

Vorauslegung eines batterie-hybrid-elektrischen Antriebes für ein 70-sitziges Regionalflugzeug

Jonas Schroeter

Vollständiger Abdruck der von der TUM School of Engineering and Design
der Technischen Universität München zur Erlangung eines
Doktors der Ingenieurwissenschaften (Dr.-Ing.)
genehmigten Dissertation.

Vorsitz: Prof. Dr.-Ing. Mirko Hornung

Prüfer der Dissertation:

1. Prof. Dr.-Ing. Volker Gümmer
2. Prof. Dr.-Ing. Jens Friedrichs

Die Dissertation wurde am 19.07.2024 bei der Technischen Universität München eingereicht
und durch die TUM School of Engineering and Design am 26.02.2025 angenommen.

Danksagung

Die vorliegende Arbeit ist im Zuge meiner wissenschaftlichen Tätigkeit am Lehrstuhl für Turbomaschinen und Flugantriebe an der Technischen Universität München in Zusammenarbeit mit der MTU Aero Engines AG im Rahmen des Luftfahrtforschungsprogramms VI mit dem Förderkennzeichen 20M1916C entstanden.

Ich möchte mich bei allen Personen bedanken, die mich unterstützt haben und zu dem Erfolg dieser Arbeit beigetragen haben, insbesondere bei:

- Professor Dr.-Ing. Volker Gümmer für die Betreuung und Unterstützung während meiner Zeit am Lehrstuhl
- Dr. Martin Stadlbauer und Dr. Martin Metscher für die Unterstützung seitens der MTU Aero Engines AG
- Dr. Reinhold Schaber und Fabian Armbrüster für die fachlich inspirierenden Diskussionen
- Meiner Freundin Nele für ihre Unterstützung in den letzten Jahren. Sie hat mir nicht nur den Rücken freigehalten, sondern mir mit ihrer lebensfrohen Art auch die nötige Kraft gegeben, alle Hürden zu überwinden.
- Meinen Freundinnen und Freunden sowie Kolleginnen und Kollegen, die auf meinem bisherigen Lebensweg sowohl beruflich als auch privat stets für mich da waren.

Ein besonderer Dank gilt meiner Familie und meinen Eltern für ihren Rückhalt.

München, Juni 2024

Jonas Schroeter

Zusammenfassung

Die Luftfahrtbranche hat sich ehrgeizige Klimaziele für das Jahr 2050 gesetzt. Diese Ziele zu erreichen setzt eine Entwicklung von neuen Antrieben sowie dazugehörigen Flugzeugen voraus. Die Untersuchung von batterie-elektrischen Konzepten steht dabei im Fokus, da beim Betrieb einer Batterie keine Emissionen ausgestoßen werden. In einem hybriden Antrieb können die Vorteile einer Gasturbine und einer Batterie kombiniert werden. Durch den zusätzlichen Freiheitsgrad der Batterieenergie ergeben sich neue Möglichkeiten der Auslegung und der Entwurfsbereich wird erweitert. Neue Methoden sind nötig, um einen hybriden Antrieb bewerten zu können. Ziel dieser Arbeit ist es, eine Methodik zur Auslegung eines hybriden Antriebes einschließlich des Thermalsystems zu entwickeln und mit dieser Methodik einen hybriden Antrieb für ein Referenzflugzeug auszulegen.

Abstract

The aviation industry has set itself ambitious climate targets for the year 2050. Achieving these targets will require the development of new propulsion systems and associated aircraft. The focus is on investigating battery-electric concepts, as no emissions are emitted while operating a battery. In a hybrid engine the advantages of a gasturbine and a battery can be combined. The additional degree of freedom of the batteryenergy extends the design space and opens up new design possibilities. New methods are needed to evaluate a hybrid engine. The aim of this work is to develop a method to design a hybrid engine including the thermal management system and applying this method to design a hybrid electric propulsion system for a reference aircraft.

Inhaltsverzeichnis

I. Abbildungsverzeichnis	III
I. Tabellenverzeichnis	VII
III. Lateinische Symbole	IX
IV. Griechische Symbole	XIII
V. Abkürzungsverzeichnis	XV
1. Einleitung	1
1.1. Motivation	1
1.2. Gliederung der Arbeit	2
2. Stand der Technik	3
2.1. Breguet-Formel	3
2.2. Aktuelle hybrid-elektrische Projekte	7
2.3. Hybrid-Konfigurationen	8
2.4. Antriebsmetriken	10
2.5. Austauschfaktoren	12
3. Komponenten des Hybridantriebes	15
3.1. Elektrotechnische Grundlagen	15
3.2. Elektrische Maschinen	16
3.3. Leistungselektronik	22
3.4. Stromkabel	28
3.5. Batterie	30
3.6. Gasturbine	34
3.6.1. Kreisprozess	35
3.6.2. Aerodynamik	39
3.6.3. Mechanik	42
3.7. Wärmetauscher	43
3.7.1. Auslegungsregeln	48
3.8. Propeller	52

4. Auslegung des Hybridantriebes	55
4.1. Zielfunktion	55
4.2. Referenzflugzeug	57
4.3. Konfiguration	60
4.4. Multibetriebspunktauslegung	61
4.5. Installation des Antriebes	63
4.6. Zusammenwirken von Propeller, Getriebe und Motor	69
4.6.1. Wasserkühlung des Motors	72
4.6.2. Verwendung eines Getriebes	75
4.7. Gasturbine	80
4.7.1. Technologieniveau der Gasturbine	80
4.7.2. Dimensionierung der Gasturbine	85
4.7.3. Auslegung	87
4.8. Thermalsystem	90
4.9. Betriebsstrategie für die Batterie	96
5. Vergleich mit einem Turbopropantrieb	103
5.1. Auslegung des Turbopropantriebes	103
5.2. Beschreibung des Hybridantriebs	107
5.3. Vergleich der beiden Antriebe	109
6. Zusammenfassung und Ausblick	113
Literaturverzeichnis	117
A. Anhang	125

