeiten, Dämpfen und Gasen befasst. Die Aerodynamik spezialisiert sich auf das Verhalten von strömenden Gasen, primär auf die Luft. Nach [83] sind die zentralen Fragen des Flugzeugbaus an die Aerodynamik, welche Kräfte die Luft bei der Interaktion mit dem Flugzeug auf dieses ausübt und wie die Geometrie des Flugzeugs beschaffen zu sein hat, um bestimmte Kräfte zu erzeugen. Die Kenntnis aerodynamischer Eigenschaften eines Flugzeugs ist für den Flugzeugentwurf von zentraler Bedeutung, da gemäß [68] die Kräfte für die Leistungsbewertung und die Momente für die Bewertung der Flugmechanik benötigt werden. Zugleich erfordert die hohe Komplexität der zur Behandlung von aerodynamischen Problemen formulierten mathematischen Zusammenhänge starke Vereinfachungen und empirische Korrekturen, um für den Vorentwurf handhabbar zu sein, was man an den Verfahren aus der gängigen Vorentwurfsliteratur wie [78], [68] oder [99] erkennen kann.

3.2.1. Methoden zur Berechnung der aerodynamischen Beiwerte

Im Vorentwurf werden vergleichsweise einfache Methoden verwendet, um die aerodynamischen Daten in vertretbarer Zeit mit ausreichender Genauigkeit zu berechnen [71]. Die Ermittlung der Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte für das Gesamtflugzeug im Rahmen dieser Arbeit erfolgt durch die Berechnung und die Zusammensetzung der Beiwerte von Einzelkomponenten sowie der Berücksichtigung von Interferenz- und Korrekturfaktoren. Dieser grundlegende Ansatz leitet sich aus der üblichen Literatur zum Flugzeugvorentwurf wie bspw. [78], [68] oder [99] ab. Eine sinnvolle Unterteilung der Flugzeugzelle für aerodynamische Berechnungen erfolgt in Rumpf, Tragfläche, Triebwerksgondeln sowie Höhen- und Seitenleitwerk. Je nach Flugzustand sind die Einflüsse des Fahrwerks und des Hochauftriebssystems zu berücksichtigen. Weiterhin erfordern unterschiedliche physikalische Effekte wie induzierter Widerstand, Reibungs- und Druckwiderstand den Einsatz

unterschiedlicher Methoden und Werkzeuge. Die Momentenbeiwerte werden ebenfalls komponentenweise zusammengesetzt. Hierbei werden im Rahmen dieser Arbeit die Beiträge der Tragfläche, der Leitwerke und des Rumpfs berücksichtigt. Im Folgenden werden die Berechnungsverfahren für die jeweiligen Komponenten vorgestellt.

Berechnung der aerodynamischen Beiwerte von Tragfläche und Höhenleitwerk

Die Berechnungen der aerodynamischen Kraft- und Momentenbeiwerte der Tragfläche und des Höhenleitwerks unter Berücksichtigung des Propellereinflusses erfolgen unter Einsatz des DLR-eigenen Mehrfachtraglinienverfahrens höherer Ordnung "Lifting_Line" (LiLi) [40]. Mit diesem potentialtheoretischen Verfahren ist es möglich, mehrfache, nichtplanare Flügelgeometrien mit und ohne Klappenausschlag bei symmetrischen und unsymmetrischen Strömungszuständen zu berechnen. Für die vorliegende Arbeit werden damit der Auftrieb, der induzierte Widerstand und das Nickmoment von Flügel und Höhenleitwerk ermittelt. Weiterhin verfügt LiLi über eine auf Profilpolaren basierende Korrektur für den Reibungs-, Druck- und Wellenwiderstand [59]. Zur Berechnung der Profilpolaren wird die Software "Xfoil" [25] eingesetzt. Die zentrale Fähigkeit von LiLi für diese Arbeit ist die Berücksichtigung des Einflusses von Propellern in Form von quasistatischen Nachlauffeldern durch die Arbeiten aus [77]. Die Berechnung der Propellernachlauffelder erfolgt mit dem Programm "JavaProp" [47], welches eine Integration der Blattelementtheorie zum Entwurf von Propellern darstellt. Die automatischen Steuerung von "JavaProp" erfolgt durch das im Rahmen dieser Arbeit entwickelte Werkzeug "PropGen". Als Kommunikationsschnittstelle mit LiLi wird die Extensible Markup Language (XML)-Schnittstelle CPACS verwendet. Es ist anzumerken, dass das Seitenleitwerk gesondert behandelt wird, da keine Untersuchungen zu Schiebeflugzuständen im Rahmen dieser Arbeit durchgeführt werden. Auf diese Weise kann in LiLi ein Halbmodell der Konfiguration genutzt werden, um die Berechnungsdauer signifikant zu reduzieren.
Während durch die Verwendung von Profilpolaren die Ergebnisse des Traglinienverfahrens um die reibungsbedingten Anteile des Widerstands automatisch korrigiert werden, erfordert die Abschätzung des Maximalauftriebs der berechneten Tragflächenpolaren eine gesonderte Behandlung außerhalb von LiLi. Dazu wird eine Auswertung der lokalen Auftriebsbeiwerte von Profilpolaren an allen Sektionen der Tragfläche gemäß der Methode aus [59] durchgeführt. Wird bei einem Anstellwinkel an einer Stelle des Flügels der maximale Profilauftriebsbeiwert erreicht, wird der entsprechende Gesamtauftriebsbeiwert als Maximalauftriebsbeiwert der Tragfläche festgehalten. Für höhere Anstellwinkel wird der Auftriebsbeiwert stetig verkleinert, um Plateaus in Polaren zu vermeiden, die für die Interpolation ein Problem darstellen können. Es sei angemerkt, dass diese Bereiche für die Analysen nicht relevant sind, weshalb von zusätzlichen Korrekturen des Widerstandsbeiwerts abgesehen wird.

Die Berücksichtigung des Propellereinflusses erfordert eine ausreichend feine Diskretisierung des Flügels in LiLi. Zugleich sollte die Diskretisierung möglichst grob sein, um die Rechenzeit niedrig zu halten. Konvergenzstudien, welche unter A.2 zu finden sind, dienen der Ermittlung der geeigneten Einstellungen.

Berechnung von Profilpolaren

Die für LiLi benötigten Profilpolaren werden mit dem Programm "Xfoil" [25] berechnet. Jede Profilpolare beinhaltet die Auftriebs-, Widerstands-, und Nickmomentenbeiwerte für eine Reihe von Anstellwinkeln. In jedem aerodynamischen Datensatz eines Profils werden Polaren für verschiedene Mach- und Reynoldszahlen abgelegt, um eine Interpolation in LiLi zu ermöglichen.
Für die Generierung der Profilpolaren wurde im Rahmen dieser Arbeit ein automatisierter Prozess aufgebaut, welcher die Eingabeparameter für XFoil vorbereitet, die Berechnung durch XFoil startet, die Ergebnisse auswertet und diese zu einem Datensatz zusammenfasst. Die Profilberechnungen erfolgen unter der Annahme voll turbulenter Strömung und beschränken sich auf sinnvolle Anstellwinkelbereiche bei verschiedenen Machzahlen, um eine stabile Prozesskonvergenz zu gewährleisten. Für niedrige Machzahlen werden die Polaren zwischen $-15\,°$ und $+15\,°$ aufgespannt. Bei höheren Machzahlen hängen die Bereiche von der Profilwahl ab und verringern sich auf bis zu $-2.5\,°$ und $+3.5\,°$. Die Schrittweite beträgt zwischen $0.5\,°$ und $1\,°$. Die Machzahlen variieren zwischen 0.1 und je nach Profilwahl 0.5 bis 0.75. Es werden Reynoldzahlen zwischen $10,000$ und $50,000,000$ berücksichtigt. Für jedes Profil werden in Abhängigkeit des betrachteten Machzahlbereichs zwischen 20 und 40 Profilpolaren verwendet.

Berechnung der Widerstandsanteile von Rumpf, Seitenleitwerk, Triebwerksgondeln und Fahrwerk

Für die Bestimmung der Reibungs- und Druckwiderstandsbeiträge des Rumpfs, der Triebwerksgondeln und des Seitenleitwerks wird primär das DLR-eigene Programm Handbook_Aero (HBA) verwendet. Es basiert auf semi-empirischen Methoden, wie sie u.a. in [78] beschrieben sind, mit Erweiterungen auf Basis von DLR-Arbeiten wie [58]. Diese Methoden approximieren, vereinfacht ausgedrückt, den Reibungswiderstand der Komponenten mittels ebener Platten mit entsprechenden Referenzlängen und benetzten Flächen sowie den Druckwiderstand über die für die jeweiligen Formen geeignete Formfaktoren.
Weiterhin können benutzerdefinierten Formeln verwendet werden, um den Funktionsumfang zu erweitern. Der Widerstand der Triebwerksgondeln, berechnet nach [78], sowie der Fahrwerkswiderstand bei der Berechnung von Langsamflugpolaren werden auf diese Weise berücksichtigt. Für das Fahrwerk werden typische Werte für Regional- sowie Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen nach [68] verwendet, wobei sie entsprechend der Flügelfläche skaliert werden. Wie LiLi ist HBA über die CPACS-Schnittstelle ansteuerbar.

Es ist anzumerken, dass für monodisziplinäre Studien zum Teil spezielle Implementierungen derselben Handbuchformeln außerhalb von HBA verwendet wurden. Auf diese Weise wurde die Abhängigkeit von CPACS reduziert und so die Modifikationen an den betrachteten Experimentalkonfigurationen vereinfacht.

Bilanzierung von Schub, Auftrieb und Widerstand unter Propellereinfluss

Nach [103] ist die Bilanzierung von Schub und Widerstand bei Propellerflugzeugen aufgrund von Interaktionseffekten zwischen dem Antriebssystem und der Flugzeugzelle zumindest herausfordernd. Es existieren verschiedene Methoden, die jedoch untereinander nicht zwangsläufig konsistente Ergebnisse liefern. In der obigen Quelle werden Abweichungen von bis zu 5% angeführt.
Im Rahmen dieser Arbeit wird bei der Berechnung des Schubs, des Propellerwirkungsgrads und der aerodynamischen Beiwerte der Tragfläche wie folgt vorgegangen. Der Propeller wird unter der Annahme ungestörter Anströmung ausgelegt und analysiert. Hierbei wird der Einfluss des Tragfläche auf den Propeller vernachlässigt. Detaillierte Informationen sind in Kapitel 3.4 zu finden. Anhand dieser Berechnungen werden der Propellerwirkungsgrad und der Schub bestimmt. Dieser Schub wird für die Kalkulationen während der Missionssimulation verwendet. Weiterhin wird unter diesen Annahmen die zeitlich und über den Umfang gemittelte Verteilung der Geschwindigkeiten im Propellernachlauf bestimmt. Diese wird für die Berechnung der Beiwerte von Tragflächen mit der ungestörten Anströmung überlagert [77]. Dadurch werden die lokalen Anstellwinkel und Geschwindigkeiten, welche die Tragfläche im Vergleich zu einer ungestörten Anströmung sehen würde, verändert [103]. Die damit einhergehenden Änderungen manifestieren sich in den aerodynamischen Beiwerten, beeinflussen also den Auftrieb, den Widerstand und die Momente, welche von LiLi berechnet werden. Zusammenfassend lässt sich festhalten, dass der stationär gemittelte Einfluss der Propeller auf die Tragfläche in den aerodynamischen Beiwerten der Tragfläche abgebildet wird.

3.2.2. Bestimmung von leistungsabhängigen Polaren: Aero-Propulsive-Map

Die wechselseitige Wirkung der Aerodynamik und des Antriebssystems erfordert eine simultane Auswertung der aerodynamischen Beiwerte und der Leistungseinstellungen. Um die Einflüsse des Antriebssystems auf die Aerodynamik abzubilden, wird deshalb die bereits angesprochene “Aero-Propulsive-Map” (AP-Map) verwendet. Sie stellt eine Datenstruktur dar, um die aerodynamischen Polaren für verschiedene Leistungseinstellungen einheitlich für die nachfolgenden Werkzeuge wie die Missionsanalyse zu strukturieren.
Zur Definition der AP-Map werden die Anstell- und Schiebewinkel, die Machzahlen, die Flughöhen sowie die Leistungseinstellungen vorgegeben. Die Wellenleistung der Gasturbine, der spezifische Treibstoffverbrauch, der Treibstoffmassenfluss und der Wirkungs-

grad des Antriebsstrangs werden mit den Methoden, die in Kapitel 3.3 beschrieben werden, ermittelt und der AP-Map hinzugefügt. Der im Folgenden beschriebene Prozess berechnet die aerodynamischen Beiwerte der Gesamtkonfiguration sowie den durch die Propeller erzeugten Schub. Unter der Annahme, dass die gesamte Wellenleistung der Gasturbinen in elektrische Leistung umgewandelt wird, wird der Beitrag der Gasturbinen zum Schub vernachlässigt. Da nur symmetrische Flugzustände betrachtet werden, beträgt der Schiebewinkel stets 0 °.
Zur Erstellung der AP-Map wird ein im Rahmen dieser Arbeit aufgebauter automatisierter Prozess verwendet, dessen schematischer Ablauf in Abbildung 3.2 dargestellt ist. Dieser Prozess ist Teil der in Abbildung 3.1 auf Seite 17 dargestellten Vorentwurfskette.

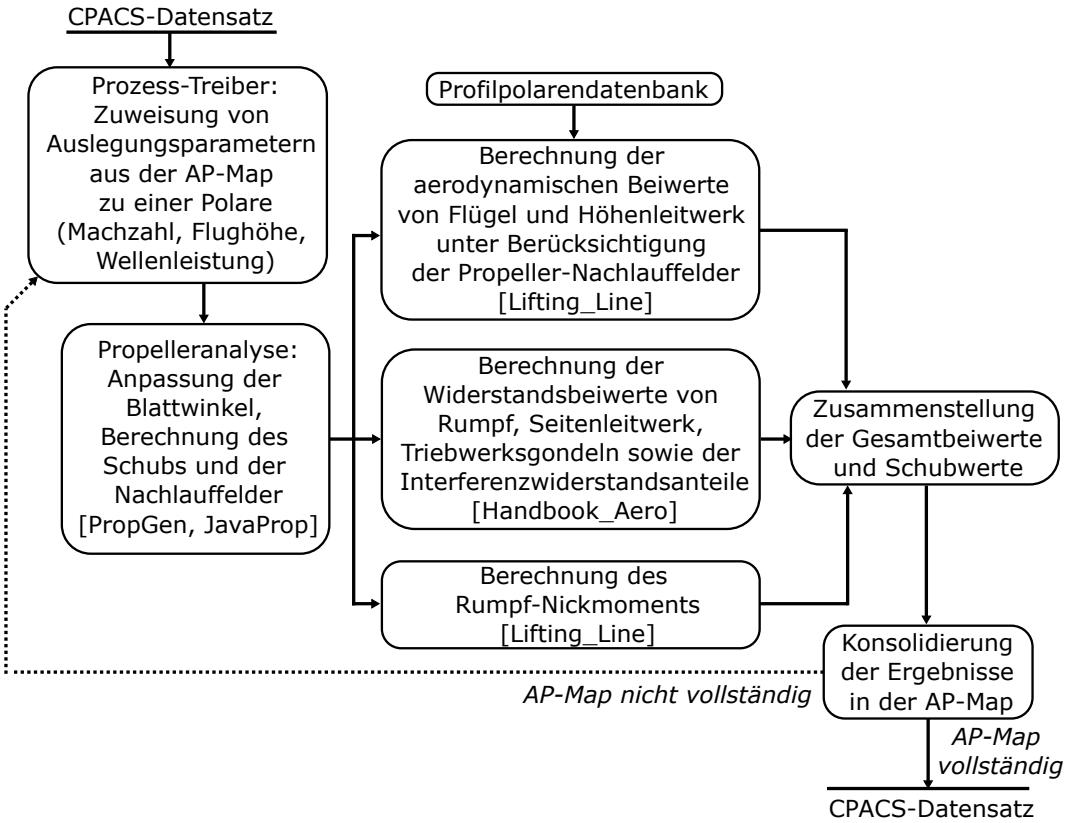

Abbildung 3.2.: Schematische Darstellung des Prozesses zur Berechnung von aerodynamischen Beiwerten und Propellerdaten innerhalb des Gesamtentwurfsprozesses und den Aufbau der AP-Map.

Da bei LiLi die Propellernachlauffelder nur für einen Betriebspunkt pro Berechnung übergeben werden können, erfolgt das Befüllen der AP-Map sequenziell. In jeder Schleife wird eine Polare über eine Reihe von Anstellwinkeln für einen definierten Betriebspunkt, also eine Kombination aus Flughöhe, Machzahl und Wellenleistung, berechnet. Der Prozess beginnt mit der Definition der Randbedingungen für eine Polare. Es folgt die

Propellernalayse mittels “PropGen”, welches die automatische Steuerung von “JavaProp” übernimmt. Zunächst werden die Blatteinstellwinkel für die Betriebsbedingungen der Polare angepasst. Anschließend erfolgen die Berechnungen des Schubs und der Propellernachlauffelder. Mit diesen Nachlauffeldern wird die Berechnung der aerodynamischen Beiwerte des Flügels und des Höhenleitwerks durchgeführt. Wie bereits beschrieben, wird hierbei das Programm LiLi eingesetzt, wobei die potenzialtheoretische Methodik durch Druck- und Reibungswiderstandsanteile anhand von Profildaten korrigiert wird. Die Profilpolaren werden außerhalb des Gesamtentwurfsprozesses mit XFoil [25], wie in Kapitel 3.2.1 beschrieben, berechnet und als eine Datenbank im XML-Format für LiLi bereitgestellt. Weiterhin finden die Berechnungen der Reibungs- und Druckwiderstandsanteile des Rumpfs, des Seitenleitwerks, der Triebwerksgondeln und anderer Widerstandskomponenten wie des Interferenzwiderstands statt. Der Beitrag des Nickmoments durch den Rumpf wird vereinfacht über eine ebene Platte mit den Abmessungen der projizierten Rumpffläche mittels LiLi approximiert. Da diese Berechnungen unabhängig voneinander durchgeführt werden, sind sie aus Zeitgründen parallelisiert, wie aus Abbildung 3.2 ersichtlich.
Die berechneten Daten werden im Anschluss zu einer Polare mit den Gesamtbeiwerten zu Auftrieb, Widerstand und Nickmoment bei der jeweiligen Wellenleistung zusammengefasst. Am Ende einer Schleife wird die Polare zu der AP-Map hinzugefügt. Sofern die AP-Map nicht vollständig gefüllt ist, initiiert der Prozess-Treiber die Berechnung der nächsten Polare. Eine vollständige AP-Map wird an den Gesamtentwurfsprozess als Teil des CPACS-Datensatzes übergeben.
Die Auflösung der AP-Map hat einen signifikanten Einfluss auf die Qualität der Ergebnisse und die Rechendauer. Studien hierzu sind im Anhang unter A.3 zu finden. Sie zeigen, dass es aufgrund der Genauigkeit sinnvoll ist, die relevanten Betriebspunkte wie den Reiseflugfall a priori in der AP-Map vorzusehen. Weniger relevante oder gar irrelevante Betriebspunkte können aus Zeitgründen vernachlässigt werden. Weiterhin ist es sinnvoll, dass die Daten an den äußeren Rändern der AP-Map einen Abstand zu den Betriebspunkten aufweisen, um Probleme bei der Interpolation zu vermeiden. Hierzu werden im Rahmen dieser Arbeit die maximale operationelle Machzahl als Obergrenze gegenüber der Reiseflugmachzahl und eine Höhenreserve von 1 km gegenüber der Reiseflughöhe verwendet.

3.2.3. Berechnung der Polaren für den Langsamflug

Für den Flugzeugvorentwurf ist es zunächst ausreichend, die AP-Map für die Konfiguration ohne Klappeneinfluss zu verwenden, da diese über den wesentlichen Betriebsbereich eingesetzt wird. Zur Bewertung der Anforderungen an den Langsamflugbereich wie Start oder Landung sind die Effekte durch Klappen jedoch ausschlaggebend. Dafür werden weitere AP-Maps unter Berücksichtigung von Klappenausschlägen durch einen Prozess gene-

riert, der im Folgenden vorgestellt wird. Die Berechnung der aerodynamischen Beiwerte der Tragfläche und des Höhenleitwerks erfolgt mit dem bereits beschriebenen Werkzeug LiLi, das in seiner eingesetzten Version 3.0.1 die Wirkung von spaltlosen Wölbklappen im Rahmen der Potentialtheorie bestimmen kann. Die Widerstandsanteile des Rumpfs, der Triebwerksgondeln und des Seitenleitwerks werden wie bereits beschrieben mittels HBA berechnet. Zusätzlich wird der Widerstandsanteil des ausgefahrenen Fahrwerks nach [68] berücksichtigt. Die Struktur des Prozesses für die Berechnung der Polaren für den Start- und den Landefall ist in Abbildung 3.3 dargestellt.

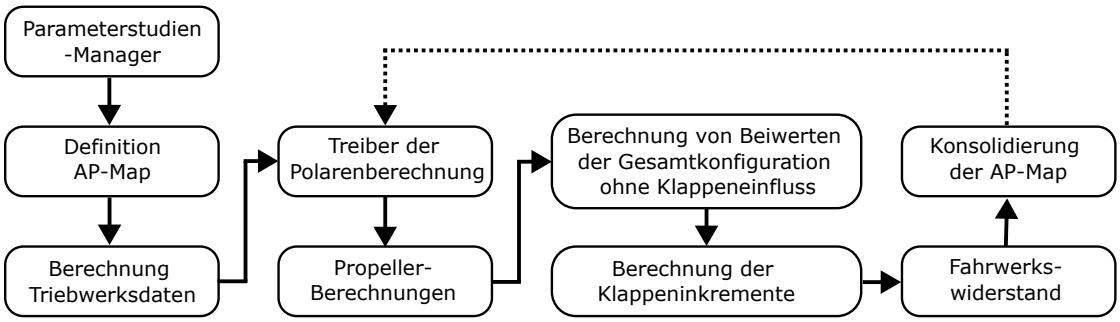

Abbildung 3.3.: Schematische Darstellung des Prozesses zur Berechnung von Polaren für den Start- und Landefall.

Der Prozessablauf orientiert sich an Handbuchmethoden für den Vorentwurf wie in [78], verwendet jedoch anstelle von statistischen Daten Wirkungsinkremente der Klappen, welche unter Einsatz von LiLi unter Berücksichtigung des Propellereinflusses und der in CPACS hinterlegten Geometrie ermittelt werden. Zunächst wird dafür der Maximalauftrieb der Tragfläche ohne Klappenausschlag unter Berücksichtigung von Profildaten nach dem Vorgehen aus [59] ermittelt und die Polaren der Tragfläche hinsichtlich des Maximalauftriebs ohne Klappen korrigiert. Anschließend werden mittels LiLi, jedoch ohne eine Korrektur durch Profilpolaren, die Inkremente der Beiwerte für den Klappenausschlag unter Berücksichtigung der tatsächlichen Klappen- und Tragflächengeometrie sowie der zugehörigen Propellernachlauffelder bestimmt. Im nächsten Schritt werden diese zu den Polaren der Tragfläche addiert. Dies erfolgt für unterschiedliche Machzahlen, Flughöhen und Leistungseinstellungen für jede AP-Map. Für jeden Klappenwinkel, im Speziellen einen für den Start (15 °) und einen für die Landung (30 °), wird eine eigene AP-Map erstellt. Weiterhin wird der Beitrag des Fahrwerkswiderstands ermittelt und den Polaren zugeschlagen.

Zur Bewertung der Langsamflugeigenschaften werden gegenüber dem Reiseflugfall Polaren mit einer höheren Auflösung im Hinblick auf die Anstellwinkel, die Wellenleistungen und die Machzahlen erstellt. Zur Beschleunigung des Prozesses wird der Machzahlbereich zwischen 0.1 und 0.3 limitiert und die Flughöhen werden auf 2000 m begrenzt. Wie bei

dem Gesamtentwurfsprozess wird eine Automatisierung verwendet, um Konfigurationen sequenziell abzuarbeiten.
Durch die Anwendung von LiLi bei der Berechnung von Klappeninkrementen werden der Anstieg des Auftriebs und des induzierten Widerstands unmittelbar erfasst. Da für die Berechnung der Klappeninkremente jedoch keine Profilkorrektur durchgeführt wird, weil deren Intergration den Umfang dieser Arbeit übersteigt, werden reibungsbedingte Effekte wie der Anstieg des Druckwiderstands und die Reduktion des Maximalauftriebs aufgrund von wachsenden Ablösungen bei großen Klappenwinkeln nicht erfasst. Um den damit einhergehenden Fehler zu verringern, werden die maximalen Klappenwinkel auf 30 ° beschränkt. Hinsichtlich des Zusatzauftriebs zeigen die Profilpolaren eines NACA 66(215)-216 Profils [1] ein lineares Verhalten mit den Klappenwinkel bis über 40 °, wodurch die Annahme von 30 ° in Rahmen dieser Arbeit als konservativ angesehen werden kann. Der Nullwiderstandszuwachs durch den Klappenausschlag $\Delta C_{D_{0_{flap}}}$ lässt sich nach [78] mit der Formel 3.1 grob abschätzen, wobei F_{flap} eine Konstante in Abhängigkeit des Klappentyps, $C_{f_{rel}}$ die relative Profiltiefe, $S_{flapped_{rel}}$ die relative, durch die Klappen beeinflusste Fläche und δ_{flap} der Klappenwinkel in Grad sind.

$$\Delta C_{D_{0_{flap}}} = F_{flap} C_{f_{rel}} S_{flapped_{rel}} (\delta_{flap} - 10) \tag{3.1}$$

Da im Rahmen dieser Arbeit die Hochauftriebssysteme aller Konfigurationen für die jeweilige Mission hinsichtlich des Klappentyps, des Ausschlagwinkels, der relativen Klappentiefe und der relativen spannweitigen Ausdehnung identisch ausgeführt werden, können die Nullwiderstandsinkremente zwischen den Konfigurationen nur geringe Abweichungen aufweisen. Hierdurch bleibt trotz der Vernachlässigung des zusätzlichen Druckwiderstands der Vergleich zwischen den Konfigurationen weiterhin legitim. Aufgrund des geringen maximalen Klappenausschlagwinkels bleibt der quantitative Fehler außerdem vergleichsweise gering.

3.2.4. Anmerkungen zu methodischen Vereinfachungen

Die hohe Rechengeschwindigkeit, die Robustheit und die Flexibilität, welche durch die Verwendung der gewählten LiLi Version im Vorentwurfsprozess erreicht wird, ist mit verschiedenen Vereinfachungen verbunden. So können nur Wölbklappen als Hochauftriebshilfen berücksichtigt werden. Der Einfluss des Strömungsfelds der Tragfläche auf den Propeller wird nicht erfasst. Die Kontraktion des Propellerstrahls wird vernachlässigt. Die sich daraus ergebenden Einflüsse auf den Gesamtentwurf werden im folgenden diskutiert.
Die Beschränkung des Hochauftriebssystems auf Wölbklappen erschwert einen direkten Vergleich mit bereits durchgeführten Studien wie in [36]. Allerdings ist es erfahrungsgemäß für den validen Vergleich der Konfigurationen einer Parameterstudie untereinander ausreichend, das gleiche Hochauftriebssystem zu verwenden. Aus diesem Grund wird diese Limitierung von LiLi als nicht kritisch im Rahmen dieser Arbeit angesehen.

Der Einfluss der Verdrängungswirkung der Tragfläche auf die Propeller hat gemäß [38], wo verschiedene potentialtheoretische Verfahren zur Berechnung der Propeller-Flügel-Interaktion verglichen werden, eine wesentliche Rolle auf die Propellernachlauffelder und damit auf die Effekte der Propeller-Flügel-Interaktion. Um den Einfluss dieser Effekte für diese Arbeit zu quantifizieren, wird ein direkter Vergleich der Ergebnisse des hier aufgebauten Berechnungsverfahrens mit hoch genauen aerodynamischen Untersuchungen durchgeführt. Die Ergebnisse werden in Kapitel 4.1.1 diskutiert. Zusammenfassend lässt sich sagen, dass der Einfluss der methodischen Vereinfachungen erkennbar ist und insbesondere die Trends des installierten Propellerwirkungsgrads und der Gleitzahl inkorrekt prognostiziert werden. Die Größenordnung der Abweichungen bewegt sich jedoch im Bereich von unter 5%, was im Rahmen des Vorentwurfs als akzeptabel angesehen wird.
Aufgrund der Strahlkontraktion des Propellernachlaufs besteht eine Abhängigkeit zwischen den Geschwindigkeiten im Nachlauf und der Ausdehnung des vom Nachlauf betroffenen Tragflächenbereichs von dem Abstand zwischen dem Propeller und der Tragfläche. Die Effekte wachsen mit zunehmender Propellerbelastung, sind also vor allem für den Langsamflugbereich relevant. Untersuchungen zur Strahlkontraktion mit einer speziellen Version von LiLi, welche diesen Effekt berücksichtigt, und der Vergleich zu den Ergebnissen ohne diesen werden in A.11 diskutiert. Zusammenfassend lässt sich sagen, dass durch die Vernachlässigung der Kontraktion unter Reiseflugbedingungen der Einfluss auf die Gleitzahl weniger als 1% beträgt. Unter Langsamflugbedingungen werden die Maximalauftriebsbeiwerte im relevanten Leistungsbereich um bis zu 5% unterschätzt. Die Effekte sind umso kleiner, je effizienter die Propeller sind. Damit betreffen die Abweichungen tendenziell höhere Propellerzahlen. Auch hier wird die Größenordnung der Abweichung als für den Vorentwurf akzeptabel angesehen.
Eine weitere Vereinfachung stellt die Vernachlässigung des Einflusses von Triebwerksgondeln auf das Strömungsfeld hinter dem Propeller dar. Diese können nach [28] als Auslöser für den Strömungsabriss fungieren. Ausgehend davon werden die mit den einfachen Verfahren ermittelten Maximalauftriebsbeiwerte als nicht konservativ eingeschätzt, im Rahmen des Vorentwurfs jedoch als ausreichend betrachtet. Eine Optimierung der Gondelgeometrie zur Reduktion der Ablösetendenz bleibt dem aerodynamischen Detailentwurf überlassen.

3.3. Antriebstechnik

Das Antriebssystem eines Flugzeugs hat einen weitreichenden Einfluss auf dessen Auslegung und Leistungsfähigkeit. Es bestimmt den Einsatzbereich bzw. muss geeignet gewählt werden, um den gewünschten Einsatzbereich zu ermöglichen. Im Rahmen dieser Arbeit werden zwei Antriebssysteme betrachtet: der konventionelle Turbopropantrieb, wie in [18] zu finden, und der sogenannte turbo-elektrische Antriebsstrang, wie er in [89] als eine der vielen Möglichkeiten, verteilte Antriebe zu realisieren, beschrieben wird. Dar-

unter versteht man ein System, das die gesamte Wellenleistung der Gasturbinen in elektrische Leistung umwandelt und diese über Kabel und Leistungselektronik an Elektromotoren weiterleitet. Die Motoren können verschiedene Schuberzeuger antreiben, wobei im Rahmen dieser Arbeit nur Propeller betrachtet werden. Da die Umwandlung der mechanischen und elektrischen Energie mit Verlusten behaftet ist, wird ein Kühlsystem zur Abfuhr der überschüssigen Wärme verwendet.
Zwar sind auch Propeller Teil der Antriebssystems, doch erschient es sinnvoll, aufgrund der eingesetzten Methodik und der engen Kopplung mit der Aerodynamik, diesem Thema ein separates Kapitel (3.4) zu widmen.

3.3.1. Eigenschaften und Modellierung von Gasturbinen

In [88] wird die Gasturbine vereinfacht als eine Vorrichtung beschrieben, welche die einströmende Luft in einem Verdichter verdichtet, in einer Brennkammer erhitzt und anschließend mit einer höheren Geschwindigkeit als der Einströmgeschwindigkeit ausstößt, wobei sie eine oder mehrere Turbinen durchströmt. Diese Turbinen extrahieren einen mehr oder weniger großen Teil der Leistung aus der Strömung und wandeln diese in Wellenleistung um. Damit werden der Verdichter und etwaige weitere von der Bauweise des Triebwerks abhängige Komponenten angetrieben. Bei einem Turbofantriebwerk wird, wie der Name bereits suggeriert, ein Fan als effizienter Schuberzeuger angetrieben. Bei einem Turboprop-Triebwerk wird ein Großteil der Leistung aus der Strömung als Wellenleistung über ein Getriebe an einen Propeller übertragen. Alternativ kann ein solches Wellenleistungstriebwerk auch zum Antrieb von Generatoren eingesetzt werden. Detaillierte Informationen zur Funktionsweise von Gasturbinen und deren Auslegung sind unter anderem in [18] und [63] zu finden. Dieses Kapitel ist auf Informationen beschränkt, welche für den Vorentwurf von Flugzeugen im Rahmen dieser Arbeit relevant sind.
Gasturbinen weisen folgende Eigenschaften auf, die während des Flugzeugentwurfs eine zentrale Rolle spielen. Es besteht eine signifikante Abhängigkeit der Leistung von der Luftdichte und damit unter Berücksichtigung der Atmosphäre von der Flughöhe. Mit abnehmender Dichte, was einer zunehmenden Höhe entspricht, sinkt die Leistung. Es besteht eine merkliche Abhängigkeit von der Machzahl, wobei die Leistung mit zunehmender Machzahl aufgrund von Vorverdichtung steigt. Außerdem bestehen Abhängigkeiten des spezifischen Treibstoffverbrauchs von der Luftdichte, der Machzahl, der Leistungseinstellung und der Turbinengröße. Repräsentative Triebwerkscharakteristiken sind in der Fachliteratur zu finden. [78], [68]
Im Rahmen dieser Arbeit werden Gasturbinen, welche als Leistungsquellen bei einem Turboprop-Triebwerk und einem turbo-elektrischen Antriebsstrang dienen, über das folgende Modell approximiert. Die Leistungscharakteristik und der Treibstoffverbrauch leiten sich von dem Triebwerk “Allison 501-M7”, wie in [68] beschrieben, ab. Vereinfachend werden analytische Zusammenhänge der folgenden Form für die Leistungscharakteris-

tik P in Formel 3.2 und für den leistungsspezifischen Treibstoffverbrauch $PSFC$ in Formel 3.3 verwendet, um eine schnelle Berechnung dieser Parameter im Entwurfsprozess zu ermöglichen. Tabelle 3.1 beinhaltet die zugehörigen Parameter. Durch die Anpassung der Startleistung P_0 und des leistungsspezifischen Treibstoffverbrauchs auf Meereshöhe $PSFC_0$ werden die Leistung bzw. der Treibstoffverbrauch entsprechend dem Ansatz eines "Gummitriebwerksmodells" [78] skaliert.

Tabelle 3.1.: Parameter für das Gasturbinenmodell.

a	b	c	d	e	f	g	h
0.85	0.75	2.0	0.15	0.25	25500	73	1000

$$P = P_0 \cdot (\rho/\rho_0)^a \cdot (1 + b \cdot Mach^c) \tag{3.2}$$

$$PSFC = PSFC_0 \cdot (\rho/\rho_0)^d \cdot (1 - e \cdot Mach) \tag{3.3}$$

Der leistungsspezifische Treibstoffverbrauch $PSFC_0$ variiert in Abhängigkeit der Startleistung bzw. der Größe einer Gasturbine. Ausgehend von den Werten der PW100- Triebwerksfamilie nach [31] wird deshalb ein entsprechendes Modell für diese Arbeit aufgebaut. Das Verhalten des $PSFC_0$ als Funktion der Startleistung wird über die Formel 3.4 mit den Parametern aus Tabelle 3.1 approximiert. Als Einheiten werden dabei kW für P_0 und $\mu g/J$ für $PSFC$ verwendet. Ab einer Wellenleistung von 5 MW wird der $PSFC_0$ aus Gründen der Vereinfachung konstant gehalten.

$$PSFC_0 = \frac{f}{P_0} + g + \frac{P_0}{h} \tag{3.4}$$

In Abbildung 3.4 ist die Leistungscharakteristik einer modellierten Gasturbine für eine Startleistung von 2 MW bei verschiedenen Flughöhen und Machzahlen dargestellt.

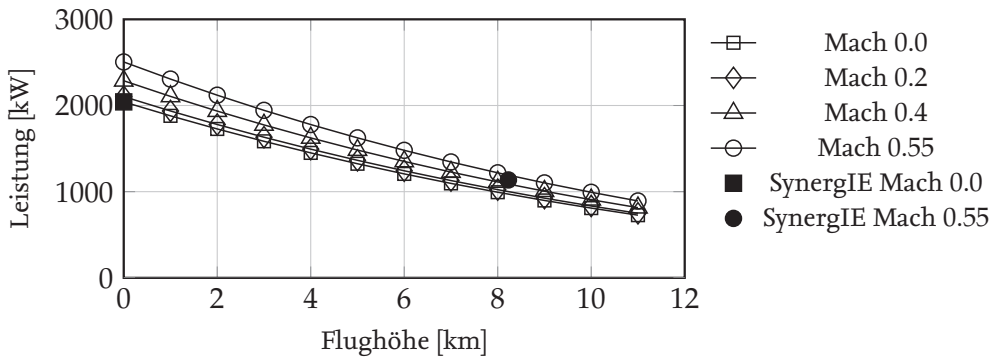

Abbildung 3.4.: Modell der Leistungscharakteristik in Abhängigkeit der Flughöhe und der Machzahl für eine Gasturbine mit der Startleistung von 2 MW sowie der Vergleich zu den Betriebspunkten aus dem Projekt SynergIE [36]

Ergänzend dazu sind die Betriebspunkte der Gasturbine gleicher Leistungsklasse aus dem Projekt SynergIE [36] abgebildet. Diese zeigen eine zufriedenstellende Übereinstimmung. In Abbildung 3.5 ist die Charakteristik des spezifischen Treibstoffverbrauchs für ein Triebwerk mit 2 *MW* gezeigt. Zum Vergleich sind die Daten der Gasturbinen der PW100-Familie aus [31], als "Referenztriebwerke" gekennzeichnet, und aus dem Projekt SynergIE [36] für die zweimotorige turbo-elektrische Baseline SE2 zur Kontrolle eingetragen. Zu erkennen ist, dass das Triebwerksmodell eine gute Übereinstimmung für die Klasse der Regionalflugzeuge bietet. Das beschriebene Modell ist für die Verwendung im Vorentwurfsprozess in dem Modul "Simple Engine Performance" (SEP) implementiert.

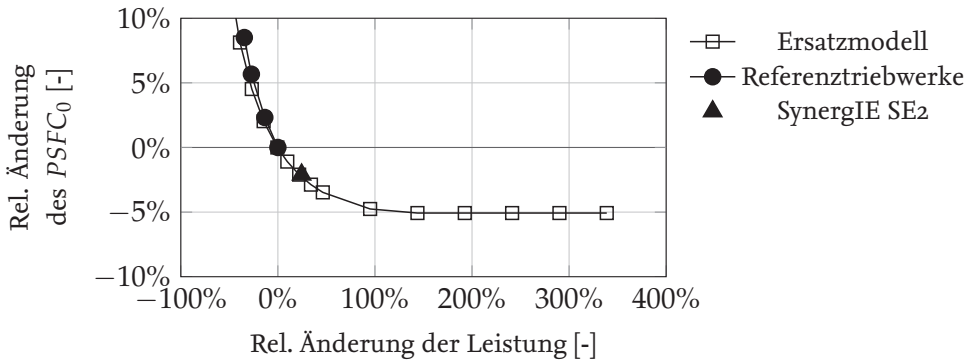

Abbildung 3.5.: Relative Änderung des leistungsspezifischen Treibstoffverbrauchs in Abhängigkeit der Startleistung bezogen auf eine Gasturbine mit einer Startleistung von 2 *MW*. Zum Vergleich sind die Referenzdaten aus der Literatur [31] und der SE2-Konfiguration aus dem Projekt SynergIE [36] eingetragen.

3.3.2. Eigenschaften und Modellierung der elektrischen Komponenten

Für die Realisierung von verteilten Antrieben im Rahmen dieser Arbeit wird eine Elektrifizierung des Antriebssystems genutzt. In diesem Kapitel werden zunächst Hintergrundinformationen zu elektrischen Komponenten, dem verfügbaren und dem prognostizierten Technologieniveau gegeben. Anschließend wird die Modellierung des elektrischen Antriebsstrangs erläutert.

Hintergrundinformation zu elektrischen Komponenten

Wie in [114] und [26] beschrieben, umfasst der elektrische Teil des turbo-elektrischen Antriebsstrangs die Generatoren, die Leistungselektronik, die Elektromotoren, die elektrischen Leitungen und im erweiterten Sinne das Kühlsystem. Um einen Überblick über die Eigenschaften, den aktuellen Technologiestand, die Herausforderungen und Perspektiven von elektrischen Komponenten zu geben, wird im Folgenden [14] als Quelle herangezogen.

Es gibt vielfältige Bauweisen von elektrischen Maschinen, welche einen Einfluss auf Effizienz, Masse, Zuverlässigkeit und Kosten haben. Elektromotoren, die heute auf dem Markt verfügbar sind, weisen Wirkungsgrade von über 90% auf, haben jedoch vergleichsweise geringe gravimetrische Leistungsdichten von unter 5 kW/kg, sofern es sich um Hochleistungsanwendungen handelt. Es wird angenommen, dass für Luftfahrtanwendungen mindestens 10 kW/kg erforderlich wären. Solche Leistungsdichten sind bereits heute durch die "AFPM"-Bauweise (Axial-Flux Permanent Magnet Machines) möglich, wobei sie auf vergleichsweise geringe Leistungen beschränkt sind. Nutzt man verteilte Antriebe mit einer Vielzahl von Motoren niedriger Leistung, erscheint diese Limitierungen allerdings akzeptabel. Weiterhin weisen aktuelle Entwicklungsarbeiten wie in [82] deutliche Fortschritte bei Motoren mit supraleitenden Komponenten auf, welche Wirkungsgrade von über 99% in Kombination mit außerordentlich hohen Leistungsdichten aufweisen. Allerdings sind diese Antriebe aufgrund der Forderung nach kryogenen Temperaturen hinsichtlich des Thermalmanagements äußerst herausfordernd. Generatoren müssen bei turbo-elektrischen Antriebssträngen mit verteilten Antrieben im Vergleich zu den Motoren relativ groß sein, da ihre Anzahl tendenziell der Zahl der Gasturbinen entsprechen würde. Solche elektrischen Maschinen mit hohen Leistungsdichten sind ebenfalls Gegenstand der Forschung und Entwicklung, wobei bereits Demonstratoren im Megawatt-Bereich erfolgreich realisiert werden konnten.

Die Leistungselektronik spielt beim Aufbau eines flexiblen, ausfalltoleranten Antriebssystems eine zentrale Rolle. Die Anforderungen sind, ähnlich wie an alle Komponenten der Luftfahrt, eine hohe Effizienz, hohe volumetrische und gravimetrische Leistungsdichte, hohe Zuverlässigkeit und Lebensdauer sowie die Verwendbarkeit unter anspruchsvollen Umweltbedingungen. Wie bei elektrischen Maschinen gibt es unterschiedliche Bauweisen und Materialien zur Herstellung der Leistungselektronik, wobei der Halbleiter Siliziumcarbid (SiC) für künftige Hochleistungsanwendungen in der Luftfahrt als besonders vielversprechend angesehen wird. Bei Gleichstrom-Wechselstromwandlern sind damit laut [114] bereits Wirkungsgrade von 99% für Leistungsklassen im Megawatt-Bereich demonstriert worden. In [14] wird weiterhin darauf hingewiesen, dass bei solchen Anwendungen aufgrund hoher Schaltfrequenzen die elektromagnetische Interferenz verstärkt zu berücksichtigen ist.

Tendenziell wird bei elektrifizierten Antriebssträngen eine mittlere bis hohe Spannung im System angestrebt. Eine hohe Systemspannung im Kilovolt-Bereich bietet verschiedene Vorteile, wobei vor allem eine Verringerung der Masse von elektrischen Leitungen hervorzuheben ist, die bei verteilten Antrieben einen beträchtlichen Anteil ausmachen kann. Zugleich stellt eine hohe Spannung umfangreiche Herausforderungen an die Isolierung und die Sicherheit des Systems in Fehlerfällen dar. [14]

Aktuell sieht man zwar jahre- oder gar jahrzehntelange Bemühungen als erforderlich an, um elektrische Antriebskomponenten zu entwickeln, welche den Ansprüchen der großskaligen Luftfahrt genügen würden. Jedoch scheint es keine unüberwindbaren Hindernisse zu geben, welche diesen Prozess aufhalten könnten.

Methoden zur Modellierung von elektrischen Komponenten

Der elektrische Antriebsstrang wird im Rahmen dieser Arbeit vereinfacht durch eine Reihe von Wirkungsgraden definiert. Die Massen werden anhand von Leistungsdichten berechnet, was in Kapitel 3.5.2 detailliert beschrieben ist. Da der Einsatz von Komponenten auf dem aktuell verfügbaren Technologieniveau für die gewählten Flugzeugklassen kaum sinnvoll ist, wird ein zukünftiges Technologieszenario, dass sich grob an den Annahmen aus [36] orientiert, genutzt. Die Wirkungsgrade der Einzelkomponenten sind in Tabelle 3.2 zusammengefasst. Wie in [96] werden diese Werte vereinfachend als konstant angenommen, wodurch Skalierungseffekte vernachlässigt werden.

Tabelle 3.2.: Wirkungsgrade der elektrischen Komponenten des Antriebsstrangs.

Generator	98.7%
Leistungselektronik	99.1%
Elektrische Leitungen	99.7%
Elektromotoren	98.7%

Aufgrund von Energieumwandlungsverlusten im Antriebsstrang entsteht Abwärme, welche nicht unmittelbar, zum Beispiel durch einen Abgasstrahl, abtransportiert werden kann. Aus diesem Grund wird ein Kühlsystem benötigt [14], welches zusätzliche Masse und ggf. zusätzlichen Widerstand verursacht. Die Masse des Kühlsystems in Abhängigkeit der maximalen Verlustleistung wird durch eine in Tabelle 3.4, Kapitel 3.5.2 vermerkte Leistungsdichte berücksichtigt. Eine Abschätzung des Widerstands durch das Kühlsystems in Kapitel A.4 mit einem Modell aus [21] für eine repräsentative Regionalflugzeugkonfiguration und verschiedene Wirkungsgrade des Antriebsstrangs zeigt Widerstandsbeiträge von unter 0.5% auf Gesamtflugzeugniveau. Ausgehend davon wird der Beitrag des Kühlsystems zur Aerodynamik im Rahmen dieser Arbeit vernachlässigt.

3.3.3. Modellierung des turbo-elektrischen Antriebsstrangs und des Turboprops

Der turbo-elektrische Antriebsstrang, dessen generische Architektur in Abbildung 3.6 gezeigt ist, wird als eine Aneinanderreihung von Wirkungsgraden gemäß Tabelle 3.2 auf Seite 33 repräsentiert. Auf diese Weise wird ausgehend von der Wellenleistung der Gasturbinen die Leistung der Einzelkomponenten bis zu der Wellenleistung der Elektromotoren bestimmt. Weiterhin wird die für die Berechnung der Masse des Kühlsystems erforderliche Verlustleistung ermittelt. Zur Bestimmung der Masse werden die spezifischen Leistungsdichten aus Tabelle 3.4 auf Seite 43 genutzt.

Um einen Turboprop-Antriebsstrang zu modellieren wird dieselbe turbo-elektrische Architektur aus Abbildung 3.6 verwendet, wobei die Wirkungsgrade aller elektrischen Komponenten auf 100% gesetzt werden. Hierdurch werden die Wandlungsverluste zwischen der Welle der Gasturbine und der Antriebswelle eliminiert. Dabei wird davon ausgegangen, dass der Einfluss von Getrieben in den Eigenschaften von Gasturbinen inkludiert ist. Um die Massen elektrischer Komponenten nahe Null zu erreichen, werden den Leistungsdichten Werte von 10^{12} kW/kg zugewiesen. Die resultierenden Abweichungen liegen Größenordnungen unter den Konvergenzkriterien im Gesamtentwurfsprozess, was diesen Ansatz legitimiert.

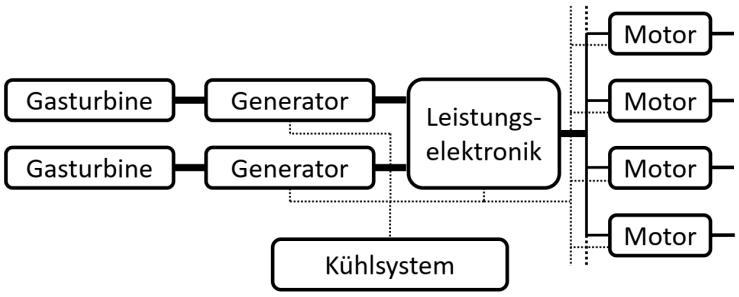

Abbildung 3.6.: Schema eines generischen, turbo-elektrischen Antriebsstrangs.

3.4. Propellerauslegung

In diesem Kapitel werden die für diese Arbeit wesentlichen Aspekte des aerodynamischen Propellerentwurfs erläutert. Ein Propeller kann als eine Vorrichtung betrachtet werden, welche aus einer Rotationsbewegung der Welle möglichst effizient und praktisch relativ einfach umsetzbar axialen Schub erzeugt. Zur Schuberzeugung werden üblicherweise mehreren Blätter verwendet, die wie Tragflächen wirken [18]. Aufgrund der Rotationsbewegung variiert die Anströmgeschwindigkeit mit dem Radius eines Blattes. Deshalb weist es eine Verwindung auf, um in jeder Sektion einen für den Auslegungspunkt optimalen lokalen Anstellwinkel zu gewährleisten. Um bei verschiedenen Betriebspunkten auch abseits des Auslegungspunkts möglichst hohe Wirkungsgrade zu erreichen, werden bei Flugzeugen der CS25-Klasse in der Regel verstellbare Propeller eingesetzt. Diese passen den Blattanstellwinkel automatisch in Abhängigkeit der Fluggeschwindigkeit bei konstanter Drehzahl geeignet an. [63]
Es existiert umfangreiche Literatur zur Auslegung und Analyse von Propellern wie [63], [29] oder [107]. Im Folgenden sollen zwei wesentliche Theorien in aller Kürze erläutert werden, um die für diese Arbeit relevanten Eigenschaften von Propellern zu beleuchten. Anschließend werden die für die Auslegung verwendeten Methoden und Werkzeuge beschrieben. Abschließend wird die Integration der Propeller in das Flugzeug erläutert.

3.4.1. Hintergrundinformationen zu Propellern

Gemäß [63] beschreibt die Impulstheorie den Propeller als eine Wirkscheibe, welche die Strömung vor und hinter sich innerhalb einer Stromröhre beeinflusst. Man kann die Wirkscheibe als einen unendlich dünnen Propeller mit unendlich vielen Blättern interpretieren, der keinen Druckausgleich an den Blattspitzen aufweist. Es wird von einem reibungsfreien, inkompressiblen Fluid und einer homogenen Anströmung ausgegangen. Die Wirkscheibe erzeugt über ihre gesamte Fläche einen konstanten Sprung des statischen Drucks. Dieser führt zu einer kontinuierlichen Beschleunigung der Strömung innerhalb der Stromröhre. Hierbei wird angenommen, dass in unendlicher Entfernung vor und hinter der Wirkscheibe die Strömung parallel verläuft und dort der statische Druck dem Umgebungsdruck entspricht. Überall sonst ändert die Stromröhre aufgrund der sich ändernden Geschwindigkeit und unter der Annahme der Massenerhaltung ihren Querschnitt, was als Kontraktion der Stromröhre bezeichnet wird. Mit diesen Annahmen lässt sich die Bernoulli-Gleichung für inkompressible Fluide für weitere Berechnungen nutzen.
Damit lassen sich folgende zentrale Ergebnisse für diese Arbeit ermitteln. Für die Berechnung der Propellernachlauffelder, welche mit der Tragfläche interagieren sollen, ist die Strömungsgeschwindigkeit in kurzer Distanz hinter dem Propeller von Interesse. Die Geschwindigkeit unmittelbar an der Wirkscheibe $V_{Propeller}$ berechnet sich als der Mittelwert der Eintritts- und Austrittsgeschwindigkeiten $V_{Eintritt}, V_{Austritt}$ der Stromröhre:

$$V_{Propeller} = (V_{Austritt} + V_{Eintritt})/2 \tag{3.5}$$

Der Schub T ergibt sich aus dem Massenstrom $\dot{m}_{Propeller} = \rho V A_{Propeller}$ und der Geschwindigkeitsdifferenz in der Stromröhre, wobei ρ die Dichte, V die Geschwindigkeit und $A_{Propeller}$ die Fläche der Wirkscheibe sind:

$$T = \dot{m}_{Propeller}(V_{Austritt} - V_{Eintritt}) \tag{3.6}$$

Weiterhin lässt sich mit Hilfe der Aus- und Eintrittsgeschwindigkeiten der ideale Propellerwirkungsgrad $\eta_{Propeller}$ berechnen als:

$$\eta_{Propeller} = 2/(1 + V_{Austritt}/V_{Eintritt}) \tag{3.7}$$

Es ist anzumerken, dass der ideale Propellerwirkungsgrad, wie in Formel 3.7 dargestellt, gemäß [29] aufgrund der vereinfachenden Annahmen nur den Verlustmechanismus in Form der kinetischen Energie im Nachlauf berücksichtigt, während u.a. Reibungsverluste, Drallverluste und die Konsequenzen des Druckausgleichs an den Blattspitzen, die in Realität alle bei der Generierung des Drucksprungs auftreten würden, vernachlässigt werden. Das zugrundeliegende Modell ist jedoch ausreichend, um einige konkurrierende Auswirkungen der Propeller im Hinblick auf verteilte Antriebe im Folgenden zu erläutern.

Aus der Schubgleichung 3.6 lässt sich schlussfolgern, dass um den Schub bei einem konstanten Massenstrom zu erhöhen, die Geschwindigkeitsdifferenz, welche vom Propeller erzeugt wird, maximiert werden sollte. Anhand der Gleichung für den Wirkungsgrad 3.7 ist jedoch erkennbar, dass dies einen negativen Einfluss auf den Wirkungsgrad haben würde.

Im Hinblick auf verteilte Antriebe vor der Tragfläche ist in diesem Zusammenhang anzumerken, dass für den effizienten Reiseflug Propeller mit einem hohen Wirkungsgrad erwünscht wären, die jedoch in Konsequenz niedrige Übergeschwindigkeiten für einen definierten Schub erzeugen würden. Um den Maximalauftrieb im Langsamflug zu erhöhen, wären Propeller vorteilhaft, die hohe Übergeschwindigkeiten auf der Tragfläche erzeugen würden, die aber in Konsequenz einen schlechteren Wirkungsgrad hätten. Verwendet man die gleichen Propeller für den Vortrieb wie die Unterstützung des Hochauftriebs, stellt dies eine Optimierungsaufgabe aus der Perspektive der Flugzeugentwurfs dar. Eine Alternative besteht in der Verwendung von separaten Propellern für den Vortrieb und den Hochauftrieb, optimiert für den jeweiligen Betriebsbereich wie in [16]. Es ist jedoch nicht unmittelbar ersichtlich, welches Konzept unter welchen Bedingungen zu einem insgesamt vorteilhaften Entwurf führen würde.

Aufgrund der vielfältigen Vereinfachungen der Impulstheorie ist sie für den geometrischen Propellerentwurf nicht ausreichend. Für diesen Zweck wird die Blattelementtheorie eingesetzt. Sie geht von einer endlichen Blattzahl aus, was für die geometrische Blattgestaltung und unter anderem aufgrund der Interaktion zwischen den Propellerblättern von Bedeutung ist. Für die Analyse wird jedes Propellerblatt in Streifen unterteilt, welche jeweils von zwei Profilschnitten begrenzt werden. Für jeden Streifen werden aerodynamische Berechnungen durchgeführt und anschließend die Ergebnisse entlang des Blattes integriert. Die Blattelementtheorie ermöglicht ein tieferes Verständnis der Effekte wie Reibung und Kompressibilitätseinfluss, ähnlich wie sie an einer Tragfläche vorkommen. Es wird deutlich, dass die Anströmung, welche die Blätter sehen, sich aus der rotatorischen Bewegung des Propellers, der translatorischen Bewegung des Flugzeugs und den Effekten der abgehenden Randwirbeln der Blätter zusammensetzt. Weiterhin erlaubt die Impulstheorie die Berechnung einer realistischen axialen und radialen Geschwindigkeitsverteilung im Nachlauffeld, welche für die Betrachtungen der Propeller-Flügel-Interaktion von zentraler Bedeutung ist. [63], [35]

Anhand der Blattelementtheorie lassen sich einige Richtlinien für die Propellerauslegung ableiten. Tendenziell ist es sinnvoll, Kompressibilitätseffekte wie Verdichtungsstöße und damit verbundene Wirkungsgradeinbußen am Propeller zu vermeiden. Da kein Diffusor wie bei einem Turbofan die Strömung vor einem Propeller verzögert, sind die operationellen Machzahlen von propellergetriebenen Flugzeugen vergleichsweise gering. [63] Moderne Propeller weisen oftmals eine gewisse Pfeilung an den Blattspitzen auf, was den Machzahlbereich entsprechend erweitert. In der Vergangenheit gab es gemäß [79] und [80] Experimente mit Überschallpropellen an einer Republic XF-84H. Das Konzept hat zwar prinzipiell funktioniert, fand jedoch aus verschiedenen Gründen wie gesundheitsgefähr-

dender Lärmpegel keine Anwendung.
Wie bei Tragflächenprofilen können mit zunehmender Reynoldszahl bei Propellerblättern höhere Maximalauftriebsbeiwerte erreicht werden. Bei einem Propeller kann die Reynoldszahl sowohl über die Blattgeometrie als auch die Drehzahl variiert werden. Propeller mit großen Durchmessern werden aufgrund der beschriebenen Begrenzung der Blattspizenmachzahl mit vergleichsweise niedrigen Drehzahlen operieren. Jedoch weisen sie große Blatttiefen auf. Bei Propellern mit kleineren Durchmessern kann die Drehzahl erhöht werden, was eine Verringerung der Reynoldszahl teilweise kompensieren würde. Auch eine Vergrößerung der Blatttiefe in Kombination mit einer geringeren Blattzahl kann zur Erhöhung der Reynoldszahl genutzt werden. Höhere Drehzahlen verringern weiterhin die Drallverluste im Nachlauf. [33]
Der Übersicht wegen sollen hier die Definitionen des Fortschrittsgrads J (Formel 3.8), des Leistungsbeiwerts C_P (Formel 3.9) und des Schubbeiwerts C_T (Formel 3.10) in Abhängigkeit der Fluggeschwindigkeit V, der Leistung P, des Schubs T, der Drehzahl n, des Durchmessers D und der Dichte ρ nach [99] gegeben werden. Diese Beiwerte werden für Berechnungen sowie für die Darstellung von Propeller-Leistungscharakteristiken verwendet.

$$J = V/(nD) \tag{3.8}$$

$$C_P = P/(\rho n^3 D^5) \tag{3.9}$$

$$C_T = T/(\rho n^2 D^4) \tag{3.10}$$

3.4.2. Methoden zur Propellerauslegung

Für die Propellerauslegung im Vorentwurfsprozess wird das Programm “JavaProp” [47] verwendet. Es ist eine benutzerfreundliche Implementierung des Blattelementtheorie-Verfahrens [2] und ermöglicht einen automatischen Entwurf von optimalen Propellern, unter Vorgabe von Durchmesser, Blattzahl, Sektionsprofilen und lokalen Profilanstellwinkeln. Für die Verwendung in einem integrierten Flugzeugentwurfsprozess werden die von “JavaProp” benötigten Eingabeparameter automatisch definiert. Hierfür wird das im Rahmen dieser Arbeit aufgebaute Programm “PropGen” verwendet.
“PropGen” steuert den Entwurf von Propellern indem es die Eingabeparameter für “JavaProp” definiert, die Berechnung initiiert, die Ergebnisse auswertet und diese in einem für den Prozess verwertbaren XML-Format speichert. Durch die Variation der Blattzahlen und der Profilanstellwinkel werden die Propeller mittels interner Parameterstudien durch “PropGen” optimiert.
Alle Propeller im Rahmen dieser Arbeit werden mit Polaren der “Clark-Y” Profile, welche in JavaProp integriert sind, entworfen. Jedoch werden die Widerstandsbeiwerte dieser Profile so kalibriert, dass die Leistungsfähigkeit und die Effizienz des Propellers der Referenzkonfiguration aus [36] näherungsweise erreicht wird. Die Polaren werden für Reynoldszahlen zwischen 100,000 und 500,000 bereitgestellt. Während der Propellerauslegung und der Nachrechnung erfolgt die Profilpolarenauswahl durch “PropGen” an jeder

Sektion des Propellerblatts entsprechend der lokalen Reynoldszahl, wie sie von "JavaProp" berechnet wird.
Für alle Konfigurationen in dieser Arbeit werden verstellbare Propeller verwendet. Unter Vorgabe der Betriebsbedingungen durch "PropGen" ist "JavaProp" in der Lage, den optimalen Blatteinstellwinkel zu bestimmen und das zugehörige Nachlauffeld zu berechnen. Auf diese Weise werden die Betriebspunkte außerhalb des Auslegungspunkts ermittelt.

3.4.3. Ansatz zum vereinfachten Propellerentwurf

Die vorliegende Arbeit erfordert eine flexible, schnelle und automatische Generierung von Propellern unterschiedlicher Größen und Leistungsklassen. Der Entwurf von Propellern ist ein aufwändiger Prozess, da unter anderem verschiedene Betriebspunkte berücksichtigt werden müssen [63]. Dies ist im Rahmen dieser Arbeit bereits aufgrund der Menge von zu betrachtenden Konfigurationen individuell nicht umsetzbar. Deshalb wird eine vereinfachte Methode verwendet, um anhand eines repräsentativen Auslegungspunkts und einfacher geometrischer Modifikationen durch "PropGen" automatisch einen schnellen und plausiblen Propellerentwurf zu ermöglichen.
Dazu wird zunächst mittels "JavaProp" automatisch ein optimaler Propeller für Reiseflugbedingungen generiert. Anschließend wird die Blatttiefe verdoppelt, um bei Langsamflugbedingungen einen stabilen Betrieb zu gewährleisten. Zur Erläuterung der Hintergründe werden im Folgenden die Eigenschaften von Propellern an repräsentativen Entwurfspunkten wie Start, Steigflug und Reiseflug, welche für diese Einzelpunkte ausgelegt wurden, dargestellt. Daraufhin erfolgt ein Vergleich der Wirkungsgrade zu einem Propeller, der nach der beschriebenen Methode entworfen wurde.
In Tabelle 3.3 sind die Wirkungsgrade η der Propeller mit verschiedenen Auslegungspunkten Start, Steigflug und Reiseflug an unterschiedlichen Betriebspunkten zusammengefasst. Wie erwartet, befinden sich die maximalen Wirkungsgrade bei den jeweiligen Auslegungspunkten.

Tabelle 3.3.: Wirkungsgrade der Propeller an den Betriebspunkten Start η_{Start}, Steigflug $\eta_{Steigflug}$ und Reiseflug $\eta_{Reiseflug}$ bei unterschiedlichen Auslegungspunkten.