I. Abbildungsverzeichnis

2.1. Häufigkeit der ATR-72-Flüge als Funktion der geflogenen Reichweite, modifiziert nach [31]	5
2.2. Berechnete Missionsenergie über die Reichweite der Mission für drei verschiedene Flugzeuge bei einer Batterieenergiedichte von 320 Wh/kg, nachgebildet nach [59]	6
2.3. Darstellung eines parallel-hybriden Antriebes, basiert auf [47]	9
2.4. Darstellung eines seriell-hybriden Antriebes, basiert auf [47]	10
2.5. Darstellung des Hybridisierungsbereiches für Flugzeuge, basiert auf [39] .	11
3.1. Grundfunktion eines Motors	16
3.2. Qualitatives Wirkungsgradkennfeld angelehnt an [22] mit eingezeichneter Leistungskennlinie eines Permanentmagnet-Synchronmotor (PSM) basierend auf [8] und die Darstellungsweise ist angelehnt an [50]	18
3.3. Geometrische Größen eines elektrischen Motors, basiert auf [22]	19
3.4. Darstellung des Motorwirkungsgrades über verschiedene Motorentwurfleistungen bei unterschiedlicher Entwurfsdrehzahl und limitiertem Durchmesser, Daten entnommen aus [54]	22
3.5. Verlustleistungen von Leistungselektronik nach [75]	23
3.6. Darstellung der iterativen Bestimmung der Sperrschichttemperatur nach [75]	26
3.7. Veranschaulichung des Wechselrichter Wirkungsgrades für verschiedene Spannungsverhältnisse und Stromstärken	27
3.8. Delta des Wechselrichterwirkungsgrades für verschiedene Spannungsverhältnisse und Stromstärken im Vergleich zu dem Berechnungstool aus [60] .	27
3.9. Querschnitt eines Stromkabels nach [47]	28
3.10. Stromdichteverlauf über den Kabelradius für Gleich- und Wechselstrom, modifiziert nach [76]	29
3.11. Zusammensetzung eines Batteriepacks aus einzelnen Batteriezellen, basiert auf [47]	31
3.12. Entladekurve der Batterie, modifiziert nach [69]	31
3.13. Batterieenergiedichten für unterschiedliche Jahre der Indienststellung, Daten entnommen aus [68] und [20]	33
3.14. Prognostizierte Batterievolumendichten für unterschiedliche Jahre der Indienststellung, Daten entnommen aus [68] und [15]	34

3.15. h-s Diagramm, Darstellung basiert auf dem Demodatensatz aus [23]	36
3.16. Mittlere Druckziffer über der mittleren Lieferzahl von Hochdruckverdich- tern, basiert auf [25]	38
3.17. Statistik des polytropen Wirkungsgrades über dem mittleren Stufendruck- verhältnis für verschiedene Hochdruckverdichterbauarten, basiert auf [25] .	40
3.18. Statistik der Reynoldszahlkorrektur für verschiedene Verdichter, basiert auf [25]	40
3.19. Statistik des relativen Kühlluftbedarfs der Turbinen bezogen auf den Hoch- druckverdichtermassenstrom, basiert auf [25]	43
3.20. Darstellung der Effektivität und der Druckverluste auf der Luftseite des Wärmetauschers über der Strömungsmachzahl der Luft, Nachbildung nach [3]	44
3.21. Darstellung der Anordnung sowie des Temperaturverlaufs bei gleicher Wär- mekapazität des kalten und warmen Fluidstroms einer Gleichstromanord- nung in einem Wärmetauscher, basiert auf [62]	45
3.22. Darstellung der Anordnung sowie des Temperaturverlaufs bei gleicher Wär- mekapazität des kalten und warmen Fluidstroms einer Gegenstromanord- nung in einem Wärmetauscher, basiert auf [62]	46
3.23. Darstellung der Anordnung des kalten und warmen Fluidstroms einer Kreuz- stromanordnung in einem Wärmetauscher, basiert auf [62]	46
3.24. Darstellung der Anordnung des kalten und warmen Fluidstroms einer Kreuz- gleichstrom sowie die Kreuzgegenstrom Anordnung in einem Wärmetauscher nach [33]	46
3.25. Vergleich der Fluidanordnungen Gleichstrom, Gegenstrom, Kreuzstrom, Kreuzgleichstrom sowie Kreuzgegenstrom hinsichtlich ihrer Effektivität. In der Thermalsystemkonfiguration ist ein Lüfter hinter dem Wärmetauscher im Gaskanal verbaut, modifiziert nach [3]	47
3.26. Darstellung der Geometrischen Größen eines Wärmetauschers	48
3.27. Berechnung der Kühlmitteltemperaturen auf der Kühlmittelseite	49
3.28. Unskaliertes Lüfterkennfeld mit eingezeichneter stationärer Arbeitslinie des Lüfters, Kennfelddaten entnommen aus [23]	51
4.1. Qualitative Darstellung des Referenzflugzeuges, basiert auf [5]	58
4.2. Darstellung der 400 nm Referenzflugmission, Daten entnommen aus [12] .	59
4.3. Darstellung des seriell-hybriden Gesamtantriebs	60
4.4. Beispiel einer Multidesignpunktauslegung mit zwei Betriebspunkten	62
4.5. Bestandteile der E-Gondel im Referenzflugzeug, Flugzeugbild qualitativ nach [5]	65
4.6. Bestandteile der GT-Gondel im Referenzflugzeug, Flugzeugbild qualitativ nach [5]	65

4.7. Installation der Komponenten innerhalb der E-Gondel nach [44]	67
4.8. Installation der Komponenten innerhalb der GT-Gondel nach [44]	67
4.9. Prinzipdarstellung der Lagerung der Komponenten innerhalb der Gondel und Anbindung an den Pylon	68
4.10. Prinzipdarstellung der Lagerung der Komponenten innerhalb der Gondel und Anbindung an den Pylon am Beispiel der GT-Gondel, modifiziert nach [44]	68
4.11. Prinzipdarstellung der Lagerung der Komponenten innerhalb der Gondel und Anbindung an den Pylon am Beispiel der E-Gondel, modifiziert nach [44]	68
4.12. Propellerwirkungsgrade für einen Propellerdurchmesser von 1,6 m	71
4.13. Propellerwirkungsgrade für einen Propellerdurchmesser von 2,6 m	71
4.14. Vergleich der Gewichte der Nachrechnung zu den Referenzdaten aus [54]	73
4.15. Vergleich der Masse der luftgekühlten Motoren aus [54] mit den wasserge- kühlten Motoren	74
4.16. Darstellung der Wechselrichter-, Motor-, Getriebe-, Propellerkonfiguration	75
4.17. Entwurfsgrößen des Motors und des Getriebes in der Parameterstudie in Abhängigkeit der Motorentwurfswirkungsgrad, Motorentwurfswirkungsgrad in- terpoliert mit den Daten aus [54]	77
4.18. Darstellung der Motor-, Getriebe-, Gondel- sowie Gesamtantriebsmasse und des Delta-Blockenergie-Einflusses aufgrund einer Massen-, Widerstand- sowie PSFC-Änderung in Abhängigkeit der Entwurfsdrehzahl des Motors	79
4.19. Relative Missionsenergie in Abhängigkeit der Auslegungsdrehzahl des Elek- tromotors	80
4.20. Kostenwicklung von Kerosin und nachhaltigen Brennstoffen, basiert auf [74]	83
4.21. Anteile der relativen direkten Betriebskosten des hybriden Gesamtantriebes bei einem Hybridisierungsgrad von 35 %	84
4.22. Relative Anteile der Lebenswegkosten des hybriden Gesamtantriebes be- stehend aus den Betriebskosten über die gesamte Lebensdauer sowie die Produktionskosten des Gesamtantriebes	85
4.23. Ergebnis der Gasturbinenauslegung in Abhängigkeit des Gesamtdruckver- hältnisses sowie der Brennkammeraustrittstemperatur im Hinblick auf den relativen Gesamtenergieverbrauch, modifiziert nach [43]	89
4.24. Querschnittszeichnung der ausgelegten Gasturbine [42]	90
4.25. Blockschaltbild der einzelnen Komponenten des Thermalsystems	91
4.26. Auslegungsergebnisse eines von neun identischen Wärmetauschern sowie den Ergebnissen der Delta-Energie-Analyse auf Gesamtantriebsebene	95
4.27. Missionsenergie über den Entwurfsdruckverlusten auf der Luftseite des Wärmetauschers	96