	Auslegungspunkt			
	Reiseflug	Steigflug	Start	Reiseflug mod. Tiefe
η_{Start}	73.6%	72.3%	78.0%	77.1%
$\eta_{Steigflug}$	89.8%	90.1%	89.1%	88.7%
$\eta_{Reiseflug}$	90.3%	89.5%	85.5%	89.4%

Große Diskrepanzen sind zwischen den Auslegungs- und Betriebspunkten Start und Reiseflug feststellbar. In der letzten Spalte (Reiseflug mod. Tiefe) sind die Wirkungsgrade des

Propellers mit der modifizierten Blatttiefe gezeigt. Der resultierende Propeller zeigt bei nur geringen Einbußen des Wirkungsgrads von ca. 1% im Reiseflug und im Steigflug eine deutliche Verbesserung des Wirkungsgrads von ca. 4% beim Start. Im Anhang unter A.5 sind die Diagramme mit den Leistungscharakteristiken der entworfenen Propeller dargestellt.

3.4.4. Automatische Propellerintegration

Im Rahmen dieser Arbeit wird eine Integration von Propellern vor der Tragfläche betrachtet, da der Einfluss des Propellernachlaufs auf die Tragfläche im Fokus steht. Effekte wie das aktive Überblasen, bzw. eine Erhöhung des Staudrucks sollen dabei vorteilhaft für die Gesamtkonfiguration ausgenutzt werden. Zur Durchführung von Parameterstudien wird die Integration von Propellern automatisiert. Dafür werden einige sinnvolle Vereinfachungen vorgenommen, um den relevanten Entwurfsraum einzuschränken. Die folgenden Schlussfolgerungen basieren vorwiegend auf den Ergebnissen der aerodynamischen Studien aus Kapitel 4.1, die mit generischen Ansätzen zur Propellerpositionierung durchgeführt wurden sowie auf den Informationen der dort aufgeführten Quellen.
Aus aerodynamischer Perspektive ist eine individuelle Anpassung der Propeller in Abhängigkeit der spannweitigen Position vorteilhaft. Weiterhin ist die Rotationsrichtung der Propeller zur Reduktion des induzierten Widerstands dem Randwirbel entgegen zu wählen. So bieten leistungsstarke Propeller an Tragflächenspitzen große Vorteile für die Widerstandsreduktion, während viele kleine Propeller eine signifikante Erhöhung des Maximalauftriebs ermöglichen. Aus der Perspektive der Fertigung und der Wartung erscheint es sinnvoll, identische Propeller zu verwenden. Als Kompromiss werden im Rahmen dieser Arbeit für den Vorentwurf pro Flügelseite identische Propeller eingesetzt, deren Rotationsrichtung den induzierten Widerstand auf jeder Seite verringert. Dieser Ansatz entspricht dem Konzept aus [36].
Die automatische Propellerintegration sorgt für eine schnelle und sinnvolle Anordnung von Propellern in Abhängigkeit der jeweiligen Flugzeugkonfiguration. Bei zwei Propellern wird eine Anordnung bei 30% der Halbspannweite verwendet. Bei verteilten Antrieben, also mehr als zwei, stehen dem Nutzer verschiedene Möglichkeiten bereit, sie anzuordnen. Die Propeller können wahlweise homogen über die gesamte Spannweite oder fokussiert im Innenbereich angeordnet werden. Bei einer homogenen Verteilung beginnt die Platzierung von den Tragflächenenden aus. Der verbleibende Platz zwischen dem Rumpf und den äußeren Propellen wird anschließend mit den übrigen Antriebseinheiten aufgefüllt. Bei einer Fokussierung im Innenbereich werden die Propeller ausgehend vom Rumpf nebeneinander angeordnet. Die maximalen Propellerdurchmesser werden auf 4 m für Regionalflugzeuge und 5.3 m für Kurz- und Mittelstreckenflugzeuge begrenzt, um eine für den ersten Entwurfsschritt ausreichende Bodenfreiheit zu gewährleisten.

Die beiden Anordnungsmethoden liefern unterschiedliche Ergebnisse, bis die gesamte verfügbare Spannweite durch Propeller abgedeckt ist. Bei einer vollständigen Abdeckung der Tragfläche durch Propeller werden die Propellerdurchmesser automatisch verkleinert, um die geforderte Zahl von Antriebseinheiten bei maximaler Durchsatzfläche ohne Überlappung zu integrieren. Wahlweise können Antriebseinheiten unmittelbar an Tragflächenspitzen angeordnet werden, oder die Ausdehnung der Propeller auf die Spannweite beschränkt werden. Der erste Ansatz ermöglicht eine größere Durchsatzfläche der Propeller bei gleicher Spannweite. Der zweite Ansatz erlaubt die automatische Einhaltung der Spannweitenbegrenzung an Flughäfen. In Abbildung 3.7 sind repräsentative Varianten der verschiedenen Anordnungen dargestellt.
Die Gondeln werden anhand des Leistungsbedarfs, einer volumetrischen Leitungsdichte und eines Formfaktors, der das Verhältnis zwischen der Länge und dem Durchmesser beschreibt, dimensioniert. In vertikaler Richtung werden die Gondeln so integriert, dass der oberste Punkt der Gondel am vordersten Punkt der Profilsehne ausgerichtet wird. Die vertikale Position der Propeller wird damit durch den Gondeldurchmesser definiert. Es wird keine Inklination der Gondel vorgesehen. In Längsrichtung wird die Gondel in einem Abstand von einer halben Gondellänge zur Nasenleiste der Tragfläche integriert.

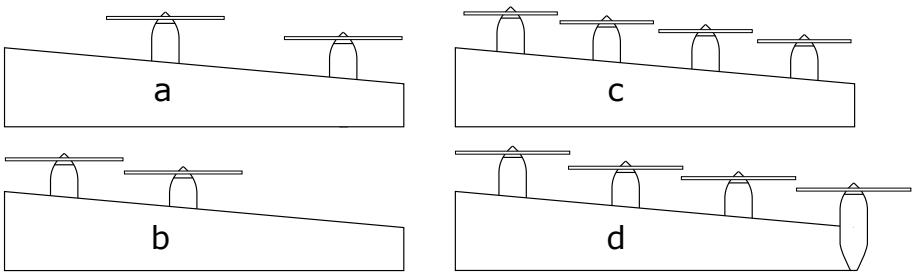

Abbildung 3.7.: Varianten der automatischen Propellerverteilung. a: homogene Verteilung, b: Fokussierung im Innenbereich, c: Abdeckung der Tragfläche auf die Spannweite beschränkt, d: Antriebseinheit an der Tragflächenspitze.

Für Regionalflugzeuge wird die Option der Anordnung von Antrieben an der Tragflächenspitze (d) in Kombination mit einer gleichmäßigen Verteilung der Antriebe (a) verwendet, da die Spannweite deutlich unter dem Spannweitenlimit für die gewählte Flugzeugkategorie liegt. Für Kurz- und Mittelstreckenflugzeuge wird eine auf den Innenbereich fokussierte Anordnung (b) in Kombination mit der Begrenzung der Propellerausdehnung bis zu den Tragflächenspitzen (c) gewählt, da die Spannweitenbegrenzung von 36 m [3] für die "Airplane Design Group III" [3] in den Parameterstudien vollständig ausgeschöpft wird.
Die Positionierung der Propeller erfolgt auf rein geometrischer Basis, sodass Überlappungen verhindert werden. Es werden keine Abstände zwischen den Propellern in Spannweitenrichtung vorgesehen. Durch eine Vorderkantenpfeilung bleibt ein axialer Abstand gewährleistet. Die Nähe der Propeller zueinander kann zu aerodynamischen oder gemäß [23] zu aeroakustischen Interferenzen führen, die jedoch im Rahmen dieser Arbeit nicht er-

fasst werden. Die Frage nach der Beschädigung von benachbarten Antriebseinheiten beim Verlust von Propellerblättern wird ebenfalls nicht im Detail behandelt. Jedoch reduziert eine Staffelung der Antriebseinheiten in Längsrichtung aufgrund einer geringen Tragflächenpfeilung vergleichbar mit [95] die potentielle Gefahr.

3.5. Massenabschätzung

Die Masse hat einen maßgeblichen Einfluss auf die Leistungsfähigkeit einer Flugzeugkonfiguration. Änderungen der Einzelmassen induzieren sogenannte Schneeballeffekte, welche die Gesamtmasse des Flugzeugs und damit die Leistungsanforderungen an das Antriebssystem, den Treibstoffverbrauch sowie die Kosten überproportional beeinflussen [99]. Um verlässliche Aussagen über den Einfluss von Konfigurationsänderungen im Rahmen des Vorentwurfs machen zu können, werden deshalb schnelle und konsistente Methoden zur Massenabschätzung benötigt.

3.5.1. Hintergrundinformationen zu Massenabschätzungsmethoden

Es existieren verschiedene Methoden der Massenabschätzung für den Flugzeuggesamtentwurf, welche je nach Phase unterschiedliche Detaillierungsgrade und Genauigkeiten aufweisen und unterschiedliches Wissen über die neue Konfiguration erfordern. In [78] werden vier verschiedene Methodengruppen der Massenabschätzung beschrieben. Ein einfacher Ansatz ist die "historische Analogie", bei der davon ausgegangen wird, dass Komponenten, die Ähnlichkeiten zu bereits existierenden Varianten aufweisen, auch ähnliche Massen haben würden. Der "statistische" Ansatz verfährt ähnlich, stützt sich jedoch auf eine Vielzahl von historischen Daten, welche gemittelt werden. Eine Verfeinerung der statistischen Methoden stellt der "Physik-basierte" Ansatz dar. Hierbei werden die statistischen Gleichungen so erweitert, dass wesentliche physikalische Zusammenhänge abgebildet werden. Als der letzte und aufwändigste Ansatz wird die "Strukturanalyse" angeführt, wobei diese in einer späten Phase des Entwurfs, wenn umfangreiches Wissen über die Konfiguration vorliegt, zum Einsatz kommt. In [99] wird für den Vorentwurf eine Kombination von statistischen Methoden mit Korrekturen auf Basis wesentlicher physikalischer Parameter beschrieben. In beiden Fällen ist es erforderlich, geeignete Methoden für unterschiedliche Flugzeugklassen wie bspw. Kleinflugzeuge oder Transportflugzeuge einzusetzen.

Im Rahmen dieser Arbeit werden Parameterstudien durchgeführt, bei welchen die Geometrie, die Antriebssysteme und die Missionen variiert werden. Deshalb werden vorwiegend entsprechend der Nomenklatur aus [78] "Physik-basierte" Methoden eingesetzt, um Sensitivitäten sinnvoll zu erfassen und die Berechnungen in vertretbarer Zeit zu ermöglichen. Dem Autor ist im Rahmen des Vorentwurfs die Bezeichnung "semi-empirische"

Verfahren geläufig. Sie entsprechen dem "Physik-basierten" Ansatz nach [78], wobei sie auch Ersatzmodelle umfassen, welche mit höherwertigen physikalischen Verfahren erstellt werden. Diese Nomenklatur soll im Folgenden verwendet werden.
Für die Verwendung von "semi-empirischen" Methoden wird ein Flugzeug in Komponenten unterteilt, da für jede einzelne Komponente eigene Berechnungsansätze bereitgestellt werden. Die Unterteilung sollte fein genug sein, um die wesentlichen Effekte von Konfigurationsänderung zu erfassen und zugleich so grob wie möglich, um den Berechnungsaufwand zu minimieren. Es existiert keine einheitliche, konsistente Definition einer solchen komponentenweisen Zerlegung, wobei die Unterschiede zwischen den dem Autor bekannten Varianten wie beispielsweise aus [78], [68], [99] oder [71] vergleichsweise gering sind. Zu beachten ist, dass im Rahmen der durchgeführten Studien ein konsistenter Ansatz verwendet wird.
Das Vorentwurfswerkzeug OpenAD [110] verwendet Komponenten, die sich an den zuvor genannten Quellen orientieren. Die Leermasse des Flugzeugs wird dafür zunächst in die Strukturmasse, die Subsysteme, die Inneneinrichtung und das Antriebssystem unterteilt. Die Strukturmasse umfasst die Massen der Tragflächen und Leitwerke, die Massen der Rumpfstruktur und des Fahrwerks. Die Subsysteme beinhalten unter anderem die Massen der elektrischen, elektronischen und hydraulischen Systeme. Zur Berechnung des Antriebssystems werden im Rahmen dieser Arbeit aufgrund der unkonventionellen Antriebsarchitektur Ansätze aus [36] und [96] außerhalb von OpenAD verwendet. Der Antriebsstrang wird dazu in Motoren, Generatoren, Leistungselektronik, Triebwerksgondeln, elektrische Leitungen und Propeller aufgebrochen.
Um die OEM des Flugzeugs zu bestimmen, wird der Leermasse die Masse der zum Betrieb erforderlichen Mittel und Vorrichtungen (engl. operator items) zugeschlagen. Die MTOM wird schließlich aus der OEM, der Masse der Nutzlast und der Treibstoffmasse für die Auslegungsmission zusammengesetzt.

3.5.2. Eingesetzte Methoden zur Massenabschätzung

Wie in vorausgegangenen Kapiteln beschrieben, erfolgt die Abschätzung der Massen komponentenweise. Die Strukturmassen mit Ausnahme der Tragfläche, die Systemmassen und die Masse der Inneneinrichtung werden durch openAD [110] unter Einsatz von semi-empirischen Handbuchmethoden ermittelt. Für die Massenberechnung der Tragfläche sowie des Antriebsstrangs wird das im Rahmen dieser Arbeit aufgebaute Werkzeug "Special Mass Estimation" (SME) verwendet. Die Tragflächenmasse wird darin durch ein Ersatzmodell aus [72] für CFK-Tragflächen ermittelt, welches auf Basis von aero-elastischen Untersuchungen erstellt wurde. Bei diesem Modell wird die tatsächliche Geometrie der Tragfläche sowie der Einfluss der Lastabminderung von bis zu vier Triebwerken am Flügel berücksichtigt. Bei mehr Antriebseinheiten wird der Effekt konstant gehalten. Das Modell besitzt keine Sensitivität bezüglich der tatsächlichen Verteilung von Einzelmassen am

Flügel, was im Rahmen des Vorentwurfs jedoch als annehmbar angesehen wird.
Wie in [68] empfohlen und im Vorentwurf üblich, werden die Gleichungen für die Massenabschätzung unter Verwendung bekannter Daten von Konfigurationen für eine vergleichbare Mission kalibriert. Im Rahmen dieser Arbeit werden die maximale Abflugmasse und die Leermasse der Referenzkonfiguration aus [36] dafür genutzt. Für alle Strukturkomponenten werden vereinfachend die gleichen Skalierungsfaktoren verwendet.
Die Berechnung der Masse des Antriebsstrangs erfolgt ebenfalls komponentenweise. Dazu wird dieser in Gasturbinen, Generatoren, Elektromotoren, Leistungselektronik, Kabel, Kühlsystem und Propeller unterteilt (siehe Abbildung 3.6). Zur Massenabschätzung von Propellern wird die Methode nach [99] verwendet, welche verschiedene geometrische Parameter sowie die Leistung berücksichtigt. Die Methode wird mit den Daten moderner Propeller aus [5] und [36] kalibriert. Für Gasturbinen, Generatoren, Elektromotoren, und das Kühlsystem werden spezifische Leistungsdichten, angenähert an [36], eingesetzt. Die Masse der Kabel wird vereinfacht in Abhängigkeit der Länge berechnet. Eine Übersicht der spezifischen Leistungsdichten der elektrischen Komponenten ist in Tabelle 3.4 enthalten.

Tabelle 3.4.: Parameter zur Berechnung der Komponentenmassen des turbo-elektrischen Antriebsstrangs.

Gasturbine	$[kW/kg]$	4.5
Generator	$[kW/kg]$	13.0
Leistungselektronik	$[kW/kg]$	43.3
Elektromotoren	$[kW/kg]$	13.0
Kühlsystem	$[kW/kg]$	1.0
Elektrische Leitungen	$[kg/m]$	3.85

3.6. Missionsanalyse

Aus [78] lässt sich ableiten, dass das wesentliche Ziel der Missionsanalyse darin besteht, festzustellen, welche Reichweite das Flugzeug aufgrund seiner aerodynamischen Eigenschaften, seiner Triebwerkscharakteristik und des verfügbaren Treibstoffs erzielt. Im Rahmen des Vorentwurfs ist vor allem die Frage nach dem Treibstoffbedarf für eine vorgegebene Mission von Interesse. Mit diesem Ergebnis können die Konsistenz des Entwurfs überprüft und ggf. Änderungen an der Konfiguration im Rahmen eines iterativen Entwurfsprozesses vorgenommen werden.

3.6.1. Hintergrundinformation zur Missionsanalyse

Die Analyse der Mission für zivile Konfigurationen erfolgt durch das Lösen von Gleichungen 3.11 und 3.12 in zwei Dimensionen, wie in [78] beschreiben. Hierbei sind F_x und F_z die Kräfte x- und z-Richtung, T der Schub, D der Widerstand, W das Gewicht, α der Anstellwinkel, γ der Bahnwinkel und ϕ_T der Einbauwinkel des Triebwerks.

$$\Sigma F_x = T\ cos(\alpha + \phi_T) - D - W\ sin(\gamma) \tag{3.11}$$

$$\Sigma F_z = T\ sin(\alpha + \phi_T) + L - W\ cos(\gamma) \tag{3.12}$$

Der Großteil einer Transportmission besteht in der Regel aus der Reiseflugphase, also einem Segment, bei dem das Flugzeug bei der Reiseflugmachzahl auf Reiseflughöhe operiert. Für eine schnelle und einfache Betrachtung des Reiseflugs existiert die sogenannte Reichweitengleichung nach Breguet 3.13, in dem gezeigten Fall speziell für Propellerflugzeuge.

$$R = \frac{L}{D}\frac{\eta_{Propeller}}{PSFC}\frac{1}{g}ln\left(\frac{m_{Beginn}}{m_{Ende}}\right) \tag{3.13}$$

Die das Flugzeug betreffenden Eingabeparameter sind die Gleitzahl L/D, der leistungsspezifische Treibstoffverbrauch $PSFC$, der Propellerwirkungsgrad $\eta_{propeller}$ und die Massen m zu Beginn und am Ende der Reiseflugphase. Die Massen werden benötigt, da die Breguet-Gleichung die kontinuierliche Massenreduktion des Flugzeugs aufgrund des Treibstoffverbrauchs berücksichtigt.
Ausgehend von der Reichweitengleichung 3.13 lassen sich die für die Berechnung des Treibstoffbedarfs relevanten Disziplinen ableiten. Maßgeblich sind die Aerodynamik, die Triebwerkscharakteristik, die Masse der Flugzeugzelle und die Missionsanforderungen wie die Reichweite und die Nutzlast. Die das Flugzeug betreffenden Disziplinen sind in den vorausgegangenen Kapiteln abgehandelt worden. Die jeweiligen Missionsanforderungen werden in Kapiteln 4.2 und 4.3 besprochen.

3.6.2. Verfahren zur Missionsanalyse

Die Brequet-Gleichung 3.13 ist ein hilfreiches Werkzeug, um eine schnelle und einfache Abschätzung der Reichweite zu ermöglichen. Jedoch werden dadurch Flugphasen wie Steigflug, Sinkflug, Beschleunigung und Verzögerung vernachlässigt. Diese können bei Regionalflugzeugmissionen, die einen der Schwerpunkte dieser Arbeit bilden, einen signifikanten Anteil der Gesamtmission ausmachen. Aufgrund variierender Betriebsbedingungen in diesen Phasen gibt es weiterhin deutliche Änderungen von $PSFC$, L/D und $\eta_{Propeller}$, weshalb die Verwendung der Brequet-Gleichung für die Missionsanalyse nicht ausreichend ist.
Ein zentraler Aspekt der vorliegenden Arbeit ist die Betrachtung von Konfigurationen,

bei welchen die aerodynamischen Parameter wie Auftrieb, Widerstand und Nickmoment von der Leistungseinstellung abhängig sind. Deshalb wird für die Missionsanalyse das im Rahmen dieser Arbeit entwickelte Werkzeug "Special Mission Simulation" (SMS) eingesetzt. Es basiert auf der Lösung der Gleichungen 3.11 und 3.12, wobei vereinfachend angenommen wird, dass die Anstellwinkel α klein und die Schubkraft ideal in Flugrichtung ausgerichtet seien ($\phi_T = 0$).
SMS ist dafür ausgelegt, die aerodynamischen Beiwerte sowie die Triebwerksparameter aus der AP-Map auszulesen. Um die für den jeweiligen Betriebspunkt erforderlichen aerodynamischen Daten und Triebwerksparameter zu erhalten, wird zwischen den Stützstellen der AP-Map mittels "Surrogate Modeling for AeRo data Toolbox pYthon package" (SMARTy) [13] linear interpoliert. Die lineare Interpolation stellt zwar die einfachste, jedoch auch die stabilste Näherung dar. Letzteres ist eine Voraussetzung für automatisierte Parameterstudien.
Ein Missionsprofil in SMS, dargestellt in Abbildung 3.8, wird klassisch aus der Auslegungsmission, der Ausweichmission und einer Warteschleife zusammengesetzt. Die Auslegungsmission umfasst den Steigflug mit einer konstanten "Calibrated Airspeed" (CAS), den Reiseflug in einer konstanten Flughöhe bei einer konstanten Machzahl und dem Sinkflug bei einer konstanten CAS. Nach dem Steigflug erfolgt eine Beschleunigungsphase in konstanter Flughöhe und vor dem Sinkflug findet eine Verzögerungsphase ebenfalls in konstanter Flughöhe statt. Für die Ausweichmission wird das gleiche Profil wie für die Auslegungsmission verwendet, wobei die Reichweite und die Flughöhe reduziert werden. Die Warteschleife wird vereinfacht über einen Geradeausflug bei konstanter Flughöhe und Machzahl simuliert. Dies stellt eine deutliche Vereinfachung dar, die jedoch durch die Anwendung auf alle Konfigurationen die Vergleichbarkeit nicht beeinträchtigt. Der so berechnete Treibstoffbedarf wird abschließend mit einer typischen Sicherheitsmarge von 6% versehen [78]. Der Treibstoffverbrauch der bodengebundenen Operationen, der keine nennenswerte Abhängigkeit von der Antriebsverteilung erwarten lässt, wird vernachlässigt.

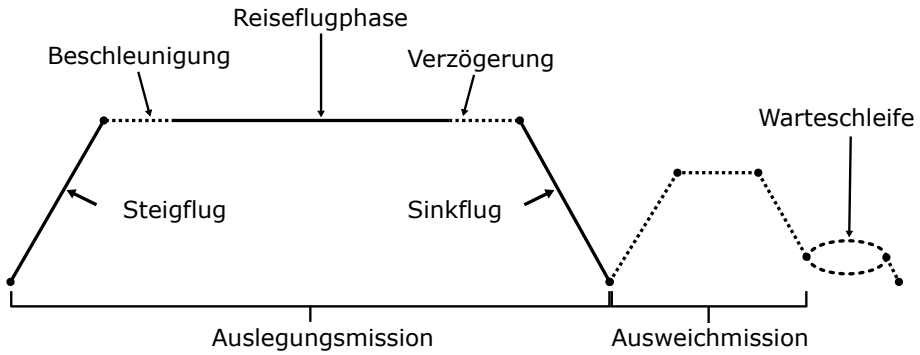

Abbildung 3.8.: Generisches Missionsprofil.

Zur Berechnung des Treibstoffbedarfs wird die Mission, wie in [78] beschrieben, virtuell abgeflogen. Dazu wird die Strecke in kurze Segmente unterteilt, wobei in jedem Segment die Lösung der Gleichungen 3.11 und 3.12 in Abhängigkeit der jeweiligen Randbedingungen approximiert wird. Da die aerodynamischen Beiwerte von den Triebwerksleistungsparametern abhängig sind, findet in jedem Segment ein iterativer Anpassungsprozess des Anstellwinkels und des Triebwerksleistungsniveaus statt, bis der Auftrieb, der Widerstand und der Schub konsistente Werte aufweisen. Dies führt zu einer Erhöhung der Berechnungsdauer gegenüber "konventionellen" Missionsanalyseprogrammen, bei welchen die aerodynamischen Eigenschaften und die Antriebscharakteristik separat betrachtet werden können.

3.7. Flugmechanik

Nach [17] besteht die Aufgabe der Flugmechanik darin, dafür zu sorgen, dass das Flugzeug in die gewünschte Richtung ausgerichtet bleibt. Formaler nach [113] ausgedrückt, befasst sich die Flugmechanik mit der Stabilität und Steuerbarkeit von Flugzeugen. Man unterscheidet zwischen einer statischen und einer dynamischen Stabilität. Die statische Stabilität beschreibt ein Verhalten, bei dem die durch eine Störung resultierenden Kräfte und Momente an einem Flugzeug der Störung entgegenwirken und auf diese Weise den Ausgangszustand automatisch wiederherstellen. Die dynamische Stabilität beschreibt die zeitliche Entwicklung der Bewegung des Flugzeugs nach einer Störung. Hierbei spielen die Verhältnisse der aerodynamischen Kräfte, der Trägheits- sowie der Dämpfungskräfte eine Rolle.

3.7.1. Methodenbeschreibung

Im Vorentwurf wird in erster Linie die statische Stabilität betrachtet, wofür bei zivilen Drachenkonfigurationen, wie sie im Rahmend dieser Arbeit untersucht werden, maßgeblich die Leitwerke verantwortlich sind [71]. Zu ihrer Dimensionierung existieren verschiedene Methoden. Für klassische Flugzeugkonfigurationen erweisen sich gemäß [78] die Leitwerksvolumenkoeffizienten c_{SLW} und c_{HLW} für das Seitenleitwerk (SLW) in Formel 3.14 und das Höhenleitwerk (HLW) in Formel 3.15 für einen ersten Entwurf als hilfreich.

$$c_{SLW} = \frac{l_{SLW} S_{SLW}}{b S_{ref}} \tag{3.14}$$

$$c_{HLW} = \frac{l_{HLW} S_{HLW}}{c_{ref} S_{ref}} \tag{3.15}$$

Hierbei sind l die Leitwerkshebelarme, S_{HLW} und S_{SLW} die Leitwerksflächen, b die Spannweite, S_{ref} die Referenzflügelfläche und c_{ref} die Referenzflügeltiefe. Es existieren Erfahrungswerte von Leitwerksvolumenkoeffizienten für typische Flugzeugklassen. Auf diese

Weise wird vergleichsweise einfach eine Berechnung von Leitwerksflächen in Abhängigkeit der tatsächlichen Geometrie und der Massenverteilung des neuen Entwurfs ermöglicht. [78]
Durch die Möglichkeit, dank verteilter Antriebe die Flügelfläche zu reduzieren, folgt nach Formel 3.14, dass unter der Annahme einer konstanter Spannweite und eines konstanten Hebelarms auch die Seitenleitwerksfläche um denselben Faktor verkleinert wird. Beim Höhenleitwerk wird unter denselben Randbedingungen gemäß Formel 3.15 die Flächenverkleinerung aufgrund der zusätzlichen Reduktion der Bezugsflügeltiefe stärker ausfallen. Es ist weiterhin anzumerken, dass eine hohe Zahl an Antriebseinheiten die Anforderungen an das Seitenleitwerk bei Triebwerksausfall verringert. Die daraus resultierenden Konsequenzen für die Dimensionierung des Seitenleitwerks werden in Kapitel 3.7.2 im Detail diskutiert.
Gemäß Regularien müssen zivile Flugzeuge flugmechanisch stabil ausgelegt sein [68]. Für eine Vergleichbarkeit der Leistungsfähigkeit der verschiedenen Konfigurationen ist es sinnvoll, gleiche Anforderungen an die statische Längsstabilität zu definieren. Als Parameter wird das Stabilitätsmaß (SM) gemäß Formel 3.16 nach [78] verwendet, wobei x_{SP} die Schwerpunktlage, x_{NP} die Neutralpunktlage und l_{ref} die Bezugsflügeltiefe sind. Der Neutralpunkt ist nach [78] jene Position, bei welcher das Nickmoment vom Anstellwinkel unabhängig ist.

$$SM = \frac{x_{NP} - x_{SP}}{l_{ref}} \tag{3.16}$$

Zur Anpassung des Stabilitätsmaßes ist die gezielte Positionierung der Tragfläche in Längsrichtung eine gängige Methode, da die Tragfläche einen maßgeblichen Einfluss auf die Neutralpunktlage hat [71]. Unter der Annahme eines konstanten Leitwerksvolumenkoeffizienten werden die Flächen der Leitwerke automatisch an die veränderten Leitwerkshebelarme angepasst. Die Berechnung des Stabilitätsmaßes in dieser Arbeit erfolgt mittels der in "openAD" implementierten Methode nach [99]. Dadurch werden die Einflüsse der Profilwölbung und der Propeller-Flügel-Interaktion vernachlässigt. Jedoch liefert dieser Ansatz akzeptable Ergebnisse in kurzer Zeit, was zu Vorentwurfszwecken priorisiert wird.
Für die Ermittlung des Stabilitätsmaßes wird unter anderem die Lage des Schwerpunkts benötigt. Diese verändert sich je nach Beladungszustand und der vorhandenen Treibstoffmenge [99]. Im Rahmen dieser Arbeit beschränkt sich die Betrachtung des Schwerpunkts ausschließlich auf den Beladungsfall für die Auslegungsmission. Dies ist dank der Auslegung aller Konfigurationen als Drachenkonfigurationen mit Triebwerken, Treibstofftanks und dem Kabinenschwerpunkt nahe des Gesamtschwerpunkts vertretbar, da die Verschiebung des Schwerpunkts aufgrund von veränderter Beladung oder Treibstoffmenge vergleichsweise gering ausfällt.
Nach [20] beeinflusst ein Propeller die aerodynamischen Größen am Flügel und damit auch das Nickmoment. Dies ist insbesondere bei ausgefahrenen Klappen zu erwarten. Um den entsprechenden Einfluss zu evaluieren, wird in Kapitel 4.1.7 eine Studie zur Variation der Leistung bei verschiedenen Klappenstellungen für eine repräsentative Konfiguration

durchgeführt. Die Ergebnisse zeigen einen Anstieg des Nickmoments mit der Leistungseinstellung um bis zu 40%, bzw. bis zu 20% für den im Betrieb relevanten Leistungsbereich. Dies legt nahe, dass die Verwendung eines konstanten Volumenkoeffizienten für das Höhenleitwerk bei Konfigurationen mit und ohne verteilte Antriebe zu optimistischen Ergebnissen führen könnte. Eine detaillierte Auslegung des Höhenleitwerks übersteigt den Umfang dieser Arbeit, da verschiedene andere Lastfälle wie die Rotation beim Start und eine widerstandsarme Trimmbarkeit bei unterschiedlichen Beladungszuständen berücksichtigt werden müssten [68]. Die oben beschriebenen Werte für die Änderung des Nickmoments mit der Leistungseinstellung können als erster Anhaltspunkt für den potentiellen Fehler hinsichtlich der Höhenleitwerksfläche dienen. Eine Vergrößerung des Volumenkoeffizienten des Höhenleitwerks um 10% führt zu einer Erhöhung des Treibstoffbedarfs um ca. 0.5% unter Berücksichtigung von Schneeballeffekten, wie anhand der Studie in Kapitel A.7 gezeigt wird. Unsicherheiten in dieser Größenordnung werden für die vorliegende Arbeit als akzeptabel angesehen.

3.7.2. Dimensionierung des Seitenleitwerks bei verteilten Antrieben

Ein Vorteil von verteilten Antrieben wird darin gesehen, aktiv Giermomente über eine Umverteilung des Schubs zu erzeugen und unerwünschte Giermomente bei Triebwerksausfall zu minimieren oder zu vermeiden. Dadurch können Anforderungen an das Seitenleitwerk relaxiert und dessen Größe verringert werden. Im Rahmen dieser Arbeit werden die Ergebnisse aus [36] herangezogen, welche eine Verkleinerung des Seitenleitwerks um bis zu 50% bei Verwendung von verteilten Antrieben vorschlagen. Die Anpassung der Leitwerksgröße erfolgt bei den Entwurfsstudien in Abhängigkeit der Anzahl der Propeller. In Abbildung 3.9 sind die für die Diskussion relevanten Fehlerszenarien der Konfigurationen mit zwei bis sechs Propellern dargestellt.

Bei Verwendung von sechs und mehr Propellern wird der Leitwerksvolumenkoeffizient des Seitenleitwerks um die besagten 50% gegenüber der zweimotorigen Baseline- Konfiguration verringert. Hierbei wird angenommen, dass beim Ausfall des kritischen Propellers die gegenüberliegende Antriebseinheit abgeschaltet werden könnte, um einen asymmetrischen Flugzustand zu vermeiden. In diesem Fall würden in erster Näherung mehr als 66% der Leistung zur Verfügung stehen, und damit mehr als beim Ausfall einer Gasturbine.

Bei vier Propellern wird eine Kompromisslösung angestrebt. In [111] wird das Potential der Verkleinerung des Seitenleitwerks der PEGASUS Konfiguration [10] mit vier Antrieben, zwei davon an den Tragflächenenden, wodurch sie eine starke Ähnlichkeit mit dem hier betrachteten Konzept aufweist, unter Berücksichtigung von Zulassungsanforderungen evaluiert. Diese Konfiguration ist besonders kritisch hinsichtlich der resultierenden Giermomente beim Ausfall eines der äußeren Triebwerke aufgrund des hohen Schubs dieser Antriebseinheiten und eines großen Hebelarms. Die genannte Studie zeigt eine

deutliche Limitierung des Schubs, welcher an den Tragflächenenden generiert werden dürfte, um gar eine Vergrößerung des Seitenleitwerks zu vermeiden.

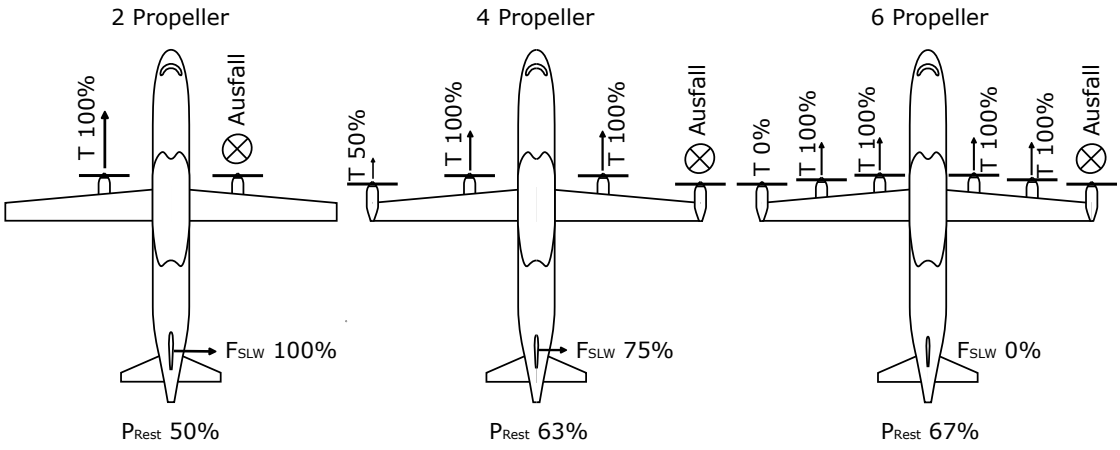

Abbildung 3.9.: Propellerausfallszenarien für Konfigurationen mit zwei, vier und sechs Propellern. Dargestellt sind der individuelle Schubanteil einer Antriebseinheit T, der Anteil der Auftriebskraft durch das Seitenleitwerk F_{SLW}, die Position der ausgefallenen Antriebseinheit (Ausfall) sowie die Restleistung P_{Rest}.

Aufgrund dieser Erkenntnisse wird im Rahmen der vorliegenden Arbeit bei Verwendung von vier Propellern angenommen, dass nach dem Ausfall des für das Giermoment kritischen Motors die Leistung der gegenüberliegenden Antriebseinheit aufgrund der Flexibilität des elektrischen Antriebssystems reduziert werden könnte. Deshalb wird die Leistung des laufenden äußeren Motors um 50% verringert, was eine näherungsweise proportionale Änderung des Schub verursacht. Daraus resultiert ein asymmetrischer Flugzustand, der ein um die Hälfte geringeres Giermoment im Vergleich zu voller Leistung aufweist. In erster Näherung wird dadurch eine Reduktion des Volumenkoeffizienten für das Seitenleitwerk von 25% ermöglicht. Entsprechende Berechnungen sind im Anhang in Kapitel A.8 zusammengefasst.
Die verbleibende Gesamtleistung bei diesem Szenario beträgt mehr als 60% und übersteigt damit die Leistungsreserve nach einem Gasturbinenausfall. Der Vergleich der Restleistung bei Ausfall eines Propellers und einer Gasturbine dient der Bewertung der Kritikalität von Fehlerfällen. Bei Verwendung von zwei Gasturbinen und unter Berücksichtigung der beschriebenen Szenarien zur Leistungsverteilung stellt der Gasturbinenausfall für Konfigurationen mit mehr als zwei Propellern mit einer Restleistung von 50% stets den kritischen Fall dar.

3.8. Bewertung von Flugleistungen

Im Rahmen des Flugzeugentwurfs müssen diverse Leistungsnachweise geführt werden, primär um die Flugsicherheit zu gewährleisten. Grundlage dafür sind Regularien [4]. Für diese Arbeit werden einige kritische, für den Flugzeugvorentwurf typische Anforderungen überprüft. Diese umfassen die Ermittlung der Startstrecke, die Berechnung des Steigflugwinkels bei Triebwerksausfall sowie die Überprüfung der Landeanfluggeschwindigkeit. Es ist erkennbar, dass die Besonderheiten des turbo-elektrischen Antriebsstrangs sowie die Kopplung zwischen dem Antriebssystem und der Aerodynamik alle genannten Anforderungen beeinflussen. Um eine automatisierte Auswertung der Anforderungen zu ermöglichen, ist das Modul "Simple Performance Analysis" (SPA) im Rahmen dieser Arbeit aufgebaut worden. Als weiteres Kriterium wird die Steigflugdauer bei der Auswahl von validen Konfigurationen verwendet, welche direkt aus der Flugtrajektorie extrahiert wird. Zu beachten ist, dass es noch keine etablierten Regularien für turbo-elektrische Konfigurationen mit verteilten Antrieben gibt. Deshalb werden die existierenden Anforderungen sinngemäß interpretiert, um sie auf die hier vorliegenden Konzepte anwenden zu können.

3.8.1. Startstrecke bei Triebwerksausfall

Die Berechnung der Startstrecke in Form der "Balanced Field Length", also der erforderlichen Bahnlänge unter Berücksichtigung eines Triebwerksausfalls, wird wie in [68] beschrieben umgesetzt. In der vorliegenden Arbeit wird eine Reihe von vereinfachenden Annahmen getroffen. Für die Berechnung der Rotationsstrecke wird eine Rotationsdauer von 2 Sekunden angenommen. Der Einfluss des Bodeneffekts wird vernachlässigt, was zu tendenziell konservativen Ergebnissen führt. Der Fahrwerkswiderstand wird aufgrund der Hochdeckerkonfiguration mit rumpfgebundenem Fahrwerk als von der Klappenstellung unabhängig betrachtet. Als Triebwerksausfall wird der Ausfall einer Gasturbine als das leistungskritische Szenario angenommen.
Als eine Besonderheit von verteilten Antrieben, wird bei Verwendung von mehr als zwei Propellern zur Berechnung der minimalen Fluggeschwindigkeit V_{stall} der Einfluss des Propellernachlaufs berücksichtigt. Dies führt zu einer Abhängigkeit des maximalen Auftriebsbeiwerts $C_{L_{max}}$ von der Propelleranzahl, der Wellenleistung und der Geschwindigkeit. Die Berechnung der V_{stall} erfolgt deshalb iterativ, wobei $C_{L_{max}}$ variiert und V_{stall} überprüft wird, bis konsistente Werte für beide Parameter unter Berücksichtigung der Konfiguration, der Betriebsbedingungen und der $MTOM$ erreicht werden.

3.8.2. Steigflugleistung bei Triebwerksausfall

Die Berechnung der Steigflugleistung bei Triebwerksausfall wird entsprechend der Vorgaben nach [4] überprüft. Bei turbo-elektrischen Antrieben kann zwischen dem Ausfall

eines Elektromotors bzw. eines Propellers und einer Gasturbine bzw. eines Generators unterschieden werden. Da alle im Rahmen dieser Arbeit betrachteten Konfigurationen über zwei Gasturbinen verfügen, ist der Ausfall einer Gasturbine aus Perspektive des Leistungsverlusts kritisch. Bei Verwendung von mehr als zwei Elektromotoren ist dies offensichtlich. Bei zweimotorigen Konfigurationen besteht bezüglich der Leistung in erster Näherung kein Unterschied zwischen dem Ausfall einer Gasturbine und einem Propeller. Deshalb werden die Anforderungen an die Steigflugleistung bei Triebwerkausfall aus [4] für zweimotorige Konfigurationen angewandt. Im Speziellen bedeutet das einen stabilen Steigflug mit einem Steiggradienten von 2.4%. Zur Überprüfung wird der erreichbare Steigwinkel bei einer Fluggeschwindigkeit von $1.2V_{stall}$ in Startkonfiguration ermittelt und mit der Anforderung verglichen.
Berücksichtigt man die resultierenden Giermomente, die mit dem Verlust eines Propellers einhergehen, wird ersichtlich, dass für zwei- und viermotorige Konfigurationen aufgrund des Schiebeflugs die reine Leistungsperspektive nicht konservativ ist. Da allerdings der Fokus dieser Arbeit auf verteilten Antrieben liegt, wird diese Vereinfachung zugunsten einer universellen Auswertungsmethode akzeptiert.
Sowohl der Verlust eines oder mehrerer Propeller als auch der Gasturbinenausfall führt zu einer Reduktion des erreichbaren Maximalauftriebsbeiwerts. Während bei einem Gasturbinenausfall die Übergeschwindigkeiten in Propellernachläufen gleichmäßig reduziert werden, entstehen bei einem Propellerausfall lokal beschränkte Veränderungen in der Auftriebsverteilung. Dies wird im Rahmen dieser Arbeit nicht näher betrachtet, sollte jedoch bei einem spezifischen Entwurf untersucht werden. Weiterhin ist zu berücksichtigen, dass je mehr Antriebseinheiten eingesetzt werden, umso unkritischer der Verlust einzelner Propeller wird.

3.8.3. Landegeschwindigkeit

Die Anforderungen an die Landegeschwindigkeit sind gemäß [4] definiert. Es muss ein Sicherheitsfaktor von mindestens 1.23 gegenüber der minimalen Fluggeschwindigkeit V_{stall} eingehalten werden. Dabei wird die Konfiguration mit voll ausgefahrenen Klappen und ausgefahrenem Fahrwerk bei maximaler Landemasse betrachtet. Da der erreichbare maximale Auftriebsbeiwert leistungsabhängig ist und mit abnehmender Leistung sinkt, stellt der Ausfall einer Gasturbine den kritischen Zustand für den Landeanflug dar.
Um die Evaluierung der Anforderungen zu vereinfachen, wird bei der Auswertung nicht unmittelbar die Einhaltung des Sicherheitsfaktors der Landegeschwindigkeit zur minimalen Fluggeschwindigkeit, sondern die Einhaltung des Sicherheitsfaktors des Auftriebsbeiwerts im Landeanflug $C_{L_{approach}}$ zum maximalen Auftriebsbeiwert $C_{L_{max}}$ bei der vorgeschriebenen Landegeschwindigkeit überprüft. In Formel 3.17 ist die entsprechende Beziehung formuliert. Die Herleitung davon ist in Kapitel A.6 zusammengefasst. Da der Maximalauftriebsbeiwert selbst von der jeweiligen Fluggeschwindigkeit abhängig ist, erfolgt

die Berechnung des Maximalauftriebsbeiwerts bei der geforderten Landegeschwindigkeit und nicht bei der minimalen Fluggeschwindigkeit V_{stall}. Dies ist ein konservativer Ansatz, da $C_{L_{max}}$ damit niedriger ausfällt. Hier sei erneut angemerkt, dass die exakte Interpretation der Zertifizierungsanforderungen für diesen Fall bei bei der Betrachtung von Konfigurationen mit verteilten Antrieben nicht geklärt ist.

$$1.23^2 \frac{C_{L_{approach}}}{C_{L_{max}}} \leq 1 \tag{3.17}$$

Im Landeanflug wird die Landekonfiguration mit einer konstanten Leistungseinstellung von 50% betrachtet. Deshalb besteht keine Möglichkeit, einen stabilen Anflug über die Schubregelung einzustellen. “SPA” überprüft die Abweichung zwischen dem Schub und dem Konfigurationswiderstand. Es wird angenommen, dass bei einem Schubüberschuss Bremsklappen zur Widerstandserhöhung verwendet werden können, um einen geeigneten Sinkwinkel zu erreichen. Bei unzureichendem Schub wird die Konfiguration verworfen.

4. Untersuchungen zu verteilten Antrieben

In diesem Abschnitt werden die Studien zu verteilten Antrieben im Rahmen dieser Arbeit beschrieben. Es werden mono-disziplinäre aerodynamische sowie multidisziplinäre Studien zum Vorentwurf durchgeführt.

4.1. Aerodynamische Vorstudien

Zunächst wird eine Validierung des für diese Arbeit aufgebauten aerodynamischen Berechnungsprozesses durchgeführt, um die methodischen Abweichungen zu bestimmen. Zur Quantifizierung von aerodynamischen Interaktionseffekten von Propellern und Tragflächen für die relevanten Flugzeugklassen werden verschiedene Propelleranordnungen, Schubverteilungen, Tragflächengeometrien und operationelle Bedingungen untersucht. Basierend darauf werden sinnvolle Annahmen und Randbedingungen für die nachfolgenden multidisziplinären Studien abgeleitet.

4.1.1. Validierung des aerodynamischen Berechnungsprozesses

Aufgrund der Forderung, im Rahmen des Vorentwurfs schnelle, jedoch in Konsequenz vereinfachte Methoden zu verwenden, sind Abweichungen der Ergebnisse von hoch-genauen Methoden zu erwarten. Deshalb wird eine Validierung der in dieser Arbeit eingesetzten Methodik durchgeführt. Dazu werden Arbeiten aus [48] und [36] herangezogen, in welchen eine Tragfläche mit unterschiedlichen Propelleranordnungen mit hoch-genauen aerodynamischen Verfahren untersucht wurde.
Für die Validierung wird wie folgt vorgegangen. Die Tragflächen mit den Propellern werden unter Einsatz von vereinfachten physikalischen Methoden mittels LiLi unter Berücksichtigung des Propellereinflusses und des Profilwiderstands nachgerechnet. Der Grundriss der Tragfläche und die spannweitigen Positionen der Propeller werden aus den genannten Quellen übernommen. Abweichend von der hoch-genauen Studie wird an allen Sektionen der Tragfläche das NACA 2415 als Profil verwendet. Es wird davon ausgegangen, dass die Trends bei Verwendung von unterschiedlichen Propelleranordnungen durch die Profilwahl unter subsonischen Betriebsbedingungen nicht signifikant beeinflusst werden. Die Propellerdurchmesser werden aus den Quellen übernommen. Der Propellerentwurf erfolgt mit dem in Kapitel 3.4 beschriebenen Verfahren. Die Widerstandsbeiträ-

ge von Rumpf, Leitwerk und Generatorverkleidung werden aus den genannten Quellen übernommen.
Die Ergebnisse der Studie in Form von relativen Abweichungen der Gleitzahl (L/D) und des Propellerwirkungsgrads im isolierten Zustand ($\eta_{Propeller\ isoliert}$) sowie dem installierten Zustand ($\eta_{Propeller\ installiert}$) sind in Abbildung 4.1 zusammengefasst. Gezeigt sind die Referenzkonfiguration, die zweimotorige sowie die zwölfmotorige Konfigurationen jeweils mit Propeller-Flügel-Interaktion. Bei der Referenzkonfiguration sind die Propeller in vertikaler Richtung so weit verschoben, dass eine Interaktion des Propellerstrahls mit der Tragfläche vermieden wird. Positive Werte der relativen Abweichungen im Diagramm bedeuten, dass die einfachen Verfahren die Ergebnisse im Vergleich zu den hoch-genauen Verfahren überschätzen, negative, dass sie diese unterschätzen.
Man erkennt bei der Referenz eine gute Übereinstimmung der Ergebnisse der Vorentwurfsmethoden und der hoch-genauen Methoden mit Abweichungen im Bereich von unter 1%. Eine vollständige Übereinstimmung wird nicht erwartet, da es neben methodischen Unterschieden auch geometrische bei der Profilwahl und den Triebwerksgondeln gibt. Die Abweichungen wachsen tendenziell mit zunehmender Anzahl der Propeller auf bis zu 3% bei der Gleitzahl und −4% bei Propellerwirkungsgraden im installierten Zustand an. Im isolierten Zustand zeigen die Propellerwirkungsgrade keine nennenswerten Unterschiede, was unter anderem auf die Kalibrierung der Profilpolaren für die Propellerblätter, wie in Kapitel 3.4.2 beschreiben, zurückzuführen ist.

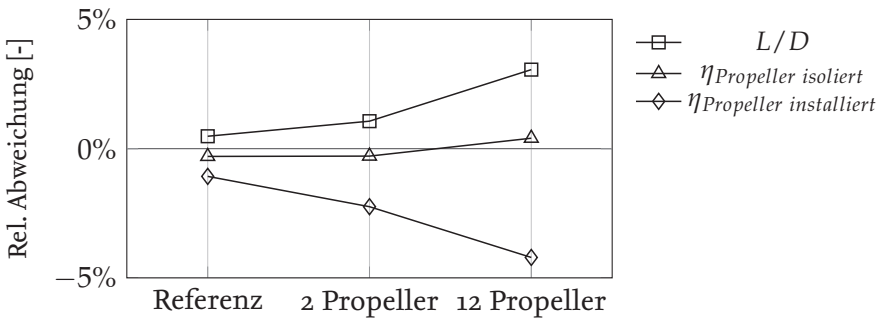

Abbildung 4.1.: Relative Abweichung der Gleitzahl und der Propellerwirkungsgrade der nachgerechneten Konfiguration von den Ergebnissen aus [48].

Ein wesentlicher Unterschied ist bei den installierten Propellerwirkungsgraden feststellbar. Gemäß [48] ist durch die Berücksichtigung der durch die Tragfläche verzögerten Strömung eine Steigerung des Propellerwirkungsgrads bei Rechnungen, insbesondere bei kleinen Propellern, welche näher an der Tragfläche angeordnet sind, feststellbar. Dieser Effekt wird durch die im Rahmen dieser Arbeit verwendeten Methoden nicht berücksichtigt.
Die ermittelten Abweichungen weisen eine für den Vorentwurf akzeptable Größenordnung auf. Der niedrigere Propellerwirkungsgrad führt dazu, dass die absoluten Verbrauchs-

werte mit zunehmender Anzahl der Propeller tendenziell überschätzt werden. Dies wird zum großen Teil durch die zu optimistischen Werte der Gleitzahl in ähnlicher Größenordnung kompensiert.

4.1.2. Untersuchung von Interaktionseffekten mit einem einzelnen Propeller

Wie unter anderem in [56] und [65] beschrieben, hängen die Interaktionseffekte zwischen Propellern und Tragflächen von der Position der Propeller ab. Die aerodynamischen Vorteile der Positionierung eines Propellers an der Tragflächenspitze ist beispielsweise in [93] erläutert. Begründet ist der Effekt nach [104] durch die stark ausgeprägten Gradienten der Zirkulationsverteilung in spannweitiger Richtung in diesem Bereich des Flügels. In [104] wird weiterhin ein Windkanalexperiment beschrieben, welches den Einfluss der spannweitigen Verschiebung des Propellers quantifiziert und bestätigt, dass bei einem geeigneten Drehsinn, einer Rotation dem Randwirbel entgegen, eine Anordnung in Richtung der Tragflächenspitze den Widerstand reduziert sowie den Auftrieb bei einem konstanten Anstellwinkel erhöht. Dieses Experiment wurde in [77] mittels LiLi im Rahmen der Methodenvalidierung nachgebildet und die erwarteten Trends wurden bestätigt. Quantitativ wurden eine sehr gute Übereinstimmung für den Auftrieb, allerdings eine deutlich geringere Reduktion des induzierten Widerstands, insbesondere bei der Propellerintegration an der Flügelspitze, festgestellt.
Die folgenden Studien mit einem einzelnen Propeller dienen der Quantifizierung der bekannten Effekte der Propeller-Flügelinteraktion für ein typisches Regionalflugzeug, welches sich an einer ATR-72 [69] orientiert. Es wird ein stationärer Flug mit konstanter Machzahl in konstanter Höhe betrachtet. Der Leistungsbedarf wird an den Widerstand angepasst. Bei der Variation der Flügelstreckung wird die Bezugsfläche konstant gehalten, wodurch die Spannweite variiert. Die detaillierten Ergebnisse sind im Anhang 4.1.2 zu finden. In diesem Kapitel werden die wesentlichen Schlussfolgerungen zusammengefasst.
In Abbildung 4.2 sind die relativen Änderungen der Gleitzahl L/D und des Propellerwirkungsgrads $\eta_{Propeller}$ exemplarisch für eine repräsentative Tragfläche mit einer Streckung von 12 bei einem Auftriebsbeiwert C_L von 0.7 dargestellt. Als positiver Drehsinn ist die Rotation des Propellers dem Randwirbel entgegen definiert. Wie erwartet bewirkt eine positive Propellerdrehrichtung eine Erhöhung und eine negative Propellerdrehrichtung eine Verringerung der Gleitzahl. Die Effekte werden durch eine Position nahe der Tragflächenspitze verstärkt. Der Propellerwirkungsgrad zeigt nur geringe Änderungen, die auf die Variation des Leistungsbedarfs zurückzuführen sind. Modellbedingt werden die Änderungen des Strömungsfelds, in welchem der Propeller operiert, durch eine veränderte spannweitige Position nicht berücksichtigt.

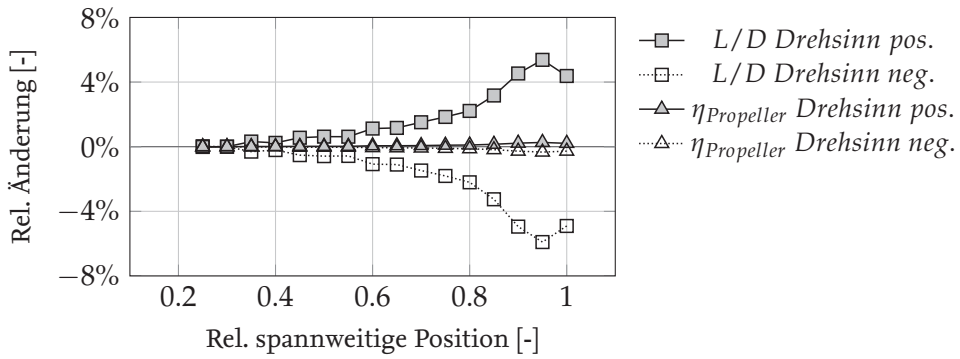

Abbildung 4.2.: Relative Änderungen der Gleitzahl und des Wirkungsgrads eines Propellers in Abhängigkeit der spannweitigen Position und Propellerdrehrichtung bei einer Streckung von 12 und einem konstanten C_L von 0.7.

Die Gleitzahl des Flugzeugs hat einen unmittelbaren Einfluss auf den Schub- bzw. den Leistungsbedarf für einen stationären Flugzustand. In Abbildung 4.3 ist der Leistungsbedarf in Abhängigkeit der Flügelstreckung und des Auftriebsbeiwerts für eine spannweitige Position der Propeller von 95% bei einer konstanten Flügelfläche dargestellt. Man erkennt, dass das Potential für die Leistungsreduktion mit abnehmender Streckung und dem zunehmenden Auftriebsbeiwert steigt. Für eine repräsentative Regionalflugzeugkonfiguration mit einer Streckung von 12 und einem C_L von 0.7 liegt das maximale Potential zur Leistungsreduktion diesen Ergebnissen nach bei ca. 5%. Es ist anzumerken, dass hierbei weder die positiven Schneeballeffekte noch die nachteiligen Änderungen an der Konfiguration für die Integration von Propellern an den Tragflächenspitzen berücksichtigt werden.

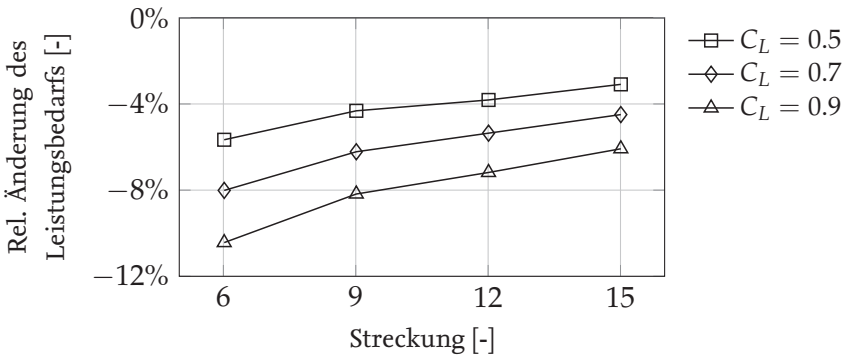

Abbildung 4.3.: Relative Änderung des Leistungsbedarfs in Abhängigkeit der Streckung und des Auftriebsbeiwerts bei einer relativen spannweitigen Position des Propellers von 95% unter der Annahme einer konstanten Flügelfläche.

4.1.3. Variation der Propelleranzahl

Von zentralem Interesse für diese Arbeit sind Anordnungen mit einer Vielzahl von verteilten Propellern. Deshalb wird im Folgenden der Einfluss der Propelleranzahl bei konstanter Geometrie der Flugzeugzelle und konstanten Betriebsbedingungen betrachtet. Auch hier wird eine ATR-72-ähnliche Basiskonfiguration verwendet, um repräsentative Flugbedingungen und Leistungsbereiche zu gewährleisten. Es wird eine symmetrische Konfiguration verwendet, die mit Propellern von gleichem Durchmesser und Blattzahl jedoch mit unterschiedlichen Drehrichtungen pro Flügelhälfte ausgestattet ist. Als Tragflächenprofil kommt das NACA 4415 zum Einsatz. Der Leistungsbedarf wird so angepasst, dass ein Gleichgewicht aus Schub und Widerstand unter Reiseflugbedingungen bei einer Machzahl von 0.4 in einer Flughöhe von 7 km erreicht wird.
Die Propeller werden automatisch so verteilt, dass sie höchstens die gesamte Spannweite beeinflussen und nicht über sie hinausragen. Weiterhin wird der maximale Propellerdurchmesser aufgrund der erforderlichen Bodenfreiheit auf 4 m beschränkt, sodass bei wenigen Propellern nur ein Teil der Tragfläche beeinflusst wird. Es wird eine Rotationsrichtung aller Propeller dem Randwirbel entgegen gewählt, um eine Reduktion des induzierten Widerstands zu erzielen. Da zur Zeit der Durchführung dieser Studien keine für den Vorentwurf etablierte Methode zur Dimensionierung von Triebwerksgondeln für Elektromotoren gefunden werden konnte, werden im Folgenden unterschiedliche Ansätze untersucht: von der Anzahl der Gondeln unabhängige Gondelwiderstand, konstante volumetrische Leistungsdichte, variable volumetrische Leistungsdichte kalibriert nach der Gondelgeometrie aus [36].
Das Verhalten des Leistungsbedarfs, der Gleitzahl und des Wirkungsgrads unter der Annahme eines von der Anzahl der Gondeln unabhängigen Gondelwiderstands ist in Abbildung 4.4 dargestellt.

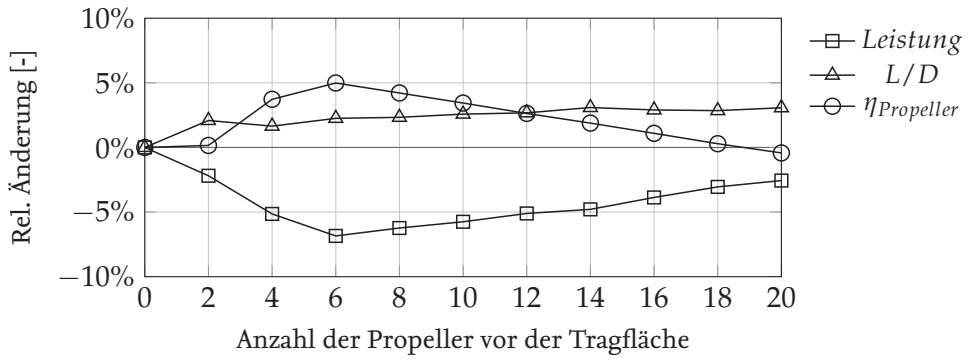

Abbildung 4.4.: Relative Änderungen des Leistungsbedarfs, der Gleitzahl L/D und des Propellerwirkungsgrads $\eta_{Propeller}$ in Abhängigkeit der mit dem Flügel interagierenden Anzahl der Propeller bei von der Antriebszahl unabhängigem Gondelwiderstand.

Man erkennt, dass der Leistungsbedarf zunächst beinahe linear bis zu einer Anzahl der Propeller von 6 sinkt. In diesem Bereich steigt der Propellerwirkungsgrad stetig, da die gesamte Propellerfläche wächst. Ab 8 Propellern greift die geometrische Randbedingung durch die konstante Spannweite und die Propellerfläche sinkt näherungsweise linear mit der Propelleranzahl. Der Propellerwirkungsgrad wird bei diesen Studien maßgeblich durch die Propellerfläche und durch den Leistungsbedarf, zusammengefasst also durch die Flächenbelastung der Propeller bestimmt. Man erkennt einen Anstieg des Wirkungsgrads um bis zu 5% zwischen zwei und sechs Propellern. Darüber hinaus sinkt der Wirkungsgrad linear ab und der Gewinn erreicht bei sechzehn Propellern den Nulldurchgang. Die Gleitzahl steigt um ca. 2% durch die Propeller-Flügel-Interaktion bei zwei Propellern. Bei einer Vernachlässigung des Widerstands der Triebwerksgondeln steigt die Gleitzahl zwischen zwei und sechzehn Propellern um weitere bis zu 1% auf insgesamt ca. 3% an.
In Abbildung 4.5 sind die Einflüsse der Propelleranzahl unter Berücksichtigung einer von der Leistung abhängigen Gondelgeometrie dargestellt. Das Gondelvolumen wird mittels einer konstanten volumetrischen Leistungsdichte berechnet. Das Verhältnis des Durchmessers zur Länge einer Gondel, welches ausschlaggebend für den Druckwiderstand ist, wird konstant gehalten, sodass die Variation der Oberfläche maßgeblich für die Entwicklung des Widerstands bleibt. Auch in diesem Fall zeigt sich eine maximale Steigerung des Propellerwirkungsgrads um 5% bei Verwendung von sechs Propellern. Die Reduktion des Leistungsbedarfs beträgt dadurch etwa 5% und fällt damit geringer als im vorausgegangenen Fall aus. Die Ursache dafür liegt in der Entwicklung der Gleitzahl. Diese steigt zunächst bei der Berücksichtigung der Propeller-Flügel-Interaktion um 2% und sinkt anschließend kontinuierlich mit steigender Anzahl der Propeller aufgrund des wachsenden Gondelwiderstands. Hierdurch wird die potentielle Leistungsreduktion durch verteilte Antriebe deutlich verringert. Details zur Entwicklung der Gondeloberfläche unter der Annahme einer konstanten volumetrischen Leistungsdichte sind in Kapitel A.1 zu finden.