4.28. Relativer Leistungsspezifischer Kraftstoffverbrauch (PSFC) der Gasturbine im Hybridantrieb über die relative Leistung der Nutzturbine für zwei Betriebspunkte im Steigflug	99
4.29. Auswirkung einer Batterieleistungszugabe im Maximaler Steigflug (MCL) auf den relativen Missionsenergieverbrauch. Die relative Nutzturbinenleistung ist bezogen auf die Nutzturbinenleistung bei $\text{Hyb}_E = 1$	100
4.30. Auswirkung einer Batterieleistungszugabe im Betriebspunkt MCL auf den relativen Missionsenergieverbrauch und eine Verlängerung des batteriebetriebenen Anteils des Steigfluges und Reisefluges jeweils aufgetragen über dem Missionshybridisierungsgrad	101
5.1. Darstellung der 400 nm Flugmission zur Auslegung des Turbopropantriebes, Daten entnommen aus [13]	103
5.2. Ergebnis der Blockenergie der Turbopropgasturbinenauslegung in Abhängigkeit des Gesamtdruckverhältnis sowie die Brennkammeraustrittstemperatur	106
5.3. Querschnittszeichnung des ausgelegten Referenzturbopropantriebs	106
5.4. Installation der Komponenten innerhalb der Gasturbinen Gondel, modifiziert nach [44]	107
5.5. Installation der Komponenten innerhalb der äußeren acht E-Gondeln, modifiziert nach [44]	108
5.6. Installation der Komponenten innerhalb der innen liegenden E-Gondel, modifiziert nach [44]	108
5.7. Anteile der relativen direkten Betriebskosten des hybriden Gesamtantriebes mit einem Hybridisierungsgrad von 40 %	109
5.8. Vergleich der direkten Betriebskosten zwischen dem konventionellen Turbopropantrieb und dem hybrid-elektrischen Antrieb	111
A.1. Propellerwirkungsgrade für einen Propellerdurchmesser von 3,6 m	125

I. Tabellenverzeichnis

2.1.	Wirkungsgradannahmen für die Missionsanalyse	4
2.2.	Reichweitenangaben des ES-30, Daten entnommen aus [27]	7
2.3.	Austauschfaktoren für die Auslegung des Antriebes nach [12]	13
3.1.	Qualitative Bewertung von verschiedenen Elektromotoren nach [29]	17
3.2.	Motorauslegungsrichtwerte nach [70] für das Jahr 2035 für wassergekühlte Motoren	20
3.3.	Relative Abweichung der Methode zu den Validierungsdaten aus [32] (BMW i3, VW eGolf), [48] (Paper Design Examples), [70] (Touhami 2025, Touhami 2035), [24] (Aviation Generator) nach [50] und den Validierungsdaten aus [72] (HEV)	20
3.4.	Relative Abweichung ausgewählter Auslegungsparameter des Motors von einer Referenzrechnung [21] mit dem Tool Simcenter Amesim [63]	21
3.5.	Relative Abweichung ausgewählter Entwurfsparameter des Generators von einer Referenzrechnung [21] mit dem Tool Simcenter Amesim [63]	21
3.6.	Richtwerte für Eingabeparameter der Berechnungsmethode aus [75]	25
3.7.	Eigenschaften von Kupfer und Aluminium nach [47]	29
3.8.	Ausgewählte Auslegungsparameter der Batterie für die zuvor beschriebene Methode und einer Referenzrechnung [21] mit dem Tool Simcenter Amesim [63]. Der Parameter mit * gekennzeichnet ist aus der Differenz von Ausgangsleistung und Verlustleistung berechnet.	32
3.9.	Gravimetrisches und volumetrisches Verhältnis zwischen der Zell- und Packebene in Anlehnung an [5] nach [20]	33
3.10.	Regeln zur Auslegung der Gasturbine im Entwurfspunkt	38
4.1.	Eckdaten des Referenzflugzeuges nach [12]	58
4.2.	Auflistung der Missionsbetriebspunkte mit deren Umgebungsbedingungen, Daten entnommen aus [12]	59
4.3.	Variierte Parameter für die Propeller-Parameterstudie	70
4.4.	Anpassung der Auslegungsparameter	74
4.5.	Eingabeparameter für die Parameterstudie zur Untersuchung einer höheren Elektromotorentwurfsdrehzahl	75

4.6. Gestehungskosten für das Jahr 2021 und 2035, Daten als Mittelwerte entnommen aus [45] und für Kohle und Gas aus [38]	82
4.7. Anteile der Technologien am Gesamtstromverbrauch für das Jahr 2023 und 2050 für Deutschland, Daten entnommen aus [34] und [11]	82
4.8. Charakterisierende Parameter des fiktiven Entwurfs punktes im Vergleich zum MCL-Betriebspunkt einer Turboprop-Gasturbine	86
4.9. Größe des untersuchten Bereiches für die Auslegung der Gasturbine im hybriden Antrieb	88
4.10. Identifizierte kritische Betriebspunkte aus der Flugmission [5] für die Auslegung des Wärmetauschers	92
4.11. Eingabeparameter für die Parameterstudie zur Untersuchung der Druckverluste der Luftseite des Wärmetauschers	93
4.12. Leistungen und korrigierte Massenströme der Gastrubine des Hybridantriebs über der Referenzflugmission	97
4.13. Einfluss einer Nutzturbinenleistungsanpassung auf den PSFC und die Masse der Gasturbine. Daten sind entnommen aus [43]	98
5.1. Qualitative Bewertung von Axial- und Radialverdichtern nach [9]	104
5.2. Größe des untersuchten Bereiches für die Auslegung der Turbopropgasturbine	105
5.3. Übersicht über die Energie- und Emissionswerte für eine 400 nm Mission .	108
5.4. Vergleich des batterie-hybrid-elektrischen Antriebes mit dem konventionellen Turbopropantrieb in Bezug auf die Missionsenergie sowie die ausgestoßenen CO ₂ und NO _x Gase für eine 400 nm Mission	110
A.1. Übersicht der Massen der einzelnen Komponenten des hybriden Antriebs für die drei Gondeln	126