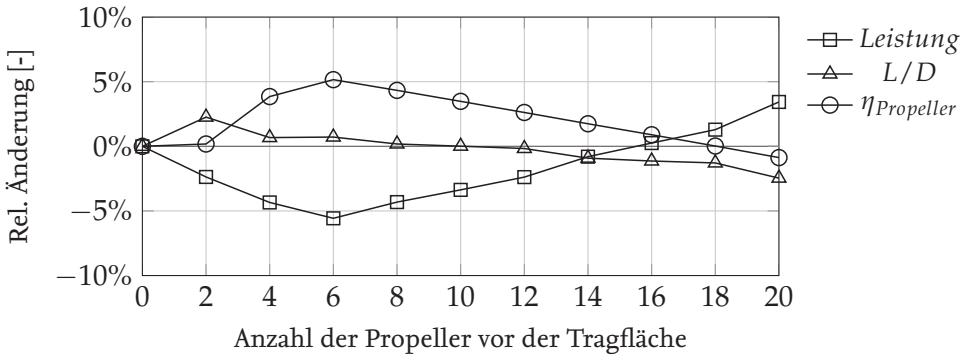

Abbildung 4.5.: Relative Änderungen des Leistungsbedarfs, der Gleitzahl L/D und des Propellerwirkungsgrads $\eta_{Propeller}$ in Abhängigkeit der mit dem Flügel interagierenden Propelleranzahl bei einer Dimensionierung der Triebwerksgondeln mit einer konstanten volumetrischen Leistungsdichte.

In Abbildung 4.6 sind die Einflüsse der Propelleranzahl bei Verwendung einer variablen volumetrischen Leistungsdichte für die Dimensionierung der Triebwerksgondeln, die einer Kalibrierung auf Basis der Ergebnisse aus dem Projekt SynergIE [36] unterzogen wurde, dargestellt. Qualitativ und quantitativ zeigt sich eine starke Ähnlichkeit zu dem ersten Ansatz, bei welchem der Einfluss der Gondelgeometrie vernachlässigt worden ist.

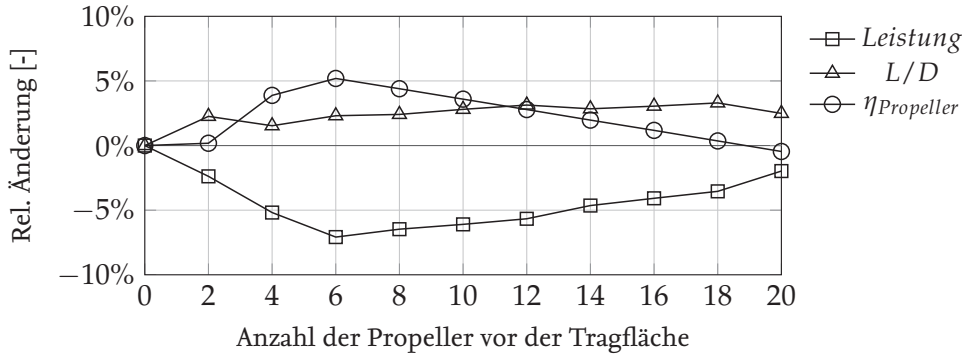

Abbildung 4.6.: Relative Änderungen des Leistungsbedarfs, der Gleitzahl L/D und des Propellerwirkungsgrads $\eta_{Propeller}$ in Abhängigkeit der mit dem Flügel interagierenden Propelleranzahl bei einer Dimensionierung der Triebwerksgondeln mit einer variablen volumetrischen Leistungsdichte.

Ausgehend von diesen Ergebnissen ist es aus aerodynamischer Sicht sinnvoll, die Anzahl der Propeller so zu wählen, dass ihre Durchsatzfläche maximiert wird. Die verschiedenen Ansätze zur Dimensionierung der Triebwerksgondeln liefern ähnliche Trends hinsichtlich des Propellerwirkungsgrads und des Leistungsbedarfs. Aufgrund unterschiedlicher Trends der Gleitzahl unterscheiden sich die quantitativen Ergebnisse jedoch. Im Rahmen dieser Arbeit soll für die Entwürfe von Regionalflugzeugkonfigurationen die Gondeldimensionierung mit variabler volumetrischer Leistungsdichte erfolgen, um die Ergebnisse mit dem Projekt SynergIE [36] vergleichen zu können. Für die Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen soll eine konstante volumetrische Leistungsdichte als Hauptmodell eingesetzt werden, da dies in Ermangelung von Kalibrierungsfaktoren für diese Flugzeugklasse einen plausiblen, konservativen Ansatz darstellt. Weiterhin werden Vergleichsstudien mit dem optimistischen Modell mit einer variablen Leistungsdichte durchgeführt, um den Einfluss der Gondeldimensionierung auf Gesamtflugzeugebene zu bewerten.

4.1.4. Variation der Flügelfläche

Eine vielversprechende Möglichkeit, verteilte Propeller entlang der Flügelvorderkante zu nutzen besteht darin, die Interaktion zwischen den Propellernachläufen und der Tragfläche zur Erhöhung des Maximalauftriebs zu verwenden. Auf diese Weise ließen sich

die Start- und Landeanforderungen mit einer kleineren Flügelfläche und einem einfachen Hochauftriebssystem erreichen. Die Verkleinerung der Tragfläche würde zu einer Reihe von weiteren Vorteilen für die Gesamtkonfiguration führen, welche sich durch Schneeballeffekte während des Entwurfs verstärken würden. Allerdings ist der Einfluss der Propeller-Flügel-Interaktion während des Reiseflugs im Vergleich zu Langsamflugphasen deutlich geringer. Im Folgenden wird die Frage adressiert, welchen Effekt eine verkleinerte Flügelfläche unter den für die Effizienz des Flugzeugs maßgeblichen Betriebsbedingungen haben würde.

Analytische Betrachtungen

Zunächst soll eine analytische Betrachtung den Effekt einer Flächenreduktion auf den Widerstand der Tragfläche unter den relevanten Randbedingungen verdeutlichen. Hierzu wird der Gesamtwiderstand, wie für den Vorentwurf üblich, in einen auftriebsinduzierten und auftriebsunabhängigen Anteil aufgeteilt [78]. Es werden für den Entwurf von Konfigurationen mit verteilen Antrieben hilfreiche geometrische Randbedingungen verwendet. Eine von ihnen besteht in der konstanten Spannweite, wodurch die Propellerdurchmesser unverändert bleiben können und die Einflüsse des Antriebssystems auf die Ergebnisse minimiert werden. Eine Veränderung der Flügelfläche bei konstanter Spannweite führt zu einer Erhöhung der Flügelstreckung und einer Verringerung der Flügeltiefe.
Zunächst wird der Einfluss der geometrischen Variationen auf den auftriebsinduzierten Widerstandsanteil betrachtet. Die Streckung Λ hat gemäß Formel 4.1 nach [88] unter der Annahme eines konstanten Auftriebsbeiwerts C_L und einer vergleichbaren Auftriebsverteilung, welche durch den Oswaldfaktor e repräsentiert wird, einen dominierenden Einfluss auf den induzierten Widerstandsbeiwert C_{D_i}. Eine Reduktion der Flügelfläche bei unveränderter Masse sowie konstanten Betriebsbedingungen bewirkt jedoch eine Erhöhung des Auftriebsbeiwerts, welcher einen quadratischen Einfluss auf C_{D_i} aufweist. Außerdem ist ein Vergleich der Beiwerte bei unterschiedlichen Bezugsgrößen nicht aussagekräftig.

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi \Lambda e} \tag{4.1}$$

Zur Evaluierung des Einflusses der Geometrieänderung der Tragfläche auf den Leistungsbedarf ist die Betrachtung der Widerstandskraft maßgeblich. Aus der Formel 4.1 lässt sich der dimensionsbehaftete auftriebsinduzierte Widerstand D_i unter Verwendung des Staudrucks q, der Bezugsflügelfläche S_{ref}, der Spannweite b und der Auftriebskraft L herleiten. Aus der resultierenden Formel 4.2, wie sie auch in [98] zu finden ist, wird ersichtlich, dass der induzierte Widerstand bei einem konstanten Auftriebsbedarf und einer vergleichbaren Auftriebsverteilung ($e = konstant$) von der Spannweite und nicht von der Streckung abhängig ist. Unter diesen idealisierten Randbedingungen wäre demnach keine Änderung des auftriebsinduzierten Widerstands zu erwarten.

$$D_i = qS_{ref}C_{D_i} = qS_{ref}\frac{C_L^2}{\pi\Lambda e} = qS_{ref}\frac{(L/qS_{ref})^2}{\pi(b^2/S_{ref})e} = \frac{L^2}{q\pi b^2 e} \tag{4.2}$$

Für die Betrachtung des auftriebsunabhängigen Widerstands sind die Anteile durch Reibung und Druck bei den relevanten Flugmachzahlen von Bedeutung. Der Wellenwiderstand wird deshalb vernachlässigt. Zur Berechnung des Tragflächenwiderstands kann die Formel 4.3 nach [78] unter Vernachlässigung des Interferenzwiderstands verwendet werden. Hierin sind C_{D_0} der auftriebsunabhängige Widerstandsbeiwert bzw. der Nullwiderstandsbeiwert, C_f der Wandreibungskoeffizient, FF der Formfaktor, S_{wet} die benetzte Fläche und S_{ref} die Bezugsfläche.

$$C_{D_0} = C_f FF \frac{S_{wet}}{S_{ref}} \tag{4.3}$$

Der Wandreibungskoeffizient für eine turbulente Strömung nach [78] in Formel 4.4 ist von der Machzahl Ma und der Reynoldszahl Re abhängig. Da die Betriebsbedingungen als konstant angenommen werden, ist der Einfluss der Machzahl für folgende Betrachtungen nicht relevant.

$$C_f = \frac{0.455}{(log_{10}Re)^{2.58}(1+0.144Ma^2)^{0.65}} \tag{4.4}$$

Die Reynoldszahl gemäß Formel 4.5 ist von der Dichte ρ, der Geschwindigkeit V, der dynamischen Viskosität μ, die wie die Machzahl keiner Variation unterliegen, sowie von der Bezugslänge l_{ref} abhängig. Die letztere verringert sich mit zunehmender Reduktion der Bezugsfläche bei konstanter Spannweite, wodurch die Reynoldszahl ebenfalls verkleinert wird. Dies führt gemäß der Beziehung 4.4 zu einem Anstieg des Wandreibungskoeffizienten.

$$Re = \frac{\rho V l_{ref}}{\mu} \tag{4.5}$$

Der Formfaktor nach [78] unter der Annahme einer ungepfeilten Tragfläche in Formel 4.6 ist abgesehen von der Machzahl nur von der Profilgeometrie abhängig. Hierbei sind $(x/c)_m$ die relative Position der maximalen Profildicke und t/c die relative Profildicke. Geht man in erster Näherung davon aus, dass trotz der Reduktion der Flügelfläche vergleichbare Profile eingesetzt werden, sind keine Änderungen des Formfaktors zu erwarten.

$$FF = \left(1 + \frac{0.6}{(x/c)_m} + 100\left(\frac{t}{c}\right)^4\right)\left(1.34Ma^{0.18}\right) \tag{4.6}$$

Mit der gleichen Begründung kann man davon ausgehen, dass das Verhältnis S_{wet}/S_{ref} näherungsweise unverändert bleiben würde. Als Konsequenz ist ein Anstieg des Nullwiderstandsbeiwerts durch eine Reduktion der Flügelfläche zu erwarten.
Aus der Perspektive der Effizienz ist allerdings auch hier eine dimensionsbehaftete Betrachtung des Widerstands von Interesse. Der Nullwiderstand D_0 kann ausgehend von

Formel 4.3 durch die Erweiterung mit dem Staudruck und der Referenzfläche zu Formel 4.7 umformuliert werden.

$$D_0 = qS_{ref}C_{D_0} = qS_{ref}C_f FF\frac{S_{wet}}{S_{ref}} = \frac{S_{ref}}{(log_{10}Re)^{2.58}}\frac{0.455}{(1+0.144Ma^2)^{0.65}}qFF\frac{S_{wet}}{S_{ref}} \tag{4.7}$$

Durch die Vernachlässigung der konstanten Anteile lässt sich die Proportionalität des Nullwiderstands in Formel 4.8 darstellen.

$$D_0 \sim \frac{S_{ref}}{(log_{10}Re)^{2.58}} \tag{4.8}$$

Zur Veranschaulichung sind in Abbildung 4.7 die Ergebnisse der Variation einer Rechteckfläche mit 60 m^2 um 20% bei einer konstanten Spannweite von 27 m gezeigt. Zu erkennen ist, dass die Reduktion der benetzten Fläche gegenüber dem Anstieg des Reibungskoeffizienten, welcher Proportional zu $1/(log_{10}Re)^{2.58}$ ist, deutlich dominiert.

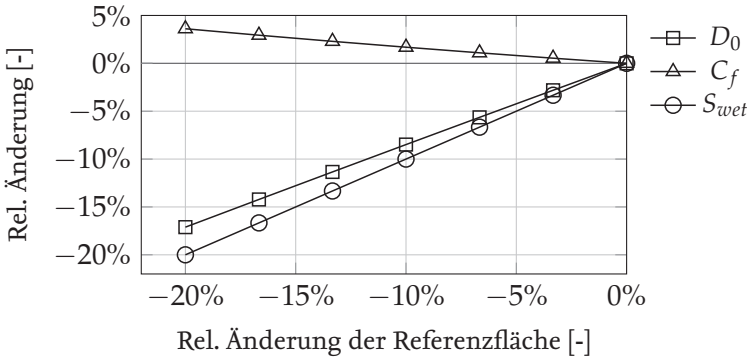

Abbildung 4.7.: Relative Änderung des Nullwiderstands der Tragfläche in Abhängigkeit der Flügelfläche bei konstanter Spannweite gemäß eines semi-empirischen Modells.

Die Ergebnisse der analytischen Betrachtung zeigen, dass die Reduktion der Flügelfläche unter der Randbedingung einer konstanten Spannweite aerodynamisch vorteilhaft ist. Unter den gewählten Randbedingungen wird der Nullwiderstandsanteil verringert, während der auftriebsinduzierte Anteil unverändert bleibt.

Numerische Analysen

Im Folgenden sollen die Betrachtungen zur Reduktion der Flügelfläche unter Berücksichtigung des Propellereinflusses mit dem Einsatz des im Rahmen dieser Arbeit aufgebauten aerodynamischen Berechnungsprozesses vertieft werden. Es wird eine der ATR-72-ähnliche Konfiguration für die Berechnung des Gesamtwiderstands und des Auftriebsbedarfs im Reiseflug genutzt. Als Betriebsbedingungen werden eine Machzahl von 0.4 und eine Flughöhe von 7 km festgelegt. Der Einfluss des Gondelwiderstands wird vernachlässigt, da der Fokus auf dem Tragflächenwiderstand liegt. Die Auftriebsverteilung wird

durch eine lineare Anpassung der Tragflächenverwindung zwischen der Flügelspitze und der Flügelwurzel optimiert, um einen möglichst hohen Oswaldfaktor e zu gewährleisten. Der Auftriebsbedarf wird der Vergleichbarkeit wegen konstant gehalten. Als Profil wird das NACA 2415 verwendet.
In Abbildung 4.8 ist der Einfluss der Flügelfläche auf den Leistungsbedarf, den Propellerwirkungsgrad, die Gleitzahl, den induzierten Widerstand und den Nullwiderstand der Tragfläche exemplarisch für eine Konfiguration mit zehn Propellern gezeigt. Um eine Vergleichbarkeit der Beiwerte zu ermöglichen, werden diese mit den jeweiligen Bezugsflächen multipliziert. Man erkennt eine näherungsweise lineare Reduktion des Leistungsbedarfs um 2% für eine Flächenreduktion von 10%. Der wesentliche Treiber dafür ist eine Verbesserung der Gleitzahl in gleicher Größenordnung. Diese ist aufgrund eines näherungsweise konstanten induzierten Widerstands $C_{D_i} S_{ref}$, dessen Anteil am Gesamtwiderstand zwischen 24% und 26% in Abhängigkeit der Flügelfläche variiert, auf die Reduktion des Nullwiderstands $C_{D_{0\ Tragflaeche}} S_{ref}$ der Tragfläche zurückzuführen. Eine Flächenreduktion von 10% führt zu einer Verringerung des Nullwiderstands der Tragfläche von ca. 7%. Damit werden die analytischen Betrachtungen qualitativ bestätigt. Quantitativ ist die Widerstandsreduktion ebenfalls in einer vergleichbaren Größenordnung.
Der Propellerwirkungsgrad zeigt keine Änderungen aufgrund einer nur geringen Leistungsvariation und aufgrund der hohen Absolutwerte des Wirkungsgrads von 92%, die keine nennenswerte Verbesserung ermöglichen. Im Anhang in Kapitel A.10 sind die Ergebnisse der gleichen Studie für acht und zwölf Propeller enthalten. Sie zeigen dieselben Trends und Größenordnungen der betrachteten Effekte, sodass man die Ergebnisse als von der Propelleranzahl weitestgehend unabhängig betrachten kann.

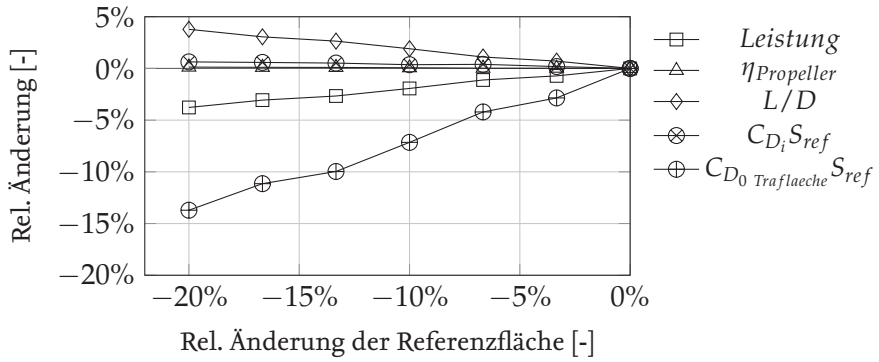

Abbildung 4.8.: Einfluss der Flügelfläche auf den Leistungsbedarf, den Propellerwirkungsgrad, die Gleitzahl, den induzierten Widerstand und den Nullwiderstand der Tragfläche für eine repräsentative Konfiguration mit 10 Propellern.

In Abbildung 4.9 sind die Polaren von vier repräsentativen Konfigurationen der Studie mit unterschiedlichen Bezugsflügelflächen aufgetragen. Zu erkennen ist eine sinkende Gleitzahl mit abnehmender Flügelfläche S_{ref} bei einem konstanten Auftriebsbeiwert C_L.

Die beobachtete Steigerung der Gleitzahl unter Reiseflugbedingungen ist auf die Erhöhung des operationellen Auftriebsbeiwerts $C_{L_{Reiseflug}}$ zurückzuführen, welcher aufgrund der reduzierten Flügelfläche bei einem konstanten Auftriebsbedarf steigt. Eine vorteilhafte Steigerung des Auftriebsbeiwerts ist durch den damit verbundenen Widerstandsanstieg limitiert. Die Polaren weisen im C_L-Bereich um 0.8 die maximalen erreichbaren Gleitzahlen auf. Bei einer Bezugsflügelfläche von 80% liegt $C_{L_{Reiseflug}}$ unter den gewählten Bedingungen näherungsweise im Bereich der maximalen Gleitzahl, wodurch eine weitere Reduktion der Flügelfläche keine größeren aerodynamischen Vorteile mit sich bringen würde.

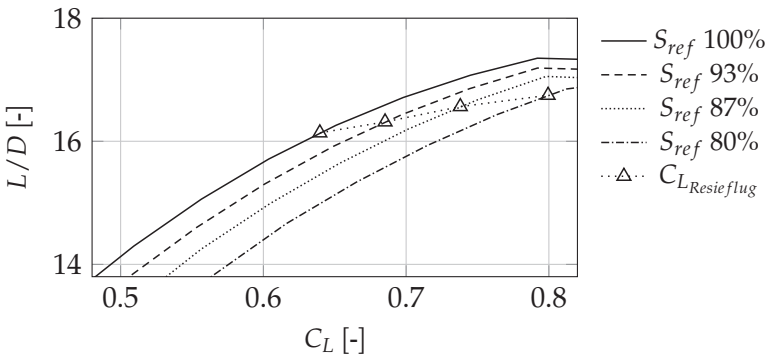

Abbildung 4.9.: Polaren von Konfigurationen mit 10 Propellern bei verschiedenen Bezugsflügelflächen sowie die zugehörigen Auftriebsbeiwerte im Reiseflug.

Es ist anzunehmen, dass durch eine individuelle Anpassung von Profilen für jede Flächenbelastung etwas höhere maximale Gleitzahlen erreichbar wären. Weiterhin ist festzuhalten, dass die Konfiguration mit einer Flügelfläche von 100% nicht bei der maximalen Gleitzahl operiert. Durch die Anpassung der Flughöhe ließe sich auch für diese Konfiguration eine aerodynamische Verbesserung erreichen. Allerdings ist hierbei unter anderem die Limitierung durch die Leistungscharakteristik des Triebwerks zu prüfen. Eine Reduktion der Machzahl als Alternative wäre aufgrund der Anforderungen an die Vergleichbarkeit der Konzepte untereinander wenig plausibel.

4.1.5. Leistungsvariation zwischen den Propellern

Durch elektrische Antriebe ist es möglich, die Schubverteilung zwischen den Propellern zu variieren, um die Gesamteffizienz zu steigern, wie in [48] beschreiben. Im Rahmen dieser Arbeit werden vereinfachte Untersuchungen zu diesem Thema durchgeführt, um etwaige Schlüsse für den Vorentwurf ziehen zu können. Es wird ein Modell verwendet, das pro Flügelhälfte fünf geometrisch identische Propeller aufweist, die denselben Auslegungspunkt unter Reiseflugbedingungen haben. Zur Berechnung des Gesamtwieder-

stands und des Auftriebsbedarfs wird erneut eine ATR-72-ähnliche Konfiguration eingesetzt. Für die Studie wird die Leistung zwischen den Propellern je Flügelhälfte linear variiert und der gesamte Leistungsbedarf so angepasst, dass ein stationärer Reiseflug erreicht wird. Zur Steuerung der Schubverteilung wird der Leistungsvariationsparameter (LVP) eingeführt. Eine identische Leistungsverteilung zwischen den Propellern wird durch den Wert 0 repräsentiert. Positive Werte bedeuten eine stärkere Belastung der außen angeordneten Propeller, negative der innen angeordneten. In Abbildung 4.10 sind entsprechende Fälle skizziert.

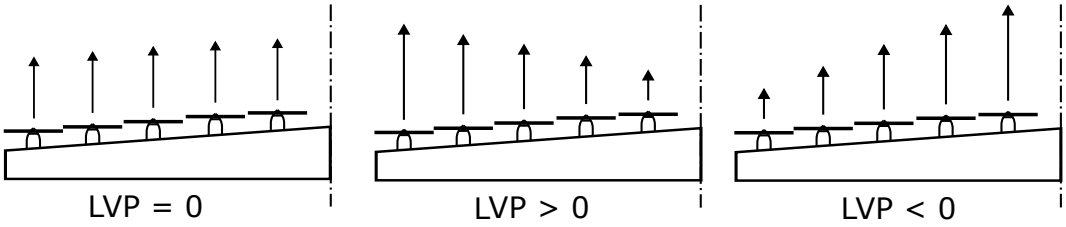

Abbildung 4.10.: Prinzipielle Leistungsverteilung (Pfeillänge) zwischen den Propellern entsprechend der Vorgabe des Leistungsvariationsparameters (LVP). Gleichmäßige Belastung bei LVP = 0, stärkere Belastung der äußeren Propeller bei LVP > 0, stärkere Belastung der inneren Propeller bei LVP < 0.

In Abbildung 4.11 ist die relative Änderung des Leistungsbedarfs und des mittleren, auf den Leistungsanteil bezogenen Propellerwirkungsgrads $\eta_{Propeller\ gemittelt}$ gemäß Formel 4.9, in Abhängigkeit des LVP gezeigt. Hierbei sind η_i und P_i der Wirkungsgrad und die Leistung eines Propellers, P die Gesamtleistung aller betrachteten Propeller.

$$\eta_{Propeller\ gemittelt} = \frac{1}{P}\Sigma\eta_i P_i \tag{4.9}$$

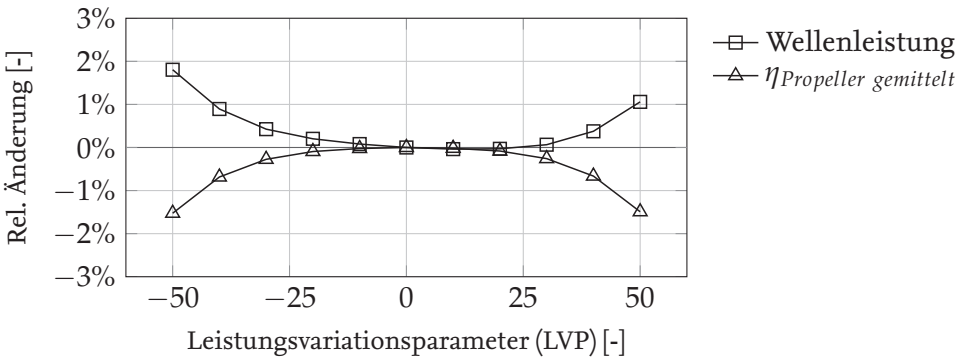

Abbildung 4.11.: Relative Änderungen des Leistungsbedarfs und des Propellerwirkungsgrads in Abhängigkeit der Leistungsverteilung zwischen den Propellern.

Man erkennt, dass LVP-Werte zwischen 0 und +20 keine nennenswerte Änderung des Leistungsbedarfs verursachen. Negative LVP-Werte, also eine Verschiebung der Leistung auf Antriebe im Innenbereich, führt zu einer Erhöhung des Leistungsbedarfs und einer Verringerung des Propellerwirkungsgrads. Positive LVP-Werte oberhalb von +20 zeigen ebenfalls diesen Trend, jedoch weniger ausgeprägt.
Eine detaillierte Betrachtung der LPV-Region zwischen −40 und +40 ist in Abbildung 4.12 dargestellt. Man erkennt, dass eine moderate Umverteilung der Leistung zu äußeren Propellern hin eine Reduktion des Leistungsbedarfs gegenüber einer gleichmäßigen Verteilung um 0.01% ermöglichen würde. Diese Größenordnung der Leistung ist im Rahmen des Vorentwurfs jedoch nicht relevant.

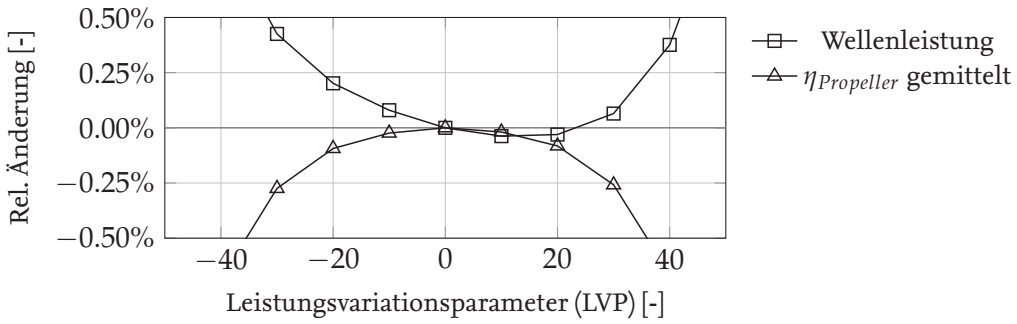

Abbildung 4.12.: Detaillierte Betrachtung der relative Änderungen des Leistungsbedarfs in Abhängigkeit der Leistungsverteilung zwischen den Propellern.

Der Grund für die Asymmetrie des Leistungsbedarfs ist, wie bereits in Abschnitt 4.1.2 gezeigt, die Erhöhung des Schubs im Außenbereich der Tragfläche, was sich positiv auf die Gleitzahl des Gesamtsystems Flügel-Propeller auswirkt, sofern die Rotationsrichtung des Propellers dem Randwirbel entgegengesetzt ist. Dieser Effekt ist in Abbildung 4.13 gezeigt.

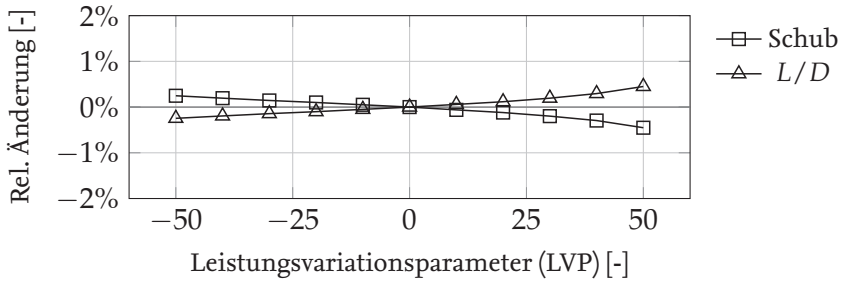

Abbildung 4.13.: Relative Änderung des Schubbedarfs und der Gleitzahl in Abhängigkeit der Leistungsverteilung zwischen den Propellern.

Man erkennt einen kontinuierlichen Anstieg der Gleitzahl im LVP-Bereich von +50 bis −50 sowie eine proportionale Reduktion des Schubs. Bemerkenswert ist, dass sich die

Gleitzahl bei einer Umverteilung der Leistung zu äußeren Propellern hin (LVP>0) gegenüber einer gleichmäßigen Verteilung (LVP=0) verbessert und der Schubbedarf dadurch sinkt. Dennoch steigt der Leistungsbedarf aufgrund des sinkenden Propellerwirkungsgrads, da die äußeren Propeller stärker belastet und alle Propeller nicht in ihrem Auslegungspunkts betrieben werden. Bei einer Umverteilung der Leistung zu inneren Antrieben hin (LVP<0) überlagern sich die nachteiligen Effekte der höheren Propellerbelastung und der Verringerung der Gleitzahl.
Anzumerken ist, dass in [48] eine individuelle Optimierung der Schubverteilung Leistungsvorteile in der Größenordnung von einem halben Prozent gezeigt hat. Dabei wurden ebenfalls eine Verringerung des mittleren Propellerwirkungsgrads und eine Verbesserung der Gleitzahl festgestellt.
Aus der hier durchgeführten Studie lässt sich ableiten, dass aufgrund der verschwindend geringen Vorteile der Leistungsumverteilung auf den Leistungsbedarf bei Verwendung identischer Propeller im Gesamtentwurfsprozess mit einer konstanten Leistungsverteilung gearbeitet werden kann. Zugleich sind die Ergebnisse aus dem Vorentwurf, ausgehend von den in [48] beschriebenen Potentialen, als leicht konservativ anzusehen.

4.1.6. Einfluss der Leistungseinstellung und der Propelleranzahl auf den Maximalauftrieb

Ein zentraler Vorteil von verteilten Propellern entlang der Flügelvorderkante besteht in der Möglichkeit, den Auftrieb durch die Wechselwirkung mit den Propellernachläufen signifikant zu erhöhen. Hierzu müssen die Propeller Übergeschwindigkeiten erzeugen, welche in erster Linie von der Fluggeschwindigkeit, der Leistung und der Propellergeometrie selbst abhängig sind.
Da der Maximalauftrieb primär für den Langsamflugbereich von Interesse ist, wird im Folgenden eine Studie präsentiert, welche den Maximalauftrieb in Abhängigkeit von der Leistung für unterschiedliche Propellerzahlen veranschaulicht. Für diese Studie werden Konfigurationen aus dem multidisziplinären Entwurf mit einer Flächenbelastung von 460 kg/m^2 und einem Leistungs- Gewichtsverhältnis von 0.2 kW/kg verwendet. Als Betriebsbedingung wird der Landeanflug bei 62 m/s in Meereshöhe mit voll ausgefahrenen Klappen betrachtet. Die Ergebnisse sind in Abbildung 4.14 zusammengefasst.
Man erkennt eine Steigerung des Maximalauftriebs bei zunehmender Leistung. Erkennbar ist weiterhin der nichtlineare Verlauf der Kurven, was auf das Verhalten der Propellereffizienz zurückgeführt wird. Maßgeblich ist, dass mit höherer Propelleranzahl größere Steigerungen des Maximalauftriebs erzielt werden. Bei Konfigurationen mit mehr als sechs Propellern ist dies mit höheren Übergeschwindigkeiten im Nachlauf kleinerer Propeller bei identischer Leistung erklärbar. Bei weniger als sechs Propellern verringert sich der durch die Propeller beeinflusste Bereich der Tragfläche, was zu niedrigeren Maximalauftriebsbeiwerten führt.

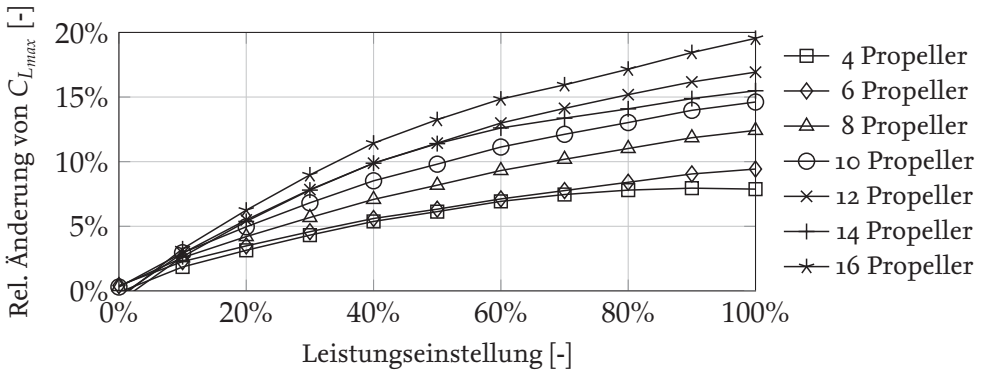

Abbildung 4.14.: Einfluss der Leistungseinstellung auf den Maximalauftrieb in Abhängigkeit der Propelleranzahl.

Die Erhöhung des Maximalauftriebs mit zunehmender Leistung stellt eine sinnvolle Synergie für den Startfall dar. Im Landeanflug sind die Schubanforderungen jedoch vergleichsweise gering während die Anforderungen an den Maximalauftrieb sehr hoch sind. Sollte der Konfigurationswiderstand bei der Landung nicht ausreichen, um einen geeignet hohen Schub zu ermöglichen, ist der Einsatz von Bremsklappen denkbar. Aus akustischer Sicht ist dieser Ansatz voraussichtlich wenig wünschenswert, wird jedoch zugunsten der potentiellen Effizienzsteigerung im Rahmen dieser Arbeit weiterhin bevorzugt.
Es ist anzumerken, dass es aus Sicherheitsgründen nicht möglich ist, das gesamte Potential der Propeller-Flügel Interaktion auszunutzen. Bei Verwendung eines turbo-elektrischen Antriebsstrangs in Verbindung mit verteilten Antrieben stellt der Gasturbinenausfall den kritischen Fall dar. Bei Konzepten mit zwei Gasturbinen, wie sie im Rahmen dieser Arbeit untersucht werden, verliert man entsprechend in erster Näherung 50% der Leistung. Dies ist als eine Obergrenze für das Potential zur Steigerung des Maximalauftriebs durch die Propeller-Flügelinteraktion zu sehen.
Eine weitere Beobachtung ist eine vom Trend abweichende Entwicklung des Maximalauftriebs bei 14 Propellern. Das Niveau des erreichbaren Auftriebs ist bis zu einer Leistungseinstellung von 50% mit dem von 12 Propellern vergleichbar und verringert sich darüber hinaus. Es wurde beobachtet, dass dieses Verhalten durch die gewählte Anzahl der Paneele in LiLi beeinflusst wird. Die resultierenden Größenordnungen der Änderung des Maximalauftriebs bleiben jedoch in einem für den Vorentwurf durchaus akzeptablen Bereich und Leistungseinstellungen von über 50% im Landeanflug sind für diese Arbeit nicht relevant.

4.1.7. Einfluss der Leistungseinstellung auf das Nickmoment

Neben dem Einfluss der Propeller-Flügelinterkation auf den Auftrieb und den Widerstand ist ihr Einfluss auf die Stabilität und Steuerbarkeit relevant. Um diese zu bewerten, wird die Abhängigkeit der Momente von der Leistung evaluiert. Da im Rahmen dieser Arbeit die Untersuchungen auf symmetrische Flugzustände beschränkt sind, bildet das Nickmoment die einzig relevante Größe.
Die Untersuchungen werden an einer repräsentativen Konfiguration aus dem multidisziplinären Vorentwurf, welche mit einer Flächenbelastung von 400 kg/m^2, einem Leistungs-Gewichtsverhältnis von 0.2 kW/kg und mit zehn Propellern ausgelegt wurde, untersucht. Als Betriebspunkt wird der Langsamflug bei einer Machzahl von 0.2 mit ausgefahrenen Klappen auf Meereshöhe verwendet. Es werden Klappenstellungen für den Start- und den Landefall mit repräsentativen Auftriebsbeiwerten von $C_L = 1.5$ und $C_L = 2.0$ genutzt. Die Klappentiefe beträgt 25% der lokalen Profiltiefe. In spannweitiger Richtung erstrecken sich die Klappen zwischen 11% und 70% der Halbspannweite. Die Propeller beeinflussen die gesamte Spannweite mit Ausnahme des Rumpfbereichs.
In Abbildung 4.15 ist die relative Änderung des Nickmomentenbeiwerts C_{M_y} in Abhängigkeit der Leistungseinstellung bei Start und Landung dargestellt. Da die Betriebsbedingungen und die Referenzgrößen der Konfiguration unverändert bleiben, verhalten sich die Momentenbeiwerte und die dimensionsbehafteten Momente identisch. Man erkennt eine signifikante Abhängigkeit des Nickmoments von der Leistungseinstellung mit einer relativen Änderung von bis zu 40% bei voller Leistung. Die Verläufe sind näherungsweise linear. Tendenziell führt eine höhere Leistungseinstellung zu einem kopflastigen Moment. Die Trends sind für die betrachteten Klappenstellungen und Auftriebsbeiwerte vergleichbar.

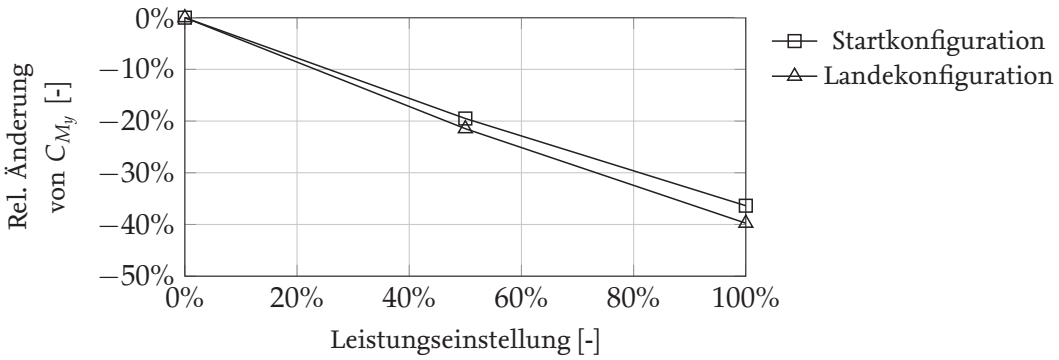

Abbildung 4.15.: Einfluss der Leistungseinstellung auf das Nickmoment bei einer Konfiguration mit zehn Propellern im Langsamflug mit unterschiedlichen Klappenstellungen.

Wie bereits angemerkt, sind Leistungseinstellungen von über 50% für den Landefall bei den hier betrachteten Konfigurationen nicht relevant, wodurch sich der zu erwartende

Einfluss reduziert. Um den potentiellen Einfluss einer Vergrößerung des Volumenkoeffizienten des Höhenleitwerks auf Gesamtflugzeugebene zu quantifizieren, sind Studien an einer repräsentativen Konfiguration durchgeführt worden, deren Ergebnisse in Kapitel A.7 beschrieben sind. Zusammenfassend lässt sich festhalten, dass eine Vergrößerung des Leitwerksvolumenkoeffizienten um 20% eine Steigerung des Treibstoffbedarfs um ca. 1% verursacht. Aufgrund der geringen Sensitivität werden bei dem Vergleich von Konfigurationen mit verteilten Antrieben und zweimotorigen Konzepten keine signifikanten Abweichungen der Trends erwartet. Im Rahmen dieser Arbeit wird der Einfluss der beschriebenen Effekte bei der Dimensionierung des Höhenleitwerks deshalb nicht unmittelbar berücksichtigt.

4.1.8. Ergebnisse der aerodynamischen Vorstudien und Schlussfolgerungen für den Gesamtentwurf

Anhand der durchgeführten Studien und unter Berücksichtigung der Informationen aus den in den vorausgegangenen Kapiteln aufgeführten Quellen lassen sich folgende Schlussfolgerungen für die nachfolgenden multidisziplinären Studien ableiten. Es ist sinnvoll, die Drehrichtung der Propeller auf der jeweiligen Tragflächenhälfte dem Randwirbel entgegen zu wählen, um den induzierten Widerstand zu verringern. Die Vorteile der Propeller-Flügel-Interaktion werden durch hohe Auftriebsbeiwerte begünstigt, was sich bei einer Steigerung der Flächenbelastung positiv auswirkt. Eine Erhöhung der Flächenbelastung ist aus aerodynamischen Gründen anzustreben, um den Nullwiderstand zu reduzieren und den Leistungsbedarf zu senken. Bei Verwendung identischer Propeller pro Flügelhälfte sind keine signifikanten Vorteile einer Schubumverteilung zwischen den Propellern erkennbar. Aus diesem Grund kann im Rahmen des Vorentwurfs vereinfachend eine konstante Schubverteilung angenommen werden. Um die Vorteile von verteilten Antrieben hinsichtlich des Maximalauftriebs vollständig auszunutzen, ist es sinnvoll, einen hohen Schub im Landeanflug beispielsweise durch die Verwendung von Bremsklappen zu ermöglichen. Die Abhängigkeit des Nickmoments von der Leistung bzw. von dem Schub bei ausgefahrenen Klappen kann für die Dimensionierung des Höhenleitwerks unter Akzeptanz geringer Abweichungen im Treibstoffbedarf zunächst vernachlässigt werden.

4.2. Entwurf von Regionalflugzeugkonfigurationen

In diesem Abschnitt werden die multidisziplinären Entwurfsarbeiten zu Regionalflugzeugkonfigurationen beschrieben. Zunächst findet eine Definition der Auslegungsmission statt. Anschließend wird eine Kalibrierung des Entwurfsprozesses durchgeführt. Es werden eine Turboprop-Referenzkonfiguration sowie eine zweimotorige turbo-elektrische Baseline entworfen. Es folgt eine generische Parameterstudie zur Entwurfsraumuntersuchung von turbo-elektrischen Konfigurationen mit verteilten Antrieben. Anhand dieser Studie werden die Einflüsse der Propelleranzahl, der Flächenbelastung und des Leistungs-Gewichtsverhältnisses erläutert. Die entworfenen Konfigurationen werden hinsichtlich der Flugleistungsanforderungen bewertet und jene Konfigurationen, die alle Anforderungen erfüllen, werden extrahiert. Weitere, gezielt angepasste Studien liefern zusätzliche Entwürfe, um die Ergebnisdichte zu erhöhen. Aus diesen Daten werden die besten Konfigurationen für die jeweilige Propelleranzahl identifiziert und im Detail mit der zweimotorigen turbo-elektrischen Baseline verglichen, um den Einfluss von verteilten Antrieben zu bewerten. Anschließend wird ein Vergleich der turbo-elektrischen Konfigurationen mit verteilten Antrieben mit der Turboprop-Referenz gezogen. Abschließend erfolgt eine Sensitivitätsstudie zu den Massenannahmen von elektrischen Antriebskomponenten.

4.2.1. Definition der Auslegungsmission für Regionalflugzeuge

Die Auslegungsmission, welche die wesentlichen Anforderungen an die Konfigurationen darstellt, orientiert sich an dem LuFo-Projekt SynergIE [15]. Sie ist repräsentativ für große Regionalflugzeuge wie eine ATR-72 [69]. Eine Übersicht der Missionsanforderungen ist in Tabelle 4.1 zu finden.

Tabelle 4.1.: Missionsanforderungen an die Regionalflugzeugkonfigurationen.

Auslegungsmachzahl	[-]	0.55
Auslegungsreichweite	$[km]$	1852
Passagierzahl	[-]	70
Nutzlast	$[t]$	6.65
Reichweite der Ausweichmission	$[km]$	185
Dauer Warteschleife	$[Minuten]$	30
Reiseflughöhe	$[km]$	8.2
Anfluggeschwindigkeit bei der Landung	$[m/s]$	62
Startbahnlänge	$[km]$	1.4

4.2.2. Kalibrierung des Entwurfsprozesses

Es ist gängige Praxis, Vorentwurfsprozesse für die anvisierte Flugzeugklasse anhand von existierenden Daten zu kalibrieren. Das Projekt SynergIE [15] bietet eine Reihe von Technologiefaktoren und Konfigurationen, welche im Folgenden für diesen Zweck eingesetzt werden. Als Konfigurationen dienen die Turboprop-Referenz, die turbo-elektrische Baseline mit zwei sowie eine turbo-elektrische Konfiguration mit zehn Propellern (DEP10). Die Turboprop-Referenzkonfiguration wird unmittelbar zur Kalibrierung des Entwurfsprozesses hinsichtlich der Strukturmasse, des Widerstands und des spezifischen Treibstoffverbrauchs verwendet. Die turbo-elektrischen Konfigurationen werden ausgehend von dieser Kalibrierung nachentworfen, um etwaige Abweichungen der Sensitivitäten zu evaluieren. Für den Propellerentwurf werden die maximale Blattzahl auf sechs, der maximale Propellerdurchmesser auf 4 m und die Blattspitzenmachzahl auf Mach 0.8 festgelegt.
Für die folgenden Arbeiten werden verschiedene Annahmen getroffen. Die Wahl der Profile für die Tragfläche orientiert sich an der Wölbung und der relativen Dicke des Profils der ATR-72, wie in [69] beschrieben. Zur Vereinfachung werden im Rahmen dieser Studien die Werte der Wölbung, der Wölbungsrücklage sowie einer mittleren relativen Dicke auf ein NACA Four-Digit Profil [1] appliziert. Mit diesem Ansatz folgt das NACA 3215 als einheitliches Profil für die Tragfläche. Für die Höhen- und Seitenleitwerke werden NACA 0012 Profile eingesetzt.
Zur Kalibrierung der Aerodynamik wird ein Skalierungsfaktor auf den Rumpfwiderstand aufgeschlagen. Dieser repräsentiert den Zusatzwiderstand der Flügel-Rumpf-Verkleidungen sowie der Fahrwerksverkleidungen, da diese Komponenten bei der Geometriemodellierung nicht explizit berücksichtigt werden. Für turbo-elektrische Konfigurationen wird in SynergIE eine Integration der Gasturbinen im Rumpf vorgeschlagen und hier übernommen. Um der zusätzlichen Verkleidung Rechnung zu tragen, wird eine weitere Erhöhung des Rumpfwiderstands um 3% nach Einschätzung des Autors angenommen.
Die Ergebnisse der nachentworfenen Konfigurationen sind in Tabelle 4.2 in Form von relativen Abweichungen der wesentlichen Parameter von den SynergIE-Konfigurationen aufgelistet. Die Abweichungen der Referenzkonfiguration bewegen sich im Bereich von unter 2%, wodurch die Kalibrierung des Prozesses als erfolgreich angesehen werden kann.
Mit dem kalibrierten Prozess erfolgt der Nachentwurf der turbo-elektrischen Konfigurationen: der zweimotorigen SynergIE-Baseline sowie der DEP10-Konfiguration. Der Entwurf der Baseline erfolgt mit denselben Werten für die Flächenbelastung und das Leistungs-Gewichtsverhältnis wie im Projekt-SynergIE. Für die DEP10-Konfiguration wird das Leistungs-Gewichtsverhältnis um 10% gegenüber dem SynergIE-Entwurf erhöht, um eine ausreichende Leistung in Reiseflughöhe zu gewährleisten. Die Ursache für das zu kompensierende Leistungsdefizit wird in den unterschiedlichen Leistungscharakteristiken der verwendeten Triebwerksmodelle vermutet.

Tabelle 4.2.: Vergleich der nachentworfenen Konfiguration aus dem Projekt SynergIE [36].

	Referenz	Baseline	DEP10
Treibstoffmasse	0.1%	-0.6%	-1.1%
Treibstoffmasse inkl. Reserven	1.2%	0.2%	-0.1%
Maximale Abflugmasse	0.5%	1.7%	1.4%
Operationelle Leermasse	0.4%	2.6%	2.2%
L/D Reiseflug	1.5%	1.5%	1.8%
Bezugflügelfläche	0.6%	1.9%	1.1%
Propellerwirkungsgrad	-1.6%	-1.4%	-1.8%

Die Ergebnisse in Tabelle 4.2 zeigen, dass die Abweichungen der nachentworfenen turboelektrischen Konfigurationen eine mit der Referenz vergleichbare Größenordnung aufweisen. Die Gleitzahl und der Propellerwirkungsgrad zeigen ähnliche Trends. Der Missionstreibstoffbedarf der Nachentwürfe weicht um ca. 1% und die maximale Abflugmasse um bis zu 2% ab. Die Nachentwürfe fallen schwerer aus, was primär durch die Leermasse getrieben ist. Durch die vorgegebene Flächenbelastung weist die Bezugsflügelfläche ähnliche Abweichungen wie die maximale Abflugmasse auf.
Der beschriebene Vergleich zeigt, dass die Trends und die Größenordnungen der Konfigurationsparameter, welche der aufgebaute Vorentwurfsprozess liefert, als valide angesehen werden können und dessen weitere Verwendung legitimieren. Anzumerken ist, dass bei der Auswahl von Hochauftriebssystemen der verwendete Vorentwurfsprozess ausschließlich auf Wölbklappen beschränkt ist, sodass die Maximalauftriebsbeiwerte der Konfigurationen aus dem Projekt SynergIE nicht erreicht werden können. Demzufolge sind die nachentworfenen Konfigurationen wie erwartet nicht in der Lage, die Startbahnlänge und die Anfluggeschwindigkeit bei der vorgegebenen Flächenbelastung einzuhalten.

4.2.3. Entwurf der Turboprop-Referenz

Da die im Rahmen dieser Arbeit entwickelte Entwurfskette nicht in der Lage ist, Spaltklappen zu simulieren, können die in Kapitel 4.2.2 beschriebenen Konfigurationen nicht unmittelbar für Studien im Rahmen dieser Arbeit verwendet werden. Um die Start- und Landeanforderungen zu erfüllen, erfolgt der Entwurf eines Referenz-Turboprops unter Verwendung von spaltlosen Klappen mit einer von 428 kg/m^2 auf 400 kg/m^2reduzierten Flächenbelastung. Es wird nach Vorbild der Entwürfe aus dem Projekt SynergIE [36] eine Hochdeckerkonfiguration mit im Rumpf integrierten Fahrwerk und einem konventionellen Leitwerk verwendet. Parameterstudien werden durchgeführt, um eine Konfiguration zu identifizieren, welche die maximale Flächenbelastung in Kombination mit einem minimalen Leistungs- Gewichtsverhältnis aufweist und dabei alle überprüften Anforderungen erfüllt.
In Tabelle 4.3 sind die wesentlichen Daten der resultierenden Konfiguration, der Referenz,

zusammengefasst. Als Treibstoffbedarf ist der während der Mission verbrauchte Treibstoff, gemeinhin als “block-fuel” bekannt, ohne die Anteile für die Ausweichmission, die Warteschleife und sonstiger Reserven zu verstehen. Die Dreiseitenansicht der Referenzkonfiguration ist in Abbildung 4.16 gezeigt.

Tabelle 4.3.: Technische Daten der Referenzkonfiguration mit Turboprop-Triebwerken.

Flächenbelastung	$[kg/m^2]$	400
Leistungs- Gewichtsverhältnis	$[kW/kg]$	0.19
MTOM	$[t]$	21.80
OEM	$[t]$	12.77
S_{ref}	$[m^2]$	54.5
Treibstoffbedarf (Block)	$[t]$	1.78
L/D im Reiseflug	[-]	16.7
Propellerwirkungsgrad	[-]	89.0%

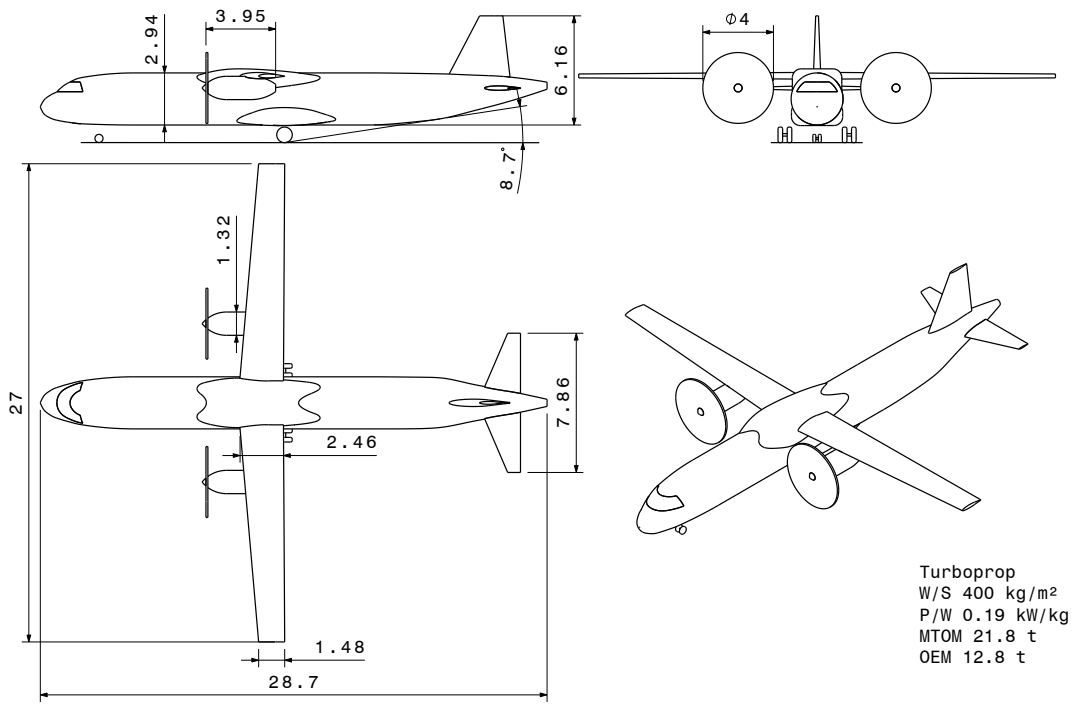

Abbildung 4.16.: Dreiseitenansicht der Turboprop-Referenzkonfiguration für die Regionalflugzeugmission.

4.2.4. Entwurf der turbo-elektrischen Baseline

Ausgehend von der Flächenbelastung der Referenz wird mittels Parameterstudien eine turbo-elektrische Konfiguration mit zwei Propellern definiert, welche ebenfalls alle gesetzten Anforderungen erfüllt. Als zusätzliches Kriterium zu der Auslegungsmission wird die maximale Steigflugdauer von 40 Minuten, abgeleitet von der Referenz, für alle weiteren Regionalflugzeugentwürfe festgelegt. In Tabelle 4.4 sind die wesentlichen Daten der Baseline zusammengefasst und die relativen Abweichungen von der Referenz gezeigt.

Tabelle 4.4.: Vergleich der Referenzkonfiguration und der Baseline für Regionalflugzeugmissionen.

Parameter	Einheit	Baseline	rel. Abweichung zur Referenz
Flächenbelastung	$[kg/m^2]$	400	0.0%
Leistungs- Gewichtsverhältnis	$[kW/kg]$	0.2	5.3%
MTOM	$[t]$	23.56	8.1%
OEM	$[t]$	14.28	11.9%
S_{ref}	$[m^2]$	58.9	8.1%
Treibstoffbedarf (Block)	$[t]$	1.97	10.5%
L/D im Reiseflug	[-]	16.8	1.1%
Propellerwirkungsgrad	[-]	88.2%	-0.8%

Die Flächenbelastung der beiden Konfigurationen wird gemäß der Anforderung an die Landegeschwindigkeit konstant gehalten. Um die Wirkungsgradverluste im Antriebsstrang zu kompensieren, wird das Leistungs- Gewichtsverhältnis um 5% erhöht. Man erkennt die erwarteten Trends des Massenanstiegs um 8%, der Reduktion des Propellerwirkungsgrads um 1% und des um 11% erhöhten Treibstoffbedarfs. Ein geringer Anstieg der mittleren Gleitzahl im Reiseflug ist auf das stärkere Wachstum des Auftriebsbedarfs als des Gesamtwiderstands zurückzuführen. Die aerodynamischen Daten der Referenz und der Baseline für einen repräsentativen Betriebspunkt im Reiseflug sind in Tabelle 4.5 zusammengefasst. Da beide Konfigurationen unterschiedliche Bezugsflügelflächen aufweisen, werden für die Vergleichbarkeit Widerstandsflächen $C_D S_{ref}$ aufgelistet. Bei der Baseline erkennt man einen deutlichen Widerstandsanstieg aller Komponenten mit Ausnahme der Triebwerksgondeln, welche aufgrund der aerodynamisch günstigeren Integration von Elektromotoren (entspricht hier einer höheren Leistungsdichte der Gondeln) eine leichte Reduktion versprechen. Dies entspricht den erwarteten Effekten durch die Integration eines turbo-elektrischen Antriebsstrangs ohne verteilte Antriebe.

Tabelle 4.5.: Vergleich der Widerstandsflächen der zweimotorigen Referenzkonfiguration und der zweimotorigen turbo-elektrischen Baseline für Regionalflugzeugmissionen. In Klammern sind die relativen Anteile der Widerstandskomponenten bezogen auf den Gesamtwiderstand angegeben.

Parameter	Einheit	Referenz	Baseline	rel. Abweichung
$C_{D_i} S_{ref}$	$[m^2]$	0.276 (16%)	0.312 (17%)	14.7%
$C_{D_0\ Fluegel} S_{ref}$	$[m^2]$	0.454 (27%)	0.486 (27%)	7.0%
$C_{D_0\ Leitwerke} S_{ref}$	$[m^2]$	0.160 (10%)	0.179 (10%)	11.9%
$C_{D_0\ Rumpf} S_{ref}$	$[m^2]$	0.631 (38%)	0.650 (36%)	3.0%
$C_{D_0\ Gondeln} S_{ref}$	$[m^2]$	0.143 (9%)	0.141 (8%)	-1.7%

In Abbildung 4.17 ist die Dreiseitenansicht der Baseline gezeigt. Man erkennt die größere Flügeltiefe im Vergleich zu der Referenz und die daraus resultierende größere Fläche bzw. Spannweite des Höhenleitwerks. Die Dimensionen der Triebwerksgondeln sind trotz unterschiedlicher Wellenleistungen vergleichbar, da Gondeln für elektrische Antriebe tendenziell kompakter gebaut werden können. Symbolisch ist bei der turbo-elektrischen Konfiguration eine größere Flügel-Rumpf-Abdeckung angedeutet, da bei Berechnungen ein Zusatzwiderstand aufgrund der Integration der Gasturbinen im Rumpf berücksichtigt wird.

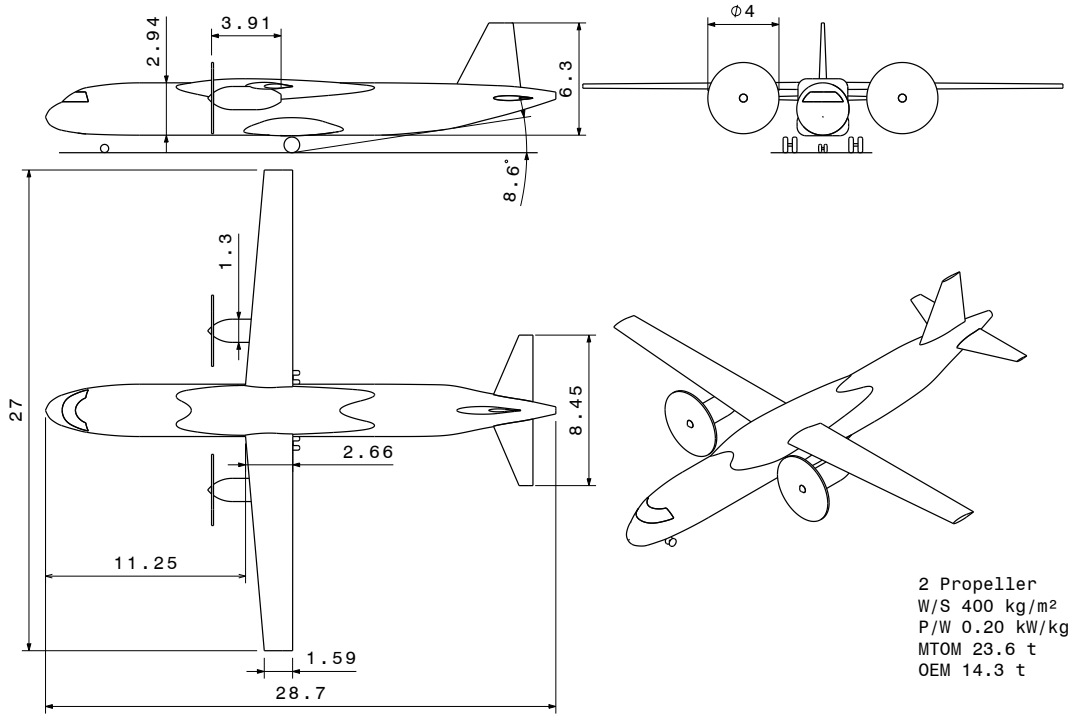

Abbildung 4.17.: Dreiseitenansicht der turbo-elektrischen Baseline-Konfiguration für die Regionalflugzeugmission.

4.2.5. Untersuchungen zu turbo-elektrischen Regionalflugzeugkonfigurationen mit verteilten Antrieben

Zur Ermittlung des Potentials von verteilten Antrieben aus der Perspektive des Gesamtentwurfs unter Berücksichtigung der gegebenen Randbedingungen werden Parameterstudien durchgeführt. Zunächst werden die grundsätzlichen Effekte der Variation der Propelleranzahl, der Flächenbelastung und des Leistungs- Gewichtsverhältnisses unter Einsatz des multidisziplinären Entwurfs erläutert. Anschließend erfolgen die Entwurfsstudien mit dem Fokus auf die Effizienzsteigerung. Abschließend wird der Einfluss der Massenannahmen von elektrischen Komponenten bewertet.

Einfluss der Propelleranzahl

In der ersten Studie wird die Zahl der Propeller bei konstanter Flächenbelastung und konstantem Leistungs- Gewichtsverhältnis variiert. Beide Parameter entsprechen den Werten der turbo-elektrischen Baseline-Konfiguration (400 kg/m^2 und 0.2 kW/kg). In Abbildung 4.18 sind die entsprechenden Konfigurationen dargestellt.

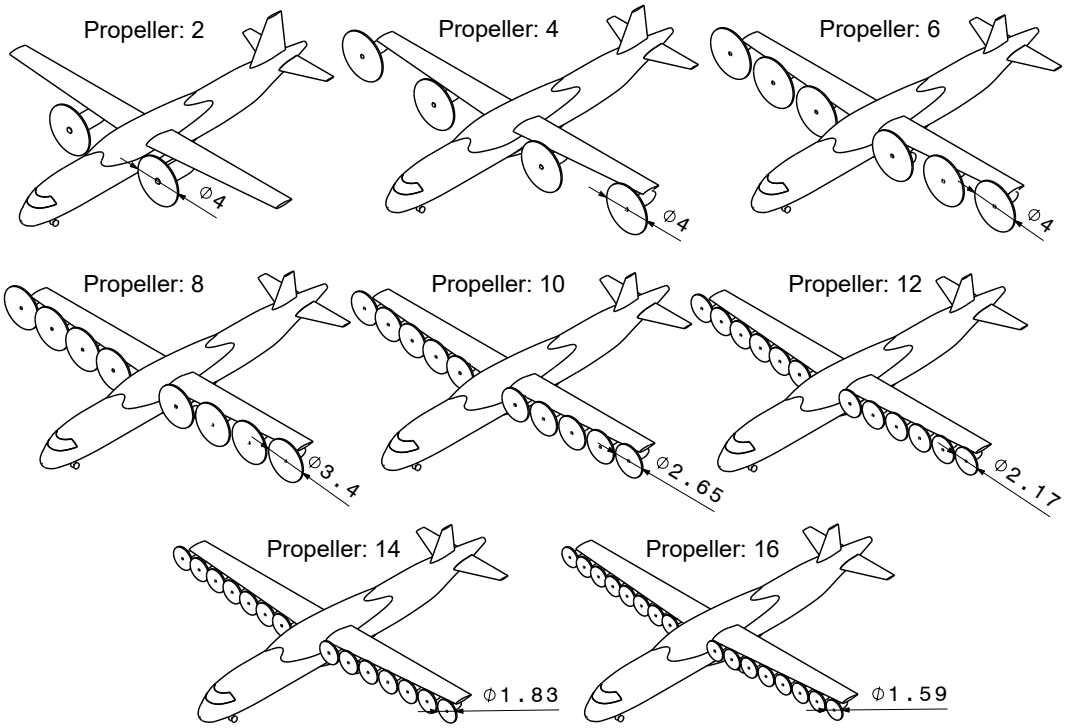

Abbildung 4.18.: Turbo-elektrische Konfigurationen der Studie zum Einfluss der Propelleranzahl bei konstanter Flächenbelastung und konstantem Leistungs- Gewichtsverhältnis.

Um den Einfluss der Propelleranzahl isoliert zu betrachten, werden die Einflüsse einer potentiellen Erhöhung der Flächenbelastung und einer Reduktion des Leistungsbedarfs gezielt ausgeblendet. Aufgrund der konstanten Spannweite und der gleichen geometrischen Verteilungslogik der Antriebe für alle Konfigurationen dieser Parameterstudie sind die gezeigten Propellerdurchmesser bei der jeweiligen Propelleranzahl von der Flächenbelastung und dem Leistungs- Gewichtsverhältnis unabhängig.
In Abbildung 4.19 ist der Einfluss der Propelleranzahl auf den Missionstreibstoff, die maximale Abflugmasse, die Gleitzahl im Reiseflug und den Vortriebswirkungsgrad in Form von relativer Änderung bezogen auf die Werte der Baseline-Konfiguration dargestellt. Zu erkennen ist eine Reduktion des Treibstoffbedarfs um 6% beim Übergang von 2 auf 4 Propeller. Bei 6 und 8 Propellern befindet sich ein Minimum des Missionstreibstoffs, welcher einen weiteren Vorteil von ca. 1.5%, insgesamt also 7.5% bietet. Bei einer höheren Propelleranzahl steigt der Treibstoffbedarf erneut an und erreicht bereits ab 14 Propellern einen höheren Wert als bei 4 Propellern. Eine Erhöhung der Gleitzahl im Reiseflug beläuft sich auf unter 1%. Die maximale Abflugmasse zeigt einen kontinuierlich abnehmenden Trend bis maximal 1.5% bei 16 Propellern.

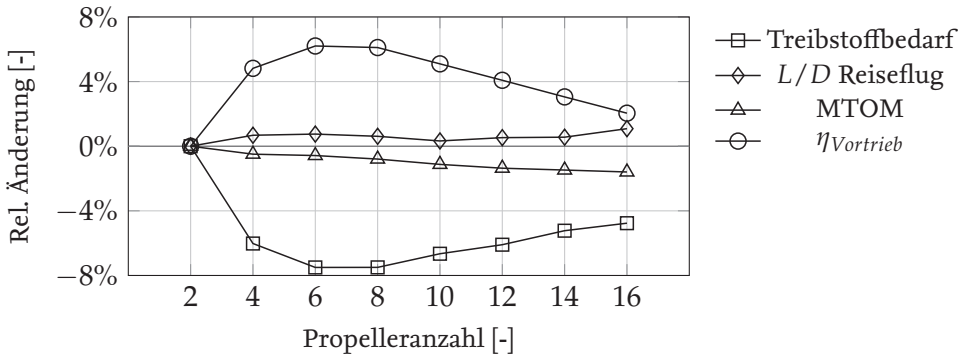

Abbildung 4.19.: Relative Änderung des Missionstreibstoffs, der maximalen Abflugmasse MTOM, der Gleitzahl L/D im Reiseflug und des Vortriebswirkungsgrads $\eta_{Vortrieb}$ in Abhängigkeit der Propelleranzahl bei konstanter Flächenbelastung von 400 kg/m^2 und konstantem Leistungs- Gewichtsverhältnis von 0.2 kW/kg bezogen auf die Baseline-Konfiguration.

Maßgeblich für die beobachtete Änderung des Missionstreibstoffs ist der verbesserte Vortriebswirkungsgrad. Dieser ist auf die deutliche Steigerung des Propellerwirkungsgrads zurückzuführen, was wiederum durch eine Vergrößerung der Propellerfläche bzw. eine Reduktion der Propellerflächenbelastung erreicht wird. In Abbildung 4.20 sind die entsprechenden Werte dargestellt. Man erkennt eine Reduktion der Propellerbelastung um 50% durch die Verwendung von 4 statt 2 Propellern und eine Reduktion um weitere 17% durch 6 Propeller. Der Propellerdurchmesser bleibt durch die gewählte Randbedingung des Maximaldurchmessers von 4 m bei bis zu 6 Propellern konstant und verringert sich ab

8 Propellern kontinuierlich. Der Propellerwirkungsgrad steigt durch die reduzierte Belastung um mehr als 6% und erreicht bei 6 und 8 Propellern ein Maximum. Dies ist darauf zurückzuführen, dass trotz der verkleinerten Durchmesser die Durchsatzfläche von 8 Propellern für die gewählte Geometrie mit der von 6 Propellern vergleichbar ist.

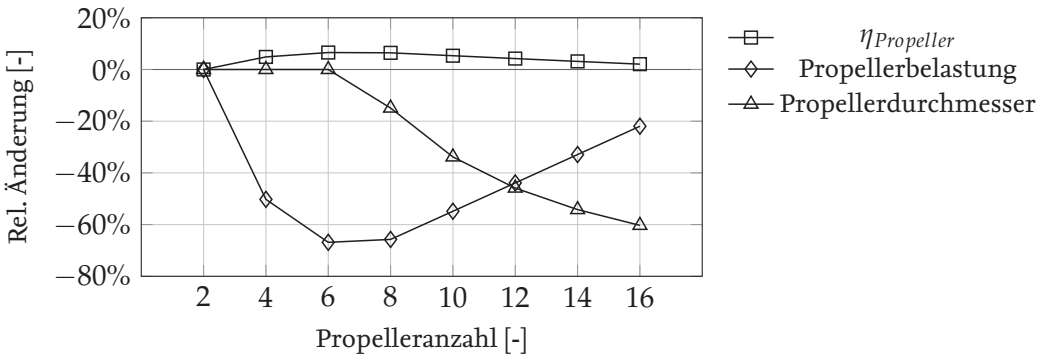

Abbildung 4.20.: Relative Änderung des Propellerwirkungsgrads $\eta_{Propeller}$, der Belastung und des Durchmessers der Propeller in Abhängigkeit der Propelleranzahl bei konstanter Flächenbelastung von 400 kg/m^2 und konstantem Leistungs- Gewichtsverhältnis von 0.2 kW/kg bezogen auf die Baseline-Konfiguration.

Die sich maßgeblich ändernden Parameter sind in Abbildung 4.21 dargestellt.

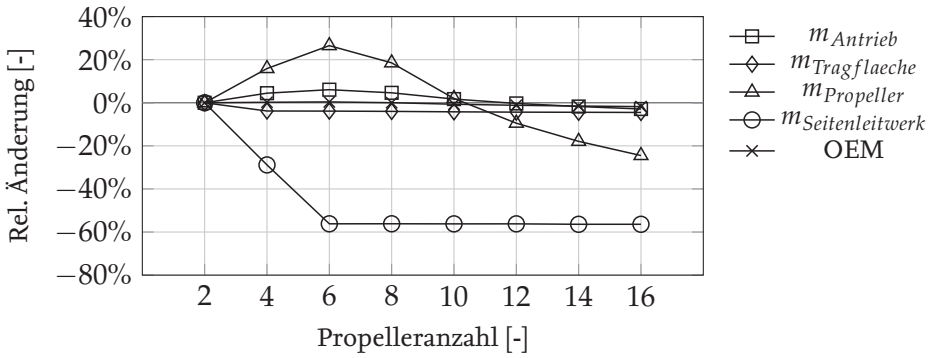

Abbildung 4.21.: Relative Änderung der Massen des Antriebssystems $m_{Antrieb}$, der Tragfläche $m_{Tragflaeche}$, der Propeller $m_{Propeller}$, des Seitenleitwerks $m_{Seitenleitwerk}$ und der operationellen Leermasse OEM bei konstanter Flächenbelastung von 400 kg/m^2 und konstantem Leistungs- Gewichtsverhältnis 0.2 kW/kg bezogen auf die Baseline-Konfiguration.

Die operationelle Leermasse steigt zunächst um ca. 0.5% bis zu einer Anzahl der Propeller von 6 und sinkt danach mit zunehmender Propelleranzahl um bis zu 1.7% bei 16 Propellern. Die Masse des Antriebssystems steigt zunächst um bis zu 6.5%, getrieben durch

die Masse der Propeller, welche bei 6 Propellern das Maximum von 27% erreicht und anschließend kontinuierlich fällt. Zwischen 10 und 12 Propellern zeigt der Verlauf der Propellermasse einen Nulldurchgang.
Die Masse der Tragfläche sinkt zwischen 2 und 4 Propellern um 3.7% und bleibt anschließend näherungsweise konstant. Dies ist auf das Massenmodell zurückzuführen, welches die Lastabminderung durch eine Triebwerksintegration am Flügel von bis zu 4 Antrieben berücksichtigt. Der Einfluss einer höheren Zahl von Antrieben wird von dem Modell nicht erfasst. Die Masse des Seitenleitwerks hängt von dessen Fläche ab und verringert sich um eine ähnliche Größenordnung von über 25% bei vier und um über 50% bei sechs Propellern.

Einfluss der Flächenbelastung

In diesem Kapitel werden die Einflüsse der Flächenbelastung in Kombination mit der Propelleranzahl untersucht. Hierzu wird ausgehend von der obigen Studie die Flächenbelastung der betrachteten Konfigurationen bei einem konstanten Leistungs- Gewichtsverhältnis schrittweise erhöht. In Abbildung 4.22 ist der Einfluss der Variation der Flächenbelastung auf die Geometrie anhand von drei repräsentativen Konfigurationen mit Flächenbelastungen von 400 kg/m^2, 440 kg/m^2 und 480 kg/m^2 dargestellt. Dies entspricht den relativen Schritten von 100%, 110% und 120%, welche bei den Auswertungen verwendet werden. Anhand der Abmessungen erkennt man die Verringerung der Flügeltiefe bei konstanter Spannweite. Dies führt zu einer deutlichen Verkleinerung des Höhenleitwerks bei Verwendung eines konstanten Leitwerksvolumenkoeffizienten.

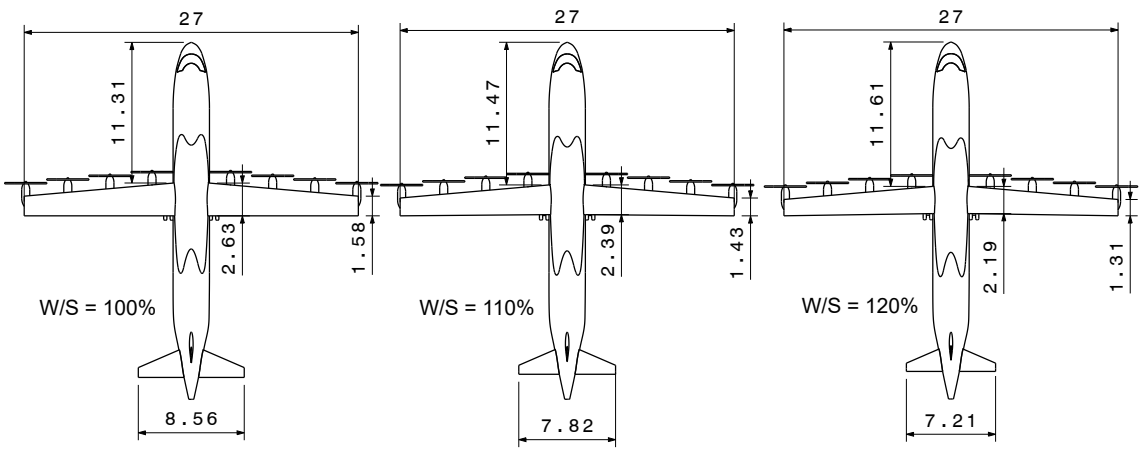

Abbildung 4.22.: Repräsentative Konfigurationen mit acht Propellern für die Flächenbelastungen von 400 kg/m^2 (links), 440 kg/m^2 (mittig) und 480 kg/m^2 (rechts).

In Abbildung 4.23 ist die Entwicklung des Treibstoffbedarfs in Abhängigkeit der Propelleranzahl für Flächenbelastungen ausgehend von 400 kg/m^2 um jeweils 5% steigend gezeigt. Es sei angemerkt, dass um die prinzipiellen Zusammenhänge darzustellen, die Diagramme alle Konfigurationen umfassen, welche die Auslegungsmission erfolgreich absolvieren können, jedoch nicht zwangsläufig alle Langsamfluganforderungen erfüllen.
Zu erkennen ist, dass die Entwicklung der Treibstoffbedarfs für alle Flächenbelastungen einen ähnlichen Verlauf aufweist, wobei die einzelnen Kurven zueinander näherungsweise parallel verschoben sind. Bei einer Erhöhung der Flächenbelastung um 7.5% sinkt der Treibstoffbedarf um ca. 2% bei identischer Propelleranzahl. Bei 15% beträgt die Änderung ca. 3.5%.

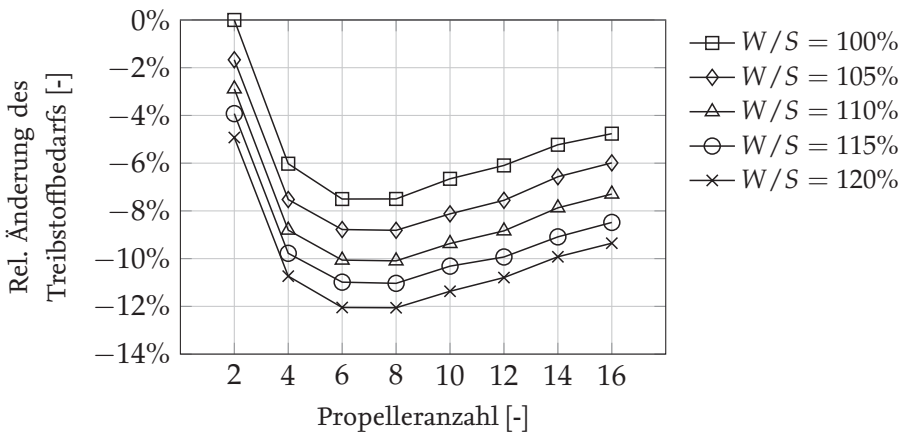

Abbildung 4.23.: Relative Änderung des Treibstoffbedarfs in Abhängigkeit der Propelleranzahl für verschiedene Flächenbelastungen bei einem konstanten Leistungs- Gewichtsverhältnis bezogen auf die Baseline-Konfiguration.

Eine andere Perspektive auf die Ergebnisse ist in Abbildung 4.24 gezeigt. Hierbei ist der Verlauf der Änderung des Treibstoffbedarfs bezogen auf die Baseline über der Flächenbelastung für drei repräsentative Propellerzahlen von zwei, acht und vierzehn dargestellt.
Man erkennt eine näherungsweise lineare Abhängigkeit zwischen der steigenden Flächenbelastung und dem sinkenden Treibstoffbedarf. Weiterhin ist festzuhalten, dass die Kurven für die betrachteten Propellerzahlen näherungsweise parallel verlaufen. Da die Einflüsse der Flächenbelastung zwischen den jeweiligen Propellerzahlen vergleichbar sind, wird zur Evaluierung der Effekte auf Komponentenebene eine repräsentative Propelleranzahl von acht verwendet. In der Abbildung 4.25 sind verschiedene Massen sowie die Gleitzahl im Reiseflug dargestellt.

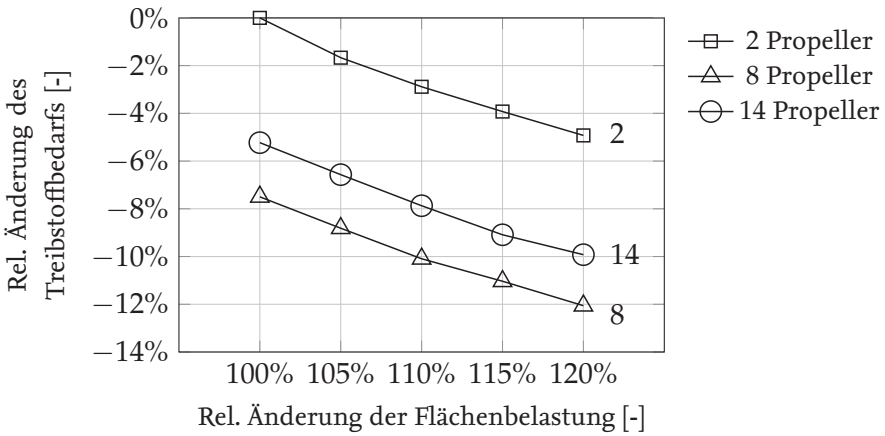

Abbildung 4.24.: Relative Änderung des Treibstoffbedarfs in Abhängigkeit der Flächenbelastung für verschiedene Propellerzahlen bei einem konstanten Leistungs- Gewichtsverhältnis bezogen auf die Baseline-Konfiguration.

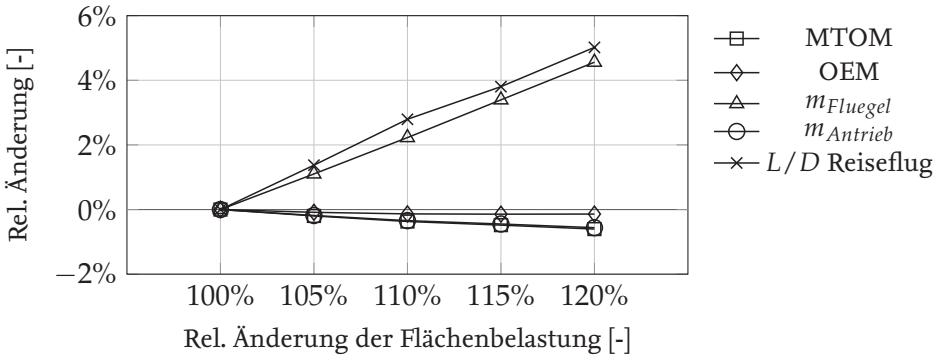

Abbildung 4.25.: Einfluss der Flächenbelastung auf die Massen und die Gleitzahl von Konfigurationen mit 8 Propellern bei einem konstantem Leistungs- Gewichtsverhältnis. (Änderungen bezogen auf die Konfiguration mit einer Flächenbelastung von 400 kg/m^2.)

Die maximale Abflugmasse, die Leermasse und die Masse des Antriebssystems weisen Reduktionen von unter 1% trotz einer deutlichen Steigerung der Flächenbelastung auf. Auffällig ist, dass trotz der Verkleinerung der Flügelfläche die Tragflächenmasse steigt. Dies ist auf die Erhöhung der Streckung zurückzuführen, die durch eine konstante Spannweite für alle Konfigurationen bedingt ist und bei konstanter relativer Profildicke zu einer Reduktion der absoluten Dicke führt. Die Gleitzahl verbessert sich kontinuierlich mit zunehmender Flächenbelastung, was, wie in Kapitel 4.1.4 gezeigt, auf die reduzierte benetzte Fläche sowie auf einen höheren Auftriebsbeiwert im Reiseflug zurückgeführt werden kann.

In Abbildung 4.26 sind die Änderungen des Widerstandsanteile der wesentlichen Komponenten der Zelle dargestellt. Für die Vergleichbarkeit werden die Widerstandsbeiwer-

te mit den jeweiligen Bezugsflügelflächen multipliziert. Der Rumpf und die Gondeln weisen keine erkennbare Abhängigkeit des Widerstands von der Flügelfläche auf. Dies ist plausibel, denn die Rumpfgeometrie wird konstant gehalten und die Triebwerksgondeln, welche anhand der Leistung dimensioniert werden, bleiben aufgrund des konstanten Leistungs- Gewichtsverhältnisses und einer weitestgehend konstanten Abflugmasse geometrisch vergleichbar. Der Reibungswiderstand der Tragfläche verringert sich erwartungsgemäß. Eine deutlich stärkere Sensitivität weist das Leitwerk auf, primär getrieben durch das Höhenleitwerk, dessen Größe, wie in Kapitel 3.7.1 erläutert, sowohl von der Flügelfläche als auch der Bezugsflügeltiefe abhängt. Aufgrund der steigenden Streckung verringert sich die letztere zunehmend. Der induzierte Widerstand weist aufgrund der konstanten Spannweite und einer vergleichbaren Abflugmasse keine nennenswerte Sensitivität von der Flächenbelastung auf.

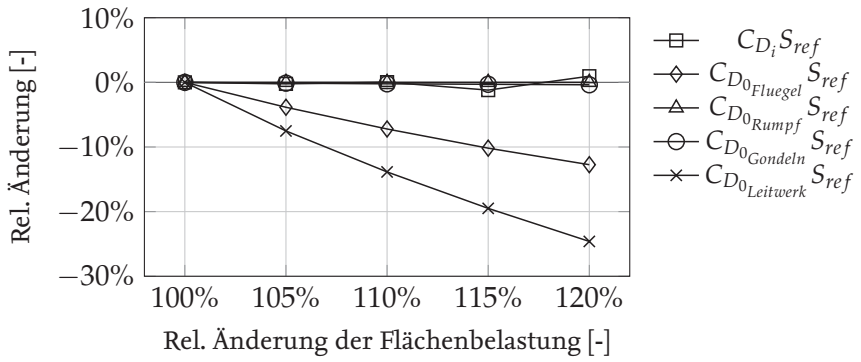

Abbildung 4.26.: Einfluss der Flächenbelastung auf den Widerstand der Komponenten von Konfigurationen mit 8 Propellern bei einem konstantem Leistungs- Gewichtsverhältnis. (Änderungen bezogen auf die Konfiguration mit einer Flächenbelastung von 400 kg/m^2.)

In Abbildung 4.27 sind die Polaren für die Gleitzahl im Reiseflug von drei repräsentativen Konfigurationen mit acht Propellern und Flächenbelastungen von 100% bis 120% dargestellt. Man erkennt, dass die erzielbare Gleitzahl bei einem bestimmten Auftriebsbeiwert mit steigender Flächenbelastung trotz höherer Streckung sinkt. Dies wurde bereits in Kapitel 4.1.4 diskutiert. Der Grund besteht in dem steigenden Einfluss des Nullwiderstands der nicht auftriebserzeugenden Komponenten wie des Rumpfs und der Triebwerksgondeln. Diese skalieren nicht mit der Bezugsflügelfläche, sodass deren relativer Anteil am Gesamtwiderstand steigt. Aufgrund der höheren operationellen Auftriebsbeiwerte, die im Diagramm durch Symbole entlang der jeweiligen Polare ($C_L - Bereich$) hervorgehoben sind, werden die Konfigurationen mit zunehmender Flächenbelastung jedoch bei besseren Gleitzahlen betrieben, wodurch sich der aerodynamische Vorteil erklärt.

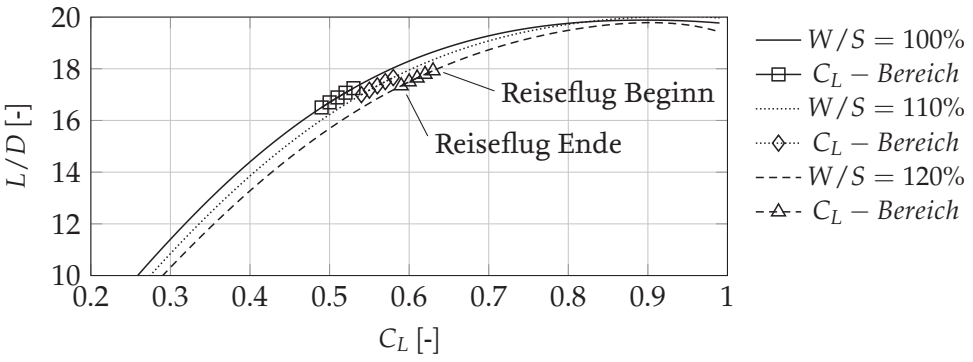

Abbildung 4.27.: Polaren von Konfigurationen mit 8 Propellern für verschiedene Flächenbelastungen. Die Betriebsbereiche der Auftriebsbeiwerte für den Reiseflug sind mit Symbolen markiert.

Einfluss des Leistungs- Gewichtsverhältnisses des Flugzeugs

Durch die Verwendung von verteilten Antrieben kann der Leistungsbedarf von Konfigurationen gesenkt werden. In diesem Kapitel wird deshalb eine Variation des Auslegungsparameters Leistungs- Gewichtsverhältnis durchgeführt, um den Einfluss der Leistungsreduktion in Abhängigkeit der Propelleranzahl zu evaluieren. Die Flächenbelastung wird mit 460 kg/m^2 konstant gehalten.
In Abbildung 4.28 sind drei repräsentative Konfigurationen mit Leistungs- Gewichtsverhältnissen des Flugzeuges von 0.2 kW/kg (100%), 0.18 kW/kg (95%) und 0.16 kW/kg (90%) gezeigt. Anhand der Abmessungen ist eine Verkleinerung der Triebwerksgondeln aufgrund der reduzierten Antriebssystemleistung und eine Verkleinerung der Flügel- und Leitwerksflächen infolge der reduzierten Abflugmasse erkennbar.

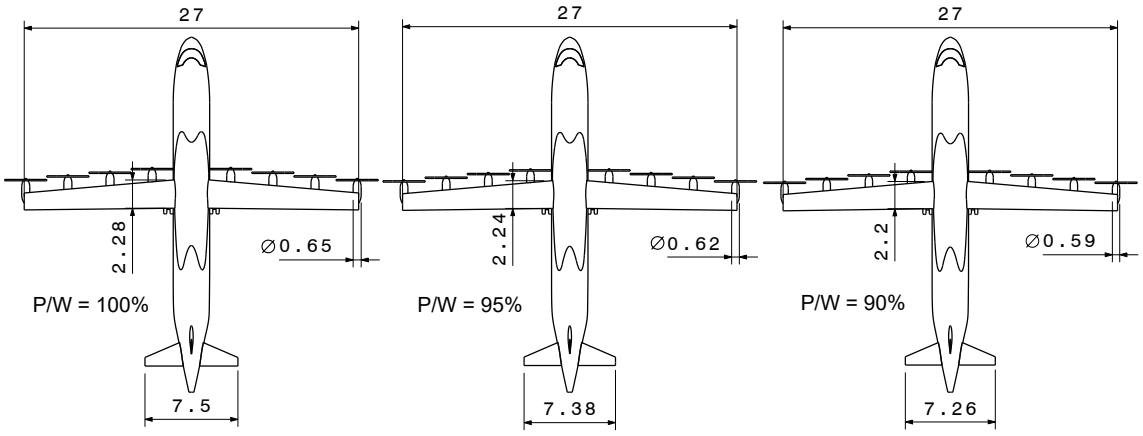

Abbildung 4.28.: Repräsentative Konfigurationen mit acht Propellern für die Leistungs- Gewichtsverhältnisse von 0.2 kW/kg (100%), 0.18 kW/kg (95%) und 0.16 kW/kg (90%).

In Abbildung 4.29 ist die relative Änderung des Treibstoffbedarfs über der Propelleranzahl für verschiedene Leistungs- Gewichtsverhältnisse bezogen auf 0.2 kW/kg dargestellt. Man erkennt wie bei den vorangegangenen Studien ähnliche Verläufe über der Propelleranzahl für das jeweilige Leistungs- Gewichtsverhältnis. Der Treibstoffbedarf sinkt für Konfigurationen mit vier und mehr Propellern um ca. 1% bei einer Leistungsreduktion um 5%.
In Abbildung 4.30 sind die Sensitivitäten der maximalen Abflugmasse, der Leermasse, der Gleitzahl sowie des Treibstoffs für Konfigurationen mit acht Propellern dargestellt. Man erkennt den vorteilhaften Einfluss des reduzierten Leistungs- Gewichtsverhältnisses sowohl auf die Massen als auch auf die Aerodynamik. Die maximale Abflugmasse und die Leermasse weisen eine Reduktion von 1% bis 1.5% bei einer Verringerung des Leistungs- Gewichtsverhältnisses um 5% unter Berücksichtigung der Schneeballeffekte auf. Die Gleitzahl steigt dabei um ca. 0.5%.

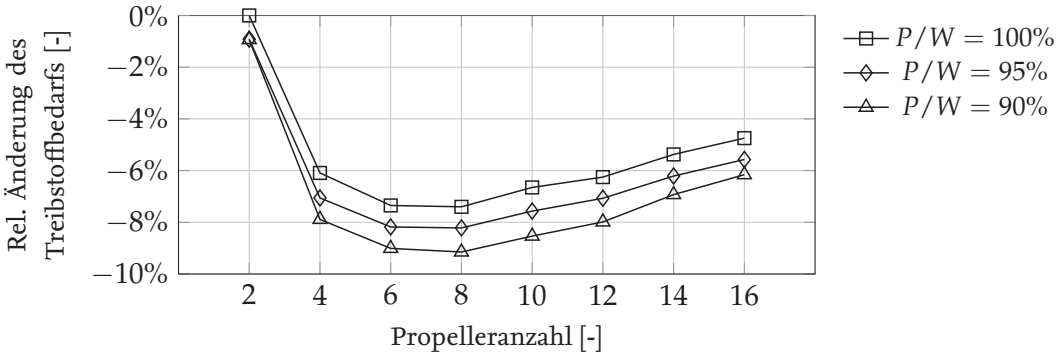

Abbildung 4.29.: Relative Änderung des Treibstoffbedarfs in Abhängigkeit des Leistungs- Gewichtsverhältnisses bei konstanter Flächenbelastung von 460 kg/m^2.

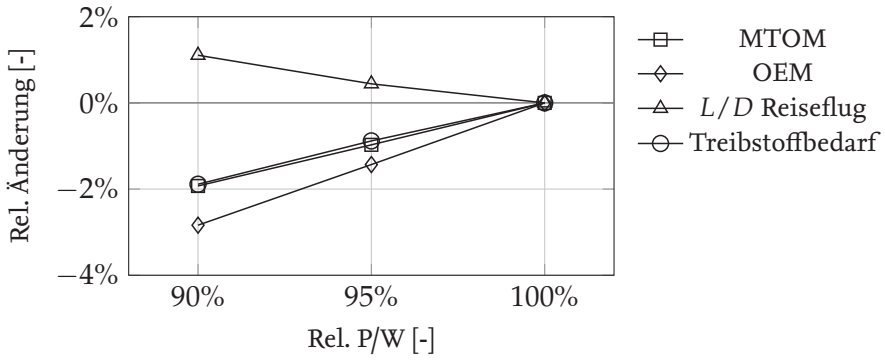

Abbildung 4.30.: Relative Änderung der Maximalen Abflugmasse MTOM, der operationellen Leermasse OEM, der Gleitzahl L/D und des Treibstoffbedarfs in Abhängigkeit des Leistungs- Gewichtsverhältnisses für Konfiguration mit acht Propellern und einer Flächenbelastung von 460kg/m^2.

Die Änderung der Masse des Antriebssystems und der Triebwerksgondeln sowie die wesentlichen Treiber dafür wie die Propellermasse und die Gasturbinenmasse sind in Abbildung 4.31 dargestellt. Man erkennt eine vergleichbare Sensitivität der aufgeführten Einzelkomponenten und eine näherungsweise lineare Abhängigkeit von dem Leistungs- Gewichtsverhältnis.

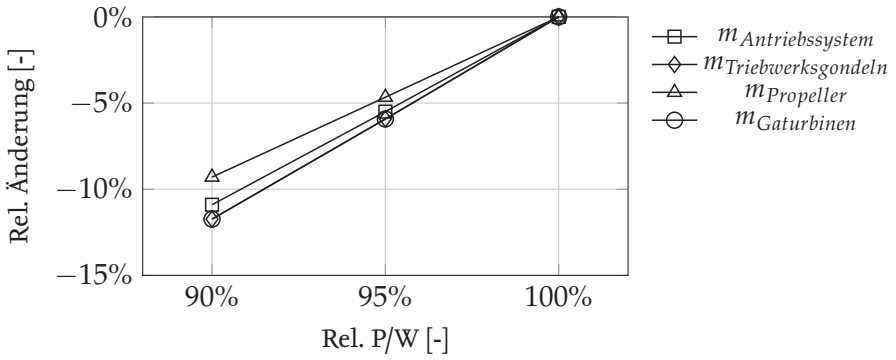

Abbildung 4.31.: Relative Änderung der Massen der Komponenten des Antriebsstrangs in Abhängigkeit des Leistungs- Gewichtsverhältnisses bei konstanter Flächenbelastung von 460 kg/m^2.

In Abbildung 4.32 sind die relativen Änderungen der Nullwiderstände von Flügel, Rumpf, Triebwerksgondeln und Leitwerken sowie des auftriebsinduzierten Widerstands gezeigt.

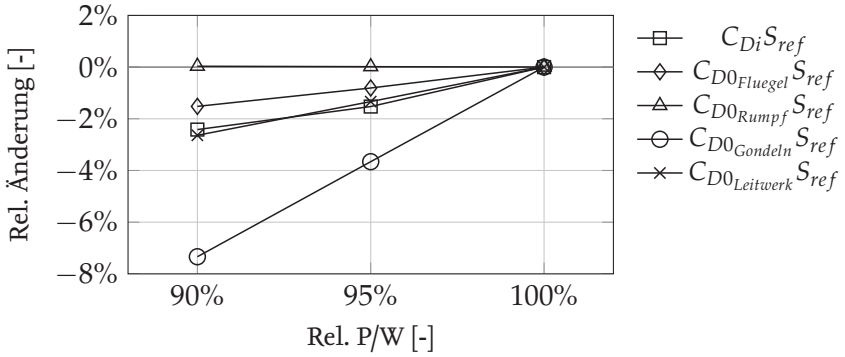

Abbildung 4.32.: Relative Änderung der Nullwiderstände von Einzelkomponenten sowie des induzierten Widerstands in Abhängigkeit des Leistungs- Gewichtsverhältnisses bei einer konstanten Flächenbelastung von 460 kg/m^2.

Für die Vergleichbarkeit zwischen den verschiedenen Konfigurationen werden die Beiwerte mit der jeweiligen Bezugsfläche multipliziert. Im Diagramm sind näherungsweise lineare Verläufe der Widerstandswerte über der relativen Änderung des Leistungs- Gewichtsverhältnisses erkennbar. Die größte relative Änderung von ca. 4% pro 5% des P/W

erfahren die Triebwerksgondeln aufgrund der verringerten Leistung der Elektromotoren. Die Widerstandsreduktionen der Tragfläche und des Leitwerks liegen in der Größenordnung von 1% bei einer Leistungsreduktion von 5%. Aufgrund der verringerten Masse sinkt der induzierte Widerstand mit 1.5% pro 5% des P/W leicht überproportional, jedoch in vergleichbarer Größenordnung.

Generische multidimensionale Parameterstudie

Zur Ermittlung des Potentials von verteilten Antrieben unter Berücksichtigung der angenommenen Randbedingungen wird zunächst eine generische Parameterstudie über die vorher betrachteten Parameter durchgeführt. Dazu werden die Zahl der Propeller von 2 bis 16, die Flächenbelastung von 400 kg/m^2 bis 480 kg/m^2 und das Leistungs- Gewichtsverhältnis von 0.16 kW/kg bis 0.20 kW/kg variiert. Diese Studie dient dazu, den Entwurfsraum für weitere Untersuchungen einzugrenzen.
In Abbildung 4.33 ist die relative Änderung des Treibstoffbedarfs bezogen auf die zweimotorige turbo-elektrische Baseline für alle konvergierten Entwürfe der Studie dargestellt. Erkennbar ist, dass die Kurvenverläufe über den Propellerzahlen qualitativ vergleichbar und vertikal zueinander versetzt sind.

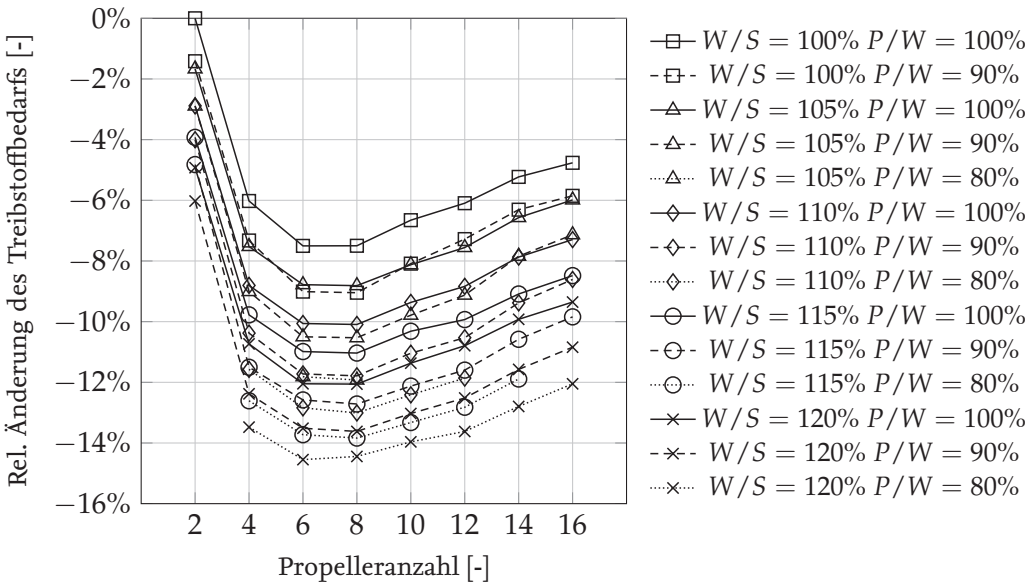

Abbildung 4.33.: Relative Änderung des Treibstoffbedarfs aller Konfigurationen der generischen Variation der Propelleranzahl, der Flächenbelastung W/S und des Leistungs- Gewichtsverhältnisses P/W bezogen auf die turbo-elektrische Baseline.

Zur Verdeutlichung der Einflüsse der Flächenbelastung und des Leistungs- Gewichtsver-

hältnisses ist deshalb in Abbildung 4.34 die Änderung des Treibstoffbedarfs für Konfigurationen mit 8 Propellern gezeigt. Man erkennt die bereits diskutierten Effizienzvorteile einer geeigneten Propelleranzahl, einer höheren Flächenbelastung und eines reduzierten Leistungs- Gewichtsverhältnisses, welche sich hier gegenseitig verstärken.

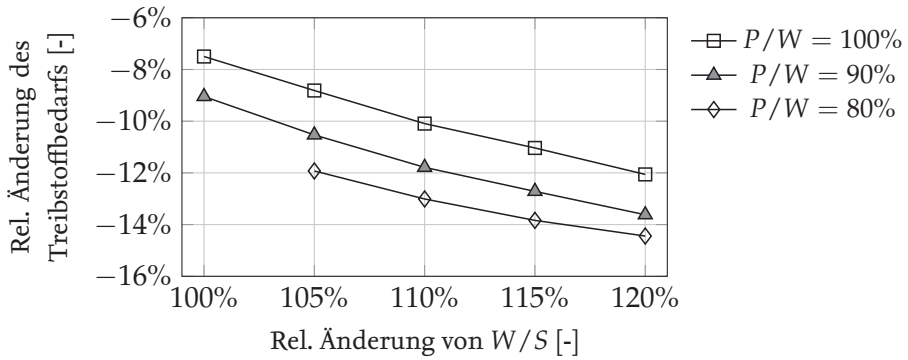

Abbildung 4.34.: Relative Änderung des Treibstoffbedarfs der Konfigurationen mit 8 Propellern in Abhängigkeit der Flächenbelastung W/S und des Leistungs- Gewichtsverhältnisses P/W bezogen auf die turbo-elektrische Baseline.

Im nächsten Schritt werden die Konfigurationen der generischen Studie hinsichtlich aller im Rahmen dieser Arbeit relevanten Anforderungen überprüft. Dabei zeigt sich erwartungsgemäß, dass zweimotorige Konfigurationen mit einer höheren Flächenbelastung als jener der Baseline die Anfluggeschwindigkeit nicht einhalten können, da sie die aktive Tragflächenanströmung nicht ausnutzen. Aufgrund derselben Anforderung scheiden alle Konfigurationen mit der maximalen Flächenbelastung von 480 kg/m^2 (120%) aus. In diesem Fall reicht die Erhöhung des Staudrucks durch die Propeller nicht aus, um ausreichende Maximalauftriebsbeiwerte zu erzielen. Andere Konfigurationen mit erhöhter Flächenbelastung erfordern eine zunehmend wachsende Zahl an Propellern, um entsprechend hohe Übergeschwindigkeiten im Propellernachlauf zu generieren und so die Maximalauftriebsbeiwerte in ausreichendem Maße zu steigern. Hier sei auf die Studien zur Abhängigkeit des Maximalauftriebsbeiwerts von der Propelleranzahl in Kapitel 4.1.6 verwiesen.

Die Steigflugdauer ist limitierend für Konfigurationen mit dem niedrigsten Leistungs-Gewichtsverhältnis von 0.16 kW/kg (80%). Sie ist auch ein Ausschlusskriterium für Konfigurationen mit einem reduzierten Leistungs- Gewichtsverhältnis von 0.18 kW/kg (90%) in Kombination mit einer zu niedrigen oder einer zu hohen Zahl von Propellern aufgrund des relativ niedrigen Propellerwirkungsgrads in beiden Fällen. Die Startstrecke sowie der Steigflug nach Triebwerksausfall sind limitierend bei Konfigurationen mit zwei Propellern. Bei Verwendung von verteilten Antrieben sind sie tendenziell unkritisch.

In Abbildung 4.35 sind die selektierten Konfigurationen der generischen Studie, welche

alle betrachteten Anforderungen erfüllen, zusammengefasst. Ausgehend von den Ergebnissen dieser Auswahl werden ergänzende Studien durchgeführt, um weitere sinnvolle bzw. vielversprechende Konfigurationen der Studie hinzuzufügen.

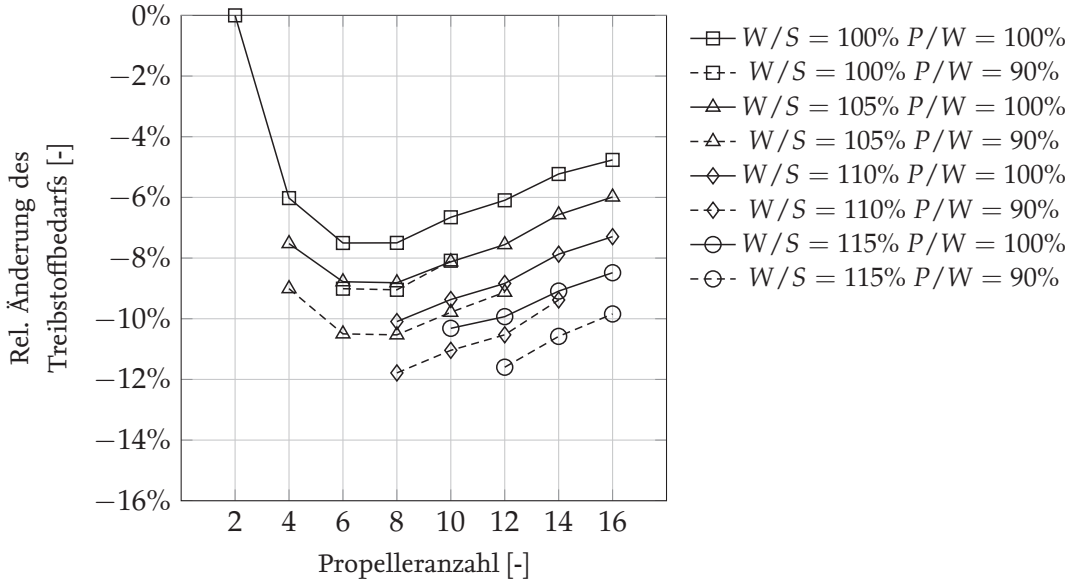

Abbildung 4.35.: Relative Änderung des Treibstoffbedarfs aller Konfigurationen der generischen Variation der Propelleranzahl, der Flächenbelastung und des Leistungs- Gewichtsverhältnisses, welche alle geprüften Anforderungen erfüllen, bezogen auf die turbo-elektrische Baseline.

Die zusätzlichen Entwürfe werden gezielt auf vergleichsweise niedrige Leistungs- Gewichtsverhältnisse, sinnvoll hohe Flächenbelastungen und auf geeignete Propellerzahlen beschränkt. Eine Übersicht aller resultierenden Entwürfe, welche alle überprüften Anforderungen erfüllen, ist in Abbildung 4.36 gezeigt.

Bewegt man sich entlang der Propellerzahlen und betrachtet die jeweils effizientesten Konfigurationen, welche durch Buchstaben A-H gekennzeichnet sind, erkennt man eine Art Pareto-Front. Die entsprechenden Konfigurationen sind in Abbildung 4.37 dargestellt. Die Baseline ist erwartungsgemäß die einzige zweimotorige Konfiguration und zugleich die ineffizienteste dieser Studie. Mit zunehmender Flächenbelastung wird eine immer größere Anzahl an Propellern erforderlich, um im Landeanflug den geforderten Auftriebsbeiwert zu erreichen. Der Treibstoffbedarf sinkt bis zu einer Zahl von acht Propellern um ca. 12% und bildet im Bereich von acht und zwölf Propellern näherungsweise ein Plateau. Ab vierzehn Propellern ist schließlich eine Erhöhung des Treibstoffbedarfs feststellbar.

Es ist anzumerken, dass diese Parameterstudie, wenn auch verfeinert gegenüber der ursprünglichen, in diskreten Schritten durchgeführt wurde. Durch eine Optimierung dürfte man weitere Vorteile identifizieren können. Es ist allerdings zu erwarten, dass diese eine sehr geringe Größenordnung aufweisen würden, da deutlich niedrigere Leistungs-

Gewichtsverhältnisse eine unzureichende Leistung für den Steig- und Reiseflug bereitstellen würden. Höhere Flächenbelastungen wären nur bei Verwendung eines stärkeren Hochauftriebssystems denkbar, was jedoch auch die Leistungsfähigkeit der Baseline erhöhen würde.

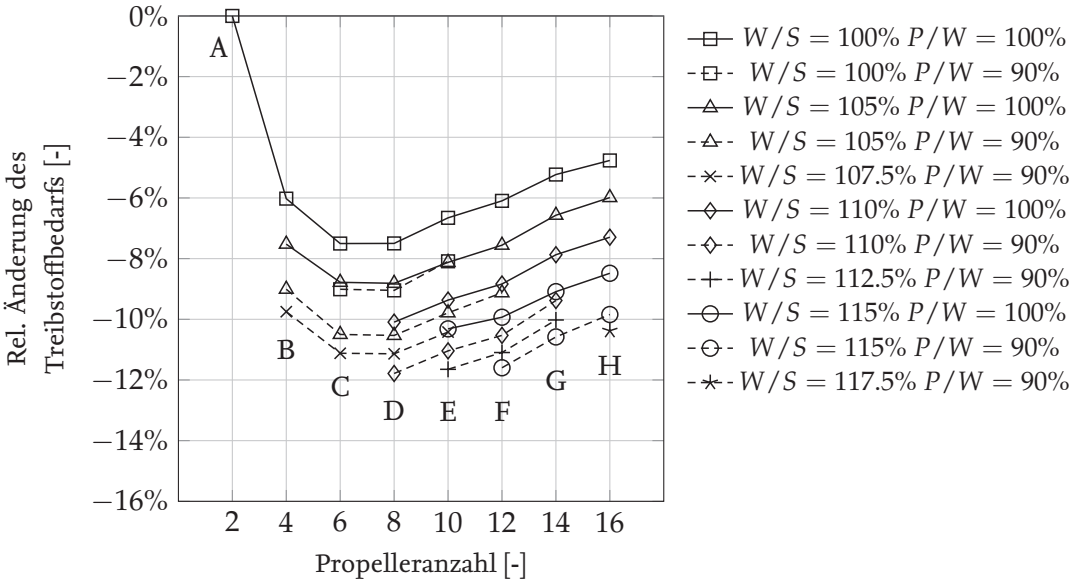

Abbildung 4.36.: Relative Änderung des Treibstoffbedarfs aller Konfigurationen der der erweiterten Studie zur Variation der Propelleranzahl, der Flächenbelastung und des Leistungs- Gewichts-Verhältnisses, welche alle geprüften Anforderungen erfüllen, bezogen auf die turbo-elektrische Baseline.

Betrachtung der effizientesten Konfigurationen für die jeweilige Propelleranzahl

In Abbildung 4.37 sind die vielversprechendsten turbo-elektrischen Konfigurationen für die jeweilige Propelleranzahl als Draufsichten dargestellt. In Abbildung 4.38 sind die relativen Abweichungen des Treibstoffbedarfs, der maximalen Abflugmasse, der Gleitzahl, der Flächenbelastung und des Leistungs- Gewichtsverhältnisses dieser Konfigurationen bezogen auf die zweimotorige turbo-elektrische Baseline gezeigt.
Trotz unterschiedlicher Propellerzahlen weisen die relativen Änderungen der maximalen Abflugmasse, der Gleitzahl und des Missionstreibstoffs bei den betrachteten Konfigurationen eine ähnliche Größenordnung auf. Bei genauerer Betrachtung erkennt man einen leicht sinkenden Trend bei der Abflugmasse und einen steigenden Trend bei der Gleitzahl in Größenordnungen zwischen 1% und 2%. Eine weitere Reduktion des Treibstoffbedarfs ist jedoch aufgrund der Reduktion des Propellerwirkungsgrads ab acht Propellern nicht zu beobachten.

Man erkennt, dass die optimale Flächenbelastung mit zunehmender Propelleranzahl steigt, während das Leistungs- Gewichtsverhältnis konstant niedrig bleibt. Der konstante Wert ist darauf zurückzuführen, dass er die Untergrenze des vorhandenen Datensatzes bildet. Eine nennenswerte Verringerung ist, wie bereits beschreiben, aufgrund der Ergebnisse der generischen Studie nicht zu erwarten.

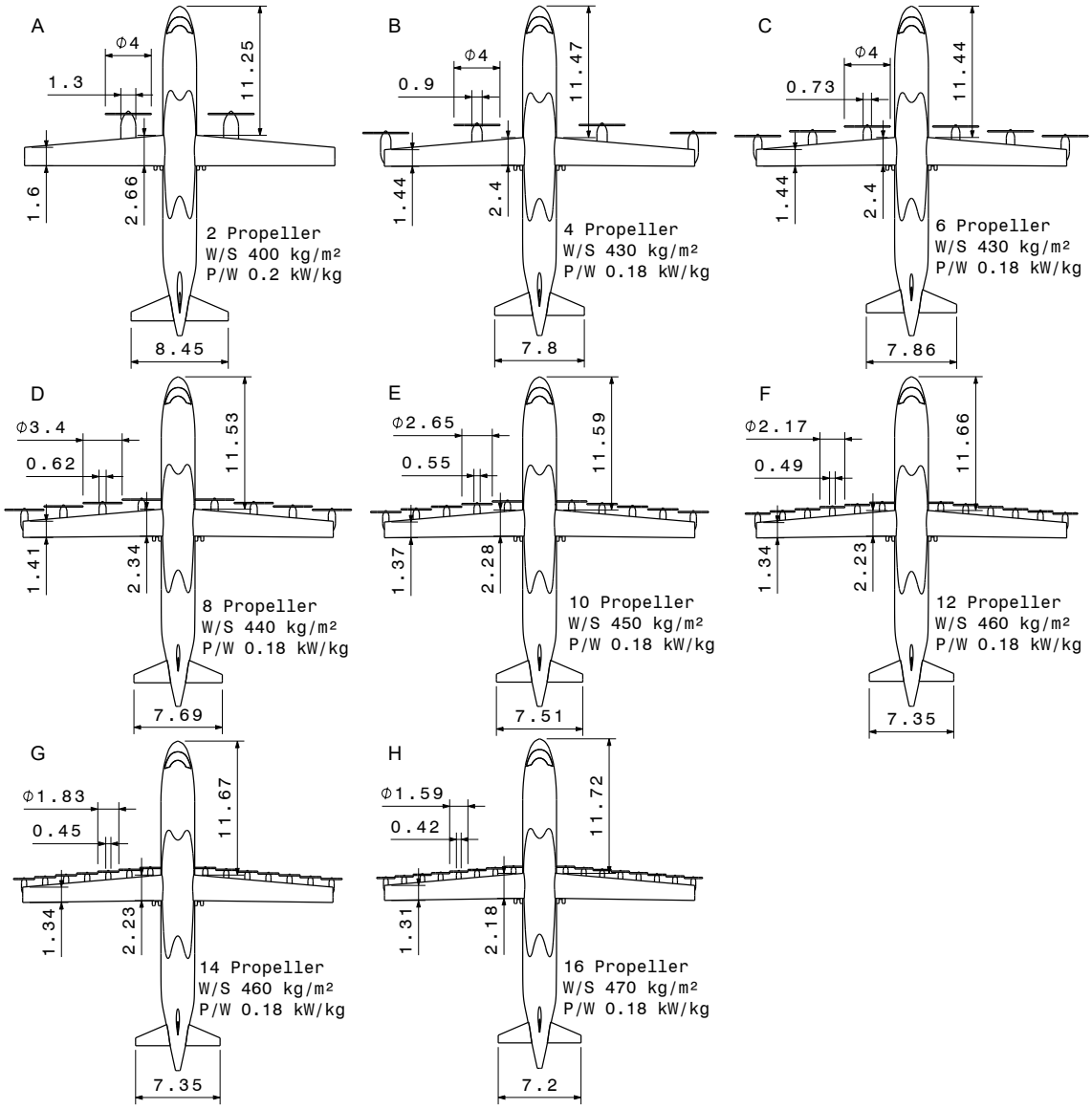

Abbildung 4.37.: Die effizientesten turbo-elektrischen Konfigurationen der Parameterstudie für die jeweilige Propelleranzahl.

Im Folgenden werden die Ursachen für die Reduktion der Masse und die Erhöhung der Gleitzahl näher betrachtet. In Abbildung 4.39 sind die Abhängigkeiten der Leer- und Antriebsmassen sowie der Tragflächenmasse und der Streckung dargestellt. Weiterhin ist die Änderung des Propellerwirkungsgrads im Auslegungspunkt eingetragen.

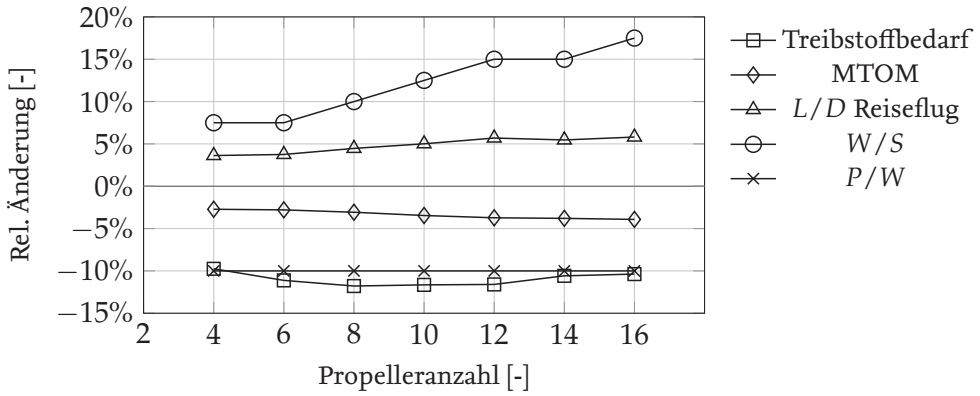

Abbildung 4.38.: Vergleich der vielversprechendsten Regionalflugzeugkonfigurationen mit verteilten Antrieben für die jeweilige Propelleranzahl mit der zweimotorigen Baseline.

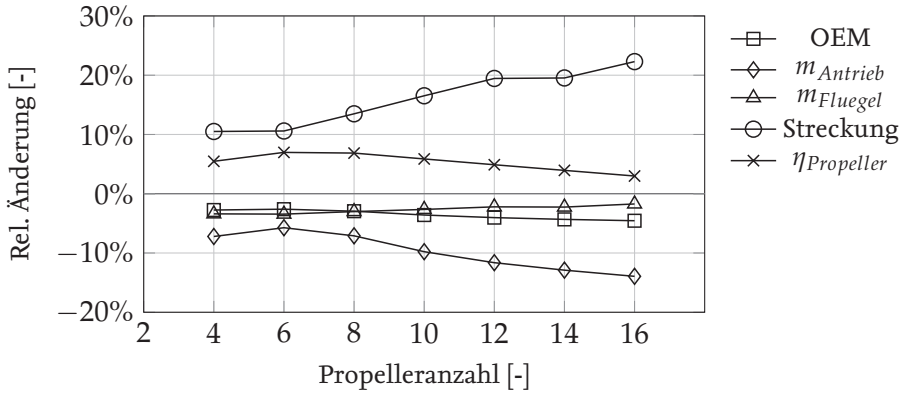

Abbildung 4.39.: Fortsetzung des Vergleichs der vielversprechendsten Regionalflugzeugkonfigurationen mit verteilten Antrieben für die jeweilige Propelleranzahl mit der zweimotorigen Baseline.

Zu erkennen ist eine kontinuierliche Verringerung der Leermasse maßgeblich bedingt durch eine Reduktion der Masse des Antriebssystems. Die Propellermasse ist hier der wesentliche Treiber. Die Flügelmasse sinkt zwar zunächst aufgrund der Verteilung der Triebwerke am Flügel, steigt jedoch wieder mit zunehmender Streckung. Der Propellerwirkungsgrad zeigt einen typischen Verlauf mit durchwegs höheren Werten als bei einer zweimotorigen Konfiguration mit einem Maximum bei 6 und 8 Propellern.
In Abbildung 4.40 sind die aerodynamischen Daten der Konfigurationen mit verteilten

Antrieben in Form von relativen Abweichungen von der Baseline zusammengefasst. Um eine Vergleichbarkeit zwischen den Konfigurationen mit unterschiedlichen Bezugsflügelflächen sicherzustellen, werden Widerstandsflächen $C_D S_{ref}$ verwendet.
Das Diagramm zeigt eine deutliche Reduktion der Nullwiderstandsbeiträge beim Übergang von zwei auf vier Propeller. Die Reduktion des Nullwiderstands der Tragfläche um 8% erfolgt aufgrund der höheren Flächenbelastung. Die Reduktion der Nullwiderstands der Leitwerke um 20% ist durch die Verkleinerung der Seitenleitwerksfläche infolge des geringeren Giermoments bei Triebwerksausfall und durch die kleinere Höhenleitwerksfläche, die an die reduzierte Flügelfläche gekoppelt ist, zu erklären. Bei höheren Propellerzahlen verringern sich der Nullwiderstand der Tragfläche weiter um bis zu 12% und der Nullwiderstand der Leitwerke um bis zu 40%. Der Gondelwiderstand schwankt nur geringfügig um den Wert der Baseline. Der induzierte Widerstand ist aufgrund der niedrigeren Masse um 5% bis 10% geringer als bei der zweimotorigen Baseline.

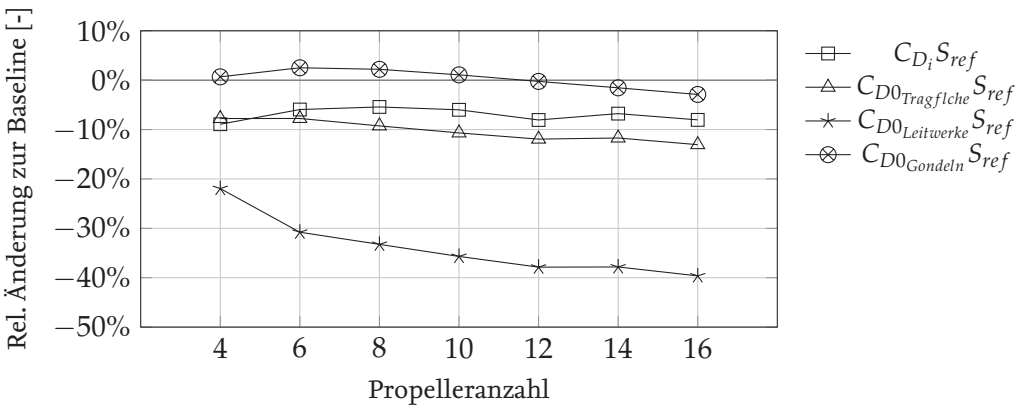

Abbildung 4.40.: Änderung der aerodynamischen Beiwerte der vielversprechendsten Regionalflugzeugkonfigurationen für die jeweilige Propelleranzahl bezogen auf die zweimotorige Baseline.

In Abbildung 4.41 ist die Dreiseitenansicht der effizientesten turbo-elektrischen Regionalflugzeugkonfiguration mit verteilten Antrieben aus den durchgeführten Studien dargestellt. Es handelt sich um die Variante mit acht Propellern, einer Flächenbelastung von $440\,kg/m^2$ und einem Leistungs- Gewichtsverhältnis von $0.18\,kW/kg$. Im Vergleich zu der Baseline in Abbildung 4.17 auf Seite 76 fallen neben der Propelleranordnung das deutlich kleinere Seitenleitwerk sowie die stark verringerte Flügeltiefe auf.

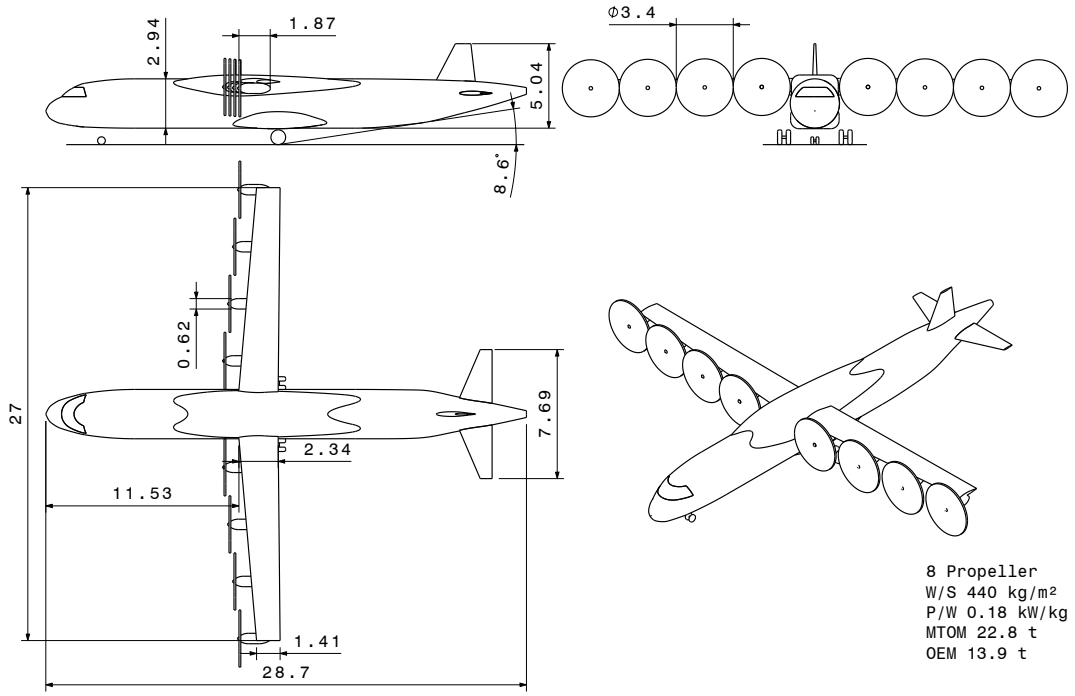

Abbildung 4.41.: Dreiseitenansicht der turbo-elektrischen Konfiguration mit acht Propellern, die als die effizienteste Variante mit verteilten Antrieben für die Regionalflugzeugmission identifiziert wurde.