III. Lateinische Symbole

A	A/m	Strombelag
A_L	mm	Leiterquerschnittsfläche
$B_{\max,bi}$	T	Flussdichte des Jochs
$B_{\max,Zahn}$	T	Flussdichte im Zahn
$B_{\max,\delta}$	T	Flussdichte im Luftspalt
$\cos \varphi$	-	Leistungsfaktor
$\dot{C}$	kgJ/(skgK)	Wärmekapazitätsstrom
$c_{AF,Masse}$	Wh/kg	Austauschfaktor für die Masse
$c_{AF,Widerstand}$	Wh/N	Austauschfaktor für den Widerstand
$c_{AF,PSFC_{EQ}}$	Wh/kg	Austauschfaktor für den $PSFC_{EQ}$
c_P	-	Leistungsfaktor
c_T	-	Schubfaktor
D	m	Durchmesser
D_δ	m	Statorinnendurchmesser
D_r	m	Rotoraußendurchmesser
E	Wh	Energie
E_{Bat}	Wh	Batterieenergie
$E_{Kerosin}$	Wh	Kerosinenergie
$\Delta E_{rel,Gesamt}$	%	Mit Austauschfaktoren berechnete zusätzlich Gesamtenergie bezogen auf die Referenzenergie
$\Delta E_{rel,Masse}$	%	Mit Austauschfaktoren für eine Massenänderung berechnete zusätzlich Energie bezogen auf die Referenzenergie
$\Delta E_{rel,PSFC}$	%	Mit Austauschfaktoren für eine PSFC-Änderung berechnete zusätzlich Energie bezogen auf die Referenzenergie
$\Delta E_{rel,Widerstand}$	%	Mit Austauschfaktoren für eine Widerstandsänderung berechnete zusätzlich Energie bezogen auf die Referenzenergie
E^*	Wh/kg	Energiedichte
F	N	Schub

$F_{\text{Düse}}$	N	Düsenschub
g	m/s^2	Erdbeschleunigung
H	J	Enthalpie
h_s	m	Nutenhöhe
h_{bi}	m	Jochhöhe
Hyb_E	-	Energiehybridisierungsgrad
$\text{Hyb}_{E,\text{Betriebspunkt}}$	-	Energiehybridisierungsgrad bezogen auf einen Betriebspunkt
$\text{Hyb}_{E,\text{Mission}}$	-	Energiehybridisierungsgrad bezogen auf eine Mission
Hybp	-	Leistungshybridisierungsgrad
I	A	Stromstärke
I_{krit}	A	kritische Stromstärke
I_s	A	Strangstromstärke
J	A/mm^2	Stromdichte
J_p	-	Propellerfortschrittsgrad
l	m	Länge
m	kg	Masse
$\dot{m}_{\text{Br}}$	kg/s	Brennstoffmassenstrom
$\dot{m}_{\text{c2,Luft}}$	kg/s	Korrigierter Lufteintrittsmassenstrom
$\dot{m}_{\text{Gesamtkühlluft}}$	kg/s	Gesamtkühlluftmassenstrom
m_{Batterie}	kg	Batteriegewicht
m_{Start}	kg	Startgewicht
$m_{\text{Treibstoff}}$	kg	Treibstoffgewicht
M	N m	mechanisches Drehmoment
M_N	N m	mechanisches Nenndrehmoment
n	1/s	mechanische Drehzahl
n_{Geom}	1/s	mechanische Drehzahl im Entwurfspunkt
n_{parallel}	-	Anzahl parallel geschalteter Module
$n_{\text{mech,IPC}}$	1/min	mechanische IPC Drehzahl
$n_{\text{mech,HPC}}$	1/min	mechanische HPC Drehzahl
$n_{\text{mech,LPT}}$	1/min	mechanische LPT Drehzahl
n_{st}	-	Stufenanzahl
k_w	-	Windungsfaktor
$\frac{L}{D}$	-	Gleitzahl
$\frac{l_i}{D_\delta}$	-	Durchmesser zu Längenverhältnis
p	-	Polpaarzahl
P	W	Leistung
p_t	Pa	Totaldruck
$p_{t,2}$	Pa	Totaldruck am Niederdruckverdichtereintritt

$P_{t,3}$	Pa	Totaldruck am Hochdruckverdichteraustritt
$P_{app,i}$	W	Scheinleistung
$P_{elektrisch}$	W	elektrische Leistung
$P_{mechanisch}$	W	mechanische Leistung
P_{geom}	W	Leistung im Entwurfspunkt
P_{LPT}	W	Nutzturbinenleistung
P_{max}	W	maximale Leistung
PR	-	Druckverhältnis
$PR_{89,des}$	-	Entwurfs-Düsendruckverhältnis
PSFC	kg/(sW)	Leistungsspezifischer Kraftstoffverbrauch
$PSFC_{EQ}$	kg/(sW)	Äquivalenter leistungsspezifischer Kraftstoffverbrauch
$\dot{Q}$	W/s	Abwärmemengestrom
R	Ω	Widerstand
RW	m	Reichweite
t	s	Zeit
$T_{Kalt,aus}$	K	Austrittstemperatur auf der kalten Seite
$T_{Warm,in}$	K	Eintrittstemperatur auf der warmen Seite
T_t	K	Totaltemperatur
T_{t3}	K	Hochdruckverdichteraustrittstemperatur
T_{t4}	K	Brennkammeraustrittstemperatur
T_{t41}	K	Hochdruckturbineneintrittstemperatur
u	m/s	Umfangsgeschwindigkeit
U	V	Spannung
U_{cc}	V	Eingangsspannung
$U_{CE,0}$	V	Schwellspannung der Durchlasskennlinie
U_{CES}	V	maximale Spannung
U_{ref}	V	Referenzspannung
U_h	V	Hauptfeldspannung
U_s	V	Strangspannung
V	m/s	Fluggeschwindigkeit
$\frac{U_s}{U_h}$	-	Spannungsverhältnis
W_{korr}	kg/s	Korrigierter Massenstrom
ZF	Wh	Wert der Zielfunktion
$ZF_{korrigiert}$	Wh	Wert der korrigierten Zielfunktion
$ZF_{unkorrigiert}$	Wh	Wert der unkorrigierten Zielfunktion
ZF_{Masse}	Wh	Wert der Zielfunktion aufgrund einer Massenänderung
$ZF_{Widerstand}$	Wh	Wert der Zielfunktion aufgrund einer Widerstandsänderung

$ZF_{\text{PSFC}_{\text{EQ}}}$	W h	Wert der Zielfunktion aufgrund einer PSFC _{EQ} -Änderung
ZF_{Ref}	W h	Referenzwert der Zielfunktion

IV. Griechische Symbole

$\cos(\varphi)$	-	Leistungsfaktor
δ	m	Luftspaltbreite
η	-	Wirkungsgrad
η_{geom}	-	Wirkungsgrad im Entwurfspunkt
η_{gesamt}	-	Gesamtwirkungsgrad des Antriebes
η_{Prop}	-	Propellerwirkungsgrad
η_{pol}	-	Polytroper Wirkungsgrad
ϵ	-	Effektivität der Wärmeübertragung
$\Pi_{\text{pt,V}}$	-	Verdichterdruckverhältnis
$\Pi_{\text{pt,St}}$	-	Stufendruckverhältnis
τ_{p}	-	Polteilung
σ	$\Omega \text{ m}$	spezifischer Widerstand
φ	-	Phasenverschiebung bei Wechselstrom
φ_{Fe}	-	Eisenfüllfaktor
φ_{s}	-	Statornutfüllfaktor
Ψ	-	Druckziffer