Vergleich der turbo-elektrischen Regionalflugzeugkonzepte mit der Turboprop-Referenz

Bei einem Vergleich der turbo-elektrischen Konfigurationen untereinander zeigen einige Konzepte mit verteilten Antrieben Einsparungen des Treibstoffs im zweistelligen Prozentbereich. Um den Einfluss der Elektrifizierung des Antriebsstrangs zu bewerten, werden im Folgenden die Ergebnisse der vielversprechendsten turbo-elektrischen Konfigurationen für die jeweilige Propelleranzahl mit der Turboprop-Referenzkonfiguration verglichen. Die Ergebnisse und Details zu Treibstoff, Massen und Gleitzahl sind in Abbildung 4.42, Abbildung 4.43 und Abbildung 4.44 gezeigt.
Man erkennt eine deutliche höhere Flächenbelastung aller Konfigurationen mit verteilten Antrieben und eine Reduktion des Leistungs- Gewichtsverhältnisses gegenüber der Referenz. Durch die Integration des turbo-elektrischen Antriebsstrangs steigt die maximale Abflugmasse um ca. 5% im Vergleich zu dem Turboprop, getrieben durch den starken Anstieg der Antriebsmasse zwischen ca. 50% und 70% je nach Propelleranzahl. Die Gleitzahl im Reiseflug wird durch die mit verteilten Antrieben einhergehenden Modifikationen um 5% bis 7% verbessert.

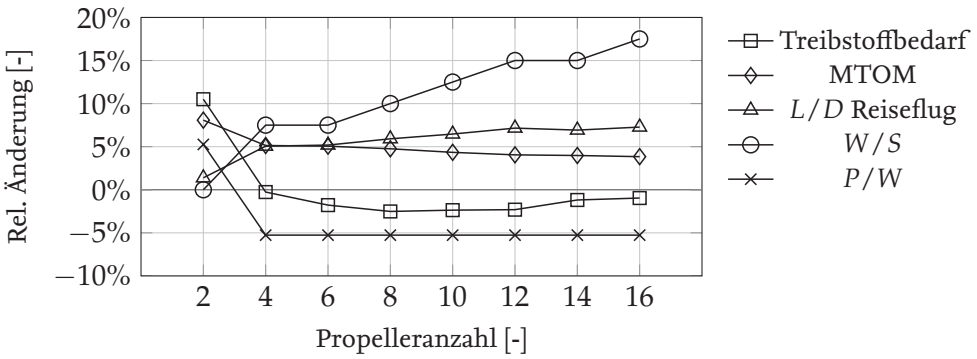

Abbildung 4.42.: Vergleich der vielversprechendsten turbo-elektrischen Konfigurationen im Rahmen der vorliegenden Studien mit der Turboprop-Referenzkonfiguration hinsichtlich des Treibstoffbedarfs, der maximalen Abflugmasse, der Gleitzahl im Reiseflug, der Flächenbelastung und des Leistungs- Gewichtsverhältnisses.

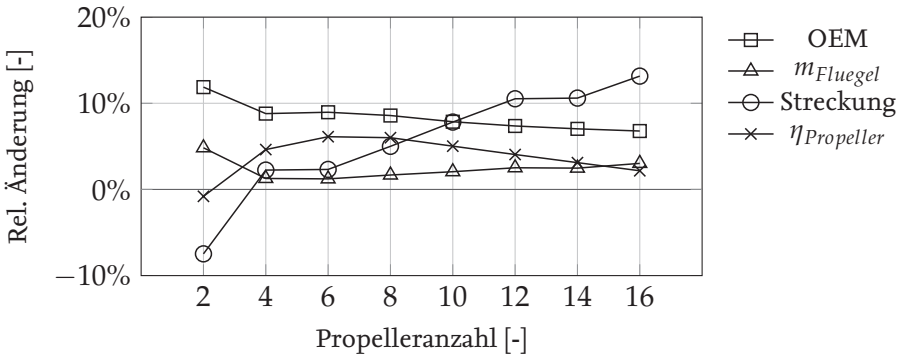

Abbildung 4.43.: Vergleich der vielversprechendsten turbo-elektrischen Konfigurationen im Rahmen der vorliegenden Studien mit der Turboprop-Referenzkonfiguration hinsichtlich der operationellen Leermasse, der Flügelmasse, der Flügelstreckung und des Propellerwirkungsgrads.

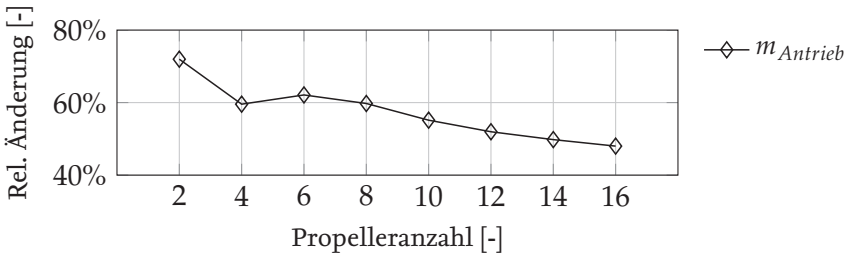

Abbildung 4.44.: Vergleich der vielversprechendsten turbo-elektrischen Konfigurationen im Rahmen der vorliegenden Studien mit der Turboprop-Referenzkonfiguration hinsichtlich der Antriebsmasse

Der Propellerwirkungsgrad übertrifft ab vier Propellern den der Referenz. Bereits durch die Verwendung von vier Propellern erreicht man einen mit der Referenz vergleichbaren Treibstoffbedarf. Bei Verwendung von acht bis zwölf Propellern wird ein um 3% niedrigerer Treibstoffbedarf im Vergleich zu dem zweimotorigen Turboprop erreicht. Durch verteilte Antriebe lässt sich bei dem gewählten Technologieszenario und der Mission der Nachteil eines turbo-elektrischen Antriebsstrangs den Ergebnissen nach kompensieren. Diese Schlussfolgerung wird für vergleichbare Konfigurationen auch in [36] gezogen.
Die relative Abweichung der aerodynamischen Beiwerte in Form von Widerstandsflächen sind in Abbildung 4.45 dargestellt. Als Bezugsfläche wird die Referenzflügelfläche S_{ref} verwendet. Auf Komponentenebene sind eine deutliche Reduktion des Leitwerkswiderstands zwischen etwa 10% und 30%, eine merkliche Reduktion des Nullwiderstands der Tragfläche um bis zu 5% und eine moderate Reduktion des Gondelwiderstands um bis zu 3% bei Verwendung von verteilten Antrieben feststellbar. Der auftriebsinduzierte Widerstand weist aufgrund einer höheren Masse einen durchwegs höheren Wert zwischen 5% und 10% bei mehr als zwei Propellern auf. Bei der turbo-elektrischen Baseline mit zwei Propellern liegt die Abweichung bei nahezu 15%. Aus aerodynamischer Sicht lassen sich demnach die Nullwiderstände der Tragfläche und des Leitwerks durch die Verwendung von verteilten Antrieben deutlich reduzieren.

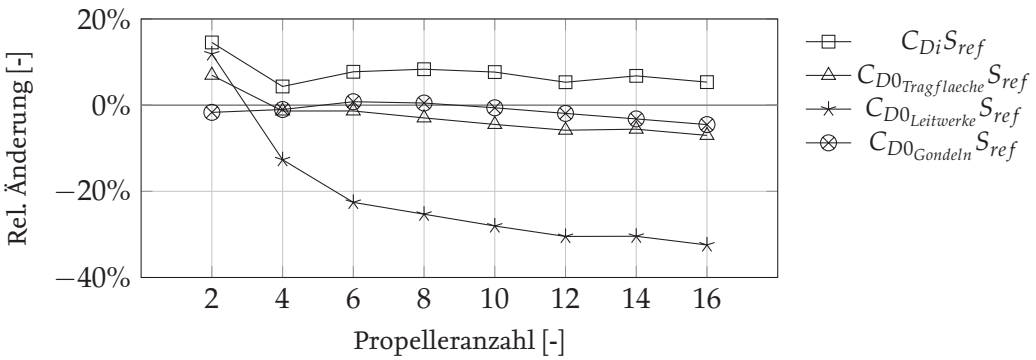

Abbildung 4.45.: Vergleich der vielversprechendsten turbo-elektrischen Konfigurationen im Rahmen der vorliegenden Studien mit der Turboprop-Referenzkonfiguration aus aerodynamischer Perspektive.

Einfluss von Technologieannahmen zu elektrischen Antriebskomponenten

Der im Rahmen dieser Arbeit verwendete Technologiestand bescheinigt Konfigurationen mit sinnvoll verteilten Antrieben Vorteile hinsichtlich des Treibstoffverbrauchs gegenüber Konfigurationen ohne verteilte Antriebe und auch gegenüber der Turboprop-Referenz. Um den Einfluss der Technologieannahmen für den elektrischen Antriebsstrang auf dieses Ergebnis sowie auf die allgemeinen Trends zu evaluieren, wird eine Variation der Leistungsdichten von elektrischen Komponenten vorgenommen. Für die folgende Studie werden die vielversprechendsten Konfigurationen für die jeweilige Propelleranzahl verwendet.
Es ist ersichtlich, dass eine Reduktion der Leistungsdichten von elektrischen Komponenten den geringen Vorteil der turbo-elektrischen Konfigurationen, weiter schmälern würde, weshalb dieses Szenario kaum von Interesse ist. Für die folgende Studie werden die Leistungsdichten gegenüber den Werten aus Tabelle 3.4 deshalb um 10% erhöht. In Abbildung 4.46 sind die relativen Änderungen der Massen des Treibstoffs und des Antriebssystems dargestellt. Als Bezugsniveau dienen die Konfigurationen mit entsprechenden Propellerzahlen, welche mit Leistungsdichten von 100% entworfen wurden. Das Diagramm verdeutlicht den Einfluss des verbesserten Technologieniveaus bei der jeweiligen Propelleranzahl. Es zeigt sich eine Reduktion der Masse des Antriebssystems um ca. 3% sowie eine Reduktion des Treibstoffbedarfs zischen 0.3% und 0.4%, welche von der Anzahl der Propeller näherungsweise unabhängig sind.

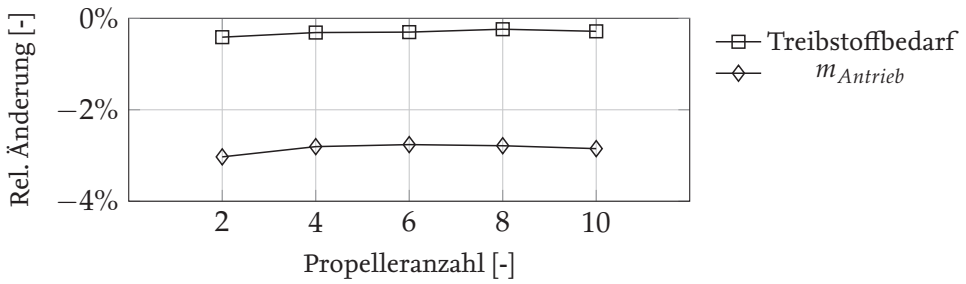

Abbildung 4.46.: Relative Änderung der Treibstoffmasse und der Antriebsmasse bei einer Erhöhung der Leistungsdichten der elektrischen Komponenten um 10%, bezogen auf die jeweilige Konfiguration mit den ursprünglichen Leistungsdichten.

In Abbildung 4.47 ist die relative Änderung der Treibstoffmasse bezogen auf die jeweilige zweimotorige turbo-elektrische Konfiguration dargestellt. Das Diagramm zeigt, wie sich die Trends von Konfigurationen mit verteilten Antrieben relativ zu einer zweimotorigen Konfiguration bei den jeweiligen Technologieannahmen entwickeln.
Eine Verbesserung der Leistungsdichten um 10% ergibt keine erkennbaren Unterschiede im Verlauf bei den turbo-elektrischen Konfigurationen relativ zu der jeweiligen zweimotorigen Baseline. Hieraus lässt sich ableiten, dass verteilte Propeller relativ zueinan-

der auch bei anderen Technologieannahmen hinsichtlich der Antriebsmassen ähnliche Trends aufweisen würden. Die optimale Anzahl an Propellern bleibt unverändert.

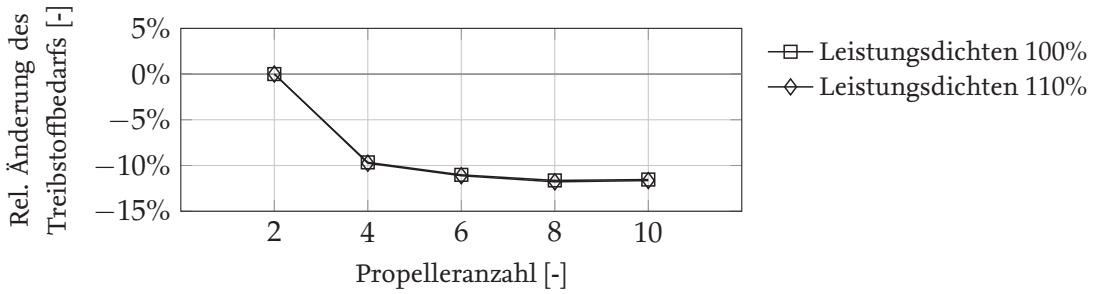

Abbildung 4.47.: Relative Änderung der Treibstoffmasse bei einer Erhöhung der Leistungsdichten der elektrischen Komponenten um 10% bezogen auf die jeweilige zweimotorige turbo-elektrische Konfiguration.

4.3. Entwurf von Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen

In diesem Kapitel werden die Entwurfsarbeiten an Konfigurationen für Missionsreichweiten und Passagierzahlen von typischen Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen beschrieben. Flugzeuge dieser Klasse sind für mehr als die Hälfte der Emissionen durch den Flugverkehr verantwortlich [62], weshalb eine potentielle Effizienzsteigerung mittels verteilter Antriebe eine größere Wirkung auf die Umwelt als bei Regionalflugzeugen nach sich ziehen würde.
Im Folgenden findet zunächst die Definition der Auslegungsmission statt. Es werden eine Turboprop-Referenzkonfiguration sowie eine zweimotorige turbo-elektrische Baseline entworfen. Die letztere verdeutlicht den Einfluss der Elektrifizierung des Antriebsstrangs ohne verteilte Antriebe. Wie bei Regionalflugzeugen, wird zunächst eine generische Parameterstudie zur Entwurfsraumuntersuchung von turbo-elektrischen Konfigurationen mit verteilten Antrieben durchgeführt. Anschließend werden die entworfenen Konfigurationen hinsichtlich der Flugleistungsanforderungen bewertet und weitere, gezielte Studien zur Erhöhung der Ergebnisdichte durchgeführt. Die effizientesten Konfigurationen der Studie für die jeweilige Propelleranzahl, welche alle gestellten Anforderungen erfüllen, werden extrahiert und im Detail mit der zweimotorigen turbo-elektrischen Baseline verglichen. Abschließend wird ein Vergleich der turbo-elektrischen Konfigurationen mit der Turboprop-Referenz gezogen, um die wirtschaftliche Perspektive bei dem gewählten Technologieszenario zu bewerten.
Der Entwurfsprozess für die Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen basiert auf dem der Regionalflugzeugstudien mit folgenden Anpassungen. Die parametrischen und physikalischen Modelle wie die Strukturmassenabschätzung und die aerodynamischen Berechnungen erfassen die auftretenden Größeneinflüsse unmittelbar und werden unverändert eingesetzt. Die konstanten Leistungsdichten der Komponenten des elektrischen Antriebsstrangs werden unverändert übernommen. Dies stellt eine Vereinfachung dar, wobei aufgrund der Parameterstudie in Kapitel 4.2.5 davon ausgegangen wird, dass trotz der damit verbundenen Unsicherheit die Trends zwischen den Konfigurationen einer Flugzeugklasse valide bleiben. Der maximale Propellerdurchmesser wird nach Vorbild des Propellers für das TP400-Triebwerk [5] auf 5.3 m begrenzt und die maximale Blattzahl wird auf 8 festgelegt. Ausgehend von den bisherigen Ergebnissen ist anzunehmen, dass die relativen Trends zwischen den Konfigurationen aufgrund identischer Annahmen zum Technologieniveau und einer einheitlichen Kalibrierung der Modelle valide bleiben.
Für die Dimensionierung der Triebwerksgondeln wird im Gegensatz zu den Regionalflugzeugstudien in einem ersten Schritt eine konstante volumetrische Leistungsdichte verwendet, um ein konservatives Szenario abzubilden. In einem zweiten Schritt wird das gleiche Modell wie bei den Regionalflugzeugen genutzt, um eine optimistische Abschätzung zu erhalten und den Einfluss der Gondeldimensionierung auf Gesamtflugzeugebene zu bewerten.

4.3.1. Definition der Auslegungsmission für Kurz- und Mittelstreckenflugzeuge

Die Auslegungsmission für die Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen, die im Rahmen dieser Arbeit eingesetzt wird, ist in Tabelle 4.6 zusammengefasst. Die Passagierzahl und die Auslegungsreichweite für diese Flugzeugklasse werden aus [81] von einer repräsentativen Forschungskonfiguration abgeleitet. Die Machzahl wird aufgrund des Propellerantriebs von 0.78 auf 0.65 reduziert. Die Reiseflughöhe wird mittels Parameterstudien so gewählt, dass sinnvolle Auftriebsbeiwerte und plausible Leistungs- Gewichtsverhältnisse erzielt werden. Die Anfluggeschwindigkeit und die Spannweitenbegrenzung leiten sich aus den Regularien [3] und [41] ab.

Tabelle 4.6.: Missionsanforderungen an die Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen.

Auslegungsmachzahl	[-]	0.65
Auslegungsreichweite	$[km]$	4630
Passagierzahl	[-]	150
Nutzlast	$[t]$	14.25
Reichweite der Ausweichmission	$[km]$	370
Dauer Warteschleife	$[Minuten]$	30
Reiseflughöhe	$[km]$	9.5
Anfluggeschwindigkeit	$[m/s]$	72.5
Spannweitenbegrenzung	$[m]$	36
Startbahnlänge	$[km]$	2.2

4.3.2. Konventionelle Referenzkonfiguration

Als Referenz für die Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen dient wie bei Regionalflugzeugen ein zweimotoriger Turboprop, der jedoch im Rahmen dieser Arbeit entworfen und nicht aus existierenden Quellen übernommen wird. Es wird wie bei den Regionalflugzeugen eine Hochdeckerkonfiguration mit im Rumpf integrierten Fahrwerk und einem konventionellen Leitwerk verwendet. Die Auswahl der Flächenbelastung erfolgt auf Basis der Anforderungen an den Landeanflug in Kombination mit einem Auftriebsbeiwert der Tragfläche im Bereich von 0.6 während des Reiseflugs. Wie bei Regionalflugzeugkonfigurationen wird ein spaltfreies Hochauftriebssystem eingesetzt. Das Leistungs- Gewichtsverhältnis wird anhand der Anforderungen an die Reiseflugmachzahl, die Steigleistung und die Startstrecke festgelegt. Im Vergleich zu Regionalflugzeugkonfigurationen werden für den Propellerentwurf die maximale Blattzahl auf 8, der maximale Propellerdurchmesser auf 5.3 m nach Vorbild des Ratier-Figeac FH385 Propellers aus [5] erhöht. Um sinnvolle

Propellerwirkungsgrade zu ermöglichen, wird die Blattspitzenmachzahl auf Mach 0.90 erhöht. Für die Tragflächen wird aufgrund der Auslegungsmachzahl nahe des transsonischen Geschwindigkeitsbereichs sowie des Verzichts auf eine nennenswerte Pfeilung das DLR F-15 Profil [109] eingesetzt.
Die wesentlichen Daten der resultierenden Referenz für die Kurz- und Mittelstrecke sind in Tabelle 4.7 zusammengefasst. In Abbildung 4.48 ist die Dreiseitenansicht gezeigt. Der Leistungsbedarf von 5.6 MW pro Triebwerk liegt unterhalb der Leistung eines TP400-Triebwerks [6] von ca. 8 MW, was die Plausibilität dieser Referenz als zweimotorige Konfiguration bestätigt.

Tabelle 4.7.: Daten der Referenzkonfiguration für die Kurz- und Mittelstrecke.

Parameter	Referenz	
Flächenbelastung	$[kg/m^2]$	550
Leistungs- Gewichtsverhältnis	$[kW/kg]$	0.21
MTOM	$[t]$	54.3
OEM	$[t]$	29.5
Bezugsflügelfläche	$[m^2]$	98.8
Treibstoffbedarf (Block)	$[t]$	8.7
L/D im Reiseflug	[-]	19.1
Propellerwirkungsgrad	[-]	87.4%

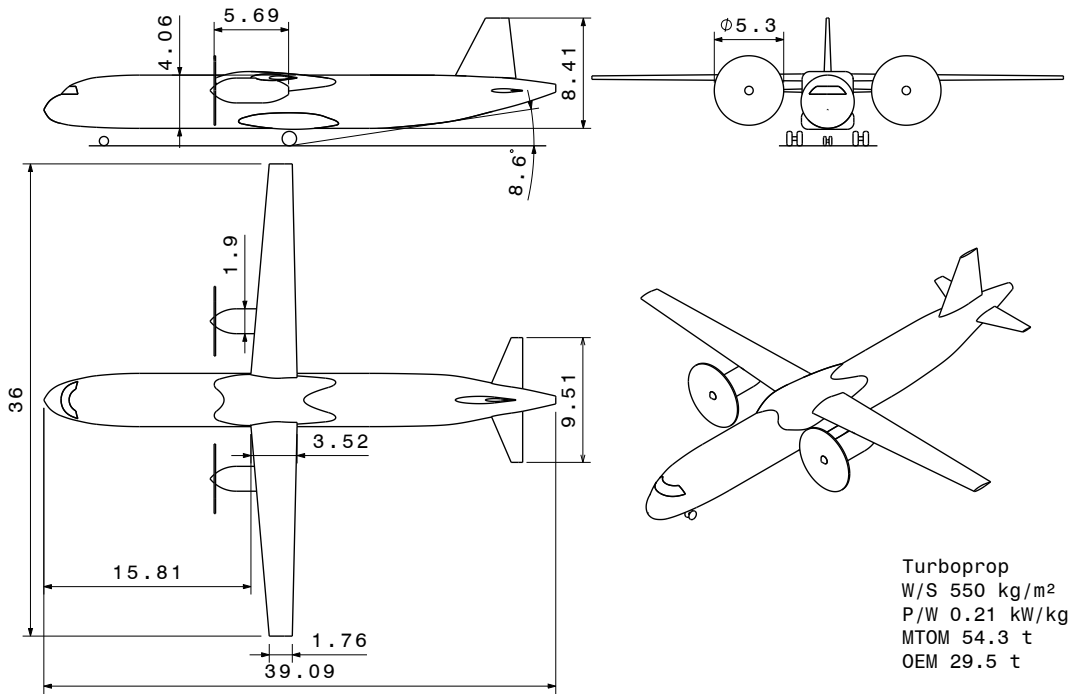

Abbildung 4.48.: Dreiseitenansicht der Turboprop-Referenzkonfiguration für die Kurz- und Mittelstreckenmission.

4.3.3. Turbo-elektrische Baseline-Konfiguration

Die Baseline stellt eine zweimotorige Konfiguration mit einem turbo-elektrischen Antriebsstrang dar. Sie wird mit der gleichen Flächenbelastung wie die Referenz jedoch mit einem um 5% höheren Leistungs- Gewichtsverhältnis, um die Wandlungsverluste zu kompensieren, entworfen. Die wesentlichen Daten des resultierenden Entwurfs sowie der Vergleich in Form von relativen Abweichungen zur Referenz sind in Tabelle 4.8 zusammengefasst.

Tabelle 4.8.: Vergleich der Referenzkonfiguration und der Baseline für die Kurz- und Mittelstrecke.

Parameter	Einheit	Baseline	rel. Abweichung zur Referenz
Flächenbelastung	$[kg/m^2]$	550	0.0%
Leistungs- Gewichtsverhältnis	$[kW/kg]$	0.22	4.8%
MTOM	$[t]$	60.1	10.6%
OEM	$[t]$	33.7	14.5%
Bezugsflügelfläche	$[m^2]$	109.3	10.6%
Treibstoffbedarf (Block)	$[t]$	10.0	14.7%
L/D im Reiseflug	[-]	19.2	0.7%
Propellerwirkungsgrad	[-]	86.4%	-1.2%

Im Vergleich zur Referenz weist die Baseline eine um 11% höhere Abflugmasse und einen um 15% höheren Treibstoffbedarf auf. Aufgrund der konstanten Flächenbelastung steigt die Flügelfläche proportional mit der maximalen Abflugmasse. Die mittlere Gleitzahl zeigt einen nur geringen Anstieg von unter 1%. Der Propellerwirkungsgrad sinkt aufgrund einer höheren Belastung um ca. 1%.
In Tabelle 4.9 ist ein Vergleich die aerodynamischen Daten der Baseline zu der Referenz in Form von Widerstandsflächen $C_D S_{ref}$ gezogen. Zu erkennen sind deutliche Anstiege aller Widerstandskomponenten mit Ausnahme der Triebwerksgondeln.

Tabelle 4.9.: Vergleich der Widerstandsflächen der zweimotorigen Referenzkonfiguration und der zweimotorigen, turbo-elektrischen Baseline für die Kurz- und Mittelstrecke. In Klammern sind die relativen Anteile der Widerstandskomponenten bezogen auf den Gesamtwiderstand angegeben.

Parameter	Einheit	Referenz	Baseline	rel. Abweichung
$C_{D_i} S_{ref}$	$[m^2]$	0.699 (23%)	0.838 (26%)	20.0%
$C_{D_{0\ Fluegel}} S_{ref}$	$[m^2]$	0.643 (22%)	0.710 (22%)	10.3%
$C_{D_{0\ Leitwerke}} S_{ref}$	$[m^2]$	0.251 (8%)	0.291 (9%)	15.7%
$C_{D_{0\ Rumpf}} S_{ref}$	$[m^2]$	1.106 (37%)	1.139 (35%)	3.0%
$C_{D_{0\ Gondeln}} S_{ref}$	$[m^2]$	0.277 (9%)	0.276 (8%)	-0.6%

Der Anstieg des induzierten Widerstands ist auf die höhere Abflugmasse zurückzuführen. Die Vergrößerung der Flügelfläche aufgrund unveränderter Flächenbelastung führt zu höheren Nullwiderständen des Flügels und der Leitwerke. Der Rumpfwiderstand steigt aufgrund der vergrößerten Abdeckung für die Triebwerksintegration. Die Triebwerksgondeln weisen trotz einer höheren Leistungsdichte einen ähnlichen Widerstand aufgrund des gestiegenen Leistungsbedarfs auf.
Im Vergleich zur Regionalflugzeugkonfigurationen fallen die Einbußen hinsichtlich der Treibstoffeffizienz für die Kurz- und Mittelstreckenbaseline höher aus. Ein wesentlicher Grund dafür ist die Abhängigkeit des spezifischen Treibstoffverbrauchs von der Gasturbinengröße, welche bei dieser Leistungsklasse gemäß dem verwendeten Modell keine weitere Verbesserung mit sich bringt. Weiterhin weist die zweimotorige Kurz- und Mittelstreckenkonfiguration ein höheres Leistungs- Gewichtsverhältnis auf. Treibend dafür ist der gesteigerte Leistungsbedarf aufgrund der höheren Reiseflugmachzahl kombiniert mit einer größeren Reiseflughöhe. Weitere Untersuchungen dazu werden in Kapitel 4.3.5 vorgestellt. Das höhere Leistungs- Gewichtsverhältnis führt zu einem stärkeren Massenzuwachs durch die Elektrifizierung des Antriebsstrangs und so zu größeren Nachteilen hinsichtlich Abflugmasse und Widerstand als bei Regionalflugzeugen.

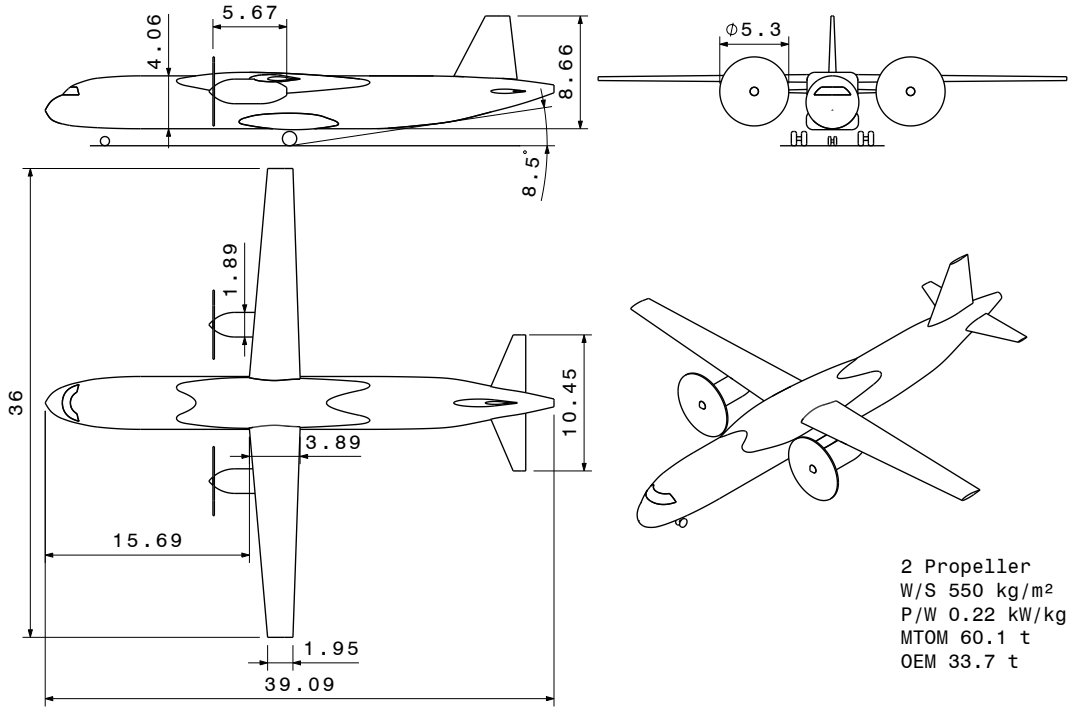

Abbildung 4.49.: Dreiseitenansicht der zweimotorigen turbo-elektrischen Baselinekonfiguration für die Kurz- und Mittelstreckenmission.

4.3.4. Untersuchungen zu turbo-elektrischen Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen mit verteilten Antrieben

In diesem Kapitel sind die Untersuchungen zu turbo-elektrischen Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen mit verteilten Antrieben zusammengefasst. Das Vorgehen entspricht dem der Regionalflugzeugstudien. Zunächst wird eine grobe Parameterstudie zur Entwurfsraumidentifikation durchgeführt. Die Konfigurationen werden im Hinblick auf die Langsamflugeigenschaften bewertet. Anschließend erfolgt der Entwurf von gezielt ausgewählten Konfigurationen, um die Entwurfsdichte zu erhöhen. Abschließend werden die effizientesten Konfigurationen für die jeweilige Propelleranzahl mit der Baseline und mit der Referenz verglichen.

Generische multidimensionale Parameterstudie

Wie bei Regionalflugzeugen dient eine generische Parameterstudie dazu, den validen Entwurfsraum für die Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen zu identifizieren. Hierzu werden Propellerzahlen zwischen zwei und zwölf verwendet, die Flächenbelastung um bis zu 15% erhöht und das Leistungs- Gewichtsverhältnis um bis zu 9% gesenkt. Eine Übersicht von repräsentativen Konfigurationen mit einer Flächenbelastung von 550 kg/m^2 und einem Leistungs- Gewichtsverhältnis von 0.22 kW/kg ist in Abbildung 4.50 dargestellt. Man beachte, dass aufgrund der konstanten Spannweite die Propellerdurchmesser für die jeweilige Propelleranzahl bei allen Konfigurationen dieser Flugzeugklasse identisch sind.

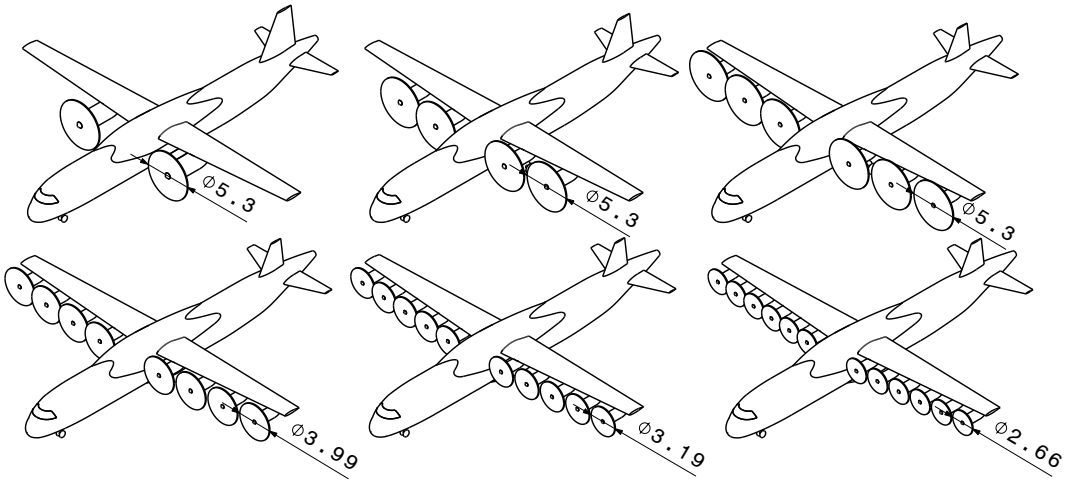

Abbildung 4.50.: Turbo-elektrische Konfigurationen für die Kurz- und Mittelstrecke mit einer Flächenbelastung von 550 kg/m^2 und einem Leistungs- Gewichtsverhältnis von 0.22 kW/kg.

Die Ergebnisse der generischen Parameterstudie in Form der relativen Änderung des Treibstoffbedarfs bezogen auf die Baseline-Konfiguration für die Kurz- und Mittelstrecke sind in Abbildung 4.51 gezeigt. Bereits bei konstanter Flächenbelastung, erkennt man eine deutliche Reduktion des Treibstoffbedarfs bei Verwendung von 4 statt 2 Propellern und einen ähnlichen zusätzlichen Vorteil bei einer Erhöhung auf 6 Propeller. Eine weitere Steigerung der Propelleranzahl führt zu einem kontinuierlichen Wachstum des Treibstoffbedarfs. Die Gründe dafür sind die Verringerung der Propellerdurchsatzfläche ab acht Propeller und eine Verschlechterung der Gleitzahl aufgrund der wachsenden Gondeloberfläche.

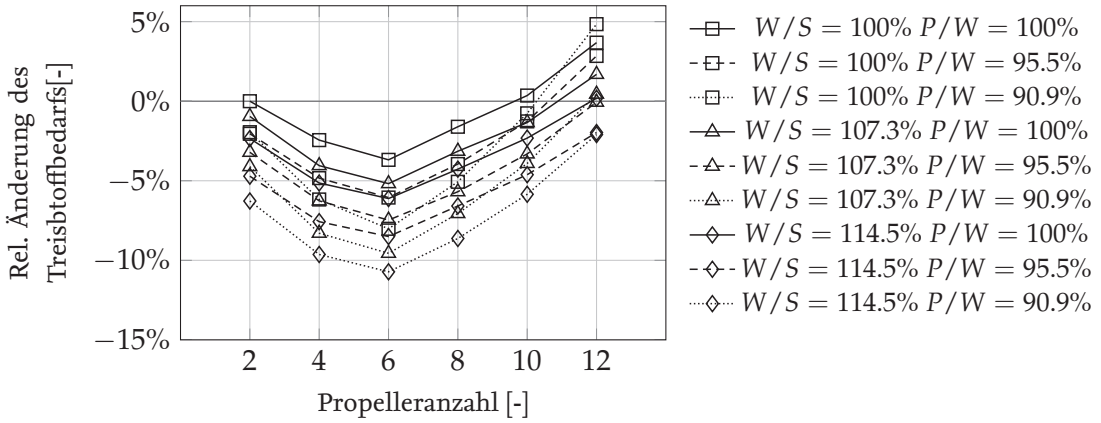

Abbildung 4.51.: Relative Änderung des Treibstoffbedarfs aller Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen der generischen Studie zur Variation der Propelleranzahl, der Flächenbelastung und des Leistungs- Gewichtsverhältnisses bezogen auf die turboelektrische Baseline.

In Abbildung 4.52 sind die Einflüsse des Leistungs- Gewichtsverhältnisses und der Flächenbelastung für Konfigurationen mit 6 Propellern gezeigt. Die Trends entsprechen qualitativ den Ergebnissen aus den Studien zu Regionalflugzeugen.
Ein deutlich abweichender Trend ist bei Konfigurationen mit dem niedrigsten Leistungs-Gewichtsverhältnis und einer Propelleranzahl von mehr als sechs in Abbildung 4.51 erkennbar. Dies ist auf die überproportional langen Steigflug- und Beschleunigungsphasen aufgrund unzureichender Leistung zurückzuführen. Zur Verdeutlichung sind in Abbildung 4.53 exemplarisch die Einflüsse des Leistungs- Gewichtsverhältnisses und der Flächenbelastung für Konfigurationen mit 12 Propellern gezeigt. Ein niedriges Leistungs-Gewichtsverhältnis von 90.9% weist aus der Perspektive des Treibstoffbedarfs gegenüber einem Leistungs- Gewichtsverhältnis von 95.5% bei allen betrachteten Flächenbelastungen keine Vorteile auf.

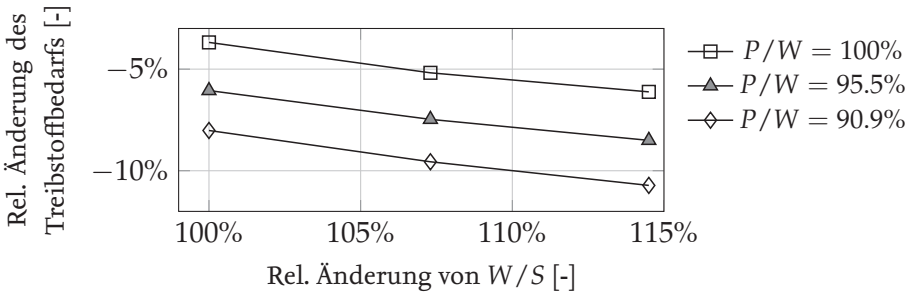

Abbildung 4.52.: Relative Änderung des Treibstoffbedarfs der Konfigurationen mit 6 Propellern in Abhängigkeit der Flächenbelastung W/S und des Leistungs- Gewichtsverhältnisses P/W bezogen auf die turbo-elektrische Baseline.

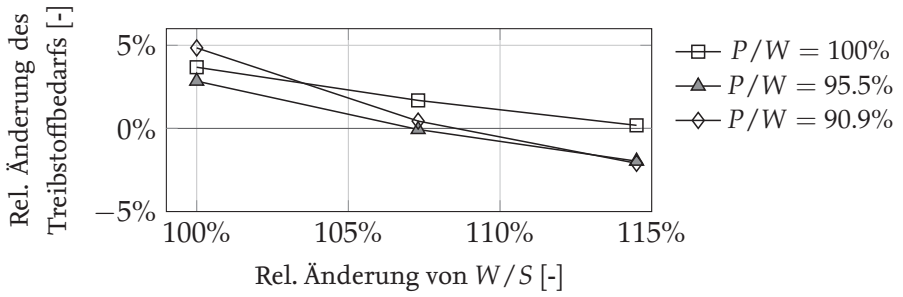

Abbildung 4.53.: Relative Änderung des Treibstoffbedarfs der Konfigurationen mit 12 Propellern in Abhängigkeit der Flächenbelastung W/S und des Leistungs- Gewichtsverhältnisses P/W bezogen auf die turbo-elektrische Baseline.

Im nächsten Schritt erfolgt die Evaluierung der Steig- und Langsamfluganforderungen zur Auswahl der validen Entwürfe, welche alle berücksichtigten Anforderungen erfüllen. Die verbleibenden Konfigurationen sind in Abbildung 4.54 dargestellt. Zu erkennen ist, dass alle Konfigurationen mit den niedrigsten Leistungs- Gewichtsverhältnissen die gestellten Anforderungen nicht erfüllen können. In diesem Fall wird in erster Linie die Steigflugdauer verletzt. Wie bei Regionalflugzeugen verletzten zweimotorige Konfigurationen mit einer höheren Flächenbelastung als bei der Baseline die Anforderungen an die Landegeschwindigkeit. Von den Konfigurationen mit dem mittleren Leistungs- Gewichtsverhältnis verbleiben nur jene mit den effizientesten Propellern, also Propellerzahlen zwischen vier und acht. Konfigurationen mit einer hohen Flächenbelastung erfordern, wie bereits bei Regionalflugzeugkonfigurationen, eine hohe Zahl an Propellern, um im Landeanflug den nötigen Auftriebsbeiwert zu erreichen. Bei Kurz- und Mittelstre-

ckenkonfigurationen bieten sie jedoch aufgrund des stark wachsenden Widerstands der Triebwerksgondeln kaum bis keine Vorteile im Vergleich zu der zweimotorigen Baseline.

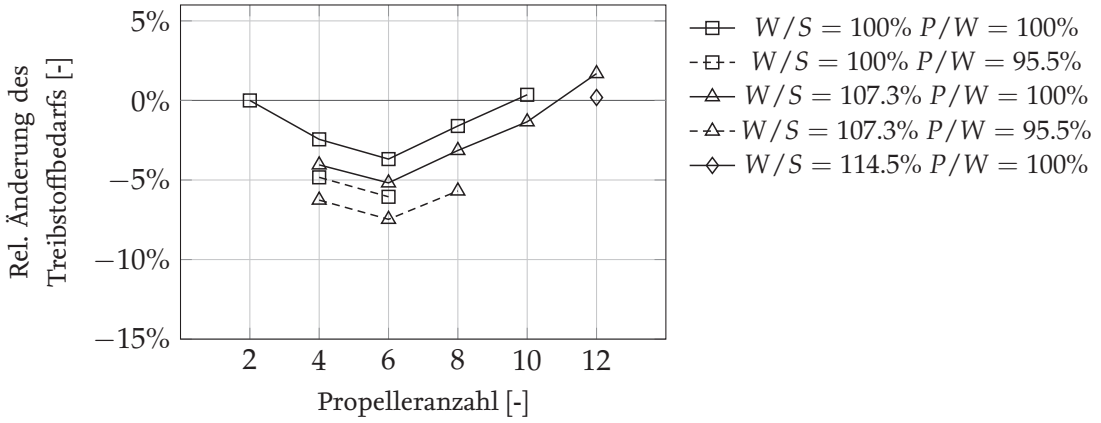

Abbildung 4.54.: Relative Änderung des Treibstoffbedarfs aller Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen der generischen Studie zur Variation der Propelleranzahl, der Flächenbelastung und des Leistungs- Gewichtsverhältnisses, welche alle überprüften Anforderungen erfüllen, bezogen auf die turbo-elektrische Baseline.

Auf Basis der bisherigen Ergebnisse werden ergänzende Studien durchgeführt, um eine höhere Konfigurationsdichte zu erhalten. In Abbildung 4.55 ist eine Übersicht aller berechneten Konfigurationen, welche alle geprüften Anforderungen erfüllen, gezeigt.

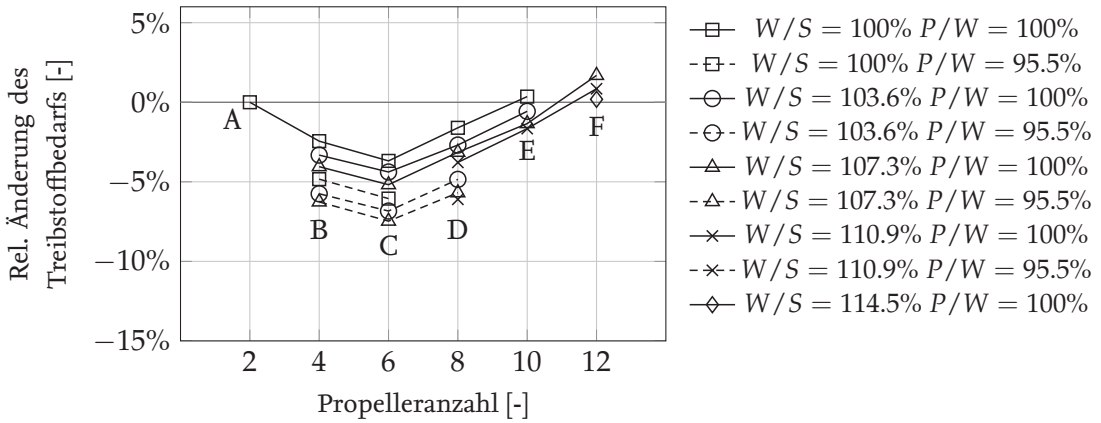

Abbildung 4.55.: Relative Änderung des Treibstoffbedarfs aller Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen der erweiterten Studie zur Variation der Propelleranzahl, der Flächenbelastung und des Leistungs- Gewichtsverhältnisses, welche alle überprüften Anforderungen erfüllen, bezogen auf die turbo-elektrische Baseline.

Man erkennt eine Verringerung des Treibstoffbedarfs bei Konfigurationen, welche sowohl eine Erhöhung der Flächenbelastung als auch eine Verringerung des Leistungs- Gewichtsverhältnisses zulassen. Hohe Flächenbelastungen, welche hohe Leistungs- Gewichtsverhältnisse erfordern, um die Landeanforderungen zu erfüllen, sind hinsichtlich des Treibstoffbedarfs nicht vorteilhaft. Die optimale Propelleranzahl liegt bei sechs Propellern, wobei die Unterschiede im Bereich von vier bis acht Propellern mit 1% bis 2% vergleichsweise gering ausfallen. Bereits bei vier Propellern erreicht man mit 6% den Großteil des ermittelten Einsparpotentials. Mit sechs Propellern liegt die maximale Einsparung im Bereich von 7% bis 8%. Dies ist sowohl auf den erhöhten Maximalauftrieb zurückzuführen, welcher eine Erhöhung der Flächenbelastung zulässt als auch auf den höheren Propellerwirkungsgrad, welcher eine Reduktion des Leistungs- Gewichtsverhältnisses ermöglicht.

Betrachtung der effizientesten Konfigurationen für die jeweilige Propelleranzahl

Im Folgenden sollen die effizientesten Konfigurationen für die jeweilige Propelleranzahl aus Abbildung 4.55 (A-F) näher betrachtet werden. In Abbildung 4.56 ist der Vergleich der Parameter Treibstoffbedarf, maximale Abflugmasse, Gleitzahl, Flächenbelastung und Leistungs- Gewichtsverhältnis von Konfigurationen mit verteilten Antrieben mit der turbo-elektrischen Baseline gezogen. Man erkennt, dass Konfigurationen zwischen vier und acht Propellern identische Flächenbelastungen und Leistungs- Gewichtsverhältnisse aufweisen, was auf eine diskrete Schrittweite der Parameterstudien zurückzuführen ist. Daraus resultieren eine ähnliche Abflugmasse und vergleichsweise geringe Änderungen der Gleitzahl sowie des Treibstoffbedarfs. Bei höheren Propellerzahlen steigen die Flächenbelastung sowie das Leistungs- Gewichtsverhältnis. Zugleich sinkt die Gleitzahl, während die maximale Abflugmasse geringfügig steigt. Als Ergebnis ist eine deutliche Erhöhung der Treibstoffmasse feststellbar.

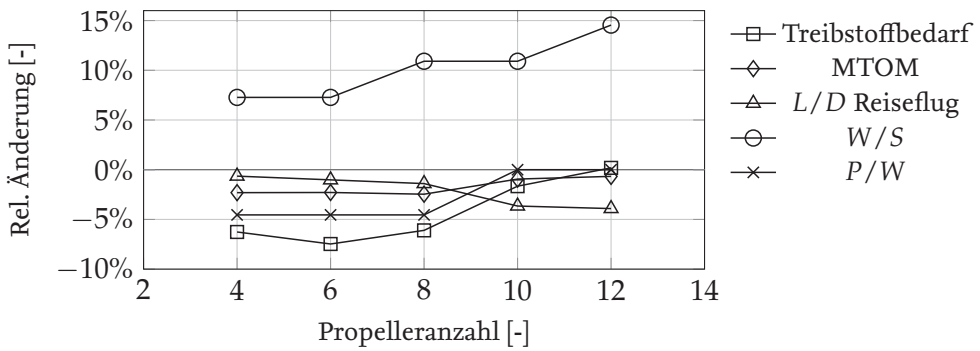

Abbildung 4.56.: Vergleich der vielversprechendsten Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen mit verteilten Antrieben der erweiterten Studie mit der zweimotorigen Baseline.

In Abbildung 4.57 sind die vielversprechendsten turbo-elektrischen Konfigurationen für die jeweilige Propelleranzahl als Draufsichten dargestellt. Anhand der Abmessungen lassen sich die Flügeltiefe, die Position der Tragfläche in Längsrichtung, die Spannweite des Höhenleitwerks, die Durchmesser der Propeller und der Triebwerksgondeln erkennen. Die zugehörigen Flächenbelastungen (W/S) und die Leistungs- Gewichtsverhältnisse (P/W) sind ebenfalls eingetragen.

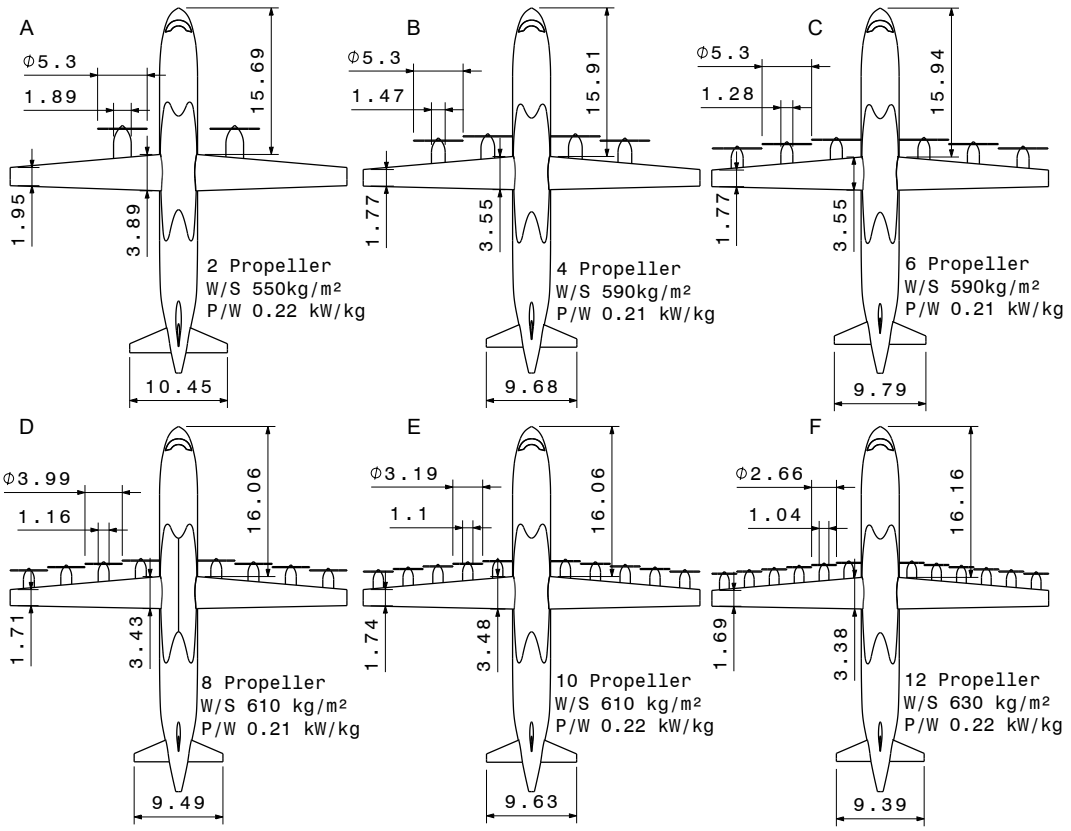

Abbildung 4.57.: Die effizientesten turbo-elektrischen Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen für die jeweilige Propelleranzahl.

Im Folgenden werden die Ursachen für die Entwicklungen der Masse und der Gleitzahl näher betrachtet. In Abbildung 4.58 sind die Abhängigkeiten der Leer-, der Antriebs-, der Flügelmasse sowie der Tragflächenstreckung dargestellt. Zu erkennen ist eine deutlich höhere Flügelstreckung von 10% bis 15% aufgrund der gesteigerten Flächenbelastung der Konfigurationen mit mehr als zwei Propellern. In Konsequenz steigt die Flügelmasse um 3% zwischen vier und zwölf Propellern. Die Leermasse, die Massen des Antriebssystems und der Tragfläche sind tendenziell geringer als bei der zweimotorigen Konfiguration. Die Masse des Antriebssystems ist aufgrund von diskreten Schritten der Propelleranzahl und des Leistungs- Gewichtsverhältnisses Schwankungen um bis zu 4% unterworfen. Der maßgebliche Vorteil von verteilten Antrieben liegt in der Steigerung des Propellerwir-

kungsgrads um bis zu 8% bei sechs Propellern. Mit der steigenden Anzahl an Propellern sinkt dieser wieder aufgrund der sich verringernden Durchsatzfläche.

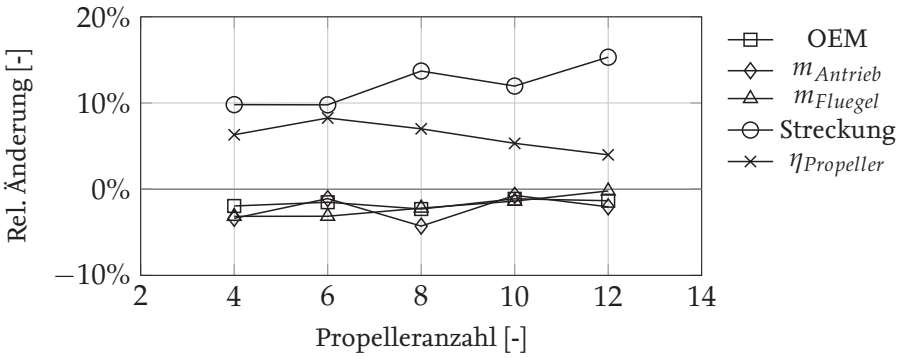

Abbildung 4.58.: Fortsetzung des Vergleichs der vielversprechendsten Konfigurationen mit verteilten Antrieben im Rahmen der vorliegenden Studien mit der zweimotorigen Baseline.

In Abbildung 4.59 und Abbildung 4.60 sind der induzierte Widerstand in Abhängigkeit der Propelleranzahl und die relativen Widerstandsanteile der Komponenten dargestellt. Um eine Vergleichbarkeit zwischen den Konfigurationen mit unterschiedlichen Bezugsflügelflächen sicherzustellen, werden dimensionsbehaftete Widerstandsflächen $C_D S_{ref}$ herangezogen.

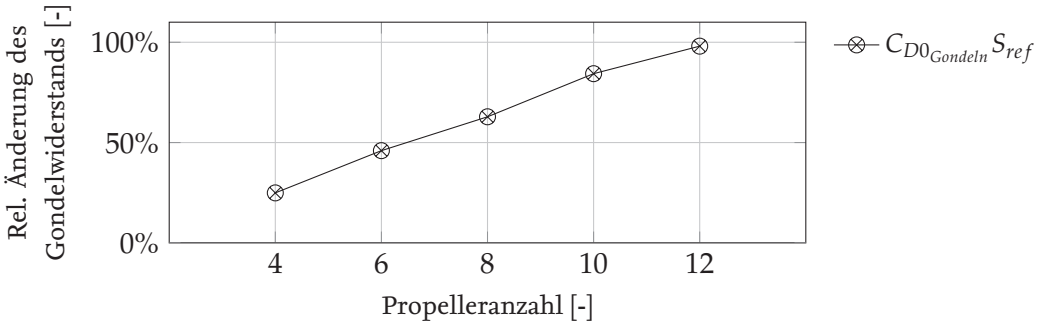

Abbildung 4.59.: Relative Änderung des Gondelwiderstands der vielversprechendsten Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen für die jeweilige Propelleranzahl bezogen auf die zweimotorige turbo-elektrische Baseline.

Mit zunehmender Propelleranzahl steigt der Gondelwiderstand näherungsweise linear mit 20% pro zusätzliches Propellerpaar an. Der induzierte Widerstand weist einen mit der der Baseline vergleichbaren Wert auf, wobei eine geringe Verbesserung bei sechs und acht Propellern erkennbar ist. Die Erhöhung der Flächenbelastung bewirkt einen verringerten

Nullwiderstand der Tragfläche um 8% bis 10%. Durch die Verkleinerung des Seitenleitwerks aufgrund von verteilten Antrieben sinkt der Leitwerkswiderstand deutlich um 20% bis 35% bei vier und sechs Propellern und bleibt anschließend näherungsweise konstant.

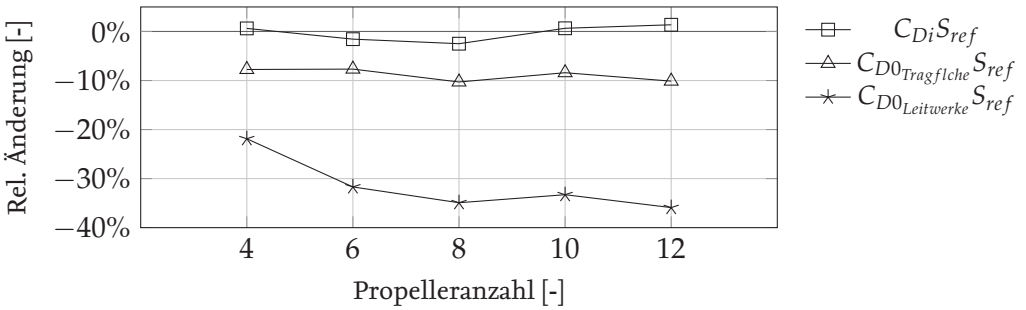

Abbildung 4.60.: Relative Änderung des induzierten Widerstands und der Widerstandsanteile der Tragfläche und der Leitwerke der vielversprechendsten Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen für die jeweilige Propelleranzahl bezogen auf die zweimotorige turbo-elektrische Baseline.

Die Dreiseitenansicht der effizientesten Konfiguration dieser Studie mit sechs Propellern, einer Flächenbelastung von 590 kg/m^2 und einem Leistungs- Gewichtsverhältnis von 0.21 kW/kg ist in Abbildung 4.61 gezeigt.

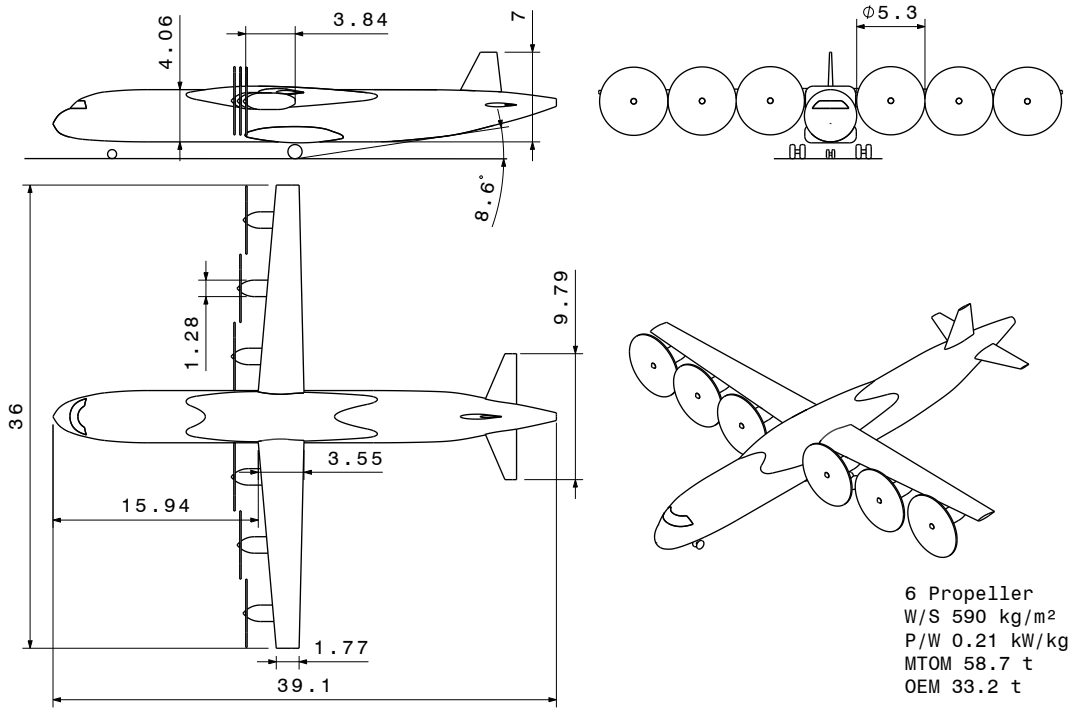

Abbildung 4.61.: Dreiseitenansicht der sechsmotorigen turbo-elektrischen Konfiguration.

Vergleich der turbo-elektrischen Konfigurationen für die Kurz- und Mittelstrecke mit der Turboprop-Referenz

Die Bewertung des Einflusses des turbo-elektrischen Antriebsstrangs auf Konfigurationsebene erfolgt durch einen Vergleich der vielversprechendsten turbo-elektrischen Konfigurationen für die jeweilige Propelleranzahl mit der Turboprop-Referenz. Die Ergebnisse sind in Abbildung 4.62 dargestellt. Man erkennt eine Erhöhung des Treibstoffbedarfs um 15% durch die Integration des turbo-elektrischen Antriebsstrangs ohne verteilte Antriebe. Der Nachteil im Treibstoffbedarf wird auf 8% bei vier Propellern und auf 6% bei sechs Propellern reduziert. Damit erreicht keine der turbo-elektrischen Konfigurationen für die Kurz- und Mittelstrecke, die mit dem konservativen Modell zur Gondeldimensionierung ausgelegt sind, die Treibstoffeffizienz der Turboprop-Referenz.
Die maximale Abflugmasse aller turbo-elektrischen Konfigurationen ist um 8% bis 11% höher als bei der Referenz. Die Gleitzahl erreicht bei Konfigurationen zwischen zwei und acht Propellern das Niveau der Referenz, sinkt allerdings mit steigender Propelleranzahl. Die zweimotorige turbo-elektrische Baseline weist ein höheres Leistungs- Gewichtsverhältnis gegenüber der Turboprop-Referenz auf, primär um die Wandlungsverluste im Antriebsstrang zu kompensieren. Bei Verwendung von vier bis acht Propellern kann das Leistungs- Gewichtsverhältnis durch die Erhöhung des Propellerwirkungsgrads auf den Wert der Referenz gesenkt werden. Eine weitere Reduktion ist durch die Anforderung an die Steigflugdauer nicht möglich. Eine weitere Erhöhung der Propelleranzahl führt zu einer Verringerung der Durchsatzfläche und damit zu einer Verschlechterung des Wirkungsgrads sowie einem Anstieg des Gondelwiderstands, weshalb das Leistungs- Gewichtsverhältnis wieder steigt.

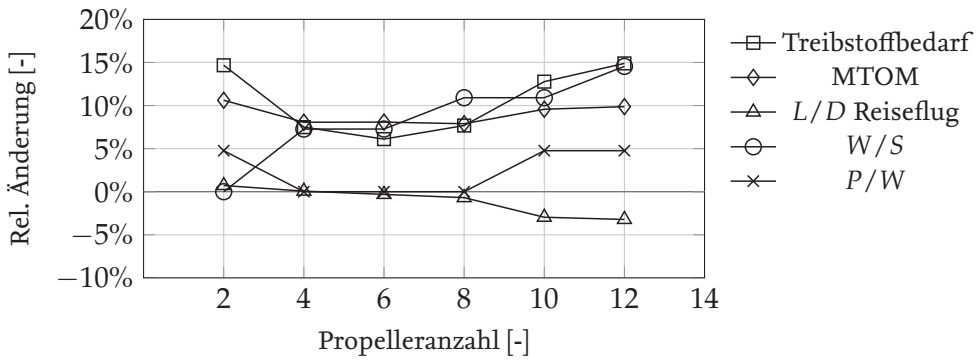

Abbildung 4.62.: Vergleich der vielversprechendsten Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen der erweiterten Studie für die jeweilige Propelleranzahl mit der Turboprop-Referenz.

In Abbildung 4.63 und Abbildung 4.64 sind die Vergleiche der Leermasse, der Masse des Antriebssystems, der Flügelmasse und der Flügelstreckung sowie des Propellerwirkungsgrads dargestellt. Man erkennt den Anstieg der Antriebsmasse um über 70% aufgrund der Integration eines turbo-elektrischen Antriebsstrangs. Dies ist der Haupttreiber für

die höhere Leermasse. Im Gegensatz zu Regionalflugzeugkonfigurationen sinkt die Antriebsmasse nicht mit der steigenden Zahl der Antriebseinheiten, da vergleichsweise hohe Leistungs- Gewichtsverhältnisse erforderlich sind. Die Masse der Triebwerksgondeln ist von deren Dimensionen abhängig, wodurch sie mit zunehmender Propelleranzahl steigt. Die Flügelstreckung der zweimotorigen turbo-elektrischen Baseline ist um ca. 10% geringer als die der Referenz aufgrund einer höheren Masse und einer konstanten Spannweite. Beim Übergang von zwei auf vier Propeller erreicht die Flügelstreckung in etwa den Wert der Referenz aufgrund der höheren Flächenbelastung. Ein geringer Anstieg der Streckung von bis zu 4% ist bei Konfigurationen mit mehr als acht Propellern erkennbar. Die Tragflächenmasse der Baseline ist um ca. 5% höher als die der Referenz. Sie sinkt zunächst beim Übergang von zwei auf vier Propeller, steigt jedoch anschließend aufgrund zunehmender Streckung und unterschreitet bei keiner Propelleranzahl die Tragflächenmasse der Referenz.

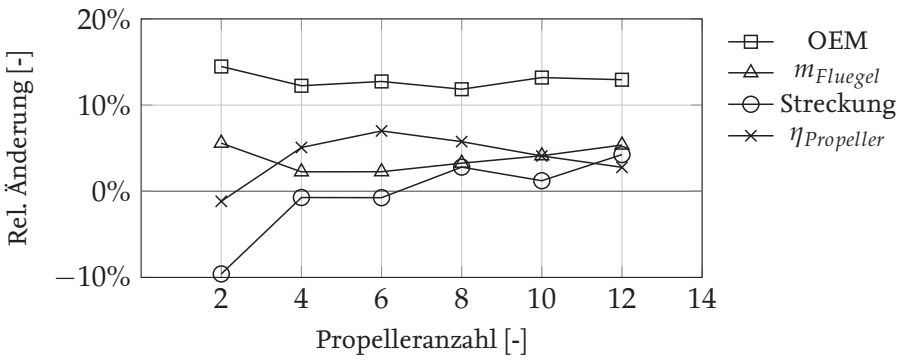

Abbildung 4.63.: Vergleich der vielversprechendsten Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen der erweiterten Studie für die jeweilige Propelleranzahl mit der Turboprop-Referenz.

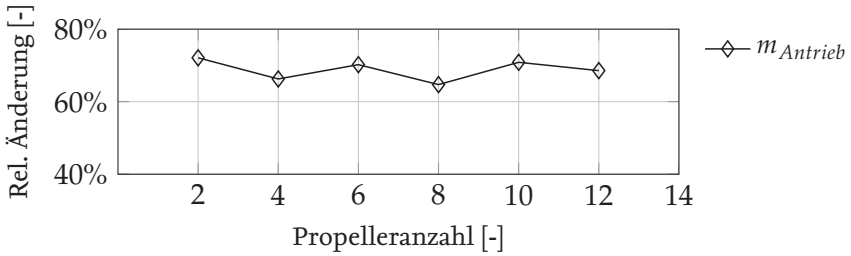

Abbildung 4.64.: Vergleich der vielversprechendsten Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen der erweiterten Studie für die jeweilige Propelleranzahl mit der Turboprop-Referenz.

In Abbildung 4.65 sind die aerodynamischen Daten in Form von Widerstandsflächen als relative Änderung bezogen auf die Referenz dargestellt. Man erkennt einen signifikanten Anstieg des Gondelwiderstands mit zunehmender Propelleranzahl. Bereits bei zwei Gondeln wird der Vorteil einer höheren volumetrischen Leistungsdichte von elektrischen An-

triebseinheiten durch den höheren Leistungsbedarf aufgrund von Wandlungsverlusten im Antriebsstrang überkompensiert. Der Leitwerkswiderstand wird durch die Annahme des verringerten Einflusses des Triebwerksausfalls um bis zu 25% reduziert. Der induzierte Widerstand zeigt geringfügige Schwankungen bleibt jedoch durchwegs ca. 15% bis 20% über dem Niveau der Referenz, was primär auf die höhere Masse und damit den höheren Auftriebsbedarf zurückgeführt wird. Der Nullwiderstand der Tragfläche ist ab vier Propellern trotz einer höheren Abflugmasse durch eine deutlich gesteigerte Flächenbelastung vergleichbar mit dem der Referenz.

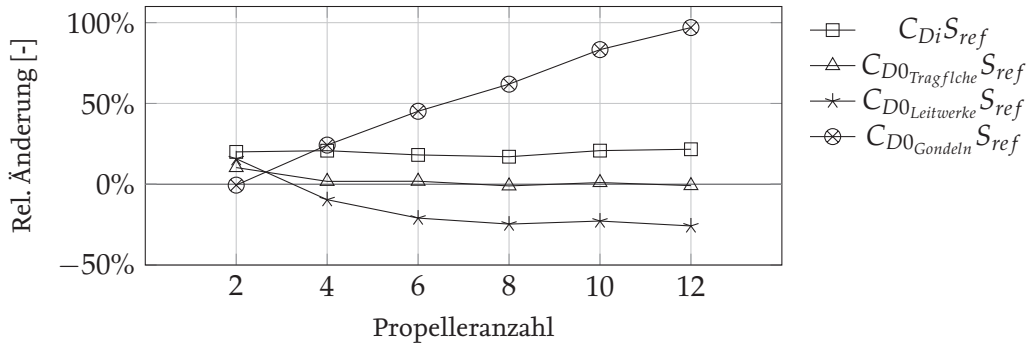

Abbildung 4.65.: Relative Änderung der Widerstandsanteile der vielversprechendsten Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen für die jeweilige Propelleranzahl bezogen auf die Referenzkonfiguration mit Turboprop-Triebwerken.

4.3.5. Einfluss der Auslegungsmission auf den Leistungsbedarf

Wie bereits hervorgehoben, weisen die Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen mit beiden Antriebsarten einen höheren relativen Leistungsbedarf als die betrachteten Regionalflugzeugkonfigurationen auf. Um die Ursachen dafür zu bestimmten, wird der Einfluss der abweichenden Parameter der Auslegungsmission, also der Reichweite, der Nutzlast und der Auslegungsmachzahl auf die Konfiguration untersucht.
Für die folgenden Untersuchungen werden zweimotorige Turboprop-Konfigurationen als Referenzen eingesetzt. Weiterhin kommen turbo-elektrische Konzepte mit sechs Propellern, abgeleitet von der vielversprechendsten Konfiguration der vorausgegangenen Arbeiten, zum Einsatz. Alle Konfigurationen werden für die angepassten Anforderungen einem Entwurfsprozess unterzogen, um die Schneeballeffekte zu berücksichtigen.

Einfluss der Reichweite

Zur Bewertung des Einflusses der Reichweite auf das erforderliche Leistungs- Gewichtsverhältnis werden drei Missionsreichweiten betrachtet: 2500 NM (100%), 1875 NM (75%), 1250 NM (50%). Als Bewertungskriterien werden die Steigflugdauer, die Startstrecke bei Triebwerksausfall und die Einhaltung der Landegeschwindigkeit verwendet, da sie maßgeblich für die Leistungsanforderungen sind. Für jedes Missionsszenario werden eine zweimotorige Turboprop-Konfiguration und eine sechsmotorige turbo-elektrische Variante, welche sich als vielversprechend in vorausgegangenen Studien erwiesen hat, entworfen. Die Entwurfsparameter wie die Flächenbelastungen und die Leistungs- Gewichtsverhältnisse sind in Tabelle 4.10 zusammengefasst.

Tabelle 4.10.: Auslegungsparameter für die Konfigurationen der Reichweitenstudie.

Antrieb	Propelleranzahl	W/S $[kg/m^2]$	P/W $[kW/kg]$
Turboprop	2	550	0.21
Turbo-elektrisch	6	590	0.21

Die relativen Änderungen der wesentlichen Konfigurationsparameter und der erwähnten Leistungsparameter der Turbopropkonfigurationen sind in Abbildung 4.66 dargestellt. Die gleiche Auswertung der sechsmotorigen turbo-elektrischen Konfigurationen ist in Abbildung 4.67 zu sehen.

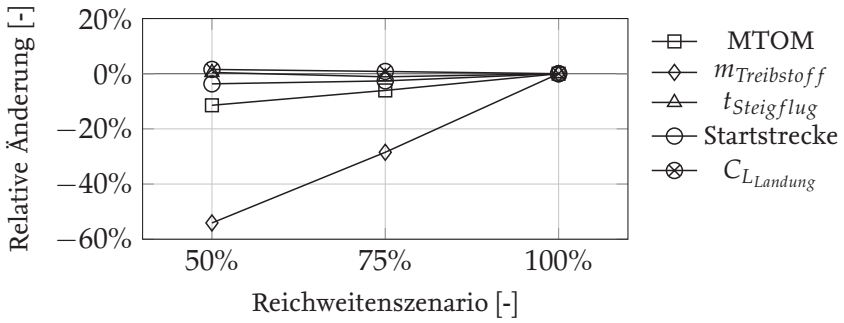

Abbildung 4.66.: Vergleich der Turboprop-Konfigurationen mit unterschiedlichen Auslegungsreichweiten: Auswertung der Flugzeugparameter maximale Abflugmasse MTOM und Treibstoffmasse $m_{Treibstoff}$, sowie der Leistungsparameter Steigflugdauer $t_{Steigflug}$, Startstrecke bei Triebwerksausfall, maximaler Auftriebsbeiwert im Landeanflug $C_{L_{Landung}}$.

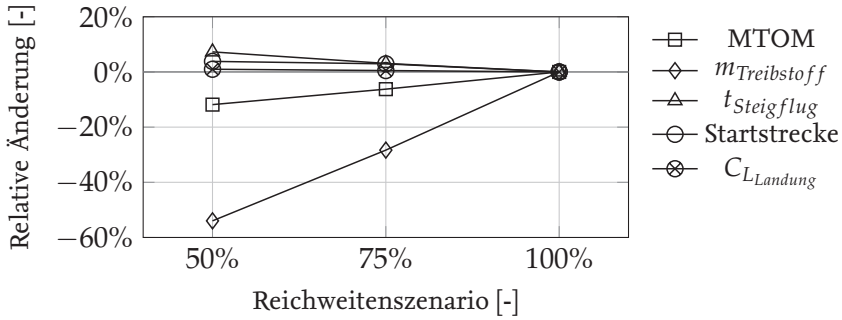

Abbildung 4.67.: Vergleich der turbo-elektrischen Konfigurationen mit unterschiedlichen Auslegungsreichweiten: Auswertung der Flugzeugparameter maximale Abflugmasse MTOM und Treibstoffmasse $m_{Treibstoff}$, sowie der Leistungsparameter Steigflugdauer $t_{Steigflug}$, Startstrecke bei Triebwerksausfall, maximaler Auftriebsbeiwert im Landeanflug $C_{L_{Landung}}$.

Man erkennt die signifikante Abhängigkeit der maximalen Abflugmasse, und des Treibstoffbedarfs von der Reichweite für Konfigurationen beider Antriebsarten, wobei die Trends identisch sind. Erwartungsgemäß sinken die Werte mit abnehmender Auslegungsstrecke. Die Startstrecke und die Anfluggeschwindigkeit weisen keine nennenswerten Abhängigkeiten bei beiden Antriebstypen auf. Die Steigflugdauer steigt bei turbo-elektrischen Konfigurationen geringfügig mit abnehmender Auslegungsreichweite. Allerdings erfüllen alle betrachteten Konfigurationen die gestellten Anforderungen weiterhin. Diese Ergebnisse zeigen demzufolge, dass die Reichweite kein treibender Parameter für das Leistungs-Gewichtsverhältnis der Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen ist.

Einfluss der Machzahl

Die Auslegungsmission für die Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen weist gegenüber der Regionalflugzeugmission eine höhere Reiseflugmachzahl auf. In diesem Kapitel werden Untersuchungen zu der Abhängigkeit des Leistungs- Gewichtsverhältnisses von der Auslegungsmachzahl vorgestellt.
Die Variation der Flugmachzahl erschwert einen direkten Vergleich der Konfigurationen untereinander, da bei konstanter Flächenbelastung und Reiseflughöhe die Auftriebsbeiwerte mit abnehmender Machzahl signifikant steigen müssten. Um sinnvolle Auftriebsbeiwerte im Bereich von ca. 0.5 bis 0.7 zu gewährleisten, muss entweder die Flächenbelastung mit sinkender Machzahl und einheitlicher Flughöhe reduziert oder bei konstanter Flächenbelastung die Flughöhe verringert werden.
Eine Verringerung der Flächenbelastung aufgrund der Reisefluganforderungen anstelle der Landeanforderungen macht die Verwendung von verteilten Antrieben mit dem Ziel, die Flügelfläche zu reduzieren, obsolet. Deshalb wird sie im Folgenden nicht näher be-

trachtet. Die Option, die Flughöhe an die Machzahl anzupassen, erscheint in diesem Zusammenhang sinnvoll und entspricht der für den Entwurf der Kurz- und Mittelstreckenreferenz in dieser Arbeit verwendeten Philosophie. Die Reduktion der Flughöhe mit sinkender Machzahl führt zu einer Erhöhung der Luftdichte, was den Widerstand sowie die verfügbare Triebwerksleistung beeinflusst. Die Kombinationen aus Flughöhe und Machzahl für die folgenden Studien sind in Tabelle 4.11 gezeigt.

Tabelle 4.11.: Kombinationen aus Machzahl und Flughöhe

Machzahl	[-]	0.65	0.6	0.55
Flughöhe	[km]	9.5	8.4	7.2

Zur Bewertung werden zweimotorige Turboprop-Konfigurationen sowie turbo-elektrische Konfigurationen mit sechs Propellern unter Verwendung von unterschiedlichen Leistungs-Gewichtsverhältnissen entworfen. Als Bewertungskriterien für die Leistungsfähigkeit der Konfigurationen dienen erneut die Steigflugdauer, die Startstrecke bei Triebwerksausfall und die Anfluggeschwindigkeit.
Die Vergleichbarkeit der Steigflugdauer wird durch die veränderte Reiseflughöhe erschwert, da zum einen die vertikale Strecke verkürzt wird und zum anderen die verfügbare Leistung der Triebwerke in niedriger Höhe deutlich höher ist. Zur Auswertung werden deshalb Flugtrajektorien über der Flugstrecke und der Flugzeit verwendet. Die Trajektorien für Mach 0.6 sind in Abbildung 4.68 für Turboprops und in Abbildung 4.69 für turboelektrische Konfigurationen gezeigt. Entsprechende Ergebnisse für Mach 0.55 sind in Abbildung 4.70 und Abbildung 4.71 zu finden.

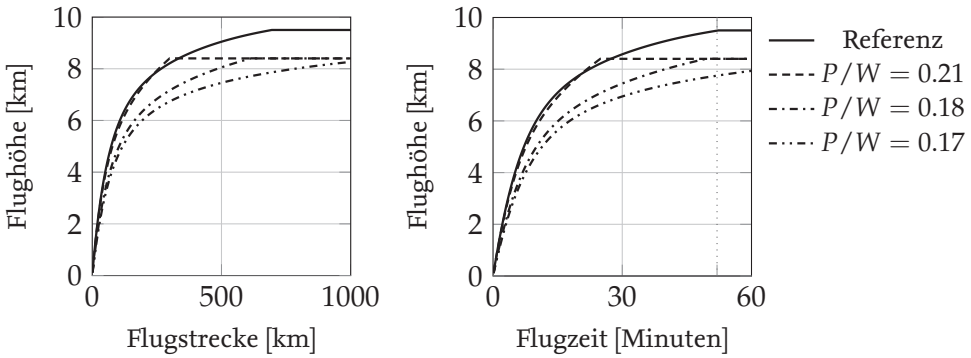

Abbildung 4.68.: Flugtrajektorien über der Flugstrecke (links) und über der Zeit (rechts) für verschiedene Leistung-Gewichtsverhältnisse von zweimotorigen Turboprop-Konfigurationen bei einer Auslegungsmachzahl von 0.6 im Vergleich zu der Trajektorie der Referenz.

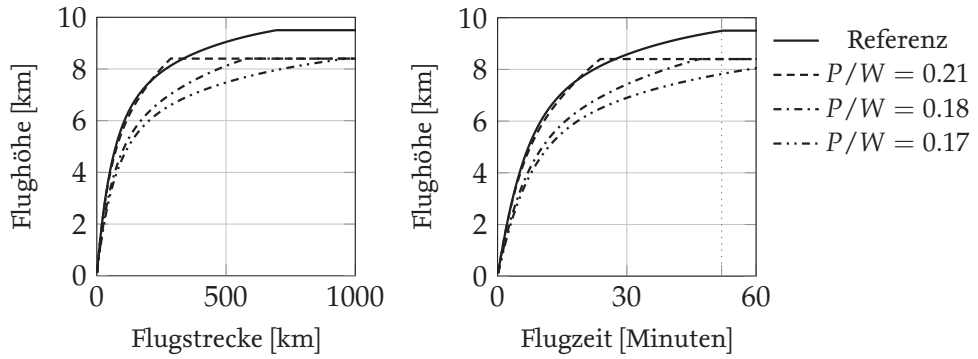

Abbildung 4.69.: Flugtrajektorien über der Flugstrecke (links) und über der Zeit (rechts) für verschiedene Leistung-Gewichtsverhältnisse von sechmotorigen turbo-elektrischen Konfigurationen bei einer Auslegungsmachzahl von 0.6 im Vergleich zu der Trajektorie der Referenz.

Fordert man einen mit der für Mach 0.65 ausgelegten Referenz aus Kapitel 4.3.2 vergleichbaren Steiggradienten, wird für beide Auslegungsmachzahlen und beide Antriebstypen weiterhin ein Leistungs- Gewichtsverhältnis von mindestens 0.21 kW/kg benötigt. Dies ist anhand der Steigflugtrajektorien über der Flugstrecke ersichtlich. Wird die Steigflugdauer als Anforderung herangezogen, kann das Leistungs- Gewichtsverhältnis für beide Machzahlen deutlich gesenkt werden. Für Mach 0.6 wäre ein P/W von 0.18 kW/kg und für Mach 0.55 ein P/W zwischen 0.15 kW/kg und 0.16 kW/kg ausreichend. Dies trifft ebenfalls für beide Antriebsarten zu. Die Anforderungen an die Startstrecke und die Landegeschwindigkeit werden durch Konfigurationen, welche die beiden Steigleistungsanforderungen erfüllen, eingehalten.

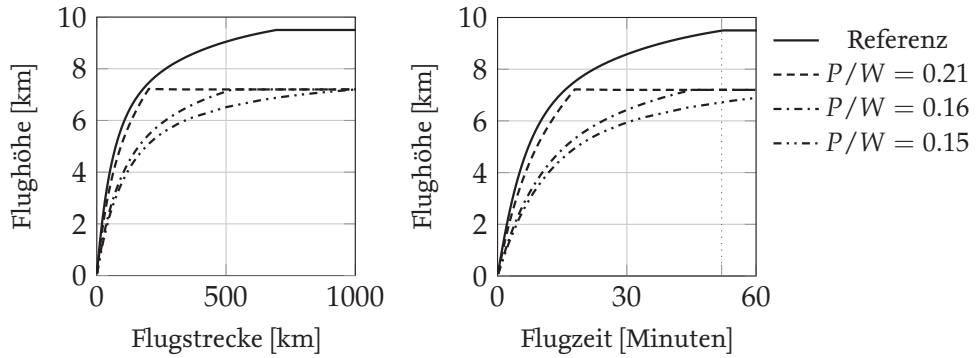

Abbildung 4.70.: Flugtrajektorien über der Flugstrecke (links) und über der Zeit (rechts) für verschiedene Leistung-Gewichtsverhältnisse von zweimotorigen Turboprop-Konfigurationen bei einer Auslegungsmachzahl von 0.55 im Vergleich zu der Trajektorie der Referenz.

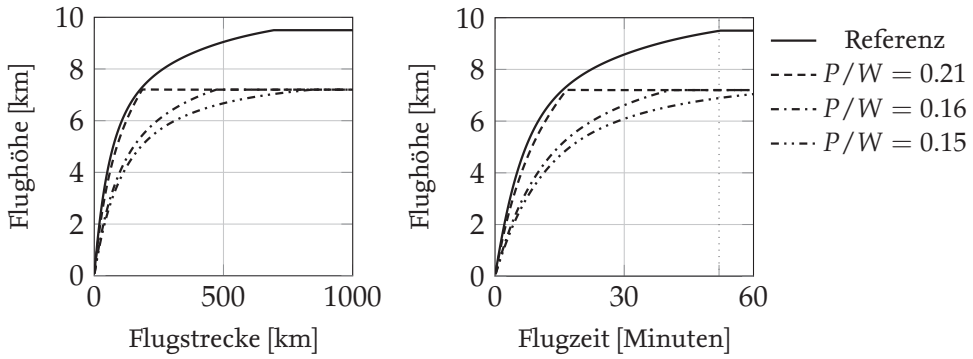

Abbildung 4.71.: Flugtrajektorien über der Flugstrecke (links) und über der Zeit (rechts) für verschiedene Leistung-Gewichtsverhältnisse von sechsmotorigen turbo-elektrischen Konfigurationen bei einer Auslegungsmachzahl von 0.55 im Vergleich zu der Trajektorie der Referenz.

Diese Ergebnisse zeigen, dass die Auslegungsmachzahl in Kombination mit den Anforderungen an die Steigleistung maßgeblich für das Leistungs- Gewichtsverhältnis sein kann. Die Trends sind für die Turboprops und die turbo-elektrischen Konfigurationen identisch.

Einfluss der Passagierzahl und der Nutzlast

Zur Bewertung des Einflusses der Passagierzahl in Kombination mit der Nutzlast auf das erforderliche Leistungs- Gewichtsverhältnis werden die Szenarien in Tabelle 4.12 herangezogen. Da die Passagierzahl angepasst wird, weisen die Konfigurationen unterschiedliche Rumpflängen auf. Die Spannweite wird in einem ersten Schritt konstant gehalten, um vergleichbare Propellerdurchsatzflächen bei Verwendung von verteilten Antrieben zu gewährleisten. Als Flächenbelastungen werden 550 kg/m^2 für die Turboprops und 590 kg/m^2 für sechsmotorige turbo-elektrische Konfigurationen auf Basis der Ergebnisse der vorausgegangenen Studien verwendet. Als Bewertungskriterien dienen auch hier die Steigflugdauer, die Startstrecke bei Triebwerksausfall und die Anfluggeschwindigkeit.

Tabelle 4.12.: Missionsszenarien für die Evaluierung der Einflüsse der Nutzlast und der Passagierzahl sowie die resultierende Rumpflänge

Szenario		120%	110%	100%	90%	80%
Passagierzahl	[-]	180	165	150	135	120
Nutzlast	[t]	17.1	15.7	14.3	12.8	11.4
Rumpflänge	[m]	44.6	41.9	39.0	36.3	33.5

Die Ergebnisse für Turboprop-Konfigurationen in Abbildung 4.72 zeigen, dass mit zunehmender Passagierzahl bzw. Nutzlast das erforderliche Leistungs- Gewichtsverhältnis steigt. Die treibende Anforderung ist in diesem Fall die Steigflugdauer. Diese hängt signifikant von der Gleitzahl und dem Propellerwirkungsgrad ab. Aufgrund der Rumpfvergrößerung sinkt L/D bzw. steigt im Falle einer Rumpfverkleinerung. Aufgrund identischer Propellerdurchmesser zwischen den Konfigurationen bei unterschiedlichen Leistungsanforderungen variiert die Propellerbelastung mit der Nutzlast bzw. der Abflugmasse. Hierdurch sinkt der Propellerwirkungsgrad bei schweren Konfigurationen, was durch eine weitere Steigerung des Leistungs- Gewichtsverhältnisse kompensiert werden muss. Bei leichteren Konfigurationen ist der Sachverhalt entgegengesetzt.

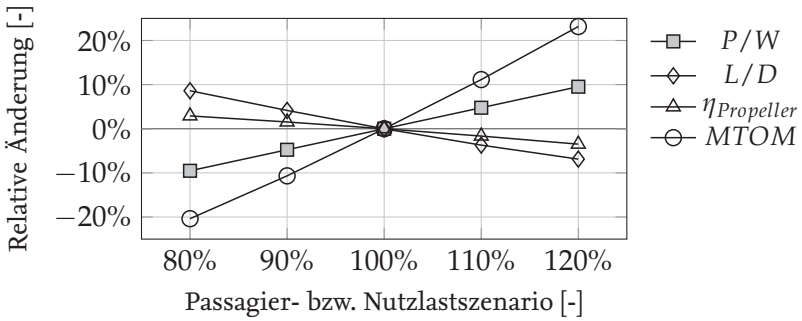

Abbildung 4.72.: Vergleich der Turboprop-Konfigurationen mit unterschiedlichen Passagierzahlen und Nutzlastszenarien: Auswertung der Flugzeugparameter Leistungs-Gewichtsverhältnis (P/W), Gleitzahl (L/D), Auslegungspropellerwirkungsgrad ($\eta_{Propeller}$), maximale Abflugmasse ($MTOM$)

Die Auswertung der turbo-elektrischen Konfigurationen ist in Abbildung 4.73 dargestellt. Als Bezugsniveaus dient die turbo-elektrischen Konfiguration mit 150 Passagieren. Man erkennt im Wesentlichen zu den Turboporps vergleichbare Trends hinsichtlich des erforderlichen Leistungs- Gewichtsverhältnisses, der maximalen Abflugmasse und der Gleitzahl. Die Änderung des Propellerwirkungsgrads mit der Passagierzahl ist deutlich geringer, da die Propeller aller sechsmotorigen Konfigurationen aufgrund der großen Fläche und der geringen Belastung bereits sehr hohe Wirkungsgrade aufweisen.
Daraus lässt sich schlussfolgern, dass die Anforderung an die Passagierzahl und damit indirekt an die Rumpflänge einen Einfluss auf das Leistungs- Gewichtsverhältnis, primär getrieben durch die Steigflugdauer, hat. Dies trifft unter den Randbedingungen einer konstanten Spannweite und eines konstanten maximalen Propellerdurchmessers zu. Für größere Konfigurationen sind diese Annahmen sinnvoll, weil die Spannweitenbegrenzung am Flughafen eine externe Anforderung darstellt und der maximale Propellerdurchmesser wegen der Bodenfreiheit und anhand von historischen Daten für die gewählte Leistungsklasse als plausibel erscheint. Damit ist ein Wachstum des Leistungs-

Gewichtsverhältnisses aufgrund sinkender Flügelstreckung und einer steigenden Propellerbelastung nachvollziehbar.

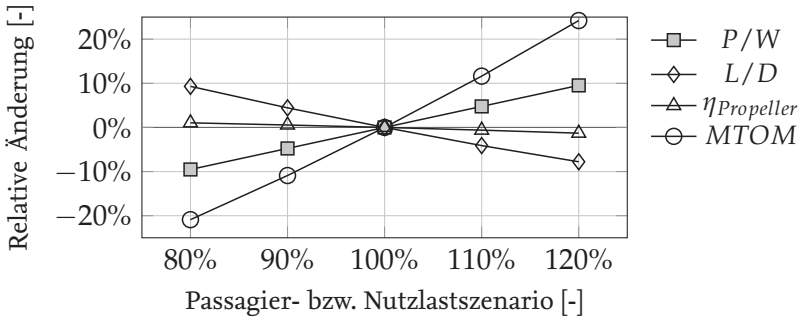

Abbildung 4.73.: Vergleich der Turboprop-Konfigurationen mit unterschiedlichen Passagierzahlen und Nutzlastszenarien: Auswertung der Flugzeugparameter Leistungs-Gewichtsverhältnis (P/W), Gleitzahl (L/D), Auslegungspropellerwirkungsgrad ($\eta_{Propeller}$), maximale Abflugmasse ($MTOM$)

Bei kleineren Konfigurationen können die gewählten Randbedingungen hinterfragt werden. Die Flügelstreckung erreicht aufgrund der vorgeschriebenen Spannweite Werte von bis zu 16.5, was sich vorteilhaft auf die Gleitzahl auswirkt, aus der Perspektive der Aeroelastik jedoch mindestens als herausfordernd zu bezeichnen wäre. Bezüglich des Propellerdurchmessers besteht hinsichtlich der Bodenfreiheit kein Bedarf, Änderungen vorzunehmen, da die Rumpfdurchmesser der betrachteten Konfigurationen identisch sind. Allerdings ist fraglich, ob bei Triebwerken mit einer geringeren Leistung der Durchmesser eines Propellers für deutlich stärkere Antriebe aus Komplexitäts- und Kostengründen beibehalten werden würde.
Um die Aussagekraft der obigen Studie zu erweitern, wird deshalb der Entwurf von Konfigurationen für 120 Passagiere für beide Antriebsstränge mit reduzierten Spannweiten und Propellerdurchmessern wiederholt. Zunächst wird für die Turboprop-Konfiguration die Spannweite so gewählt, dass eine ähnliche Streckung wie bei der Konfiguration mit 150 Sitzen von etwa 13 erreicht wird. Der Propellerdurchmesser wird für eine vergleichbare Propellerbelastung im Standfall auf Meereshöhe von etwa 260 kW/m^2 angepasst. Die resultierende Spannweite und der maximale Propellerdurchmesser in Tabelle 4.13 werden anschließend als alternative Randbedingungen für den Entwurf der turbo-elektrischen Konfiguration eingesetzt.

Tabelle 4.13.: Alternative Randbedingungen für die Studie zur Passagieranzahl

Spannweite	$[m]$	32.2
Maximaler Propellerdurchmesser	$[m]$	4.7

Die Ergebnisse der Studie in Form von relativen Abweichungen der Steigflugdauer, welche als der treibende Parameter zur Dimensionierung der Triebwerke identifiziert worden ist, sind in Abbildung 4.74 zusammengefasst. Um die erforderlichen Leistungs- Gewichtsverhältnisse zu ermitteln, werden die Werte von 0.20 kW/kg und 0.21 kW/kg für beide Antriebsarten betrachtet. Als Bezugskonfigurationen dienen die Turboprop-Referenz und die effizienteste turbo-elektrische Konfiguration mit jeweils 150 Sitzen.

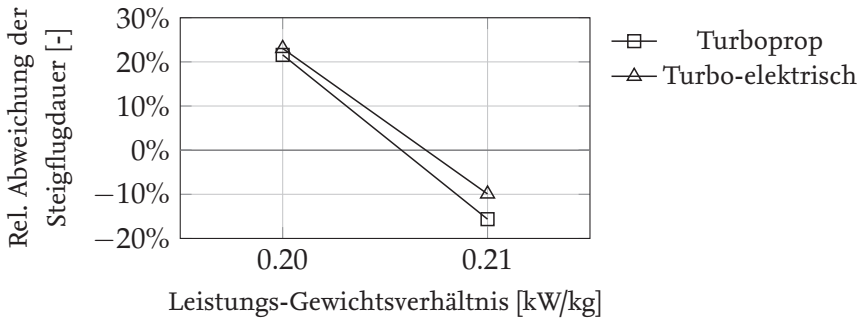

Abbildung 4.74.: Relative Abweichungen der Steigflugdauer der turbo-elektrischen und Turboprop-Konfigurationen mit 120 Sitzen bei unterschiedlichen Leistungs-Gewichtsverhältnissen von den Bezugskonfigurationen mit 150 Sitzen.

Man erkennt, dass Konfigurationen mit einem Leistungs- Gewichtsverhältnis von 0.21 kW/kg die Steigflugdauer der Konfigurationen mit 150 Sitzen geringfügig unterbieten und bei 0.20 kW/kg überschreiten, was auf beide Antriebsarten zutrifft. Daraus lässt sich schlussfolgern, dass bei einer Verringerung der Passagierzahl und unter der Annahme einer konstanten Flügelstreckung sowie einer konstanten Propellerbelastung das erforderliche Leistungs- Gewichtsverhältnis auf einem mit größeren Konfigurationen vergleichbaren Niveau verbleibt. Da speziell im Rahmen dieser Arbeit eine Schrittweite für die Leistungs-Gewichtsverhältnisse von 0.01 kW/kg gewählt wurde, ist eine Leistungsreduktion gegenüber den Referenzen mit 150 Sitzen nicht umsetzbar.
Abschließend lässt sich festhalten, dass der Einfluss der Passagierzahl auf den Leistungsbedarf der Konfigurationen stark von den Randbedingungen abhängig ist. Greifen externe Randbedingungen, welche die Spannweite und den Propellerdurchmesser limitieren, was hauptsächlich bei einer Vergrößerung der Passagierzahl zutreffen würde, ist mit einer Erhöhung des Leistungs- Gewichtsverhältnisses zu rechnen. Bei einer Verringerung der Passagierzahl können solche externen Randbedingungen größere Streckungen und geringere Propellerbelastungen erlauben, sofern technisch sinnvoll umsetzbar. Dies würde zu einem reduzierten Leistungs- Gewichtsverhältnis führen. Werden jedoch die Spannweite und die Propellerdurchmesser bei einer Verringerung der Passagierzahl ebenfalls proportional verkleinert, ist keine nennenswerte Änderung des Leistungs- Gewichtsverhältnisses zu erwarten.

4.3.6. Einfluss der Gondeldimensionierung

Ein weiterer Grund für den erhöhten Leistungsbedarf der Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen aus Kapitel 4.3.4 liegt in dem konservativen Modell zur Gondeldimensionierung (Kapitel 4.1.3, Abbildung 4.5) gegenüber dem optimistischen Modell (Kapitel 4.1.3, Abbildung 4.6), welches für Regionalflugzeuge aus Kapitel 4.2 verwendet worden ist. Das konservative Modell führt zu einem deutlichen Anstieg des Widerstands mit der wachsenden Gondelanzahl, wie auch in Kapitel A.1 an einem generischen Beispiel verdeutlicht.
Um den Einfluss der Gondeldimensionierung auf Gesamtflugzeugebene zu evaluieren, wird eine gegenüber Kapitel 4.3.4 verkleinerte multidimensionale Entwurfsstudie durchgeführt. Dabei werden die effizientesten Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen für die jeweilige Propelleranzahl unter Einsatz des optimistischen Gondelmodells entworfen und analysiert.
In Abbildung 4.75 sind zunächst zur Erläuterung die Trends des Treibstoffbedarfs von Konfigurationen mit einer konstanten Flächenbelastung von 550 kg/m^2 und einem konstanten Leistungs- Gewichtsverhältnis von 0.22 kW/kg für beide Gondelmodelle dargestellt. Man erkennt, dass bei Verwendung des optimistischen Gondelmodells deutlich höhere Einsparungen des Treibstoffs von etwa 7% statt von 4% erzielt werden. Beide Optima liegen bei derselben Propelleranzahl von sechs. Weiterhin ist erkennbar, dass das nach [36] kalibrierte optimistische Modell zu deutlich geringeren Nachteilen hinsichtlich des Treibstoffbedarfs bei der Verwendung von mehr als 6 Propellern führt als das konservative Modell mit einer konstanten volumetrischen Leistungsdichte.

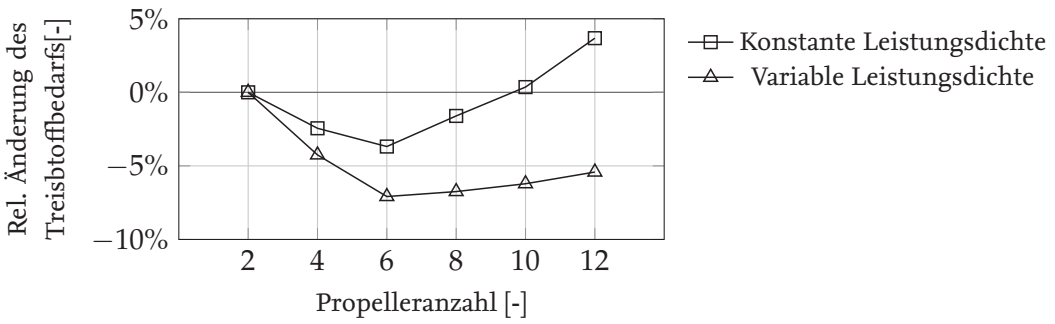

Abbildung 4.75.: Relative Änderung des Treibstoffbedarfs der Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen mit einer Flächenbelastung von 550 kg/m^2 und einem Leistungs- Gewichtsverhältnis von 0.22 kW/kg unter Einsatz von unterschiedlichen Ansätzen zur Gondelmodellierung bezogen auf die turbo-elektrische Baseline.

In Abbildung 4.76 sind die effizientesten Konfigurationen für die jeweilige Propellerzahl hinsichtlich des Treibstoffbedarfs für beide Gondelmodelle im Vergleich zu der turboelektrischen Baseline dargestellt. Die Verwendung des optimistischen Gondelmodells führt zu einem deutlich größeren Treibstoffeinsparpotential von bis zu 13% gegenüber den ursprünglichen 7%. In beiden Fällen liegen die Optima bei 6 Propellern wobei das optimistische Modell deutlich geringere Nachteile bei einer weiteren Erhöhung der Propellerzahl zeigt. Vergleichbar mit Regionalflugzeugstudien, wenn auch weniger ausgeprägt, bildet sich bei Verwendung des optimistischen Gondelmodells und mehr als 6 Propellern ein Plateau mit relativ geringen Änderungen des Treibstoffbedarfs von ca. 2% in Abhängigkeit der Propelleranzahl aus.

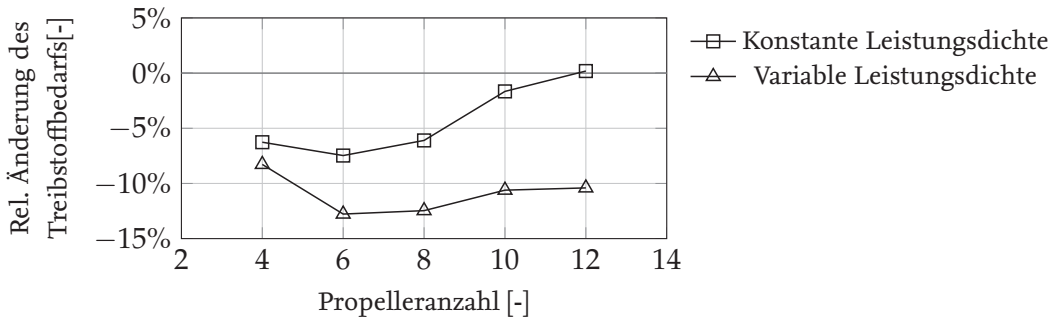

Abbildung 4.76.: Vergleich der vielversprechendsten Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen mit verteilten Antrieben unter Verwendung von unterschiedlichen Ansätzen zur Gondeldimensionierung.

In Abbildung 4.77 ist der Vergleich des relativen Gondelwiderstands bezogen auf den Gesamtwiderstand im Reiseflug für die beiden Ansätze der Gondelmodellierung gezeigt. Während das konservative Modell mit einer konstanten volumetrischen Leistungsdichte zu einem signifikanten Anstieg des Gondelwiderstands von 9% mit zunehmender Anzahl an Gondeln auf bis zu 16% führt, zeigt das optimistische Modell mit einer variablen volumetrischen Leistungsdichte, wie bereits bei Regionalflugzeugen, keine nennenswerte Abhängigkeit des Widerstands von der Propelleranzahl.
In Abbildung 4.78 ist der Vergleich der für die jeweilige Propelleranzahl besten turboelektrischen Konfigurationen mit der Turboprop-Referenz unter der Berücksichtigung von unterschiedlichen Gondelmodellen gezogen. Die sechsmotorige turbo-elektrische Konfiguration erreicht mit der optimistischen Gondelmodellierung den Treibstoffbedarf der Referenz, was einen deutlichen Vorteil gegenüber dem Modell mit der konstanten volumetrischen Leistungsdichte darstellt. Der Bereich, der von den beiden Gondelmodellen aufgespannt wird, wird bei der Diskussion der Ergebnisse im Folgekapitel als die potentielle Unsicherheit in der Modellierung betrachtet und durch Fehlerbalken gekennzeichnet.

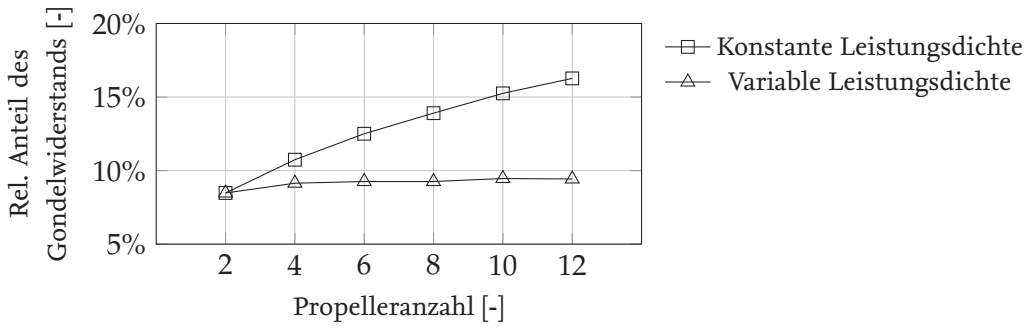

Abbildung 4.77.: Anteil des Gondelwiderstands bezogen auf den Gesamtwiderstand der vielversprechendsten Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen für die jeweilige Propelleranzahl bei Verwendung von unterschiedlichen Modellen zur Gondeldimensionierung.

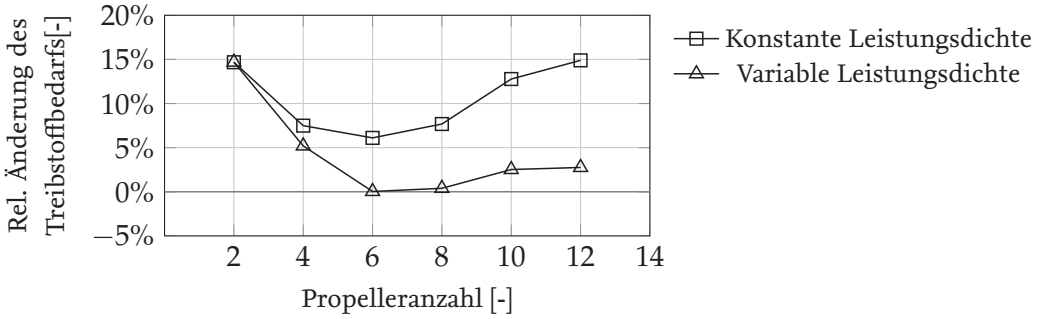

Abbildung 4.78.: Vergleich der vielversprechendsten Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen der erweiterten Studie für die jeweilige Propelleranzahl mit der Turboprop-Referenz unter Verwendung von unterschiedlichen Ansätzen zur Gondeldimensionierung.

5. Diskussion der Ergebnisse

In diesem Kapitel werden die Ergebnisse der durchgeführten Studien für Regional- sowie Kurz- und Mittelstreckenflugzeuge gemeinsam diskutiert und zueinander in Beziehung gesetzt. Bei Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen umfassen die Ergebnisse unterschiedliche Ansätze zur Dimensionierung von Triebwerksgondeln, wobei als Basis die Daten des konservativen Gondelmodells mit einer konstanten volumetrischen Leistungsdichte dienen. Durch Fehlerbalken werden die Ergebnisse für den optimistischen Ansatz mit einer variablen volumetrischen Leistungsdichte, wie bei Regionalflugzeugen verwendet, dargestellt. Beide Modelle werden als potentielle Bereichsgrenzen angesehen. Ausgehend von den Ergebnissen werden Schlussfolgerungen für den Entwurf von Konfigurationen mit verteilten Propellern entlang der Flügelvorderkante abgeleitet. Abschließend werden die im Rahmen dieser Arbeit nicht quantifizierten Effekte von verteilten Antrieben diskutiert.

5.1. Ergebnisse der Vorentwurfsstudien

Um verteilte Antriebe zu ermöglichen, werden in dieser Arbeit turbo-elektrische Antriebsarchitekturen eingesetzt. Die Integration eines solchen Antriebsstrangs ist zunächst mit deutlichen Nachteilen hinsichtlich Masse und Effizienz verbunden. Die Wandlungsverluste der elektrischen Komponenten belaufen sich bei den vergleichsweise optimistischen Technologieannahmen auf ca. 4% gegenüber einem reinen Turboprop. Für weitere Betrachtungen werden die gemäß der vorliegenden Arbeit effizientesten turbo-elektrischen Konfigurationen für die jeweilige Propelleranzahl herangezogen.
Der relative Massenanteil des Antriebsstrangs bezogen auf die maximale Abflugmasse über der Anzahl der elektrischen Antriebseinheiten für die turbo-elektrischen Konfigurationen und die Turboprop-Referenzen ist in Abbildung 5.1 dargestellt. Die Massenanteile der Antriebe der Turboprop-Referenzkonfigurationen sind bei 0 elektrischen Antriebseinheiten eingetragen. Zu erkennen ist eine signifikante Steigerung des Massenanteils durch die Verwendung von elektrischen Antriebseinheiten von 8% bzw. 9% auf über 12% bis 14%. Auch ist zu beobachten, dass die Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen einen höheren Massenanteil aufweisen als die Regionalflugzeugkonfigurationen. Der primäre Grund dafür ist die gesteigerte Anforderung an die Reiseflugmachzahl, welche eine größere Flughöhe erfordert, um bei den verwendeten Flächenbelastungen sinnvolle

operationelle Auftriebsbeiwerte zu ermöglichen. Mit zunehmender Reiseflughöhe sinkt die Triebwerksleistung aufgrund der Dichteänderung stärker als bei Regionalflugzeugkonfigurationen, was durch ein höheres Leistungs- Gewichtsverhältnis auf Meereshöhe kompensiert wird. Die Unsicherheiten bezüglich der relativen Antriebsmassen in Verbindung mit dem Modell zur Gondeldimensionierung sind im Bereich von 1% und damit vernachlässigbar gering.

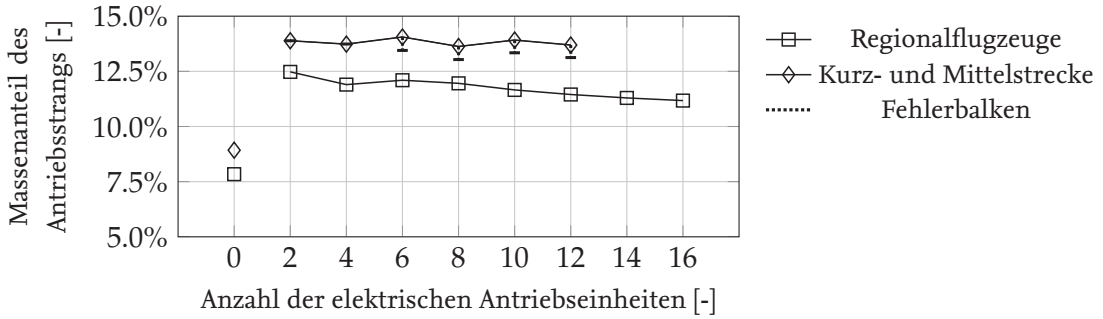

Abbildung 5.1.: Massenanteil des Antriebsstrangs bezogen auf die maximale Abflugmasse für die Regional- sowie die Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen. Der Wert bei 0 elektrischen Antriebseinheiten repräsentiert die jeweiligen Turboprop-Konfigurationen.

Der relative Massenanstieg des Antriebsstrangs durch die Elektrifizierung liegt je nach Zahl von Antriebseinheiten und der Flugzeugkategorie im Bereich zwischen 45% und 75% bezogen auf die Turboprop-Referenzen für die zugehörige Auslegungsmission wie in Abbildung 5.2 dargestellt.

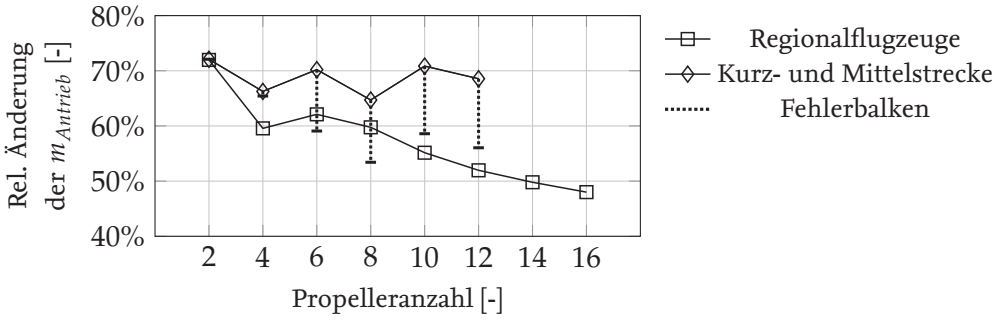

Abbildung 5.2.: Relative Änderung der Antriebssystemmasse $m_{Antrieb}$ in Abhängigkeit der Propelleranzahl bezogen auf die jeweilige Turboprop-Referenzkonfiguration.

Man erkennt deutliche Unterschiede in den Verläufen der Antriebsmasse in Abhängigkeit der Propellerzahl für die verschiedenen Flugzeugklassen, wobei die Modelle zur Gondeldimensionierung einen maßgeblichen Einfluss darauf haben. Wird ein einheitlicher Ansatz mit variabler volumetrischer Leistungsdichte eingesetzt, man beachte in diesem Zusammenhang die Fehlerbalken der Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen, weisen die Trends der beiden Flugzeugkategorien größere Ähnlichkeiten auf. Die Sprünge in den Verläufen ergeben sich durch die diskrete Wahl der Flächenbelastungen und der Leistungs- Gewichtsverhältnisse im Rahmen der Studien. Feinere Schrittweiten würden zu glatteren Verläufen führen, die benötigte Rechenzeit jedoch für diese Arbeit unzulässig erhöhen.
In Abbildung 5.3 sind die Verläufe der maximalen Abflugmasse bezogen auf die Turboprop-Referenzen über den Propellerzahlen für die beiden Flugzeugklassen aufgetragen. Sowohl für Regionalflugzeuge als auch für Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen steigt die Masse bei Verwendung von zwei Propellern um 8% bzw. 11% an. Aufgrund der Steigerung der Propellerzahl lässt sich der Massennachteil durch eine Erhöhung der Flächenbelastung und eine Verringerung der Leistungs- Gewichtsverhältnisse reduzieren. Bei Regionalflugzeugen setzt sich der Trend bis zu der maximalen betrachteten Propellerzahl von 16 fort. Bei Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen ist eine Reduktion bis 8 Propeller sowohl mit konservativer als auch mit optimistischer Gondeldimensionierung zu erkennen, wobei der optimistische Ansatz zu deutlich größeren Vorteilen von bis zu 6% führt. Bei mehr Propellern steigen die Nachteile für die Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen bei beiden Gondelmodellen.

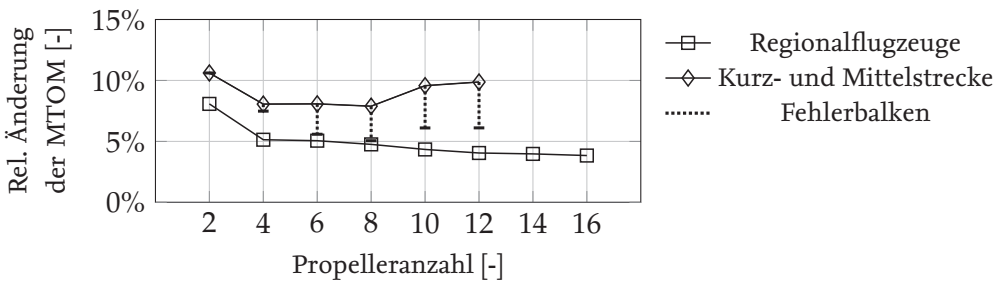

Abbildung 5.3.: Relative Änderung der maximalen Abflugmasse MTOM in Abhängigkeit der Propelleranzahl bezogen auf die jeweilige Turboprop-Referenzkonfiguration.

Durch die Verwendung von verteilten Antrieben bei dem gewählten Technologieszenario lassen sich vorteilhafte Effekte erzielen und Modifikation an der Konfiguration vornehmen, welche die erwähnten Nachteile des elektrifizierten Antriebsstrangs teilweise oder vollständig kompensieren. Im Folgenden werden die turbo-elektrischen Konfigurationen miteinander verglichen, um den Einfluss der Antriebsverteilung isoliert zu betrachten.
Die Ergebnisse der Studien in Abbildung 5.4 zeigen, dass durch eine Steigerung der Pro-

pelleranzahl eine deutliche Erhöhung des Propellerwirkungsgrad um ca. 7% bei Regionalflugzeugen und um ca. 8% bei Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen erzielt werden kann.

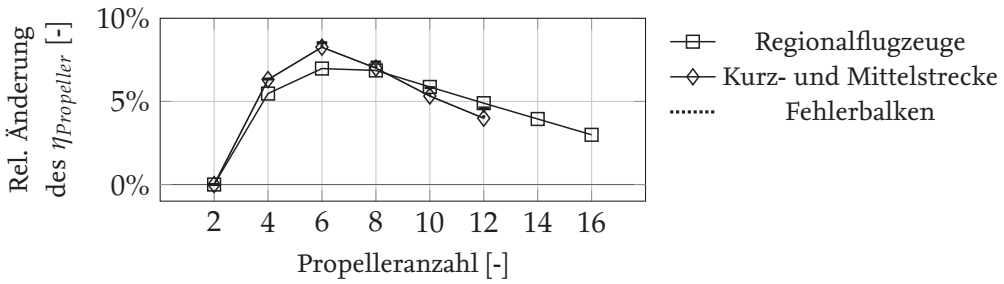

Abbildung 5.4.: Relative Änderung des Propellerwirkungsgrads $\eta_{Propeller}$ in Abhängigkeit der Propelleranzahl bezogen auf die jeweilige zweimotorige Baseline-Konfiguration.

Die Optima befinden sich bei sechs bis acht Propellern abhängig von der Flugzeugklasse. Die gesamte Propellerfläche wird dabei verdreifacht. Der Platz für die Propeller ist geometrisch durch die Spannweite beschränkt, weshalb ab acht Antriebseinheiten die Propellerfläche sinkt. Die maximale Effizienzsteigerung fällt für Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen höher aus als für Regionalflugzeugkonfigurationen, da die Propeller der zweimotorigen Baseline-Konfiguration stärker belastet sind und so ein etwas größeres Optimierungspotential bieten. Der Einfluss des Gondelmodells auf den Propellerwirkungsgrad ist vernachlässigbar.

Im Rahmen dieser Arbeit wird angenommen, dass die Bestimmung des maximalen Auftriebsbeiwerts $C_{L_{max}}$ bzw. der minimalen Fluggeschwindigkeit V_{stall} für die betrachteten Konzepte unter Berücksichtigung der Propeller-Flügel-Interaktionseffekte in Zukunft zulassungskonform sein würde. Dies erlaubt eine Verringerung der Flügelfläche unter Einhaltung aller Leistungsanforderungen im Langsamflug. Als Ergebnis lässt sich die Flächenbelastung mit steigender Propelleranzahl um bis zu 17% erhöhen, wie in Abbildung 5.5 dargestellt.

Auffällig ist, dass die relative Änderung der Flächenbelastung mit der Propelleranzahl für beide Flugzeugklassen ähnlich verläuft. Dies wird jedoch nicht als allgemein gültig angesehen, sondern ist vermutlich den gewählten Spannweitenbegrenzungen in Kombination mit den maximalen Propellerdurchmessern geschuldet. Als die wesentliche Randbedingung für die Obergrenze der Flächenbelastung erweist sich wie erwartet die Anforderung an die Landegeschwindigkeit. Der Einfluss der Gondelmodellierung auf die maximale Flächenbelastung ist gering.

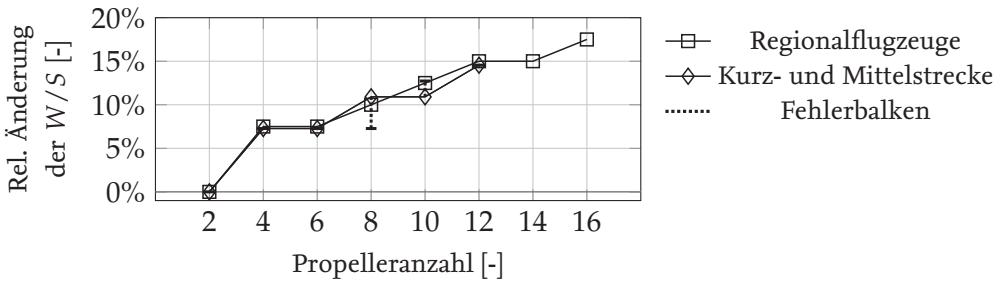

Abbildung 5.5.: Relative Änderung der Flächenbelastung W/S in Abhängigkeit der Propelleranzahl bezogen auf die jeweilige turbo-elektrische Baseline-Konfiguration.

Durch den höheren Propellerwirkungsgrad, die verringerten Flächen der Flügel, der Leitwerke sowie durch die Redundanz von verteilten Antrieben lässt sich der relative Leistungsbedarf von Konfigurationen mit mehr als zwei Propellern unter Einhaltung der Regularien reduzieren. Die durchgeführten Studien zeigen hier ein Potential von bis zu 10% für Regionalflugzeugkonzepte, bis zu 5% für Kurz- und Mittelstreckenflugzeuge mit der konservativen und bis zu 9% mit der optimistischen Gondelauslegung hinsichtlich des Leistungs- Gewichtsverhältnisses, wie in Abbildung 5.6 erkennbar. Als die wesentliche Randbedingung für die Untergrenze der Leistungsreduktion erweist sich die Steigflugdauer. Anhand der Ergebnisse von Kurz- und Mittelstreckenkonzepten ist der starke Einfluss der Gondeldimensionierung auf die resultierenden Konfigurationen zu erkennen.

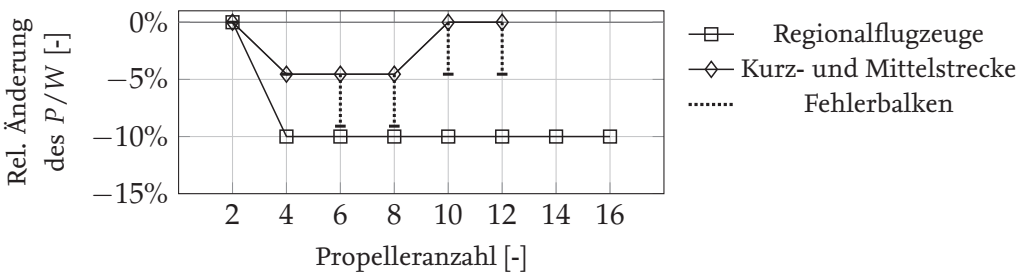

Abbildung 5.6.: Relative Änderung der Leistungs- Gewichtsverhältnisses P/W in Abhängigkeit der Propelleranzahl bezogen auf die jeweilige turbo-elektrische Baseline-Konfiguration.

In Abbildung 5.7 ist die Abhängigkeit der Gleitzahl von der Anzahl der Propeller dargestellt. Zu erkennen sind deutliche Unterschiede zwischen den beiden Flugzeugklassen und den Ansätzen zur Gondeldimensionierung der Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen. Bei Verwendung einer variablen volumetrischen Leistungsdichte bleibt der Widerstand der Gondeln von der Anzahl der Antriebseinheiten näherungsweise unabhän-

gig. Bei einer konstanten volumetrischen Leistungsdichte steigt dieser signifikant. Als Ergebnis weisen die Konfigurationen, welche unter Einsatz eines optimistischen Gondelmodells entworfen wurden, eine Verbesserung der Gleitzahl mit zunehmender Anzahl der Propeller auf. Bei Regionalflugzeugkonfigurationen liegt diese zwischen 3% und 6%. Bei Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen liegt diese bei 3% und weist ab 6 Propellern einen näherungsweise konstanten Wert auf. Jene Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen, die mit dem konservativen Gondelmodell entworfen sind, weisen eine Verschlechterung der Gleitzahl um bis zu 4% auf. Der Einfluss des Gondelwiderstands wird durch die Schneeballeffekte im Vorentwurf weiter verstärkt.

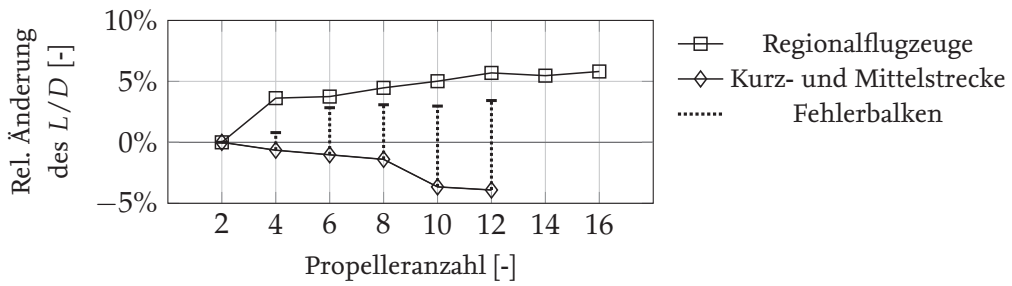

Abbildung 5.7.: Relative Änderung der Gleitzahl L/D in Abhängigkeit der Propelleranzahl bezogen auf die jeweilige turbo-elektrische Baseline-Konfiguration.

In Abbildung 5.8 ist der Treibstoffbedarf der effizientesten Konfigurationen für die jeweilige Propelleranzahl für beide Missionen dargestellt.