V. Abkürzungsverzeichnis

ABTL	Advanced Biomass to Liquids
AC	Wechselstrom
ASM	Asynchronmotor
bzw.	beziehungsweise
DC	Gleichstrom
DoH	Hybridisierungsgrad
EIS	Jahr der Indienststellung “Entry into Service”
EMV	elektromagnetische Verträglichkeit
FSM	Fremderregter Synchronmotor
ggf	gegebenenfalls
GHK	Gondelaußenhinterkante
HEFA	Hydroprocessed Esters and Fatty Acids
HPC	Hochdruckverdichter
IPC	Mitteldruckverdichter
LCOE	Levelized Costs of Electricity
LPT	Niederdruckturbine
DC	Gleichstrom
GM	Gleichstrommotor
MCL	Maximaler Steigflug
MCR	Maximaler Reiseflug
MTO	Maximaler Start
NPSS	Numerical Propulsion System Simulation
OPR	Gesamtdruckverhältnis
PSFC	Leistungsspezifischer Kraftstoffverbrauch

PSM	Permanentmagnet-Synchronmotor
PtL	Power to Liquid
AC	Wechselstrom
z.B.	zum Beispiel

1. Einleitung

1.1 Motivation

Der Flugbetrieb an europäischen Flughäfen ist von 2005 bis 2019 um 15 % auf 9.25 Millionen Flüge gestiegen und es wird ein weiterer Anstieg auf 12.2 Millionen Flüge bis 2050 erwartet. Die damit verbundenen CO₂-Emissionen sind von 2005 bis 2019 um 34 % gestiegen. Der bis 2050 prognostizierte Anstieg des Flugbetriebs lässt eine weitere Verschärfung der Klima-Problematik durch einen höheren CO₂- und NO_x-Ausstoß erwarten. [19]

Trotz dieser steigenden Anzahl an Flügen hat sich die Luftfahrtbranche das Ziel gesetzt, bis 2050 eine klimaneutrale Luftfahrt zu erreichen. Dieses Ziel soll durch die Verwendung von 100 % nachhaltigen Brennstoffen und durch die Entwicklung von neuen Flugzeugen und deren Antrieben erreicht werden. Nach [18] soll dabei bereits bis zum Jahr 2035 ein kommerzielles hybrid-elektrisches Flugzeug in Europa zertifiziert werden. Bis 2050 sollen 75 % des Kurz- und Regionalflugbereichs mit seit 2035 eingeführten neuen Flugzeugen ausgestattet sein. Dadurch könnte die europäische Flotteneffizienz im Vergleich zum Jahr 2018 um 30 % - 50 % gesteigert werden. [18]

Dies setzt die Entwicklung einer neuen Generation von Flugzeugen bzw. Antrieben voraus. Im Fokus der in diesem Zusammenhang durchgeführten Untersuchungen steht unter anderem der Vortrieb mit batterie-elektrischer Energie, da beim Betrieb der Batterie keine Emissionen ausgestoßen werden. Die Vorteile einer konventionellen Gasturbine und der zusätzlich verwendeten Batterie können kombiniert werden, um den Vortrieb des Flugzeugs so effizient wie möglich zu gestalten. Außerdem sinkt durch die Verwendung mehrerer Energiequellen die Abhängigkeit gegenüber jeder einzelnen genutzten Energiequelle. Durch den so gewonnenen Freiheitsgrad bieten sich neue Möglichkeiten der Auslegung des Antriebes sowie der dahinter stehenden Betriebsstrategie. Dies erweitert den Entwurfsbereich des Gesamtantriebes. Neben der Optimierung des Antriebes als solchem gilt es, neue Konzepte der Wirkungsgradverbesserung des Flugzeuges, wie beispielsweise die Anwendung von verteilten Antrieben, in der Auslegung des Antriebes zu berücksichtigen. Die Auslegungsmethoden konventioneller Gasturbinen stoßen bei dem Entwurf eines hybriden Antriebes jedoch an ihre Grenzen. Eine multidisziplinäre Auslegungsmethodik ist zur Bewertung der Leistungsparameter, der Aerodynamik, der Kosten, der Umweltauswirkungen sowie der Installation des Antriebes im Flugzeug nötig.

Durch die Kombination von elektrischen Komponenten zur Energiebereitstellung und Energiewandlung mit konventionellen Gasturbinen ergeben sich in Abhängigkeit der Betriebsstrategie für jede Komponente unterschiedliche Auslegungspunkte.

Ziel dieser Arbeit ist es, eine Methodik zur Auslegung eines hybrid-batterie-elektrischen Antriebes zu entwickeln und mit dieser einen hybriden Antrieb für ein Referenzflugzeug auszulegen. Dabei soll festgestellt werden, inwieweit ein hybrid-elektrischer Antrieb einen Vorteil gegenüber den konventionellen Antrieben ermöglichen kann.

1.2 Gliederung der Arbeit

In dieser Arbeit wird eine Vorgehensweise zur Auslegung eines hybriden Antriebs beschrieben. Dazu ist die Arbeit in folgende Abschnitte unterteilt:

- *Stand der Technik:* Im Kapitel 2 wird zunächst in einer Untersuchung erster Ordnung der grundlegende Vorteil im Missionsenergieverbrauch eines hybrid-elektrischen Systems festgestellt sowie unterschiedliche hybride Antriebskonzepte miteinander verglichen. Des weiteren werden verwendete Antriebsmetriken wie der Hybridisierungsgrad beschrieben. Abschließend wird die Methodik zur Abbildung des Flugzeuges in der Antriebsauslegung in Form der Austauschfaktoren beschrieben.
- *Komponenten des Hybridantriebes:* Im Kapitel 3 werden die einzelnen Komponenten des hybrid-elektrischen Antriebes isoliert in ihrer Funktionsweise beschrieben sowie die verwendeten Komponentenauslegungsmethoden zur Dimensionierung und Leistungsrechnung erläutert.
- *Auslegung des Hybridantriebes:* Das Kapitel 4 befasst sich mit der Anwendung der Komponentenauslegungsmethoden sowie der Verknüpfung der Auslegung der einzelnen Komponenten in einer Triebwerksrechnung. Außerdem werden die elektrischen Komponenten zusammen mit dem Thermalsystem, der Gasturbine sowie den Propellern ausgelegt. Dies erfolgt anhand eines Referenzflugzeuges, welches für einen hybrid-elektrischen Antrieb entworfen ist.
- *Vergleich mit einem Turbopropantrieb:* Zum Vergleich des hybrid-elektrischen Flugzeuges wird in Kapitel 5 zunächst die Auslegung eines Referenzturboprops für eine gleiche Referenzmission beschrieben. Anhand dieses Antriebes werden sodann die Kosten sowie der Umwelteinfluss in Form von CO₂- und NO_x-Emissionen eingeordnet und verglichen.
- *Zusammenfassung und Ausblick:* Zum Abschluss werden die erstellten Ergebnisse zusammengefasst und diskutiert, ob und inwieweit der Antrieb zu einer klimafreundlicheren Luftfahrt beitragen kann.