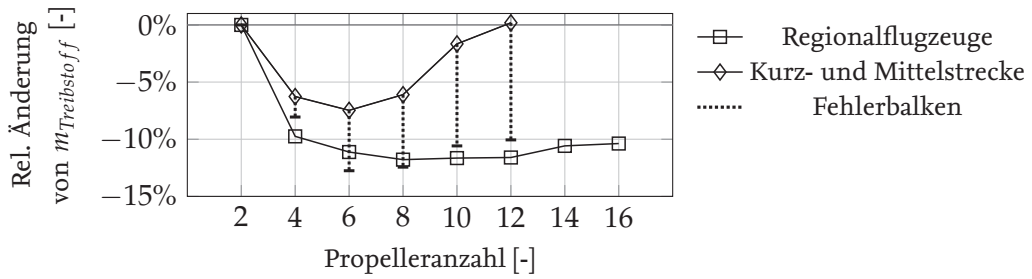

Abbildung 5.8.: Relative Änderung des Treibstoffbedarfs $m_{Treibstoff}$ in Abhängigkeit der Propelleranzahl bezogen auf die jeweilige turbo-elektrische Baseline-Konfiguration.

Bei Regionalflugzeugkonfigurationen zeigt sich bei geeigneter Wahl der Flächenbelastung zwischen acht und zwölf Propellern ein Plateau im Treibstoffbedarf. Dies ist bemerkenswert, denn ab acht Propellern verringert sich die Propellerdurchsatzfläche, was den Wir-

kungsgrad reduziert. Durch den niedrigeren Wirkungsgrad steigen jedoch die Übergeschwindigkeiten im Nachlauf, wodurch höhere Maximalauftriebsbeiwerte erreicht werden, die eine stetige Erhöhung der Flächenbelastung ermöglichen. Die höhere Flächenbelastung kompensiert zunächst den Nachteil des sinkenden Propellerwirkungsgrads durch die Verringerung der Flügel- und Leitwerksflächen. Ab vierzehn Propellern steigt bei Regionalflugzeugkonfigurationen der Treibstoffbedarf erneut an, da der Wirkungsgradverlust mit zunehmen kleineren Propellern letztlich dominiert. Unter Berücksichtigung der Unsicherheiten im Rahmen des Vorentwurfs kann man jedoch anmerken, dass der Treibstoffbedarf zwischen sechs und sechzehn Propellern näherungsweise unverändert bleibt.
Bei Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen hängen die Trends signifikant von der Gondelmodellierung ab. Bei dem konservativen Ansatz ist ebenfalls ein Bereich mit vergleichsweise geringen Schwankungen des Treibstoffbedarfs zwischen vier und acht Propellern erkennbar. Weiterhin führt die Zunahme des Gondelwiderstands mit steigender Propelleranzahl zu einer deutlichen Reduktion der Gleitzahl, weshalb der Treibstoffbedarf bereits bei Verwendung von mehr als acht Propellern merklich steigt. Bei dem optimistischen Ansatz zur Gondeldimensionierung werden Reduktionen des Treibstoffbedarfs in vergleichbarer Größenordnung zu Regionalflugzeugen erzielt. Das Optimum ist bei 6 Propellern erkennbar, wobei nur geringe Abweichungen von weniger als 1% zu 8 Propellern bestehen. Darüber hinaus steigt der Treibstoffbedarf langsam an.
Aus diesen Ergebnissen lässt sich schlussfolgern, dass verteilte Antriebe auch für Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen bei geeigneter Propelleranzahl deutliche Vorteile bieten können. Das Potential liegt im Bereich von 7% bis 13% in Abhängigkeit der Größe der Triebwerksgondeln. Im optimistischen Fall ist es ähnlich ausgeprägt wie bei Regionalflugzeugkonfigurationen. Die optimalen Propellerzahlen unterscheiden sich mit 6 bei der Kurz- und Mittelstrecke und 8 bei der regionalen Mission geringfügig.
Zieht man letztlich den Vergleich zwischen den Turboprop-Referenzen und den turboelektrischen Konzepten in Abbildung 5.9, lässt sich die wirtschaftliche Perspektive der Elektrifizierung des Antriebs darstellen.

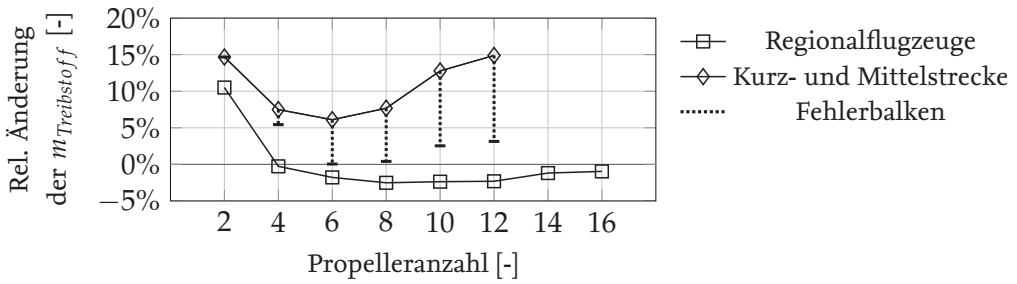

Abbildung 5.9.: Relative Änderung des Treibstoffbedarfs $m_{Treibstoff}$ in Abhängigkeit der Propelleranzahl bezogen auf die jeweilige Turboprop-Referenzkonfiguration.

Bei Regionalflugzeugkonfigurationen lassen sich unter den getroffenen Annahmen die Nachteile des turbo-elektrischen Antriebsstrangs kompensieren. Im besten Fall wird eine Reduktion des Treibstoffbedarfs um ca. 3% erzielt. Die Gründe dafür sind ein vergleichsweise geringer Leistungsbedarf und eine optimistische Dimensionierung der Triebwerksgondeln mit steigender Gondelanzahl. Diese Ergebnisse zeigen vergleichbare Trends, die auch im Projekt SynergIE [36] demonstriert wurden.
Bei Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen lassen sich durch den Einsatz von verteilten Propellern am Flügel keine Vorteile gegenüber der Turboprop-Referenz erzielen, die Nachteile der Elektrifizierung jedoch deutlich senken. Die Potentiale hängen stark von dem gewählten Ansatz zur Gondeldimensionierung ab. Im Gegensatz zu Regionalflugzeugen weisen Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen höhere Leistungsanforderungen auf, die zu einem stärkeren Massenanstieg des Antriebssystems durch die Elektrifizierung führen. Wird eine optimistische Gondelmodellierung verwendet, erreichen die Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen näherungsweise die Leistungs- Gewichtsverhältnisse der Regionalflugzeugkonfigurationen bei 6 und 8 Propellern. In diesem Bereich wird auch ein mit der Referenz vergleichbarer Treibstoffbedarf erreicht. Bei Verwendung eines konservativen Gondelmodells beträgt der minimale Nachteil 6% hinsichtlich der Treibstoffmasse.

5.2. Schlussfolgerungen für den Vorentwurf von Konfigurationen mit verteilten Propellern entlang der Flügelvorderkante

In diesem Kapitel sind jene Erkenntnisse aus den durchgeführten Arbeiten zusammengefasst, welche bei der Auslegung von Konfigurationen mit verteilten Propellerantrieben entlang der Flügelvorderkante zu vorteilhaften Ergebnissen geführt haben. Weiterhin werden potentiell nachteilige Effekte der Antriebsverteilung besprochen, welche den Entwurf maßgeblich beeinflussen.
Die vorliegende Arbeit bestätigt unter Verwendung eines integrierten Vorentwurfsprozesses mit physikalischer Erfassung der Propeller-Flügel-Interaktionseffekte im Wesentlichen die bereits bekannten Sachverhalte aus Quellen, die in den vorausgegangenen Kapiteln aufgeführt wurden. Als vorteilhafte Punkte sind eine geeignete Drehrichtung der Propeller, eine Erhöhung der Propellerdurchsatzfläche, eine Steigerung der Flächenbelastung, eine Verringerung der Leitwerksflächen und eine Reduktion des Leistungs- Gewichtsverhältnisses zu nennen. Diese Maßnahmen sind sowohl bei Regional- als auch Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen wirksam. Nachteilig sind die Elektrifizierung des Antriebsstrangs, die hohen Schubanforderungen im Landeanflug sowie ggf. ein Widerstandsanstieg durch zusätzliche Triebwerksgondeln. Im Folgenden sollen diese Aspekte genauer betrachtet werden.

Um den induzierten Widerstand zu reduzieren, sollte die Drehrichtung der Propeller dem Randwirbel entgegen gewählt werden, wie bereits in [104] gezeigt. Dies ist von der Zahl der Propeller unabhängig. Je weiter außen am Flügel die Propeller positioniert werden, je höher der Leistungseintrag ist und je kleiner die Streckung der Tragfläche ist, umso größer ist deren Einfluss.

Eine Erhöhung der Propellerdurchsatzfläche durch eine geeignete Zahl an Propellern unter Berücksichtigung der Randbedingungen wie der Spannweitenbegrenzung wirkt sich im Allgemeinen positiv auf die Effizienz der Konfiguration aus, wie auch in [33] gezeigt, und sollte deshalb angestrebt werden. Zwar wird dabei ein Massenzuwachs des Antriebssystems aufgrund größerer Propeller beobachtet, jedoch wird dieser Nachteil durch die gesteigerte Vortriebseffizienz überkompensiert. Die optimale Zahl der Propeller ist von Konfigurationsmerkmalen wie der verfügbaren Spannweite und von dem maximal zulässigen Propellerdurchmesser abhängig. Für die betrachteten Konfigurationen lagen die optimalen Propellerzahlen bei 8 für Regionalflugzeuge und bei 6 für die Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen.

Entlang der Spannweite verteilte Propeller ermöglichen eine Erhöhung des Maximalauftriebs durch die Interaktion der Propellernachläufe mit der Tragfläche, wie in [95] demonstriert. Nach aktuellem Stand ist es nicht klar, ob der auf diese Weise erreichbare maximale Auftriebsbeiwert für den Landeanflug in Zukunft zulassungskonform sein wird. Da dies jedoch einen maßgeblichen Vorteil von verteilten Antrieben darstellt, wird für die folgende Argumentation davon ausgegangen. Durch die Erhöhung des Maximalauftriebs kann die Flügelfläche für gegebene Start- und Landeanforderungen verkleinert werden, wie bereits in [36] umgesetzt. Hierdurch wird eine deutliche Reduktion des Nullwiderstands erreicht, welche weitere positive Schneeballeffekte nach sich zieht. Durch die Erhöhung der Tragflächenstreckung ist jedoch nicht zwangsläufig eine Massenreduktion der Tragfläche zu erwarten, da deren absolute Profildicke verringert wird.

Aufgrund der Flexibilität des elektrischen Antriebsstrangs lassen sich unsymmetrische Flugzustände bei Triebwerksausfall durch eine gezielte Schubumverteilung vermeiden. Wie bereits in [36] beschrieben, erlaubt dieser Umstand eine deutliche Verkleinerung der Seitenleitwerksfläche, was Vorteile für die Masse und die Aerodynamik mit sich bringt.

Durch einen höheren Propellerwirkungsgrad, einen verringerten Konfigurationswiderstand und die Redundanz der Antriebseinheiten sinkt der Leistungsbedarf von Konfigurationen mit verteilten Antrieben, was bereits in [36] gezielt genutzt worden ist. Die Reduktion des Leistungs- Gewichtsverhältnisses führt zu einer deutlichen Einsparung der Masse des Antriebssystems, was durch Schneeballeffekte positiv verstärkt wird. Als eine maßgebliche Randbedingung für die minimale Leistung ließ sich bei den hier durchgeführten Studien die Steigflugdauer identifizieren.

Bei Verwendung von verteilten Antrieben sind weiterhin diverse Herausforderungen zu berücksichtigen. Ein turbo-elektrischer Antriebsstrang führt aufgrund von zusätzlichen Antriebskomponenten wie Generatoren und Leistungselektronik zu einer Massenerhöhung und aufgrund von Energieumwandlungsprozessen zu teilweise beträchtlichen Wir-

kungsgradverlusten [96]. Bei dem in dieser Arbeit gewählten, vergleichsweise optimistischen Technologieszenario hat sich gezeigt, dass die Kompensation der mit dem turboelektrischen Antriebsstrang verbundenen Nachteile durch die Vorteile der Antriebsverteilung sowohl für Regional, wie Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen möglich ist. Prinzipiell hängt das Potential jedoch signifikant vom technologischen Fortschritt bei elektrischen Komponenten ab.
Ein nachteiliger Effekt der Forderung nach aktiver Anströmung der Tragfläche ist der hohe resultierende Schub, welcher im Landeanflug zu kompensiert ist. Dies kann durch den Einsatz eines widerstandsstärkeren Hochauftriebssystems oder durch zusätzliche Bremsklappen erfolgen. Alternativ ist eine Umverteilung des Schubs zwischen den Antriebseinheiten zu prüfen, wie teilweise in [36] besprochen.
Der wachsende Widerstand der Triebwerksgondeln kann die vorteilhafte Zahl der Antriebseinheiten beschränken. Dieser Effekt hängt von der Dimensionierung der Triebwerksgondeln, also dem tatsächlichen Platzbedarf der Elektromotoren ab. Ausgehend von den Ergebnissen der vorliegenden Arbeit kann der Einfluss der Gondeln auf die Leistungsfähigkeit der Konfiguration signifikant sein.

5.3. Wesentliche nicht quantifizierte Aspekte

Neben der Effizienz, auf welche die vorliegende Arbeit fokussiert ist, können vielfältige weitere Kriterien zur Bewertung einer Konfiguration herangezogen werden. Die Lärmemissionen sind unter anderem für den Landeanflug mit aktiver Anströmung von Interesse [23]. Nach [71] limitieren moderne Lärmobergrenzen den erlaubten Widerstand im Landeanflug bereits heute. Durch die Annahme, den Landeanflug mit 50% der Triebwerksleistung durchzuführen und Bremsklappen zu verwenden, um den Schubüberschuss zu kompensieren, erscheint eine hohe Lärmbelästigung wahrscheinlich. Von Vorteil kann in diesem Zusammenhang eine größere Propellerfläche und damit eine niedrigere Propellerbelastung sein, wie sie bei den vielversprechendsten Konfigurationen dieser Arbeit vorliegt. Weiterhin entstehen durch eine Vielzahl von Propellern Interferenzen, welche sich als nachteilig erweisen oder vorteilhaft zur Lärmreduktion genutzt werden könnten.
Die Ausfallszenarien, welche zur Dimensionierung der Flügelfläche und des Antriebsstrangs herangezogen wurden, sind in den meisten Fällen stark vereinfacht aus der Perspektive der verbleibenden Leistung bewertet. Ein Beispiel dafür ist die Stabilität und Steuerbarkeit bei einseitigem Triebwerksausfall. Es ist nicht geklärt, ob der Ausfall eines einzelnen Motors bzw. Propellers ein adäquates Fehlerszenario bei Verwendung von mehr als 6 Antrieben darstellt. Weiterhin ist nicht bewertet worden, ob das dynamische Verhalten der Konfiguration mit ausgefallenen Propellern einen sicheren Betrieb erlauben würde.
Im Hinblick auf die Sicherheitsanforderungen ist nicht klar, wie die Nähe der Propeller zueinander zu bewerten ist und ob größere Sicherheitsabstände vorzusehen wären. Ten-

denziell steigt die Wahrscheinlichkeit von Schäden an benachbarten Antriebseinheiten durch bspw. den Verlust eines Blattes. Die vorliegende Arbeit zeigt aus dieser Perspektive die Obergrenze für das mögliche Potential von verteilten Propellern entlang der Flügelvorderkante für die betrachteten Kategorien von Flugzeugen unter den verwendeten Annahmen und Randbedingungen.
Weiterhin ist die Komplexität des Systems aus der Perspektive der Produktion und der Wartung [99] interessant. Hierbei dürfte die Einfachheit des Antriebssystems von Vorteil sein. Anhand der vorliegenden Ergebnisse zeigt sich, dass bereits mit vier Propellern in Kombination mit einer Erhöhung der Flächenbelastung und einer Reduktion des Leistungs- Gewichtsverhältnisses deutliche Vorteile sowohl bei Regional- als auch bei Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen erzielt werden können. Mit sechs Propellern kann der Großteil der potentiellen Vorteile ausgeschöpft werden. Acht Propeller bieten nur noch marginale Vorteile bei Regionalflugzeugkonfigurationen und bringen keine Vorteile bei Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen, sodass eine höhere Systemkomplexität zur Effizienzsteigerung nicht beiträgt.

6. Zusammenfassung und Ausblick

In diesem abschließenden Kapitel werden die wesentlichen Punkte dieser Arbeit zusammengefasst. Ausgehend davon erfolgt ein Ausblick, um aus der Sicht des Autors potentiell sinnvolle Anschlussarbeiten festzuhalten.

6.1. Zusammenfassung

Die vorliegende Arbeit befasst sich mit der Bewertung von verteilten Propellerantrieben aus der Perspektive des Flugzeuggesamtentwurfs. Sie kann in zwei wesentliche Bereiche unterteilt werden: den Aufbau von Entwurfs- und Bewertungsprozessen sowie die Anwendung dieser Prozesse zur Durchführung von Entwurfsstudien und deren Auswertung.
Ein zentrales Arbeitspaket im Rahmen dieser Arbeit bestand im Aufbau eines Prozesses für den konzeptionellen Vorentwurf von Flugzeugkonfigurationen mit verteilten Propellern vor der Tragfläche unter Berücksichtigung von Propeller-Flügel-Interaktionseffekten mit physikalischen Methoden. Die wesentlichen neuen Fähigkeiten dieses Prozesses sind die automatisierte Erstellung der Polaren in Abhängigkeit der Leistungseinstellungen, um den Einfluss der Propellernachläufe auf die Aerodynamik des Flugzeugs zu berücksichtigen, und die Verwendung dieser Polaren während der Missionsanalyse, um die entsprechenden Interaktionseffekte zu erfassen. Um dies zu ermöglichen, beinhaltet der Prozess unter anderem den automatisierten Propellerentwurf, den Aufbau des Antriebsstrangs und die automatische Integration der Propeller. Es können turbo-elektrische Antriebsstränge sowie Turboprop- Antriebe verwendet werden. Der Vorentwurfsprozess erlaubt es, den konzeptionellen Entwurf und die Bewertung von Konfigurationen mit unterschiedlichen Anordnungen von Propellern vor der Tragfläche für unterschiedliche Missionen unter Berücksichtigung von verschiedenen Technologieannahmen vergleichsweise schnell und im Rahmen von Studien konsistent durchzuführen. Für die Evaluierung der Leistungen im Langsamflug wurden weitere Prozesse zur Berechnung der Hochauftriebspolaren unter Einsatz von physikalischen Methoden und zur Auswertung der relevanten Betriebszustände unter Berücksichtigung dieser Polaren aufgebaut.
In den beschriebenen Prozessen wurden existierende Werkzeuge für aerodynamische Berechnungen, ein Traglinienverfahren höherer Ordnung mit Profilkorrektur und der Berücksichtigung von Propellernachlauffeldern sowie ein Blattelementverfahren für den Propellerentwurf und die Berechnung der Nachlauffelder, eingesetzt. Die prinzipielle An-

wendbarkeit dieser vereinfachten physikalischen Methoden im Rahmen dieser Arbeit, wurde durch den Vergleich zu öffentlich verfügbaren Studien, welche mit hoch-genauen Verfahren durchgeführt wurden, bestätigt. Die ermittelten Abweichungen hinsichtlich des Propellerwirkungsgrads und der Gleitzahl bei für diese Arbeit repräsentativen Fällen lagen unter 5%, was als akzeptabel für den konzeptionellen Vorentwurf angesehen wurde.

Ein weiteres zentrales Arbeitspaket im Rahmen dieser Arbeit umfasste Entwurfsstudien mit den aufgebauten Prozessen. In monodisziplinären Studien wurden zunächst die für den Vorentwurf zentralen Effekte von verteilten Antrieben wie der Einfluss der Propelleranzahl auf die Gleitzahl oder den Propellerwirkungsgrad, der Effekt der Propeller-Flügelinteraktion auf den Maximalauftrieb und das Nickmoment sowie der Einfluss der Leistungsverteilung zwischen den Propellern auf die Gesamteffizienz isoliert untersucht. Weiterhin wurde der Einfluss der Flügelflächenreduktion betrachtet. Anhand der Ergebnisse wurden Richtlinien wie unter anderem die Drehrichtung aller Propeller dem Randwirbel entgegen, die einheitlichen Propellerdurchmesser und eine konstante Propellerbelastung für den multidisziplinären Entwurf definiert. Für die multidisziplinären Studien wurde der Entwurfsprozess zunächst anhand von öffentlich zugänglichen Daten zu Regionalflugzeugen mit Turboprop- und turbo-elektrischen Antrieben kalibriert. Daraufhin wurden Parameter wie die Propelleranzahl, die Flächenbelastung sowie das Leistungs-Gewichtsverhältnis unter Berücksichtigung von Schneeballeffekten einzeln variiert, um quantitative Aussagen zu den Einflüssen dieser Maßnahmen aus der Perspektive des Flugzeuggesamtentwurfs zu tätigen. Anschließend wurden, als ein wesentlicher Teil der vorliegenden Arbeit, multidimensionale Entwurfsstudien durch die simultane Variation dieser Parameter durchgeführt. In einem ersten Schritt wurde dabei der Entwurfsraum grob untersucht und durch die Auswertung der Treibstoffeffizienz sowie der Zulassungsanforderungen wie der Anfluggeschwindigkeit eingegrenzt. Anschließend wurden innerhalb des gültigen Entwurfsraums weitere Konfigurationen entworfen, um die Ergebnisdichte zu erhöhen und optimale Konfigurationen für die jeweilige Propelleranzahl zu identifizieren.

Die Untersuchungen umfassten Regionalflugzeugkonfigurationen sowie Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen. Bei Regionalflugzeugkonfigurationen hat sich gezeigt, dass sinnvoll verteilte Antriebe eine Reduktion des Treibstoffbedarfs von bis zu 12% gegenüber einer zweimotorigen turbo-elektrischen Baseline erreichen. Die resultierende optimale Anzahl an Propellern betrug 8, wobei die Unterschiede hinsichtlich des Treibstoffbedarfs zu 6, 10 oder 12 Propellern mit unter 1% nur gering waren. Bei Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen wurden die Ansätze zur Gondeldimensionierung variiert, was zu unterschiedlichen Ergebnissen geführt hat. Die Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen, die mit einem konservativen Ansatz zur Gondeldimensionierung entworfen wurden, haben eine Reduktion des Treibstoffbedarfs durch den Einsatz von verteilten Antrieben von bis zu 7% bei einem Vergleich zu einer zweimotorigen turbo-elektrischen Baseline gezeigt. Bei der Verwendung eines optimistischen Modells zur Gondeldimensionierung konnten

Vorteile in einer zu Regionalflugzeugen vergleichbaren Größenordnung erzielt werden. Für beide Ansätze zur Gondeldimensionierung erwies sich eine Anzahl von 6 Propellern bei Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen als optimal.
Der Vergleich zwischen den optimalen turbo-elektrischen Konfigurationen mit verteilten Antrieben und den zweimotorigen Turboprop- Referenzkonfigurationen wurde für die Bewertung des Einflusses der Elektrifizierung des Antriebsstrangs genutzt. Die optimale Regionalflugzeugkonfiguration hat gegenüber der Turboprop- Referenz einen Vorteil von 3% hinsichtlich des Missionstreibstoffbedarfs gezeigt. Die Nachteile der Elektrifizierung des Antriebsstrangs wie die Massen zusätzlicher Komponenten und die Wirkungsgradverluste durch Energieumwandlung konnten demnach durch die Verwendung von verteilten Antrieben und den dadurch ermöglichten Modifikationen an der Flugzeugzelle leicht überkompensiert werden. Bei den Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen hing das Ergebnis erneut von dem Modell zur Gondeldimensionierung ab. Durch das optimistische Modell konnten die Nachteile der Elektrifizierung des Antriebsstrangs kompensiert werden. Es wurden jedoch keine Vorteile erzielt. Bei Verwendung des konservativen Modells konnten die Nachteile gegenüber der Referenz im besten Fall auf ca. 6% reduziert werden.

6.2. Ausblick

Die im Rahmen dieser Arbeit aufgebauten Entwurfsketten bieten umfangreiche Möglichkeiten, um den Einsatzbereich zu erweitern und die Unsicherheiten durch die Modellauswahl zu verringern. Diese Modifikationen übersteigen den Umfang dieser Arbeit und werden deshalb im Folgenden als potentieller Ausblick diskutiert.
Eine wesentliche, durch die Auswahl der verfügbaren Werkzeuge bedingte Vereinfachung, ist die Entkopplung der Berechnung der Propellernachlauffelder von dem Strömungsfeld der Tragfläche. In Kapitel 4.1.1 wird der Einfluss dieser Vereinfachung quantifiziert. Das Ergebnis zeigt Abweichungen von bis zu 5% und teilweise inkorrekte Trends des installierten Propellerwirkungsgrads und der Gleitzahl im Vergleich zu hoch-genauen Verfahren, vor allem für stark verteilte Propeller. Für künftige Bewertungen derartiger Konfigurationen wird empfohlen, dieses Defizit durch beispielsweise eine Weiterentwicklung von Lifting_Line zu beheben. Es ist zu erwarten, dass die gegenseitige Beeinflussung von Propeller und Tragfläche gegenüber dem aktuell verwendeten Ansatz mit statischen Nachlauffeldern interne Iterationen erfordern würde, was eine steigende Berechnungsdauer zur Folge hätte. Dies würde durch zunehmend leistungsfähige Rechner jedoch voraussichtlich keinen nennenswerten Nachteil darstellen. Für den Entwurf wäre zu erwarten, dass Konfigurationen mit vergleichsweise vielen Propellern höhere Flächenbelastungen erlauben würden als im Rahmen dieser Arbeit ermittelt. Hierdurch wären sie etwas effizienter.
Eine weitere methodenbedingte Einschränkung ist die Verwendung eines spaltfreien Hochauftriebssystems. Dadurch weisen die betrachteten Konfigurationen niedrigere Flächen-

belastungen im Vergleich zu realen Flugzeugen auf. Auch wenn erwartet wird, dass sich die allgemeinen Trends nicht signifikant ändern würden, scheint es sinnvoll, dieses Hochauftriebssystem durch eine realistischere Variante in Zukunft zu ersetzten. Eine geeignete Methode zur Berücksichtigung der reibungsbehafteten Effekte bei der Berechnung von Hochauftriebspolaren wäre zu diesem Zweck noch zu erarbeiten. Man kann davon ausgehen, dass durch eine höhere Flächenbelastung der operationelle Auftriebsbeiwert steigen würde. Das resultierende Potential einer reduzierten Flügelfläche würde voraussichtlich nicht so groß sein, wie in dieser Studie ermittelt. Eine Anpassung der Tragflächenprofile an höhere Auftriebsbeiwerte in Abhängigkeit der Flächenbelastung wäre in diesen Fall sinnvoll. Zugleich würde dies die Anzahl an Parametern sowie den Rechenaufwand erhöhen.

Die spezifischen Leistungsdichten der elektrischen Komponenten werden in dieser Arbeit konstant gehalten. Dies ist in grober Näherung und für eine einzelne Flugzeugkategorie vertretbar, schränkt jedoch die Flexibilität des Entwurfsprozesses ein. Deshalb ist es ratsam, skalierbare Modelle für elektrische Komponenten zu implementieren. Zu berücksichtigen ist, dass dadurch die Prozessstabilität negativ beeinflusst werden könnte. Für den Entwurf würden die Vorteile der Leistungsreduktion aufgrund sinkender Wirkungsgrade etwas geringer als im Rahmen der durchgeführten Studien ausfallen.

Es hat sich gezeigt, dass unterschiedliche Ansätze zur Dimensionierung der Triebwerksgondeln zu deutlich unterschiedlichen Trends und Größenordnungen mit zunehmender Zahl von Antriebseinheiten führen. Daran ist der Bedarf eines universellen Modells zur Gondeldimensionierung im Rahmen des Vorentwurfs erkennbar.

Die Verteilung von Antrieben entlang der Tragfläche beeinflusst die Tragflächenmasse. Im Rahmen dieser Arbeit wird ein Ersatzmodell zur Massenabschätzung verwendet, welches den Einfluss von bis zu vier Triebwerksgondeln berücksichtigt, jedoch nicht deren spezifische Positionen. Insbesondere bei Konfigurationen mit wenigen Antriebseinheiten, die weit außen an der Tragfläche angeordnet sind, wären Abweichungen aufgrund der Lasten beim Landestoß zu erwarten. Für den Entwurf würde es bedeuten, dass die Masse der Tragfläche von Regionalflugzeugkonfigurationen mit vier Propellern steigen und deren Verbesserungspotential sinken würde. Bei Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen sind die Antriebseinheiten innen fokussiert, weshalb ein potentieller Massenzuwachs, wenn überhaupt zutreffend, deutlich schwächer sein dürfte.

Die Leitwerke werden anhand von empirischen Leitwerksvolumenkoeffizienten ausgelegt. Insbesondere für das Höhenleitwerk bleibt jedoch die Frage offen, ob es in der Lage sein würde, das durch die Propeller-Flügel-Interaktion verstärkte Nickmoment auszubalancieren. Einfache Studien im Rahmen dieser Arbeit haben einen vergleichsweise geringen Einfluss der Leitwerksvergrößerung auf die Effizienz der Gesamtkonfiguration gezeigt. Allerdings basieren diese Studien auf vereinfachten, statischen Annahmen und sind deshalb nur als vorläufige Abschätzungen anzusehen.

Als Triebwerksmodell wird eine öffentlich verfügbare, für einen Turboprop typische Triebwerkscharakteristik eingesetzt. Sie wird anhand des Leistungsbedarfs der jeweiligen Kon-

figuration skaliert. Während dieser Ansatz für Regionalflugzeugkonfigurationen aufgrund der gewählten Leistungsklasse plausibel erscheint, ist es für Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen vermutlich mit größeren Abweichungen von der Realität verbunden. Auch wenn nicht erwartet wird, dass die relativen Trends sich generell ändern, wird empfohlen, das Triebwerksmodell künftig zu verfeinern, da insbesondere die Sensitivität der Leistung von der Luftdichte mit zunehmender Reiseflughöhe eine signifikante Zunahme des Leistungs- Gewichtsverhältnisses und damit der Masse des Antriebsstrangs nach sich zieht.

Für alle betrachteten Konfigurationen wurde unabhängig von dem Ausmaß der Propeller-Flügel-Interaktion eine voll-turbulente Umströmung der Tragfläche angenommen. Jedoch bieten Konfigurationen mit wenigen Propellern insbesondere in Kombination mit Tragflächen hoher Streckung die Möglichkeit, beträchtliche Bereiche der Tragfläche laminar zu halten, was mit vielen Propellern und damit einer großen, von den Propellernachläufen betroffenen Fläche nicht realisierbar wäre. Dies würde den potentiellen Vorteil von verteilten Antrieben voraussichtlich verringern.

Im Rahmen dieser Arbeit wurde gezeigt, dass geringe Änderungen der Leistungsdichten von elektrischen Komponenten einen vergleichsweise geringen Einfluss auf die Gesamteffizienz und keinen erkennbaren Einfluss auf die relativen Trends haben. Natürlich besteht noch ein großer Freiraum hinsichtlich interessanter Entwurfsstudien mit weiteren Technologieszenarien. In diesem Zusammenhang wären Erweiterungen des Prozesses für alternative Antriebssysteme sinnvoll. Ein batterie-elektrisches System zum Beispiel würde in erster Näherung im Gegensatz zu Gasturbinen keine Abhängigkeit der Leistung von der Luftdichte bzw. Flughöhe aufweisen.

Literatur

[1] Ira H. Abbott und Albert E. Von Doenhoff. *Theory of wing sections including a summary of airfoil data*. Dover Publications Inc., New York, 1959.

[2] Charles N. Adkins und Robert H. Liebeck. „Design of optimum propellers". In: *Journal of Propulsion and Power* 10.5 (1994), S. 676–682. DOI: 10.2514/3.23779.

[3] U.S. Departmentof Transportation Federal Aviation Administration. *Advisory Circular Subject: Airport Design*. 2022. URL: https://www.faa.gov/airports/resources/advisory_circulars/index.cfm/go/document.information/documentID/1040834.

[4] European Aviation Safety Agency. *Certification Specifications for Large Aeroplanes CS-25*. 2006. URL: https://www.easa.europa.eu/en/cs-25-consolidated-versionpdf (besucht am 09. 05. 2022).

[5] European Aviation Safety Agency. *EASA TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET. RATIER-FIGEAC FH385/FH386 series propeller*. 2012. URL: https://www.easa.europa.eu/en/document-library/type-certificates/propeller-cs-p/easap012-ratier-figeac-fh385-fh386-series (besucht am 26. 10. 2022).

[6] European Aviation Safety Agency. *EASA TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET. TP400-D6 Engine*. 2021. URL: https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/TCDS_E033_Issue08_20210329.pdf (besucht am 26. 10. 2022).

[7] European Aviation Safety Agency. *Easy Access Rules for Normal, Utility,Aerobatic and Commuter CategoryAeroplanes (CS-23) (Amendment 4)*. 2018.

[8] Airbus. *Global Market Forecast 2023*. 2023. URL: https://www.airbus.com/sites/g/files/jlcbta136/files/2023-06/GMF%202023-2042%20Presentation_0.pdf (besucht am 09. 04. 2024).

[9] Marko Alder u. a. „Recent advances in establishing a common language for aircraft design with CPACS". In: Aerospace Europe Conference 2020. 2020.

[10] Kevin R. Antcliff und Francisco M. Capristan. „Conceptual design of the parallel electric-gas architecture with synergistic utilization scheme (PEGASUS) concept". In: 18th AIAA/ISSMO multidisciplinary analysis and optimization conference. 2017. DOI: 10.2514/6.2017-4001.

[11] Georgi Atanasov. *Plug-in hybrid-electric regional aircraft concept for IMOTHEP*. EASN, 2022.

[12] Martin Barry, Christophe Maury und Andrew Turnbull. „Aerodynamic evaluation of distributed propulsion for a regional aircraft". In: AIAA AVIATION 2023 Forum. 2023. DOI: 10.2514/6.2023-3393.

[13] Philipp Bekemeyer u. a. „Data-Driven Aerodynamic Modeling Using the DLR SMARTy Toolbox“. In: AIAA AVIATION 2022 Forum. 2022. DOI: 10.2514/6.2022-3899.

[14] Joseph Benzaquen, Jiang Biao He und Behrooz Mirafzal. „Toward more electric powertrains in aircraft: Technical challenges and advancements“. In: *CES Transactions on Electrical Machines and Systems*. 2021, S. 177–193. DOI: 10.30941/CESTEMS.2021.00022.

[15] Stefan Biser u. a. „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)*. IEEE. 2020, S. 1–27. ISBN: 978-162410602-6. DOI: 10.2514/6.2020-3592.

[16] Nicholas K. Borer u. a. „Comparison of aero-propulsive performance predictions for distributed propulsion configurations“. In: 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting. 2017. DOI: 10.2514/6.2017-0209.

[17] Steven A. Brandt. *Introduction to aeronautics: a design perspective*. AIAA, 2004.

[18] Willy J. G. Bräunling. *Flugzeugtriebwerke: Grundlagen, Aero-Thermodynamik, Ideale und Reale Kreisprozesse, Thermische Turbomaschinen, Komponenten, Emissionen und Systeme*. Springer Berlin / Heidelberg, 2009.

[19] Benjamin J. Brelje und Joaquim R.R.A. Martins. „Electric, hybrid, and turboelectric fixed-wing aircraft: A review of concepts, models, and design approaches“. In: *Progress in Aerospace Sciences* 104 (2019), S. 1–19. DOI: 10.1016/j.paerosci.2018.06.004.

[20] Rudolf Brockhaus, Wolfgang Alles und Robert Luckner. *Flugregelung*. 3. Ausgabe. Springer Berlin / Heidelberg, 2011.

[21] Jeffryes W. Chapman, Hashmatullah Hasseeb und Sydney Schnulo. „Thermal management system design for electrified aircraft propulsion concepts“. In: *2020 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium (EATS)*. IEEE. 2020.

[22] European Comission. *Flightpath 2050 Europe's Vision for Aviation*. 2011. URL: https://op.europa.eu/en/publication-detail/-/publication/296a9bd7-fef9-4ae8-82c4-a21ff48be673 (besucht am 09. 05. 2022).

[23] Jan W. Delfs und Martin Hepperle. *Sind elektrisch angetriebene Flugzeuge effizient und leise(r)?* Präsentation. VDI-Symposium Elektrische Propulsoren in der Luftfahrt, 2021.

[24] E. Dillinger u. a. „Handling qualities of ONERA's small business concept plane with distributed electric propulsion“. In: 31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. 2018.

[25] Mark Drela. „XFOIL: An analysis and design system for low Reynolds number airfoils“. In: *Low Reynolds number aerodynamics*. Springer, 1989, S. 1–12. DOI: 10.1007/978-3-642-84010-4_1.

[26] James L Felder. „NASA electric propulsion system studies. Report No. GRC-E-DAA-TN28410“. In: EnergyTech 2015. 2015.

[27] James L. Felder u. a. „Turboelectric distributed propulsion in a hybrid wing body aircraft“. In: ISABE 2011. Document ID: 20120000856, 2011.

[28] Mario Firnhaber Beckers u. a. „Numerical Investigation of High-Lift Propeller Positions for a Distributed Propulsion System“. In: *Journal of Aircraft* (2023), S. 1–12. DOI: 10.2514/1.C037248.

[29] Hermann Glauert. *The Elements of Airfoil and Airscrew Theory, 1959*. Cambridge University Press, 1983.

[30] Amir S. Gohardani, Georgios Doulgeris und Riti Singh. „Challenges of future aircraft propulsion: A review of distributed propulsion technology and its potential application for the all electric commercial aircraft“. In: *Progress in Aerospace Sciences* 47.5 (2011), S. 369–391. DOI: 10.1016/j.paerosci.2010.09.001.

[31] Snorri Gudmundsson. *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures*. Elsevier Science & Technology, 2022.

[32] Xaver Hafer und Gottfried Sachs. *Flugmechanik: Moderne Flugzeugentwurfs-und Steuerungskonzepte*. Dritte Auflage. Springer-Verlag Berlin Heidelberg GmbH, 1993.

[33] Martin Hepperle. *Aspects of Distributed Propulsion - A View on Regional Aircraft*. Präsentation. Symposium Elektrisches Fliegen, 2016. URL: https://www.mh-aerotools.de/company/paper_16/Hepperle%20-%20Elektrisches%20Fliegen%20Stuttgart%202016.pdf.

[34] Martin Hepperle. *Electric flight-potential and limitations*. Energy Efficient Technologies und Concepts of Operation, 2012. URL: https://www.mh-aerotools.de/company/paper_14/MP-AVT-209-09.pdf.

[35] Martin Hepperle. *Propeller für elektrisch angetriebene Flugzeuge*. Präsentation. Symposium Elektrisches Fliegen, 2015. URL: https://www.mh-aerotools.de/company/paper_15/Hepperle%20-%20Elektrisches%20Fliegen%20Stuttgart%202015.pdf.

[36] Martin Hepperle u. a. *Untersuchung von verteilten hybrid-elektrischen Antrieben an Kurzstreckenflugzeugen*. Abschlussbericht DLR-IB-AS-BS-2021-212. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, 2021.

[37] Jean Hermetz, Michael Ridel und Carsten Doll. „Distributed electric propulsion for small business aircraft a concept-plane for key-technologies investigations“. In: ICAS 2016. 2016.

[38] Nikolai Herzog, Dennis Keller und Christian Breitsamter. „Two Aerodynamic Mid-Fidelity Approaches on a Distributed Propulsion Wing“. In: *Journal of Aircraft* (2023), S. 1–15. DOI: 10.2514/6.2023-3538.

[39] Maurice Hoogreef u. a. „Conceptual assessment of hybrid electric aircraft with distributed propulsion and boosted turbofans“. In: AIAA Scitech 2019 Forum. 2019. DOI: 10.2514/6.2019-1807.

[40] K. H. Horstmann. *Ein mehrfach-Traglinienverfahren und seine Verwendung für Entwurf und Nachrechnung nichtplanarer Flügelanordnungen*. Bericht. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V, 1987.

[41] International Civil Aviation Organization ICAO. *Aircraft Operations Volume I Flight Procedures*. 2018. URL: https://ffac.ch/wp-content/uploads/2020/11/ICAO-Doc-8168-Volume-I-Flight-Procedures.pdf (besucht am 10. 05. 2024).

[42] Askin T. Isikveren u. a. „Distributed propulsion and ultra-high by-pass rotor study at aircraft level“. In: *The Aeronautical Journal* 119.1221 (2015), S. 1327–1376. DOI: 10.1017/S0001924000011295.

[43] Askin T. Isikveren u. a. „Recent advances in airframe-propulsion concepts with distributed propulsion“. In: *29th Congrees of the International Council of the Aerautical Sciences (ICAS 2014)* (2014).

[44] Michael Iwanizki u. a. „Conceptual design studies of short range aircraft configurations with hybrid electric propulsion“. In: AIAA Aviation 2019 Forum. 2019. ISBN: 978-162410589-0. DOI: 10.2514/6.2019-3680.

[45] Ralph Jansen, Kirsten P. Duffy und Gerald Brown. „Partially turboelectric aircraft drive key performance parameters“. In: *53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*. 2017. DOI: 10.2514/6.2017-4702.

[46] Ralph Jansen u. a. „Overview of NASA electrified aircraft propulsion (EAP) research for large subsonic transports“. In: 53rd AIAA/SAE/ASEE joint propulsion conference. 2017. DOI: 10.2514/6.2017-4701.

[47] *JavaProp - Design and Analysis of Propellers*. 2022. URL: http://www.mh-aerotools.de/airfoils/jp_about.htm.

[48] Dennis Keller. „Towards higher aerodynamic efficiency of propeller-driven aircraft with distributed propulsion“. In: *CEAS Aeronautical Journal* 12.4 (2021), S. 777–791. ISSN: 1869-5590. DOI: 10.1007/s13272-021-00535-5.

[49] Hyun D. Kim und John D. Saunders. „Embedded wing propulsion conceptual study“. In: Vehicle Propulsion Integration Symposium. NASA/TM-2003-212696. 2003.

[50] Hyun Dae Kim. „Distributed propulsion vehicles“. In: 27th international congress of the aeronautical sciences. Document ID: 20100036222, 2010.

[51] Hyun Dae Kim, Gerald V. Brown und James L. Felder. „Distributed turboelectric propulsion for hybrid wing body aircraft“. In: 2008 International Powered Lift Conference Royal Aeronautical Society. 2008.

[52] Hyun Dae Kim, Aaron T. Perry und Phillip J. Ansell. „A review of distributed electric propulsion concepts for air vehicle technology“. In: *2018 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium (EATS)*. IEEE. 2018, S. 1–21.

[53] Rudi Kirner. „An investigation into the benefits of distributed propulsion on advanced aircraft configurations“. Dissertation. Cranfield University, 2013.

[54] Andy Ko, J.A. Schetz und William H Mason. „Assessment of the potential advantages of distributed-propulsion for aircraft“. In: XVI International Symposium on Air Breathing Engines (ISABE). 2003.

[55] Andy Ko u. a. „MDO of a blended-wing-body transport aircraft with distributed propulsion“. In: AIAA's 3rd Annual Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Forum. 2003. DOI: 10.2514/6.2003-6732.

[56] Ilan Kroo. „Propeller-wing integration for minimum induced loss“. In: *Journal of Aircraft* 23.7 (1986), S. 561–565. DOI: 10.2514/3.45344.

[57] Michael Kruger und Alejandra Uranga. „Benefits and Challenges of Electric Propulsion for Commuter Aircraft“. In: *Journal of Aircraft* 61.1 (2024), S. 7–24. DOI: 10.2514/1.C037284.

[58] Martin Kruse, Tobias Wunderlich und Lars Heinrich. „A conceptual study of a transonic NLF transport aircraft with forward swept wings“. In: 30th AIAA Applied Aerodynamics Conference. 2012. ISBN: 978-1-62410-185-4. DOI: 10.2514/6.2012-3208.

[59] Carsten Liersch und Tobias Wunderlich. „A fast aerodynamic tool for preliminary aircraft design“. In: 12th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference. 2008. DOI: 10.2514/6.2008-5901.

[60] Chengyuan Liu. „Turboelectric distributed propulsion system modelling“. Dissertation. Cranfield University, 2013.

[61] J. Loth und Frank Loth. „Induced drag reduction with wing tip mounted propellers“. In: 2nd Applied Aerodynamics Conference. 1984. DOI: 10.2514/6.1984-2149.

[62] Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR). *Towards zero-emission aviation. How DLR's Aviation Research Strategy supports the European Green Deal 2050*. 2022.

[63] Jack D. Mattingly, William H. Heiser und Daniel H. Daley. *Aircraft engine design*. American Institute of Aeronautics und Astronautics, 1987.

[64] Heinrich Mensen. *Handbuch der Luftfahrt*. Springer-Verlag, 2013.

[65] Luis Miranda und J. Brennan. „Aerodynamic effects of wingtip-mounted propellers and turbines“. In: *4th Applied Aerodynamics Conference*. 1986. DOI: 10.2514/6.1986-1802.

[66] Kevin R. Moore und Andrew Ning. „Takeoff and performance trade-offs of retrofit distributed electric propulsion for urban transport“. In: *Journal of Aircraft* 56.5 (2019), S. 1880–1892. DOI: 10.2514/1.C035321.

[67] Mark D. Moore. „Misconceptions of electric aircraft and their emerging aviation markets“. In: 52nd Aerospace Sciences Meeting. 2014. DOI: doi.org/10.2514/6.2014-0535.

[68] Leland M. Nicolai und Grant Carichner. *Fundamentals of Aircraft and Airship Design*. American Institute of Aeronautics und Astronautics, Inc., 2019.

[69] Mihaela Florentina Nita. „Aircraft design studies based on the ATR 72“. Dissertation. Hamburg University of Applied Sciences, 2008.

[70] Philippe Novelli. „IMOTHEP* European project: an investigation of hybrid electric propulsion for commercial aircraft“. In: AIAA AVIATION 2023 Forum. 2023. DOI: doi.org/10.2514/6.2023-4131.

[71] Ed Obert. *Aerodynamic design of transport aircraft*. 1. Aufl. IOS press, Incorporated, 2009.

[72] Gabriel P. Chiozzotto. „Initial weight estimate of advanced transport aircraft concepts considering aeroelastic effects“. In: 55th AIAA aerospace sciences meeting. 2017. DOI: 10.2514/6.2017-0009.

[73] Michael D. Patterson und Nicholas K. Borer. „Approach Considerations in Aircraft with High-Lift Propeller Systems“. In: 17th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. 2017. DOI: 10.2514/6.2017-3782.

[74] Michael Dobson Patterson. „Conceptual design of high-lift propeller systems for small electric aircraft“. Dissertation. Georgia Institute of Technology, 2016.

[75] James C. Patterson Jr. und Glynn R. Bartlett. *Evaluation of installed performance of a wing-tip-mounted pusher turboprop on a semispan wing*. NASA technical paper 2739. 1987.

[76] Aaron T. Perry, Timothy Bretl und Phillip J. Ansell. „Aeropropulsive coupling effects on a general-aviation aircraft with distributed electric propulsion“. In: *Journal of Aircraft* 58.6 (2021), S. 1351–1363. DOI: 10.2514/1.C036048.

[77] Jens Rabe. *An improved modelling approach of propeller slipstream flow for preliminary aircraft design*. Bericht EB 124-2016/903. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, 2016.

[78] Daniel Raymer. *Aircraft design: a conceptual approach*. Fifth Edition. American Institute of Aeronautics und Astronautics, Inc., 2012.

[79] *Republic XF-84H*. 2025. URL: https://www.nationalmuseum.af.mil/Visit/Museum-Exhibits/Fact-Sheets/Display/Article/195748/republic-xf-84h/ (besucht am 20. 03. 2025).

[80] *Republic XF-84H: Das lauteste Flugzeug der Welt*. 2025. URL: https://www.flugrevue.de/klassiker/monster-turboprop-thunderscreech-republic-xf-84h-das-lauteste-flugzeug-der-welt/ (besucht am 20. 03. 2025).

[81] Kristof Risse u. a. „Central Reference Aircraft data System (CERAS) for research community“. In: *CEAS Aeronautical Journal* 7 (2016), S. 121–133. DOI: 10.1007/s13272-015-0177-9.

[82] Justin J. Scheidler. „Preliminary design of the superconducting rotor for NASA's high-efficiency megawatt motor“. In: AIAA Propulsion & Energy. Document ID: 20180005328, 2018.

[83] Hermann Schlichting und Erich A. Truckenbrodt. *Aerodynamik des Flugzeuges: Erster Band Grundlagen aus der Strömungsmechanik Aerodynamik des Tragflügels (Teil I).* Springer-Verlag, 2013.

[84] Peter Schmollgruber u. a. „Multidisciplinary exploration of DRAGON: an ONERA hybrid electric distributed propulsion concept“. In: AIAA Scitech 2019 Forum. 2019. DOI: 10.2514/6.2019-1585.

[85] Karolin Schweiger und Lukas Preis. „Urban air mobility: Systematic review of scientific publications and regulations for vertiport design and operations“. In: *Drones* 6.7 (2022), S. 179. DOI: 10.3390/drones6070179.

[86] National Academies of Sciences u. a. *Commercial Aircraft Propulsion and Energy Systems Research: Reducing Global Carbon Emissions.* 2016. URL: https://nap.nationalacademies.org/catalog/23490/commercial-aircraft-propulsion-and-energy-systems-research-reducing-global-carbon (besucht am 11. 04. 2024).

[87] Doreen Seider u. a. „Open source software framework for applications in aeronautics and space“. In: 2012 IEEE Aerospace Conference. IEEE. 2012, S. 1–11. DOI: 10.1109/AERO.2012.6187340.

[88] Richard Shepherd Shevell. *Fundamentals of flight.* Prentice-Hall, INC., Englewood Cliffs, N.J. 07632, 1983.

[89] Anil Kumar Reddy Siddavatam u. a. „A Review of Distributed Electric Aircraft Propulsion Architecture Progression“. In: AIAA AVIATION 2023 Forum. 2023. DOI: 10.2514/6.2023-4429.

[90] Daniel Silberhorn u. a. „Multidisciplinary Investigation of Partially Turboelectric, Boundary Layer Ingesting Aircraft Concepts CleanSky2 LPA WP1. 6.1 special session“. In: AIAA Scitech 2020 Forum. 2020. DOI: 10.2514/6.2020-0504.

[91] C. Silva u. a. „VTOL urban air mobility concept vehicles for technology development“. In: 2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. 2018. DOI: 10.2514/6.2018-3847.

[92] Leroy H. Smith Jr. „Wake ingestion propulsion benefit“. In: *Journal of Propulsion and Power.* 1993, S. 74–82. DOI: 10.2514/3.11487.

[93] Melvin H. Snyder Jr. und Glen W. Zumwalt. „Effects of wingtip-mounted propellers on wing lift and induced drag“. In: *Journal of Aircraft* 6.5 (1969), S. 392–397. DOI: 10.2514/3.44076.

[94] Alex M. Stoll und Gregor Veble Mikic. „Design studies of thin-haul commuter aircraft with distributed electric propulsion“. In: 16th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. 2016. DOI: 10.2514/6.2016-3765.

[95] Alex M. Stoll u. a. „Drag reduction through distributed electric propulsion“. In: 14th AIAA aviation technology, integration, and operations conference. 2014. DOI: 10.2514/6.2014-2851.

[96] Matthias Strack u. a. „Conceptual design assessment of advanced hybrid electric turboprop aircraft configurations“. In: 17th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. 2017. DOI: 10.2514/6.2017-3068.

[97] Theodore Theodorsen. *The Theory of Propellers: 3-The Slipstream Contraction with Numerical Values for Two-blade and Four-blade Propellers.* National Advisory Committee for Aeronautics, 1944.

[98] Egbert Torenbeek. *Advanced aircraft design: conceptual design, analysis and optimization of subsonic civil airplanes.* John Wiley & Sons, 2013.

[99] Egbert Torenbeek. *Synthesis of Subsonic Airplane Design.* Delft University Press Kluver Academic Publishers, 1982.

[100] Erich A. Truckenbrodt. *Fluidmechanik: Band 1: Grundlagen und elementare Strömungsvorgänge dichtebeständiger Fluide.* Vierte Auflage. Springer-Verlag, 1996.

[101] Clean Aviation Joint Undertaking. *Strategic Research and Innovation Agenda.* 2021. URL: https://www.clean-aviation.eu/sites/default/files/2022-01/CAJU-GB-2021-12-16-SRIA_en.pdf (besucht am 09. 04. 2024).

[102] Clean Sky 2 Joint Undertaking. *Development Plan.* 2021. URL: https://www.clean-aviation.eu/sites/default/files/2022-03/CS2DP-October-2021.pdf (besucht am 30. 01. 2024).

[103] Leo L. M. Veldhuis. „Propeller Wing Aerodynamic Interference“. Dissertation. Delft University of Technology, 2005.

[104] Leo L. M. Veldhuis. „Review of propeller-wing aerodynamic interference“. In: *24th International Congress of the Aeronautical Sciences.* Bd. 6. 1. 2004.

[105] Reynard de Vries, Maurice Hoogreef und Roelof Vos. „Aero-propulsive efficiency requirements for turboelectric transport aircraft“. In: AIAA Scitech 2020 Forum. 2020. DOI: 10.2514/6.2020-0502.

[106] Reynard de Vries und Roelof Vos. „Aerodynamic performance benefits of over-the-wing distributed propulsion for hybrid-electric transport aircraft“. In: *Journal of Aircraft* 60.4 (2023), S. 1201–1218. DOI: 10.2514/1.C036909.

[107] Quentin R. Wald. „The aerodynamics of propellers“. In: *Progress in Aerospace Sciences* 42.2 (2006), S. 85–128. DOI: 10.1016/j.paerosci.2006.04.001.

[108] Jason Welstead und James L. Felder. „Conceptual design of a single-aisle turboelectric commercial transport with fuselage boundary layer ingestion“. In: 54th AIAA aerospace sciences meeting. 2016. DOI: 10.2514/6.2016-1027.

[109] Jochen Wild. „Mach and Reynolds number dependencies of the stall behavior of high-lift wing-sections“. In: *Journal of Aircraft* 50.4 (2013), S. 1202–1216. ISSN: 0021-8669. DOI: 10.2514/1.C032138.

[110] Sebastian Wöhler u. a. „Preliminary aircraft design within a multidisciplinary and multifidelity design environment“. In: Aerospace Europe Conference 2020. 2020.

[111] Jiacheng Xie u. a. „Certification-Constrained Vertical Tail Sizing and Power Split Optimization for Distributed Electric Propulsion Aircraft“. In: *Journal of Aircraft* (2023), S. 1–18. DOI: 10.2514/1.C037239.

[112] Steven F. Yaros u. a. *Synergistic Airframe-Propulsion Interactions and Integrations: A White Paper Prepared by the 1996-1997 Langley Aeronautics Technical Committee*. NASA. Document ID: 19980055126, 1998.

[113] Thomas R. Yechout. *Introduction to aircraft flight mechanics*. AIAA, 2003.

[114] Di Zhang, Jiangbiao He und Di Pan. „A megawatt-scale medium-voltage high-efficiency high power density “SiC+ Si” hybrid three-level ANPC inverter for aircraft hybrid-electric propulsion systems“. In: *IET Electric Power Applications* 12.6 (2018), S. 767–779. DOI: 10.1109/TIA.2019.2933513.

[115] Clemens Zumegen u. a. „Technology selection for holistic analysis of hybrid-electric commuter aircraft“. In: *CEAS Aeronautical Journal* 13.3 (2022), S. 597–610. DOI: 0.1007/s13272-022-00589-z.

A. Anhang

A.1. Anmerkungen zur Dimensionierung der Triebwerksgondeln

Die Verteilung einer gegebenen Triebwerksleistung auf mehrere Antriebseinheiten unter der Annahme einer konstanten volumetrischen Leistungsdichte der Triebwerksgondeln führt zu einem signifikanten Widerstandsanstieg der Gondeln mit zunehmender Zahl an Antriebseinheiten aufgrund der wachsenden Oberfläche. In Abbildung A.1 ist exemplarisch gezeigt, wie sich die benetzte Oberfläche in Abhängigkeit der Anzahl von Triebwerksgondeln verändert. Bei 8 Gondeln wird eine Verdoppelung der Oberfläche erreicht.

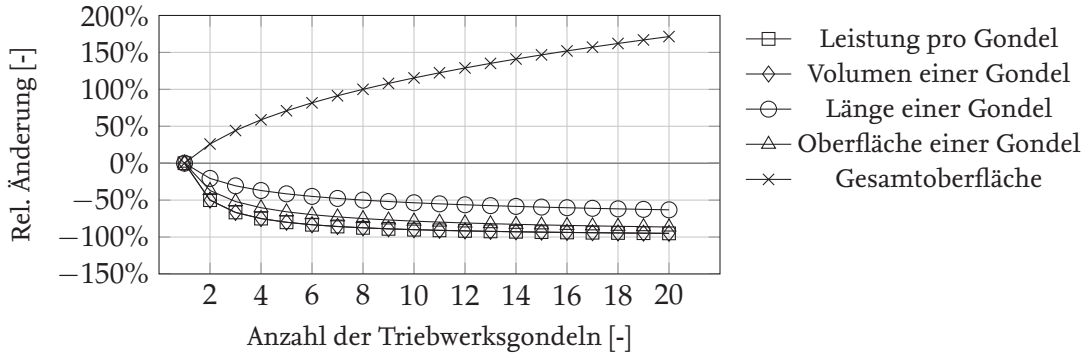

Abbildung A.1.: Vergleich der Gondelgeometrie in Abhängigkeit der Anzahl der Gondeln bei konstanter volumetrischer Leistungsdichte.

Für diese Studie werden die Gondeln als Zylinder approximiert. Das Verhältnis aus Länge zu Durchmesser l/d wird konstant gehalten, um gleiche Formfaktoren FF nach Formel A.2 zu gewährleisten. Vernachlässigt man die Effekte der Reynoldszahl im Reibungskoeffizienten C_f, welche mit der Länge skalieren, bleibt die Oberfläche S_{wet} der maßgebliche Treiber für den Widerstand C_{D_0} gemäß Formel A.1.
Nach [78] berechnen sich C_{D_0} und FF wie folgt:

$$C_{D_0} = C_f \; FF \; Q \; \frac{S_{wet}}{S_{ref}} \tag{A.1}$$

$$FF = 1 + \frac{0.35}{l/d} \tag{A.2}$$

In Gleichung A.1 dient Q als Korrekturfaktor für etwaige Interferenzeffekte, die für diese Betrachtung konstant gehalten werden.

A.2. Studien zur Anzahl der Tragflächenpaneele für die aerodynamischen Berechnungen

Ein zentraler Parameter für die zuverlässige Bestimmung von aerodynamischen Beiwerten der AP-Map ist die Diskretisierung von Tragflächen in Lifting_Line. Hier wird ein Kompromiss zwischen der Genauigkeit und der Berechnungsdauer angestrebt. Zu diesem Zweck werden Studien zur Parametersetzung in spannweitiger und Tiefenrichtung unter Berücksichtigung von verschiedenen Propellerzahlen durchgeführt. Zu berücksichtigen ist, dass man nicht direkt die Anzahl von Paneelen in Lifting_Line festlegt, sondern über Parameter eine automatische Vernetzung steuert. Diese ist unter anderem vom Aufbau von Tragflächensegmenten in der CPACS-Datei abhängig. Für diese Arbeit wurde ein standardisierter Aufbau der Tragfläche verwendet, sodass die Parameter universell einsetzbar bleiben. Bei einer Änderung des Tragflächenaufbaus müssten sie entsprechend angepasst werden.
Um den lokalen Einfluss von Propellern abzubilden, ist vor allem eine ausreichende Zahl von Paneelen in spannweitiger Richtung erforderlich. Die Abbildungen A.2 und Abbildung A.3 zeigen die Polaren für unterschiedliche Paneelierungen in Spannweitenrichtung. Abbildung A.3 zeigt dabei die drei fein Aufgelösten Polaren aus Abbildung A.2 (c3s10, c3s16, c3s20) sowie drei weitere Polaren als Zwischenschritte (c3s12, c3s14, c3s18). Die Einträge in der Legende sind wie folgt zu verstehen: die Zahl, welche auf "c" folgt, entspricht dem Parameter für die Anzahl der Paneele in Tiefenrichtung (abgeleitet von chordwise), während die Zahl, welche auf "s" folgt, der Anzahl der Paneele in Spannweitenrichtung entspricht.

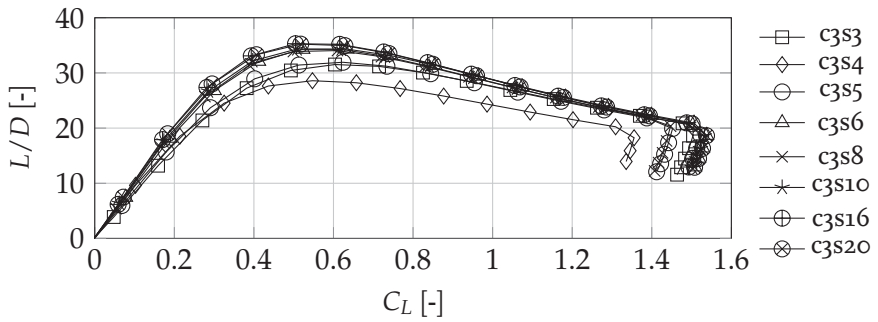

Abbildung A.2.: Einfluss der Anzahl der Paneele in Spannweitenrichtung.

Eine Konvergenz für die höchste anvisierte Propelleranzahl von 16 ist ab einem Wert von 10 für die Steuerung der Paneele in Spannweitenrichtung erkennbar. Für die Berechnun-

gen im Rahmen dieser Arbeit wird ein Wert von 16 verwendet, um einen Sicherheitsabstand von der ermittelten Untergrenze sicherzustellen.
Der Einfluss der Anzahl der Paneele in Tiefenrichtung wird für die Gleitzahl und das Nickmoment in Abbildungen A.4 und A.5 evaluiert. In dem betrachteten Wertebereich ist keine offensichtliche Sensitivität feststellbar. Der Steuerparameter wird deshalb mit einem Wert von 3 so gewählt, dass bei den relevanten Planformen tendenziell in Tiefenrichtung gestreckte Paneele vermieden werden.

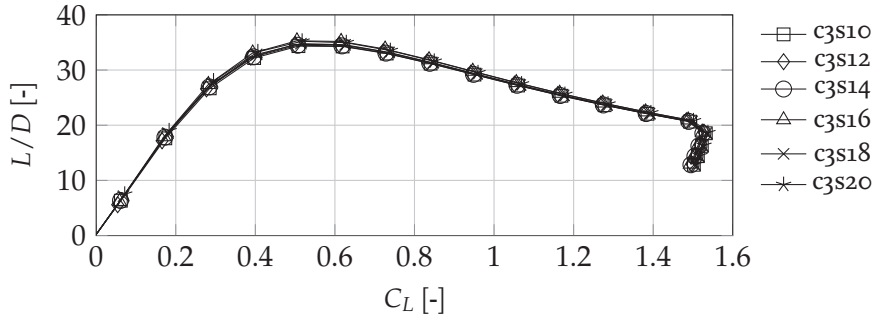

Abbildung A.3.: Einfluss der Anzahl der Paneele in Spannweitenrichtung auf L/D.

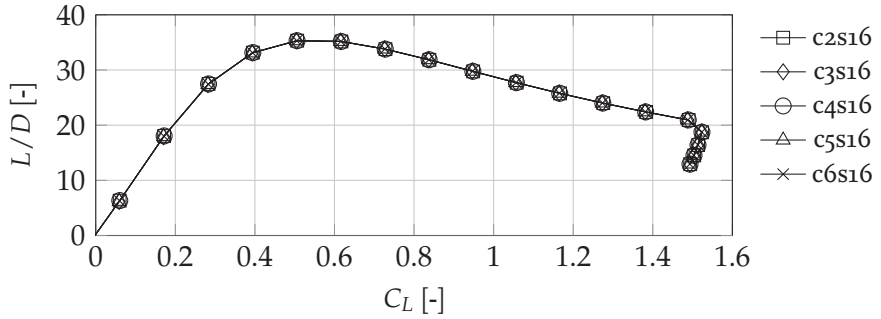

Abbildung A.4.: Einfluss der Anzahl der Paneele in Tiefenrichtung auf L/D.