2. Stand der Technik

In diesem Kapitel wird zunächst der Vorteil von hybrid-elektrischen Antrieben gegenüber konventionellen Gasturbinen erläutert. Zudem wird anhand einer Studie aufgezeigt für welche Reichweiten hybride Antriebe von Vorteil sein können. Anschließend wird ein Überblick über aktuelle Projekte zu hybriden Antrieben, welche auf die Kombination aus Batterie und Gasturbine zurückgreifen, gegeben. Schließlich werden unterschiedliche Hybridkonfigurationen, der Hybridisierungsgrad sowie Austauschfaktoren näher erläutert.

2.1 Breguet-Formel

In erster Ordnung kann die Reichweite beziehungsweise der Energieverbrauch eines Flugzeuges mit der Breguetschen Reichweitenformel [66] berechnet werden. Im Folgenden wird nach [59] eine Studie beschrieben, in der die Breguetsche Reichweitenformel auf elektrische Flugzeuge angewendet wird. Die Breguetsche Reichweitenformel beschreibt die mögliche Reichweite RW für ein konventionelles Flugzeug mit der Gleitzahl $\frac{L}{D}$, dem Propellerwirkungsgrad η_P und dem Abfluggewicht m_{Start} sowie der Treibstoffmasse $m_{\text{Treibstoff}}$ (siehe aus [66] für Propellertriebwerke angepasste Formel 2.1). Die von einem konventionellen Flugzeug mit Gasturbinenantrieb benötigte Energie kann mit der Breguetsche Reichweitenformel und einem angenommenen Schubprofil berechnet werden.

$$RW = \frac{L}{D} \times \frac{\eta_{\text{Prop}}}{\text{PSFC} \times g} \times \ln \left(\frac{m_{\text{Start}}}{m_{\text{Start}} - m_{\text{Treibstoff}}} \right) \quad (2.1)$$

Das Abfluggewicht m_{Start} besteht dabei aus der Flugzeugstrukturmasse, der Antriebsmasse, der Energiemasse, der Nutzlast sowie der Tankmasse des Flugzeuges. Für ein rein elektrisches Flugzeug vereinfacht sich die Breguetsche Reichweitenformel nach [66] zu Formel 2.2. η_{gesamt} gibt den Gesamtwirkungsgrad des Antriebes und $\frac{m_{\text{Battery}}}{m_{\text{gesamt}}}$ das Verhältnis der Batteriemasse zu der Gesamtabflugmasse an. Im Vergleich zu konventionellen Flugzeugen nimmt die Masse des Flugzeuges bei rein elektrischen Flugzeugen über die Flugmission nicht ab, da sich die Treibstoffmasse nicht reduziert.

$$RW = \frac{1}{g} \times \frac{L}{D} \times E^* \times \eta_{\text{gesamt}} \times \frac{m_{\text{Battery}}}{m_{\text{Start}}} \quad (2.2)$$

In dieser Untersuchung wird für die Berechnungen zu elektrischen Flugzeugen die Gewichtskraft g sowie die Gleitzahl $\frac{L}{D}$ konstant gehalten sowie die Masse der Batterie und die spezifische Energiedichte E^* der Batterie zur Batterieenergie zusammengerechnet E_{Batterie} (siehe Formel 2.3). Die spezifische Energiedichte E^* wird in dieser Studie auf $320 \frac{\text{Wh}}{\text{kg}}$ festgelegt (siehe Kapitel 3.5). Anhand der umgestellten Formel ist zu erkennen, dass die Reichweite von rein elektrischen Flugzeugen von der in der Batterie gespeicherten Energie E_{Batterie} , dem Gesamtwirkungsgrad sowie dem Abfluggewicht m_{Start} direkt proportional abhängig ist. Eine weitere Erkenntnis aus Formel 2.3 ist, dass bei einem rein elektrischen Flugzeug die Menge an Batterieenergie direkt Proportional zu der Reichweite RW ist.

$$RW = \underbrace{\frac{1}{g} \times \frac{L}{D}}_{=\text{Konstant}} \underbrace{\left(m_{\text{Batterie}} \times E^* \right)}_{E_{\text{Batterie}}} \times \eta_{\text{gesamt}} \times \frac{1}{m_{\text{Start}}} \quad (2.3)$$

Nachfolgend wird mithilfe der elektrischen Breguet-Formel (siehe Formel 2.3) die benötigte Missionsenergie für unterschiedliche Antriebskonzepte untersucht. Ziel ist es, die Grenzen des batterie-elektrischen Fluges aufzuzeigen sowie Potenziale einer Missionsenergie-reduktion darzustellen. Im Anschluss daran werden Untersuchungen zu Gasturbinen-Batterie-Hybrid-Flugzeugen ausgewertet und mit denen eines Tubroprop-Flugzeuges verglichen. Für die Untersuchungen wurden ein konventioneller Antrieb sowie ein hybrid-elektrischer Antrieb betrachtet. Es wird angenommen, dass die Gewichtsreduktion durch den Treibstoffverbrauch bei der Anwendung der elektrischen Breguetschen Reichweitenformel (Formel 2.3) vernachlässigt werden kann. Der Annahme liegt zugrunde, dass die Treibstoffmasse in der Untersuchung in [59] einen geringen Anteil an dem maximalen Abfluggewicht aufweist. Folgende konstante Antriebswirkungsgrade wurden den Berechnungen zugrunde gelegt. Der Propulsionswirkungsgrad wird während des Betriebs mit der Gasturbine und der Batterie als konstant angenommen.

Tabelle 2.1.: Wirkungsgradannahmen für die Missionsanalyse

Antriebskonzept	Wirkungsgrad
Gasturbine	0,39 (thermisch)
elektrisch	0,90

Außerdem wurde nach [59] für die Berechnung Folgendes angenommen:

- Konstantes Verhältnis von Schub und Gewicht
- Konstanter Quotient aus der Flugzeugstrukturmasse und dem maximalen Abfluggewicht m_{Start}
- Konstante Wirkungsgrade

- Konstante Gleitzahl
- Jedes Flugzeug entspricht einer neuen Auslegung
- Die Batterieenergie wird zu Beginn der Flugmission verwendet
- Konstante Leistungsdichte des Antriebes

Mit Hilfe dieser Annahmen und einem vorgegebenen Schubprofil der Mission wird über die Integration der benötigten Leistung die Missionsenergie als Funktion der Flugdauer berechnet. Bei einem steigenden Flugzeuggewicht wird mit einem konstanten Verhältnis von Schub und Gewicht die geforderte Antriebsleistung skaliert und durch einen konstanten Quotient aus der Flugzeugstrukturmasse und dem maximalen Abfluggewicht das maximale Abfluggewicht skaliert.