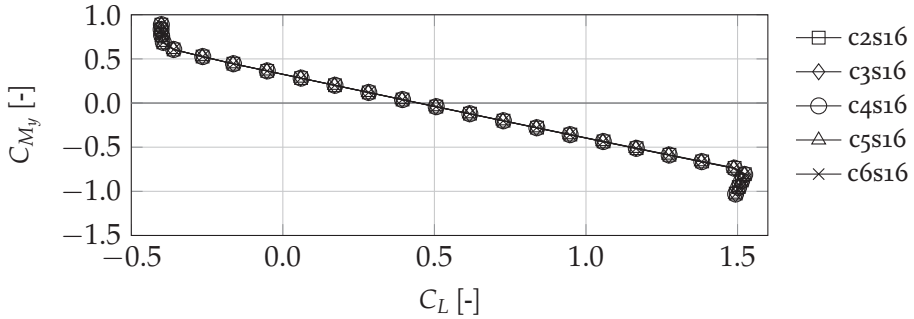

Abbildung A.5.: Einfluss der Anzahl der Paneele in Tiefenrichtung auf C_{M_y}.

Es ist anzumerken, dass für monodisziplinäre Studien höhere Auflösungen verwendet wurden, da die Zahl der Propeller jene beim Flugzeuggesamtentwurf überstieg. Eine repräsentative Diskretisierung der Tragfläche mit den Parametern c3s16 ist in Abbldung A.6 dargestellt.

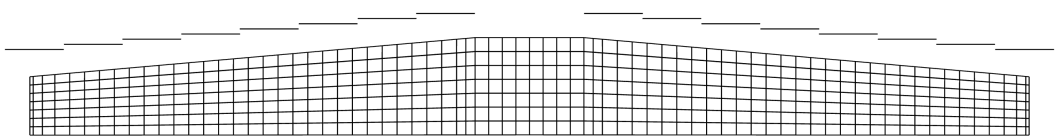

Abbildung A.6.: Diskretisierung der Tragflächen mit der Parameterkombination c3s16.

A.3. Studien zur Auflösung der AP-Map für den Vorentwurfsprozess

Im Idealfall wäre es wünschenswert, eine möglichst feine, generische AP-Map nutzen zu können, um ohne Vorwissen über die Eigenschaften einer Konfiguration wie die Reiseflughöhe oder die zugehörige Leistungseinstellung, universell Daten generieren zu können. Jedoch hat sich gezeigt, dass ein solcher Ansatz aufgrund der erforderlichen Rechendauer nicht zielführend ist. Deshalb wird der Versuch unternommen, durch eine gezielte Vorgabe von sinnvollen Betriebspunkten die Auflösung der AP-Map zu reduzieren.
Dazu wird zunächst eine Studie durchgeführt, bei der generische AP-Maps mit gleichmäßig verteilen, steigenden Stützstellenzahlen, also Machzahlen, Flughöhen und Leistungseinstellungen, verwendet werden. Hierfür wird bei einer repräsentativen Regionalflugzeugkonfiguration der Missionstreibstoffbedarf unter Einsatz von AP-Maps mit unterschiedlichen Auflösungen bestimmt. Weiterhin wird eine zweite Studie durchgeführt, bei welcher ein Betriebspunkt im Bereich des Reiseflugs sowie bei Maps ab einer Größe von 4x4x4 auch die Ausweichmission explizit berücksichtigt werden. Jede Map wird zwischen der Meeresspiegelhöhe und der maximalen Reiseflughöhe, einer sinnvollen minimalen und maximalen operationellen Machzahl sowie der Leistungseinstellung von 0% bis 100% aufgespannt. Diese Werte bilden die Ränder des Datenfelds. Werden mehr Punkte durch den Benutzer zur Verfügung gestellt, als für die genannten Betriebspunkte und Randbereiche benötigt werden, werden die größten "Lücken" zwischen den vorgegebenen Daten automatisch aufgefüllt.
Die Ergebnisse der Studien sind in Abbildung A.7 dargestellt. Gezeigt ist die relative Abweichung des Missionstreibstoffbedarfs in Abhängigkeit der Auflösung der AP-Maps, wobei die feinste generische Map mit 1000 Stützstellen (10x10x10) als Bezugsniveau verwendet wird. Die Ergebnisse zeigen, dass bei einer Vorgabe von sinnvollen Betriebspunkten in der Nähe des Reiseflugpunkts bereits mit einer vergleichsweise dünn besiedelten AP-Map sehr gute Ergebnisse erzielt werden. Sie zeigen auch, dass eine signifikant höhere Anzahl von Stützstellen die Genauigkeit nicht wesentlich erhöht und deshalb insbesondere im Rahmen des Vorentwurfs zu vermeiden ist, um die Berechnungsdauer möglichst niedrig zu halten. Ausgehend von diesen Studien wird die Auflösung von 4x4x4 als Kompromiss zwischen Genauigkeit und Berechnungsdauer gewählt. Auf diese Weise werden die Betriebspunkte für den Reiseflug und die Ausweichmission berücksichtigt, sodass Interpolationsfehler in den beiden wesentlichen Betriebsbereichen deutlich reduziert werden.
Solch eine Vereinfachung ist möglich, da im Rahmen dieser Arbeit die Reiseflughöhe in der jeweiligen Studie konstant gehalten wird. Je nach gewünschter Flexibilität kann es jedoch erforderlich sein, die AP-Map gezielt mit weiteren Stützstellen auszustatten, um entsprechende Bereiche feiner aufzulösen. Weiterhin ist anzumerken, dass keine Untersuchungen zum individuellen Einfluss einzelner Parameter (Machzahl, Flughöhe, Wellenleistung) durchgeführt wurden.

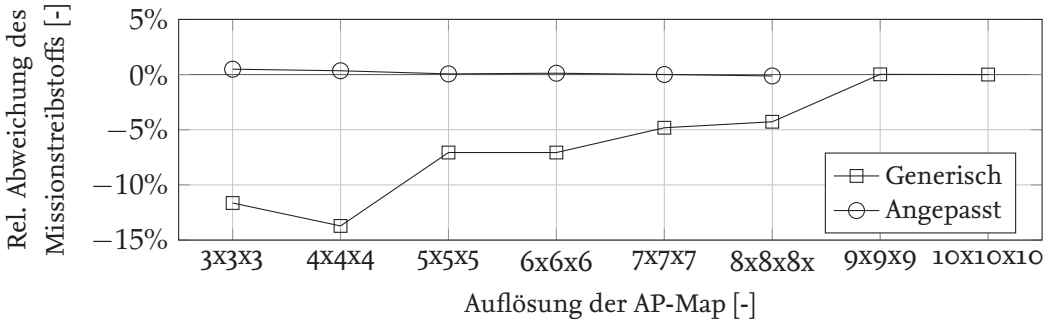

Abbildung A.7.: Relative Abweichung des Missionstreibstoffbedarfs bei Verwendung von AP-Maps mit unterschiedlicher Auflösung und Stützstellenverteilung bezogen auf die 10x10x10 Map mit generischer Stützstellenverteilung.

Eine Veranschaulichung der AP-Maps mit 10x10x10 und 4x4x4 Betriebspunkten ist in Abbildung A.8 gegeben.

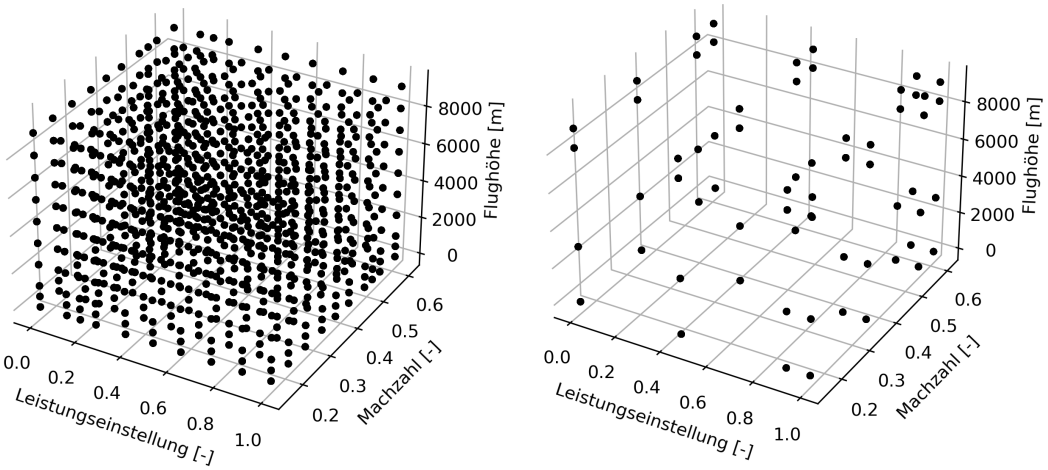

Abbildung A.8.: Vergleich der Betriebspunktverteilung zwischen einer generischen AP-Map mit 10x10x10 Stützstellen (links) und einer AP-Map mit gezielt verteilten 4x4x4 Stützstellen (rechts), welche zu Ergebnissen der Missionsanalyse mit vernachlässigbaren Abweichungen führen.

Für die Berechnung der Polaren im Langsamflug werden deutlich verfeinerte Maps hinsichtlich der Machzahl und der Wellenleistung verwendet. Jedoch werden nur Flughöhen zwischen 0 m und 2000 m berücksichtigt.

A.4. Abschätzung des Widerstands durch das Kühlsystem

Die Berechnung des Widerstandsbeitrags durch das Kühlsystem erfolgt anhand eines Modells nach [21] für die PEGASUS-Konfiguration [10] entsprechend Formel A.3. Der Widerstand durch das Kühlsystem D_{TMS} wird dabei in lbs und die Verlustleistung $P_{Verlust}$ in kW angegeben.

$$D_{TMS} = 0.033 P_{Verlust} + 0.00587 \tag{A.3}$$

Es wird eine generische turbo-elektrische Konfiguration mit einer konstanten Masse von 30 t im Reiseflug auf einer Höhe von 8.2 km bei Mach 0.55, einem L/D von 17 und einem Propellerwirkungsgrad von 90% betrachtet. Der Wirkungsgrad des Antriebsstrangs η_{el} wird zwischen 85% und 95% variiert, um einen sinnvollen Bereich der Verlustleistung abzudecken.
In Tabelle A.1 sind die wesentlichen Ergebnisse der Studie zusammengefasst. Man erkennt, dass selbst bei der sehr konservativen Annahme eines Wirkungsgrads des Antriebsstrangs von 85% der relative Widerstandsanteil durch das Kühlsystem $C_{D_{TMS_{rel.}}}$ weniger als 0.5% des Gesamtwiderstands C_D beträgt. Für dieser Arbeit sind Wirkungsgrade von ca. 95% von Interesse, die einen im Rahmen des Vorentwurfs vernachlässigbaren Widerstandsanteil aufweisen.

Tabelle A.1.: Widerstandsbeitrag durch das Kühlsystem im Reiseflug.

η_{el} [-]	P $[kW]$	$P_{Verlust}$ $[kW]$	D_{TMS} $[N]$	C_D [-]	$C_{D_{TMS}}$ [-]	$C_{D_{TMS_{rel.}}}$ [-]
0.85	3251	488	72	0.0394	0.00016	0.4%
0.9	3251	325	48	0.0394	0.00011	0.3%
0.95	3251	163	21	0.0394	0.00005	0.1%

Ein höherer Leistungsbedarf und damit eine höhere Verlustleistung ist während des Steigflugsegments insbesondere bei niedrigen Höhen zu erwarten. Geht man von Wirkungsgraden des Antriebsstrangs im Bereich von 95% aus, ist ein Zusatzwiderstand in der Größenordnung von unter 1% zu erwarten, was ebenfalls als vernachlässigbar angesehen wird.

A.5. Ansatz zum vereinfachten Propellerentwurf

In Abbildung A.9 ist eine Leistungscharakteristik des Propellers gezeigt, welcher für den Reiseflugpunkt ausgelegt wurde. In Abbildung A.9 ist zum Vergleich die Leistungscharakteristik des für den Reiseflug ausgelegten Propellers mit vergrößerter Blatttiefe gezeigt. Die relevanten Betriebspunkte, erläutert in Tabelle A.2 sind in beiden Diagrammen eingezeichnet. Man erkennt, dass bei dem Propeller mit einer vergrößerten Blatttiefe die Effizienz an den Betriebspunkten Steig- und Reiseflug um etwa 1% verringert werden, für den Startfall jedoch eine Verbesserung um beinahe 4% erzielt wird. Auf diese Weise wird eine bessere Balance zwischen den unterschiedlichen Betriebspunkten gewährleistet. Insbesondere bei kleinen Propellern hat sich eine Auslegung ausschließlich für den Reiseflugpunkt als nicht zielführend erwiesen.

Tabelle A.2.: Propeller Betriebspunkte.

Auslegungspunkt	Reiseflug	Steigflug	Start
C_P	0.66	0.31	0.19
J	2.97	1.81	0.81

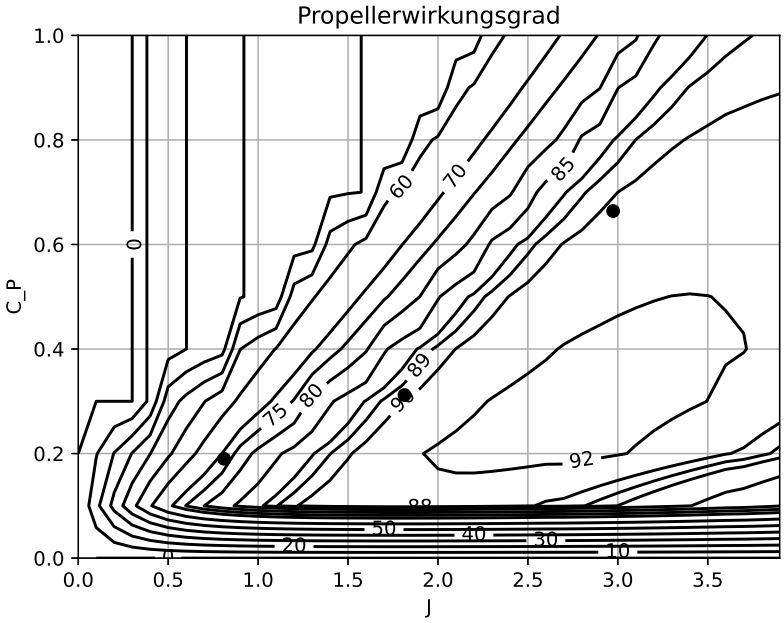

Abbildung A.9.: Propeller-Leistungscharakteristik ausgelegt nur für den Reiseflugpunkt.

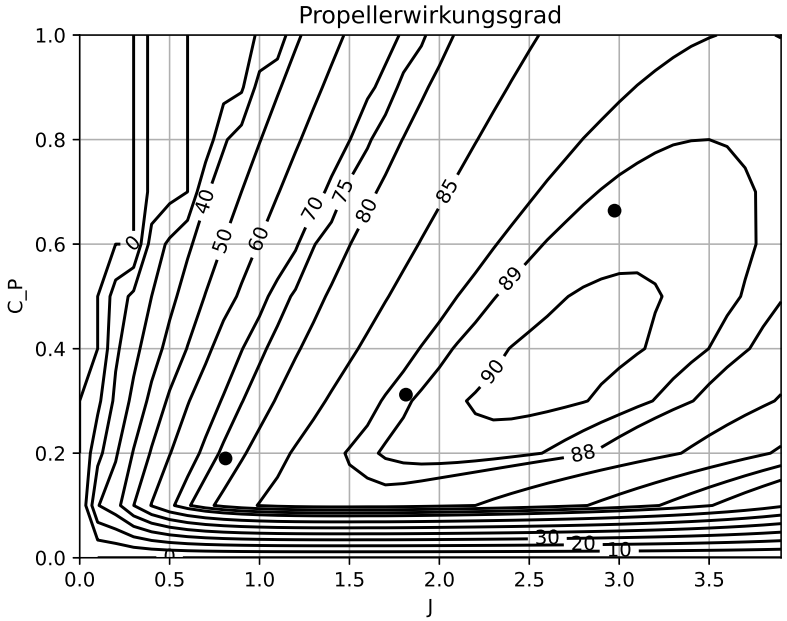

Abbildung A.10.: Propeller-Leistungscharakteristik ausgelegt für den Reiseflugpunkt mit vergrößerter Blatttiefe.

A.6. Anforderungen an den Auftriebsbeiwert im Landeanflug

Zur Vereinfachung der Auswertungen der Landeanforderungen ist es in der Regel sinnvoll, den Sicherheitsfaktor aus [4] auf den maximalen Auftriebsbeiwert $C_{L_{max}}$ statt auf die minimale Fluggeschwindigkeit V_{stall} anzuwenden. Der Hintergrund besteht darin, dass $C_{L_{max}}$ unmittelbar aus der AP-Map extrahiert werden kann, während V_{stall} weitere Berechnungen erfordern würde. Hier sei die entsprechende Umformung gezeigt, für die dem Autor keine Quelle bekannt ist, die jedoch im Rahmen des Vorentwurfs häufig eingesetzt wird und damit nicht der Denkleistung des Autors zuzuschreiben ist.
Die Basis für die Auswertung des Auftriebsbeiwerts bietet die Auftriebsgleichung A.4, welche für den Landeanflug wie folgt geschrieben werden kann:

$$L_{approach} = m_{landing}g = \frac{1}{2}\rho V_{approach}^2 S_{ref} C_{L_{approach}} \tag{A.4}$$

Durch die Anwendung des Sicherheitsfaktors von 1.23 auf die Landegeschwindigkeit lässt sich die Gleichung wie folgt schreiben, wobei V_{stall} die niedrigste plausible Geschwindigkeit darstellt:

$$L_{approach} = \frac{1}{2}\rho(1.23V_{stall})^2 S_{ref} C_{L_{approach}} = \frac{1}{2}\rho V_{stall}^2 S_{ref}(1.23^2 C_{L_{approach}}) \tag{A.5}$$

Wegen der Forderung nach einem konstanten Auftrieb im Landeanflug unter Berücksichtigung der Kleinwinkelnäherung der flachen Flugbahn muss der Auftriebsbeiwert bei minimaler Fluggeschwindigkeit V_{stall} dem Maximalauftriebsbeiwert $C_{L_{max}}$ entsprechen:

$$L_{approach} = \frac{1}{2}\rho V_{stall}^2 S_{ref}(C_{L_{max}}) \tag{A.6}$$

Aus den obigen Beziehungen lässt sich schließlich die folgende Gleichung ableiten:

$$1.23^2 C_{L_{approach}} = C_{L_{max}} \tag{A.7}$$

Zur Evaluierung der Einhaltung der Anforderungen wird zunächst der erforderliche Auftriebsbeiwert $C_{L_{approach}}$ bei der durch die Missionsanforderungen festgelegten Landegeschwindigkeit $V_{appraoch}$ berechnet. Anschließend wird ermittelt, welchen Maximalauftriebsbeiwert $C_{L_{max}}$ die Konfiguration bei $V_{appraoch}$ erreicht. Abschließend wird überprüft, ob die folgende Beziehung erfüllt wird:

$$1.23^2 \frac{C_{L_{approach}}}{C_{L_{max}}} \leq 1 \tag{A.8}$$

Berücksichtigt man die obige Herleitung, scheint es formell korrekt, den $C_{L_{max}}$ bei V_{stall} statt bei $V_{appraoch}$ zu evaluieren. Dieser würde aufgrund höherer Übergeschwindigkeiten im Propellernachlauf einen höheren Wert aufweisen. Allerdings erscheint es dem Autor sinnvoller, die Leistungsanforderung so zu interpretieren, dass der Sicherheitsabstand von 1.23 für die tatsächliche Anfluggeschwindigkeit eingehalten werden würde. Auch wenn nicht abschließend geklärt, ist dieser Ansatz tendenziell konservativ.

A.7. Einfluss der Variation des Volumenkoeffizienten des Höhenleitwerks

Aufgrund der deutlichen Abhängigkeit des Nickmoments von der Leistungseinstellung bei Konfigurationen mit verteilten Antrieben am Flügel, wie in Kapitel 4.1.7 gezeigt, kann eine Vergrößerung des Höhenleitwerks gegenüber den klassischen Auslegungsrichtlinien erforderlich sein. Für die Abschätzung des Einflusses einer Leitwerksvergrößerung aus der Perspektive des Gesamtflugzeugs wird deshalb die folgende Studie durchgeführt. Es werden Regionalflugzeugkonfigurationen mit 10 Propellern, einer Flächenbelastung von 400 kg/m^2 und einem Leistungs- Gewichtsverhältnis von 0.2 kW/kg verwendet. Der Volumenkoeffizient des Höhenleitwerks wird in Schritten von 20% bis zu einer maximalen Vergrößerung von 60% variiert. Für jeden Datenpunkt wird ein Entwurf durchgeführt, um die Schneeballeffekte zu erfassen.
Die Ergebnisse der Studie sind in Abbildung A.11 zusammengefasst. Zu erkennen ist, dass bei einer Vergrößerung des Volumenkoeffizienten um 10% der Treibstoffbedarf um etwa 0.5%, die Leer- und die maximale Abflugmasse um ca. 0.2% steigen. Diese Trends setzen sich näherungsweise linear in dem betrachteten Bereich fort.

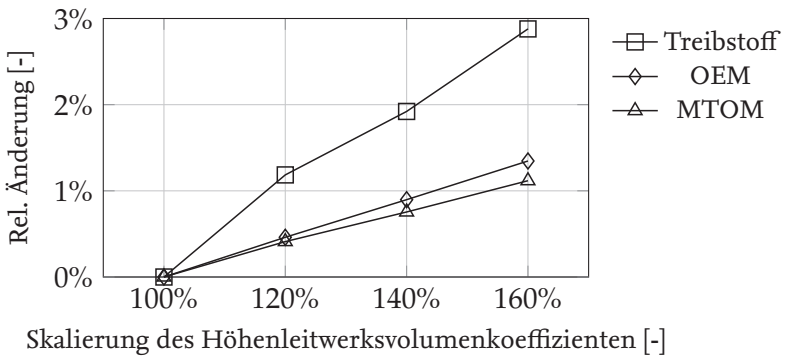

Abbildung A.11.: Relative Änderungen des Treibstoffbedarfs, der operationellen Leermasse und der maximalen Abflugmasse in Abhängigkeit der Vergrößerung des Höhenleitwerksvolumenkoeffizienten.

A.8. Abschätzung der Seitenleitwerksgröße für eine viermotorige turbo-elektrische Konfiguration

In diesem Kapitel erfolgt die Abschätzung des Potentials zur Reduktion der Seitenleitwerksfläche bei einer viermotorigen Konfiguration mit einem elektrifizierten Antriebsstrang. Dabei wird davon ausgegangen, dass der Triebwerksausfall, als eines der nach [68] möglichen Kriterien, dimensionierend für das Seitenleitwerk ist. Es wird ein Konzept mit zwei der vier Triebwerke an den Tragflächenspitzen als ein möglichst kritischer Fall betrachtet. Es wird weiterhin angenommen, dass alle elektrischen Antriebseinheiten für die gleiche Leistung ausgelegt sind. Im Folgenden soll ein Vergleich der Giermomente dieser viermotorigen Konfiguration gegenüber einer zweimotorigen Konfiguration den Aufschluss über die erforderlichen Seitenleitwerkskräfte und Flächen liefern. In Abbildung A.12 sind die zu dem Vergleich herangezogenen Konfigurationen dargestellt.

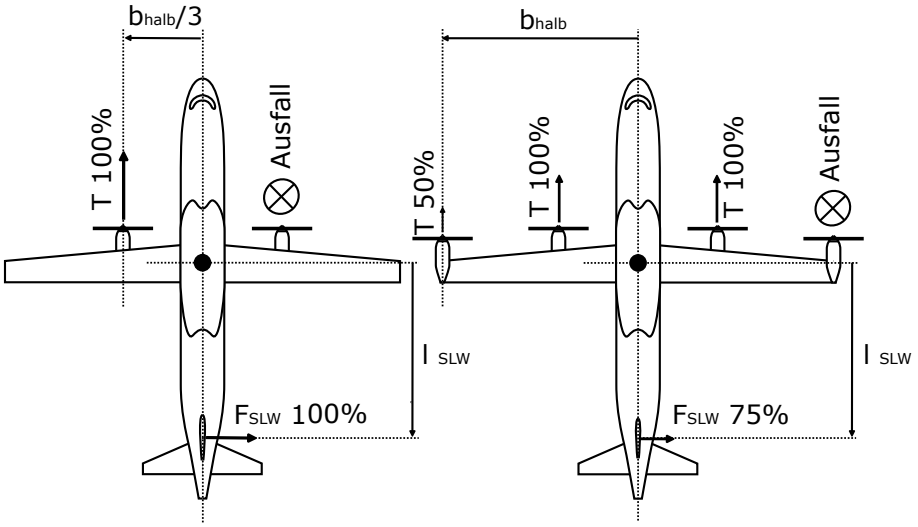

Abbildung A.12.: Konfigurationen mit zwei und vier Propellern zur Bewertung der Anforderungen an die Seitenleitwerkskräfte bei Triebwerksausfall.

Das Seitenleitwerk muss eine ausreichende seitwärts gerichtete Auftriebskraft aufbringen, um bei einer asymmetrischen Schubverteilung M_{OEI} nach dem Triebwerksausfall das Giermoment durch ein entgegen gerichtetes Moment M_{SLW} wie in Formel A.9 zu kompensieren [68]. Das Giermoment M_{OEI} lässt sich entsprechend der Formel A.10 aus der Summe der Einzelmomente der Antriebe bestimmen. Hierbei sind $T_{Propeller_i}$ der Schub und $l_{Propeller_i}$ der Hebelarm der Antriebseinheit i. Das Giermoment des Seitenleitwerks M_{SLW} wird in Formel A.11 mittels der Auftriebskraft L_{SLW} und des Hebelarms l_{SLW} definiert. Die Auftriebskraft lässt sich weiterhin mittels Staudruck q, der Bezugsfläche des Seitenleitwerks $S_{ref_{SLW}}$ und des Auftriebsbeiwerts $C_{L_{SLW}}$ berechnen.

$$M_{OEI} = M_{SLW} \tag{A.9}$$

$$M_{OEI} = \sum T_{Propeller_i} l_{Propeller_i} \tag{A.10}$$

$$M_{SLW} = L_{SLW} l_{SLW} = q S_{ref_{SLW}} C_{L_{SLW}} l_{SLW} \tag{A.11}$$

Für diese Betrachtung werden folgende Annahmen getroffen. Die Abmessungen der beiden Konfigurationen, der verfügbare Schub und der Schubbedarf sind in erster Näherung identisch. Die Triebwerke der zweimotorigen Konfiguration sind bei 1/3 der Halbspannweite b_{halb} angeordnet. Die äußeren Propeller der viermotorigen Konfiguration sind an den Tragflächenenden bei 100% von b_{halb} angeordnet.
Fällt bei einer zweimotorigen Konfiguration ein Triebwerk aus, verbleiben 50% der Gesamtleistung T_{tot}, welche mit dem Hebelarm von $b_{halb}/3$ wirken. Das resultierende Moment ist in Formel A.12 formuliert. Damit lässt sich mittels Formel A.11 die Leitwerksfläche $S_{ref_{SLW}}$ bestimmen, welche unter Annahme eines Auftriebsbeiwerts $C_{L_{SLW}}$ unter den Betriebsbedingungen q erforderlich wäre.

$$M_{OEI\ 2\ Propeller} = \frac{T_{tot}}{2} \frac{b_{halb}}{3} = \frac{1}{6} T_{tot} b_{halb} \tag{A.12}$$

Fällt bei der viermotorigen Konfiguration ein Triebwerk aus, verbleiben 75% der Gesamtleistung T_{tot}. Da die Giermomente der inneren Triebwerke sich gegenseitig aufheben, tragen 25% der Gesamtleistung mit dem Hebelarm von b_{halb} zum Giermoment bei. Das resultierende Moment ist in Formel A.13 formuliert. Dadurch ist es höher als im Fall einer Konfiguration mit 2 Triebwerken. Allerdings ist für die Auslegung der Konfiguration zu Berücksichtigen, dass aus der Perspektive der Leistung für die Flugfähigkeit 50% der Gesamtleistung ausreichen würden, um dem Ausfall einer Gasturbine Rechnung zu tragen. Weiterhin ermöglicht der elektrische Antriebsstrang eine hohe Flexibilität der Kontrolle der Leistungsverteilung. Daraus lässt sich schlussfolgern, dass die theoretisch verbleibenden 75% der Gesamtleistung für einen sicheren Betrieb des Flugzeugs bei einem Triebwerksausfall nicht vollständig ausgeschöpft werden müssten. Ein möglicher Kompromiss besteht in der Reduktion der Leistung des laufenden äußeren Propellers um 50%. Hierdurch lässt sich das Giermoment halbieren und die Gesamtleistung bei über 60% erhalten. Die Leistungsreserve übersteigt damit um 20% jene, einer zweimotorigen Konfiguration nach Triebwerksausfall. Formel A.14 approximiert die resultierende Beziehung.

$$M_{OEI\ 4\ Propeller} = \frac{1}{4} T_{tot} b_{halb} \tag{A.13}$$

$$M_{OEI\ 4\ Propeller} = \frac{1}{8} T_{tot} b_{halb} \tag{A.14}$$

Unter der Annahme konstanter Betriebsbedingungen und eines von der Größe des Leitwerks unabhängigen, erreichbaren Auftriebsbeiwerts lässt sich in Formel A.15 das Verhältnis der erforderlichen Seitenleitwerksflächen bilden, um die jeweiligen Giermomente zu kompensieren.

$$\frac{S_{ref_{SLW\ 4\ Propeller}}}{S_{ref_{SLW\ 2\ Propeller}}} = \frac{M_{OEI\ 4\ Propeller} l_{SLW}}{M_{OEI\ 2\ Propeller} l_{SLW}} = \frac{3}{4} \tag{A.15}$$

Ausgehend von dieser Betrachtung lässt sich eine Reduktion des Volumenkoeffizienten des Seitenleitwerks von 25% legitimieren.
Es sei angemerkt, dass für diese Berechnungen signifikante Vereinfachungen vorgenommen wurden. So wurde der Einfluss von stehenden Propellern und die Abhängigkeit des Auftriebsbeiwerts von der Reynoldszahl vernachlässigt. Allerdings bietet die Leistungsreserve von über 60% weitere Flexibilität für Feinjustierungen.

A.9. Effekte der Propeller-Flügel-Interaktion mit einem einzelnen Propeller

In Abbildung A.13 ist der Einfluss der spannweitigen Propellerposition auf den Leistungsbedarf für unterschiedliche Flügelstreckungen und Auftriebsbeiwerte gezeigt. Für die Berechnungen ist LiLi als zentrales Werkzeug verwendet worden. Als Bezugspunkte für die Berechnung der relativen Abweichung wird der Leistungsbedarf des Propellers bei 30% der Halbspannweite verwendet. Die Flügelfläche beträgt für alle Tragflächen 60 m^2. Zunächst wird der positive Drehsinn, also eine Rotation des Propellers dem Randwirbel entgegen, betrachtet.
Wie aufgrund von vielfältigen Veröffentlichungen erwartet, die in Kapitel 4.1.2 aufgelistet sind, wird der Leistungsbedarf durch die Verschiebung des Propellers in Richtung der Tragflächenspitze verringert. Es zeigt sich weiterhin, dass mit zunehmender Streckung der Effekt deutlich reduziert und mit zunehmendem Auftriebsbeiwert verstärkt wird. Die Streckung ist ein typischer Parameter im Flugzeugentwurf und wird deshalb hier als Maß verwendet. Der Analyse nach wäre bei einer ATR-72-ähnlichen Konfiguration mit einer Flügelstreckung von 12 und einem Auftriebsbeiwert von 0.7 bei geeigneter Positionierung der Propellers nahe der Tragflächenspitzen eine Reduktion des Leistungsbedarfs von ca. 5% zu erwarten. Dabei werden die Effekte auf andere Disziplinen gezielt vernachlässigt, um den aerodynamischen Effekt der Propellerpositionierung zu isolieren.

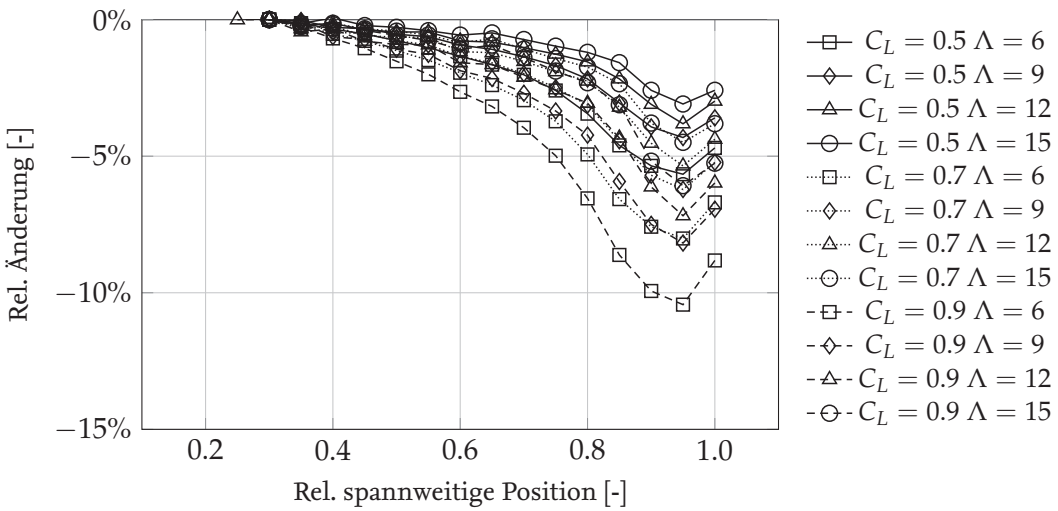

Abbildung A.13.: Relative Änderungen des Leistungsbedarfs in Abhängigkeit der spannweitigen Position, des Auftriebsbeiwerts C_L und der Streckung Λ bei positivem Drehsinn des Propellers.

In Abbildung A.14 ist der Einfluss der spannweitigen Propellerposition auf den Leistungsbedarf für unterschiedliche Flügelstreckungen und Auftriebsbeiwerte gezeigt, wobei in

diesem Fall der negative Drehsinn, also eine Rotation des Propellers mit dem Randwirbel, betrachtet wird. Als Bezugspunkte für die Berechnung der relativen Abweichung wird hier ebenfalls der Leistungsbedarf des Propellers bei 30% der Halbspannweite verwendet. Die Flügelfläche beträgt für alle Tragflächen der Vergleichbarkeit der Beiwerte wegen 60 m^2. Bei einem negativen Drehsinn des Propellers steigt der Leistungsbedarf signifikant an. Wie bei dem entgegengesetzten Drehsinn zeigt sich, dass mit zunehmender Streckung der beobachtete Effekt deutlich verringert und mit zunehmendem Auftriebsbeiwert verstärkt wird.

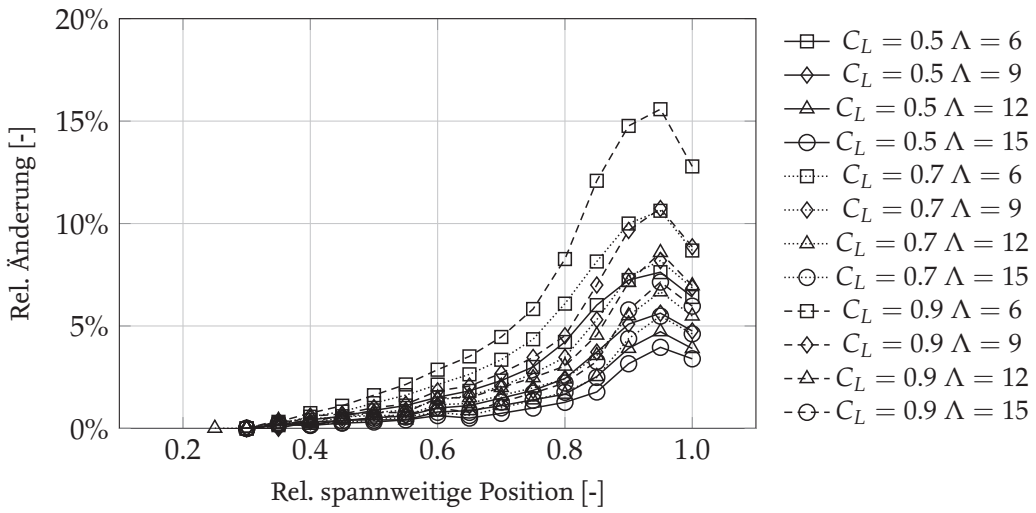

Abbildung A.14.: Relative Änderungen des Leistungsbedarfs in Abhängigkeit der spannweitigen Position, des Auftriebsbeiwerts C_L und der Streckung Λ bei negativem Drehsinn des Propellers.

A.10. Ergänzungen zur Variation der Flügelfläche

In diesem Kapitel sind ergänzende Diagramme zu Kapitel 4.1.4 mit Propellerzahlen von 8 und 12 enthalten. Die Ergebnisse zeigen dieselben Trends und Größenordnungen der betrachteten Effekte wie bei der Konfiguration mit 10 Propellern. Hierdurch können die Aussagen hinsichtlich des Verhaltens der betrachteten Effekte als von der Propelleranzahl näherungsweise unabhängig angesehen werden.

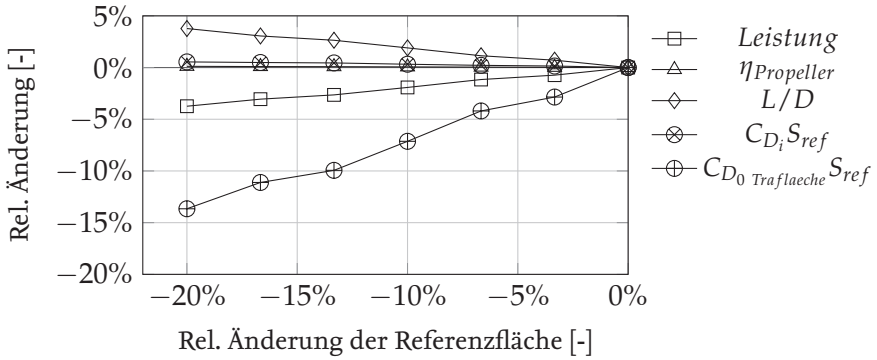

Abbildung A.15.: Einfluss der Flügelfläche auf den Leistungsbedarf, den Propellerwirkungsgrad, die Gleitzahl, den induzierten Widerstands und den Nullwiderstand der Tragfläche für eine Konfiguration mit 8 Propellern.

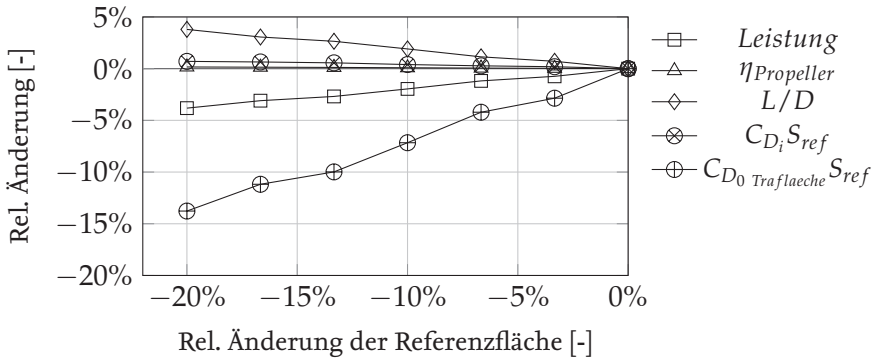

Abbildung A.16.: Einfluss der Flügelfläche auf den Leistungsbedarf, den Propellerwirkungsgrad, die Gleitzahl, den induzierten Widerstands und den Nullwiderstand der Tragfläche für eine Konfiguration mit 12 Propellern.

A.11. Einfluss der Propellernachlaufkontraktion

Für die Studien im Rahmen dieser Arbeit wird eine Version von Lifting_Line eingesetzt, bei welcher die Nachlaufkontraktion vernachlässigt wird. Die Nachlaufkontraktion ist mit einer Erhöhung der Geschwindigkeit in der vom Propeller beeinflussten Stromröhre und führt zu einer Verkleinerung des vom Nachlauf betroffenen Bereichs der Tragfläche. Die Kontraktion variiert mit dem Abstand des Propellers von der Tragfläche und der Propellerbelastung. [74]
Um den Einfluss der Vernachlässigung der Kontraktion zu evaluieren, werden dedizierte Studien mit einer speziellen Lifting_Line Version unter Berücksichtigung der Nachlaufkontraktion durchgeführt. Im Folgenden wird ein Vergleich der Ergebnisse zwischen den beiden Versionen gezogen. Um den Einfluss der Nachlaufkontraktion unter Reiseflugbedingungen zu evaluieren, werden generische Reginalflugzeugkonfigurationen der ATR-72 Größe mit zwei bis sechzehn Propellern betrachtet.
In Abbildung A.17 sind die relativen Abweichungen der Simulationsergebnisse hinsichtlich Propellerwirkungsgrad und Gleitzahl mit und ohne Nachlaufkontraktion im Reiseflug gezeigt. Es ist kein erkennbarer Einfluss auf den Propellerwirkungsgrad und ein nur geringer Effekt von weniger als 1% auf die Gleitzahl erkennbar. Der Aussage in [97] nach für schwach belastete Propeller in einem repräsentativen Betriebspunkt beträgt die Kontraktion ca. 1%, wodurch die hier ermittelte Größenordnung der Effekte bestätigt wird. Damit ist die Vernachlässigung der Propellernachlaufkontraktion im Reiseflug im Rahmen des Vorentwurfs als akzeptabel anzusehen. Jedoch ist festzuhalten, dass die Vernachlässigung der Nachlaufkontraktion im Reiseflug zu tendenziell leicht optimistischen Ergebnissen insbesondere bei Konfigurationen mit einer höheren Propelleranzahl führt.

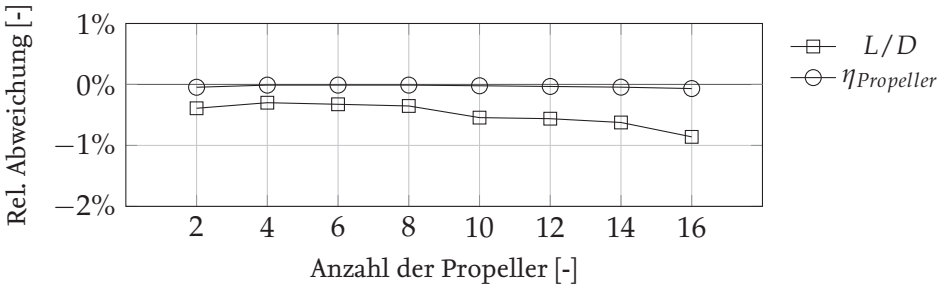

Abbildung A.17.: Einfluss der Nachlaufkontraktion unter Reiseflugbedingungen.

Die Bewertung des Einflusses der Kontraktion im Langsamflug erfolgt anhand einer Regionalflugzeugkonfiguration aus den generischen Parameterstudien mit einer Flächenbelastung von 400 kg/m^2 und einem Leistungs- Gewichtsverhältnis von 0.2 kW/kg. Ausgewertet wird der Landeanflug mit voll ausgefahrenen Klappen und einer Leistungseinstellung von 50%.
In Abbildung A.18 sind die relative Abweichung des Maximalauftriebsbeiwerts sowie der

Länge der Startstrecke in Abhängigkeit der Propelleranzahl bei Berücksichtigung der Nachlaufkontraktion gezeigt. Die Berücksichtigung der Kontraktion des Nachlaufs liefert für alle Konfigurationen höhere Maximalauftriebsbeiwerte. Die Abweichungen hängen signifikant von der Propelleranzahl ab und steigen mit zunehmender Zahl von 3% bei vier Propellern bis auf 9% bei sechzehn Propellern an. Damit wären theoretisch höhere Flächenbelastungen, insbesondere bei einer höheren Anzahl von Propellern umsetzbar, als in der Ergebnisdiskussion gezeigt. Allerdings ist diese Methode zur Ermittlung des Maximalauftriebs eine vergleichsweise grobe Abschätzung. Außerdem haben sehr hohe Propellerzahlen keine Vorteile hinsichtlich Missionseffizienz gezeigt. Bei vier bis zehn Propellern belaufen sich die Abweichungen auf bis zu 5%, was im Rahmen des Vorentwurfs wiederum als akzeptabel angesehen werden kann.

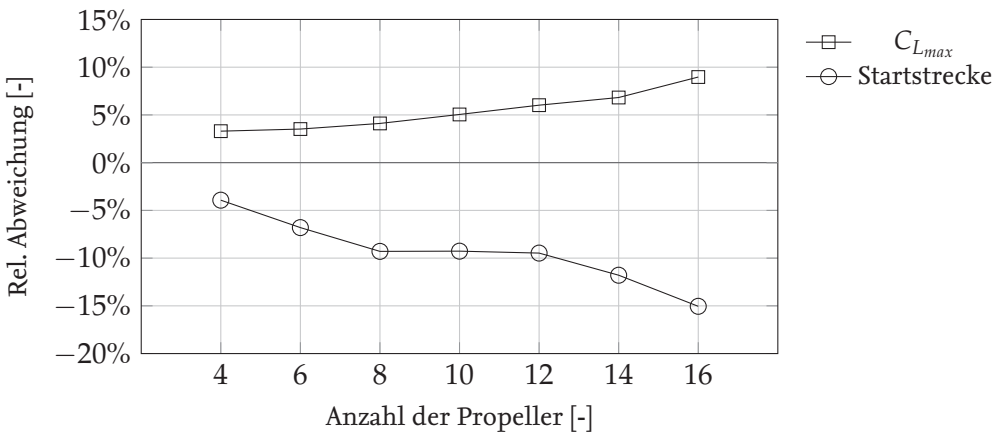

Abbildung A.18.: Einfluss der Nachlaufkontraktion im Landeanflug bei 50% der Leistung.

Die Berücksichtigung der Nachlaufkontraktion bei der Berechnung der Startstrecke in Form der Balanced Field Length führt zu kürzeren Streckenlängen, was ausgehend von den Ergebnissen zum Maximalauftriebsbeiwert dem erwarteten Trend entspricht. Auch in diesem Fall ist die in der Arbeit verwendete Methode konservativ. Allerdings sei angemerkt, dass die Startstreckenlänge bei mehr als zwei Propellern keinen Einfluss auf den Entwurfsraum gehabt hat.

A.12. Propeller für die SynergIE-Nachentwürfe

In Abbildungen A.19, A.20 und A.21 sind die resultierenden Diagramme des Wirkungsgrads in Abhängigkeit des Leistungskoeffizienten C_P und des Fortschrittsgrads J für die Nachentwürfe der Referenz (A.19), der Baseline (A.20) und der DEP10 (A.21) Konfigurationen aus dem Projekt SynergIE [36] gezeigt. Die Auslegungspunkte für die jeweiligen Propeller sind in Tabelle A.3 zusammengefasst.

Tabelle A.3.: Auslegungspunkte der nachentworfenen der Propeller.

	Referenz	Baseline	DEP10
C_P	0.80	0.99	0.33
J	2.97	2.97	2.97

Die Propellereigenschaften der zweimotorigen Konfigurationen sind untereinander vergleichbar, wobei die Referenz aufgrund einer geringeren Belastung einen etwas höheren Wirkungsgrad aufweist. Der Propeller der DEP10 Konfiguration hat deutlich abweichende Eigenschaften. Er weist einen höheren maximalen Wirkungsgrad in der Nähe des Auslegungspunkts auf. Bei hohen Leistungskoeffizienten und einem geringen Fortschrittsgrad sinkt dieser deutlich ab. Aufgrund der Modifikation der Blatttiefe gemäß Kapitel 3.4.3 stimmen die Wirkungsgradoptima nicht exakt mit den Auslegungspunkten überein.

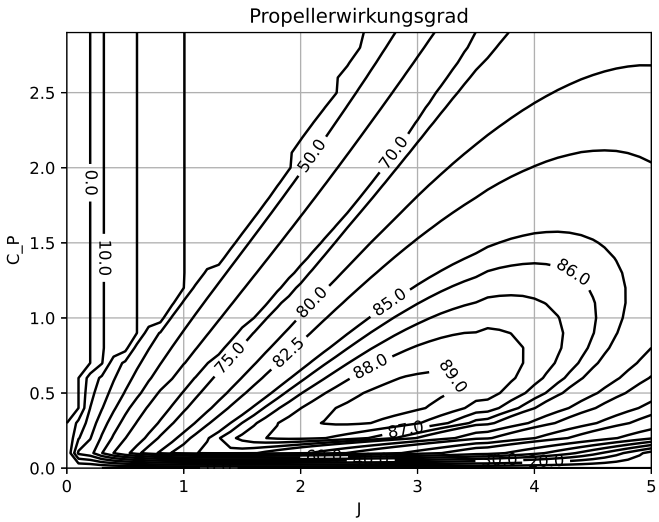

Abbildung A.19.: Propeller-Charakteristik SynergIE Referenz (Nachentwurf).

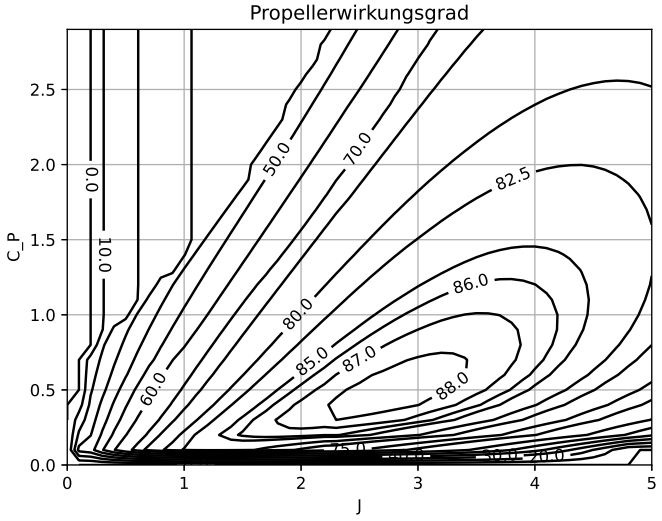

Abbildung A.20.: Propeller-Charakteristik SynergIE Baseline (Nachentwurf).

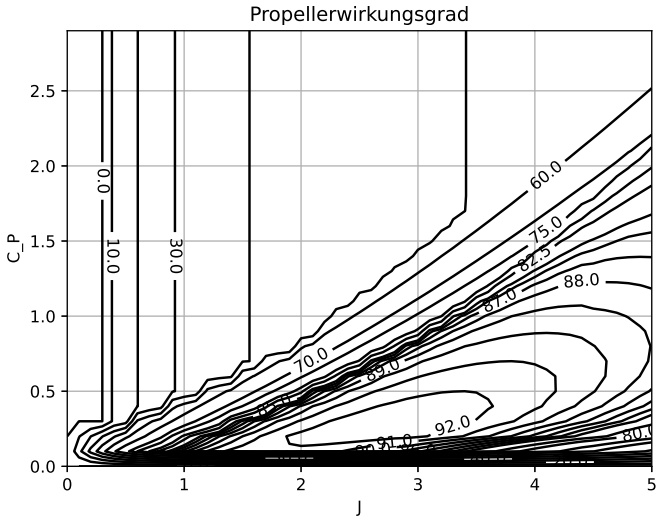

Abbildung A.21.: Propeller-Charakteristik SynergIE DEP10 (Nachentwurf).

A.13. Konfigurationsdetails

Tabelle A.4.: Daten der Referenz sowie der effizientesten turbo-elektrischen Regionalflugzeugkonfigurationen für die jeweilige Propelleranzahl.

Antrieb	[-]	TP	TE	TE	TE	TE	TE	TE	TE	TE
W/S	$[kg/m^2]$	400	400	430	430	440	450	460	460	470
P/W	$[kW/kg]$	0.19	0.2	0.18	0.18	0.18	0.18	0.18	0.18	0.18
Propeller	[-]	2	2	4	6	8	10	12	14	16
$D_{Propeller}$	$[m]$	4.00	4.00	4.00	4.00	3.40	2.65	2.17	1.83	1.59
S_{ref}	$[m^2]$	54.5	58.9	53.3	53.3	51.9	50.5	49.3	49.3	48.2
b	$[m]$	27	27	27	27	27	27	27	27	27
Λ	[-]	13.4	12.4	13.7	13.7	14.1	14.4	14.8	14.8	15.1
l_{ref}	$[m]$	2.1	2.2	2.0	2.0	2.0	1.9	1.9	1.9	1.8
S_{HLW}	$[m^2]$	12.4	14.3	12.2	12.4	11.8	11.3	10.8	10.8	10.4
S_{SLW}	$[m^2]$	9.7	10.4	7.3	4.9	4.8	4.7	4.6	4.6	4.5
l_{Rumpf}	$[m]$	28.7	28.7	28.7	28.7	28.7	28.7	28.7	28.7	28.7
D_{Rumpf}	$[m]$	2.94	2.94	2.94	2.94	2.94	2.94	2.94	2.94	2.94
$m_{Fluegel}$	$[t]$	2.01	2.11	2.03	2.03	2.04	2.05	2.06	2.06	2.07
m_{Rumpf}	$[t]$	2.98	2.98	2.98	2.98	2.98	2.98	2.98	2.98	2.98
m_{HLW}	$[t]$	0.15	0.18	0.15	0.15	0.15	0.14	0.13	0.13	0.12
m_{SLW}	$[t]$	0.10	0.11	0.07	0.05	0.04	0.04	0.04	0.04	0.04
$m_{Fahrwerk}$	$[t]$	0.61	0.65	0.63	0.64	0.63	0.63	0.63	0.63	0.63
$m_{Systeme}$	$[t]$	1.92	2.05	2.02	2.02	2.01	2.00	2.00	2.00	1.99
$m_{Betriebsmittel}$	$[t]$	1.17	1.17	1.17	1.17	1.17	1.17	1.17	1.17	1.17
$m_{Gasturbinen}$	$[t]$	0.92	1.05	0.92	0.92	0.91	0.91	0.91	0.91	0.91
$m_{Generatoren}$	$[t]$	0.00	0.36	0.32	0.32	0.32	0.31	0.31	0.31	0.31
$m_{Leistungselektronik}$	$[t]$	0.00	0.11	0.09	0.09	0.09	0.09	0.09	0.09	0.09
m_{Kabel}	$[t]$	0.00	0.03	0.10	0.10	0.10	0.10	0.10	0.10	0.10
$m_{Motoren}$	$[t]$	0.00	0.35	0.31	0.31	0.31	0.31	0.31	0.31	0.31
$m_{Propeller}$	$[t]$	0.44	0.47	0.49	0.54	0.50	0.43	0.38	0.35	0.32
$m_{Gondeln}$	$[t]$	0.35	0.39	0.34	0.34	0.34	0.34	0.33	0.33	0.33
$m_{Kuehlsystem}$	$[t]$	0.00	0.18	0.16	0.16	0.15	0.15	0.15	0.15	0.15
$m_{Antriebssystem}$	$[t]$	1.71	2.94	2.72	2.77	2.73	2.65	2.59	2.56	2.53
OEM	$[t]$	2.52	2.52	2.52	2.52	2.52	2.52	2.52	2.52	2.52
$MTOM$	$[t]$	21.80	23.55	22.92	22.90	22.83	22.74	22.68	22.66	22.63
$L/D_{Reiseflug}$	[-]	16.6	16.8	17.4	17.5	17.5	17.6	17.7	17.7	17.8
$C_{L_{Reiseflug}}$	[-]	0.51	0.51	0.55	0.55	0.56	0.57	0.58	0.58	0.60
$C_{L_{max_{Landung}}}$	[-]	2.57	2.53	2.75	2.75	2.82	2.87	2.92	2.91	2.99
Startstrecke	$[km]$	1.44	1.40	1.35	1.30	1.27	1.25	1.31	1.42	1.38

Tabelle A.5.: Daten der Referenz sowie der effizientesten turbo-elektrischen Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen für die jeweilige Propelleranzahl, entworfen mit dem konservativen Gondelmodell.

Antrieb	[-]	TP	TE	TE	TE	TE	TE	TE
W/S	$[kg/m^2]$	550	550	590	590	610	610	630
P/W	$[kW/kg]$	0.21	0.22	0.21	0.21	0.21	0.22	0.22
Propeller	[-]	2	2	4	6	8	10	12
$D_{Propeller}$	$[m]$	5.30	5.30	5.30	5.30	3.99	3.19	2.66
S_{ref}	$[m^2]$	98.8	109.3	99.4	99.5	96.1	97.6	94.6
b	$[m]$	36	36	36	36	36	36	36
Λ	[-]	13.1	11.9	13.0	13.0	13.5	13.3	13.7
l_{ref}	$[m]$	2.9	3.2	2.9	2.9	2.8	2.8	2.7
S_{HLW}	$[m^2]$	18.1	21.9	18.7	19.1	18.0	18.6	17.6
S_{SLW}	$[m^2]$	17.8	19.6	13.6	9.2	9.0	9.1	8.9
l_{Rumpf}	$[m]$	39.1	39.1	39.1	39.1	39.1	39.1	39.1
D_{Rumpf}	$[m]$	4.06	4.06	4.06	4.06	4.06	4.06	4.06
$m_{Fluegel}$	$[t]$	5.80	6.13	5.93	5.93	5.99	6.04	6.11
m_{Rumpf}	$[t]$	6.76	6.76	6.76	6.76	6.76	6.76	6.76
m_{HLW}	$[t]$	0.25	0.31	0.26	0.26	0.24	0.25	0.24
m_{SLW}	$[t]$	0.22	0.25	0.16	0.10	0.10	0.10	0.09
$m_{Fahrwerk}$	$[t]$	1.59	1.74	1.71	1.71	1.70	1.72	1.72
$m_{Systeme}$	$[t]$	3.18	3.45	3.41	3.42	3.40	3.43	3.42
$m_{Betriebsmittel}$	$[t]$	2.50	2.50	2.50	2.50	2.50	2.50	2.50
$m_{Gasturbinen}$	$[t]$	2.54	2.94	2.74	2.74	2.73	2.91	2.91
$m_{Generatoren}$	$[t]$	0.00	1.02	0.95	0.95	0.95	1.01	1.01
$m_{Leistungselektronik}$	$[t]$	0.00	0.30	0.28	0.28	0.28	0.30	0.30
m_{Kabel}	$[t]$	0.00	0.05	0.08	0.12	0.12	0.13	0.13
$m_{Motoren}$	$[t]$	0.00	0.99	0.92	0.92	0.92	0.98	0.98
$m_{Propeller}$	$[t]$	1.34	1.46	1.61	1.76	1.50	1.39	1.25
$m_{Gondeln}$	$[t]$	0.97	1.08	1.01	1.01	1.01	1.07	1.07
$m_{Kuehlsystem}$	$[t]$	0.00	0.50	0.46	0.46	0.46	0.49	0.49
$m_{Antriebssystem}$	$[t]$	4.85	8.34	8.05	8.25	7.98	8.28	8.15
OEM	$[t]$	5.48	5.48	5.48	5.48	5.48	5.48	5.48
$MTOM$	$[t]$	54.33	60.09	58.67	58.71	58.60	59.52	59.58
$L/D_{Reiseflug}$	[-]	19.1	19.2	19.0	19.0	18.9	18.5	18.5
$C_{L_{Reiseflug}}$	[-]	0.57	0.57	0.61	0.61	0.63	0.63	0.65
$C_{L_{max_{Landung}}}$	[-]	2.58	2.53	2.77	2.75	2.82	2.86	2.93
Startstrecke	$[km]$	1.87	1.82	1.61	1.46	1.48	1.55	1.53

Tabelle A.6.: Daten der Referenz sowie der effizientesten turbo-elektrischen Kurz- und Mittelstreckenkonfigurationen für die jeweilige Propelleranzahl, entworfen mit dem optimistischen Gondelmodell.

Antrieb	[-]	TP	TE	TE	TE	TE	TE	TE
W/S	$[kg/m^2]$	550	550	590	590	590	620	630
P/W	$[kW/kg]$	0.21	0.22	0.21	0.2	0.2	0.21	0.21
Propeller	[-]	2	2	4	6	8	10	12
$D_{Propeller}$	$[m]$	5.30	5.30	5.30	5.30	3.99	3.19	2.66
S_{ref}	$[m^2]$	98.8	109.3	98.9	97.2	96.7	93.0	91.3
b	$[m]$	36	36	36	36	36	36	36
Λ	[-]	13.1	11.9	13.1	13.3	13.4	13.9	14.2
l_{ref}	$[m]$	2.9	3.2	2.9	2.8	2.8	2.7	2.6
S_{HLW}	$[m^2]$	18.1	21.9	18.6	18.4	18.3	17.0	16.5
S_{SLW}	$[m^2]$	17.8	19.6	13.6	9.0	9.1	8.8	8.6
l_{Rumpf}	$[m]$	39.1	39.1	39.1	39.1	39.1	39.1	39.1
D_{Rumpf}	$[m]$	4.06	4.06	4.06	4.06	4.06	4.06	4.06
$m_{Fluegel}$	$[t]$	5.80	6.13	5.92	5.86	5.84	5.97	6.00
m_{Rumpf}	$[t]$	6.76	6.76	6.76	6.76	6.76	6.76	6.76
m_{HLW}	$[t]$	0.25	0.31	0.25	0.25	0.25	0.23	0.22
m_{SLW}	$[t]$	0.22	0.25	0.16	0.10	0.10	0.09	0.09
$m_{Fahrwerk}$	$[t]$	1.59	1.74	1.70	1.67	1.65	1.67	1.67
$m_{Systeme}$	$[t]$	3.18	3.45	3.41	3.38	3.36	3.38	3.37
$m_{Betriebsmittel}$	$[t]$	2.50	2.50	2.50	2.50	2.50	2.50	2.50
$m_{Gasturbinen}$	$[t]$	2.54	2.94	2.72	2.55	2.54	2.69	2.69
$m_{Generatoren}$	$[t]$	0.00	1.02	0.94	0.88	0.88	0.93	0.93
$m_{Leistungselektronik}$	$[t]$	0.00	0.30	0.28	0.26	0.26	0.28	0.28
m_{Kabel}	$[t]$	0.00	0.05	0.08	0.12	0.12	0.13	0.13
$m_{Motoren}$	$[t]$	0.00	0.99	0.92	0.86	0.86	0.91	0.91
$m_{Propeller}$	$[t]$	1.34	1.46	1.60	1.66	1.41	1.30	1.18
$m_{Gondeln}$	$[t]$	0.97	1.08	1.00	0.94	0.94	0.99	0.99
$m_{Kuehlsystem}$	$[t]$	0.00	0.50	0.46	0.43	0.43	0.46	0.46
$m_{Antriebssystem}$	$[t]$	4.85	8.34	8.01	7.71	7.43	7.68	7.55
OEM	$[t]$	5.48	5.48	5.48	5.48	5.48	5.48	5.48
$MTOM$	$[t]$	54.33	60.09	58.36	57.36	57.07	57.64	57.54
$L/D_{Reiseflug}$	[-]	19.1	19.2	19.3	19.7	19.8	19.8	19.9
$C_{L_{Reiseflug}}$	[-]	0.57	0.57	0.61	0.62	0.62	0.65	0.66
$C_{L_{max_{Landung}}}$	[-]	2.58	2.53	2.77	2.75	2.78	2.86	2.91
Startstrecke	$[km]$	1.87	1.82	1.62	1.55	1.53	1.74	1.61