Mit diesen Annahmen konnte die Missionsenergie von drei Konzepten in Abhängigkeit der Missionsreichweite berechnet werden. Das erste Konzept ist ein konventionell mit einem Turboprop angetriebenes Flugzeug. Das zweite und dritte Konzept sind jeweils hybrid-elektrische Antriebe mit einem Flugzeug, welches mit verteilten Antrieben und der damit verbundenen verbesserten Hochauftriebscharakteristik gerechnet ist. Die beiden letzteren Konzepte unterscheiden sich in der Menge an mitgeführter Batterieenergie im Vergleich zur Kerosinenergie. Die Ergebnisse dieser Untersuchung sind in Abbildung 2.2 dargestellt. Alle drei Konzepte haben eine Auslegungsreichweite von 1000 nm. Diese Auslegungsreichweite ist gewählt worden, um die maximale Reichweite der ATR-72 [4] abzudecken und der Fluggesellschaft eine hohe Einsatzflexibilität anzubieten sowie alle drei Konzepte vergleichbar zu machen. Die typisch geflogene Reichweite der ATR-72 liegt zwischen 130 nm und 400 nm [31] (siehe Abbildung 2.1). [59]

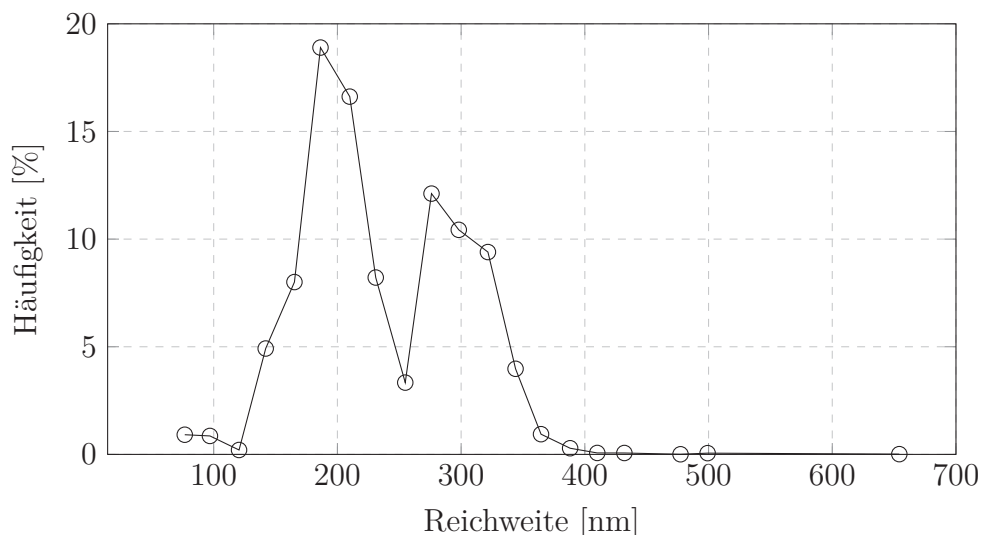


Abbildung 2.1.: Häufigkeit der ATR-72-Flüge als Funktion der geflogenen Reichweite, modifiziert nach [31]

Es ist zu erkennen, dass der Turboprop-Vergleichsflieger bis zu einer Reichweite von 750 nm eine höhere Missionsenergie aufweist. Dies ist durch den geringeren Wirkungsgrad des Antriebes zu erklären. Nach Formel 2.3 ist es möglich, ein höheres Antriebsgewicht durch einen um den gleichen Faktor größeren Wirkungsgrad zu kompensieren. Das Verhältnis der Wirkungsgrade zwischen Gasturbine und elektrischen Antrieb besitzt nach [Tabelle 2.1](#) den Wert 2,3. Unter der Annahme einer konstanten Reichweite und einem Anstieg des Wirkungsgrades von 0,39 auf 0,9 (Faktor 2,3) kann nach Formel 2.3 das Abfluggewicht des Flugzeuges um den Faktor 2,3 ansteigen.

Bei einer höheren Reichweite als 750 nm ist die Missionsenergie des Flugzeuges mit dem höheren Anteil an Batterieenergie größer als die des mit einem Turboprop angetriebenen Flugzeuges. Unter den gesetzten Annahmen ist der größte Missionsenergievorteil der gezeigten hybrid-elektrischen Konzepte bei niedrigen Reichweiten zu erzielen. [59]

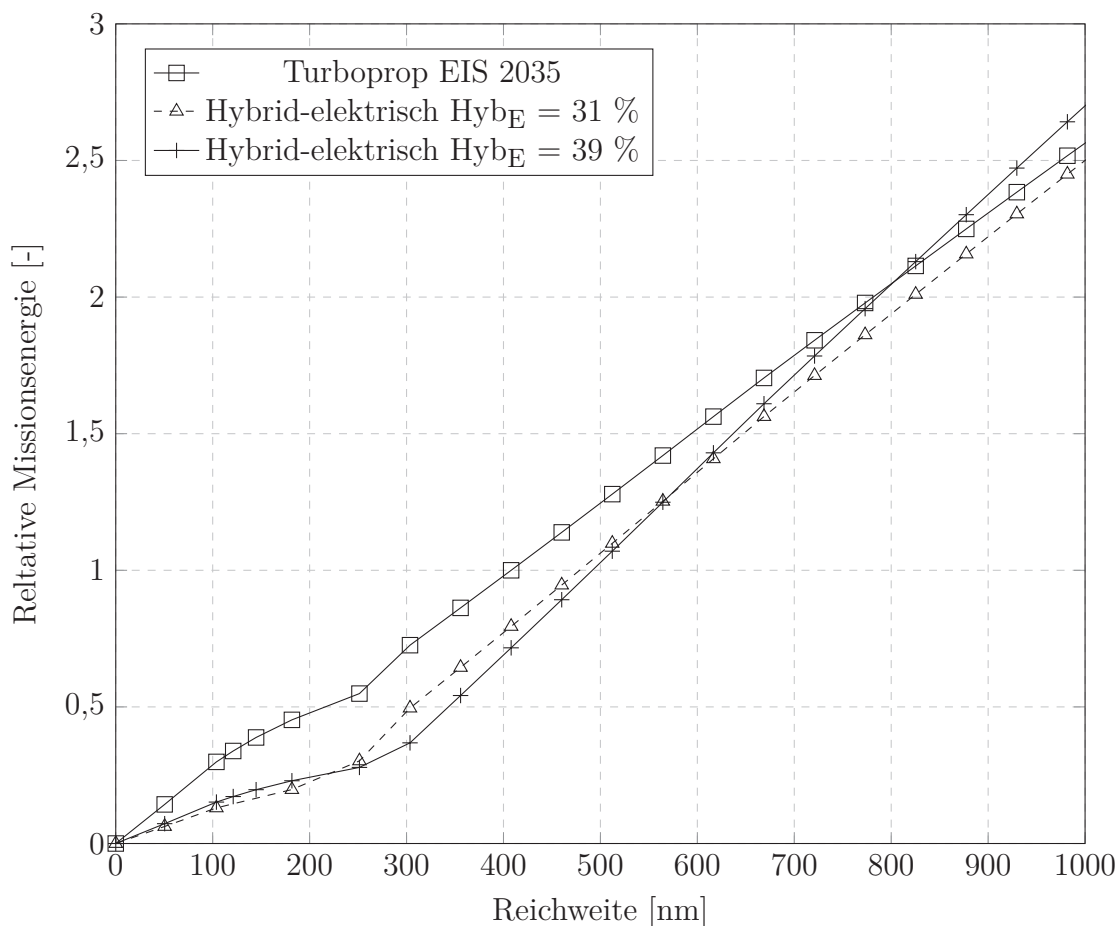


Abbildung 2.2.: Berechnete Missionsenergie über die Reichweite der Mission für drei verschiedene Flugzeuge bei einer Batterieenergiedichte von 320 Wh/kg, nachgebildet nach [59]

Die obige Studie mit den Effekten erster Ordnung zeigt, dass ein Flugzeug mit einem hybrid-elektrischen Antrieb aufgrund des um den Faktor 2,3 effizienteren Antriebs ein Missionsenergievorteil bei niedrigen Reichweiten aufweist. Bei höheren Reichweiten über-

wiegt der Nachteil des höheren Gewichts gegenüber dem Vorteil des besseren Wirkungsgrades. Eine Hybridisierung zwischen 30 % und 40 % ist in Hinblick auf den Klimaeinfluss durch einen geringeren Missionsenergieverbrauch im Vergleich zum Turboprop besonders im Bereich der typisch geflogenen Reichweiten zwischen 130 nm und 400 nm interessant. Für größere Reichweiten sinkt nach Abbildung 2.2 der Missionsenergievorteil gegenüber dem konventionellen Antrieb. Da die Flugmissionen bis 400 nm die am häufigsten geflogenen Flugmissionen der ATR-72 sind, ist ein hybrid-elektrischer Antrieb für diese Flugzeugklasse, aufgrund der nach Abbildung 2.2 ermittelten Missionsenergieersparnis, von Interesse.

2.2 Aktuelle hybrid-elektrische Projekte

Im Nachfolgenden werden drei Projekte zu hybrid-elektrisch angetriebenen Flugzeugen vorgestellt. Die Maximalreichweite dieser Konzepte liegt bei 800 nm und es wird eine Reduktion der Emissionen von bis zu 95 % erwartet [40].

Heart Aerospace

Das in Schweden ansässige Unternehmen Heart Aerospace hat ein Flugzeug mit einem Hybridantrieb für das Jahr 2028 angekündigt. Dieses soll laut eigenen Angaben eine Kapazität von 30 Passagieren haben und diese rein elektrisch bis zu 108 nm weit transportieren können. Diese Reichweite wird durch den Einsatz einer Gasturbine auf bis zu 216 nm erweitert bzw. auf bis zu 432 nm bei einer Reduktion der Passagierzahl auf 25. Durch die Verbesserung der Batterietechnologie wird bis Mitte bzw. bis Ende der 2030er Jahre eine Steigerung der Reichweite entsprechend der Auflistung in Tabelle 2.2 erwartet. Für die rein elektrisch geflogene Reichweite wird innerhalb von ungefähr 10 Jahren eine Verdoppelung der Reichweite erwartet. [27]

Tabelle 2.2.: Reichweitenangaben des ES-30, Daten entnommen aus [27]

Topologie	Ende 2020er	Mitte 2030er	Ende 2030er
Rein elektrisch	108 nm	162 nm	216 nm
Hybrid elektrisch	216 nm	270 nm	324 nm

Embraer - Energia Hybrid E30-HE

Ein ähnliches Projekt wurde von dem Flugzeughersteller Embraer vorgestellt. Es handelt sich um das hybrid-elektrische Flugzeug Energia Hybrid E30-HE. Das Flugzeug soll eine Reichweite von 500 nm haben und eine Kapazität von 30 Passagieren erreichen. Bei Nutzung von nachhaltigen Kraftstoffen wird eine Emissionsreduktion von 90 % erwartet. [16]

Maeve M80

Der Maeve M80 ist ein hybrid-elektrisches Flugzeug mit zwei Propellern und einer maximalen Passagieranzahl von 84 Personen. Die operationelle Reichweite beträgt 800 nm mit einer Reisefluggeschwindigkeit von 400 ktas bei einem Fluglevel von FL350. Das maximale Abfluggewicht beträgt 28900 kg. Mit dem Einsatz von nachhaltigen Kraftstoffen wird eine Emissionsreduktion von über 95 % erwartet. Im Reiseflug ist der Antrieb gegenüber Regionalflugzeugen 40 % effizienter. 20 % davon werden durch den Einsatz eines Turboprops im Gegensatz zu einem Turbojet erwartet und weitere 22 % sollen durch einen neuen Flugzeugrumpf und durch die Hybridisierung des Antriebes erreicht werden. [40]

Aus den zuvor vorgestellten Konzepten und den von den Firmen veröffentlichten Daten ist zu erkennen, dass sich die Reichweiten der Flugzeuge bis in die 2030er Jahre maximal im Regionalflugzeugmarkt befinden und eine maximale Passagierzahl von 84 geplant ist. Besonderer Fokus wird bei der Veröffentlichung der Projekte auf die Reduktion der Klimaeinflüsse gelegt.

2.3 Hybrid-Konfigurationen

Die Europäische Union hat sich mit dem "Fly the Green Deal"[18] das Ziel gesetzt, bis zum Jahr 2050 die Klimaneutralität in der Luftfahrtbranche zu erreichen. Ein Konzept, das zum Erreichen dieser Ziele beitragen soll, ist die Entwicklung des ersten zertifizierten kommerziellen hybrid-elektrischen Flugzeuges bis zum Jahr 2035. [18]

Ein hybrid-elektrischer Antrieb ist in Anlehnung an [47] nach einer Definition in einem Amtsblatt der Europäischen Union [17] folgendermaßen definiert:

„Hybridelektrofahrzeug“ ein Hybridfahrzeug, das zum Zwecke des mechanischen Antriebs aus folgenden Quellen im Fahrzeug gespeicherte Energie/Leistung bezieht:

- *einem Betriebskraftstoff;*
- *einer Speichereinrichtung für elektrische Energie/ Leistung (z. B. Batterie, Kondensator, Schwungrad/ Generator usw.);“*

In anderen Worten beschreibt der Begriff „hybrider Antrieb“, dass die Energie zur Leistungserzeugung aus zwei Quellen bereitgestellt wird. Bisherige konventionelle Flugzeuge werden in der Regel durch Gasturbinen angetrieben. Eine Batterie eignet sich für den Einsatz in einem hybriden Antrieb, da diese bei der Energiebereitstellung keine Emissionen ausstößt und dies zu dem Erreichen der Ziele der Europäischen Union [18] beiträgt. Durch die Erweiterung des konventionellen Gasturbinenantriebes um eine elektrische Energiequelle ergeben sich außerdem neue Antriebskonfigurationen, welche im Folgenden beschrieben werden.

Nach [47] unterteilen sich hybride Antriebe in

- seriell-hybride Antriebe (Abbildung 2.4)
- und parallel-hybride Antriebe (Abbildung 2.3)

und unterscheiden sich darin, wie beide Energieformen zum Antrieb des Flugzeuges beisteuern.

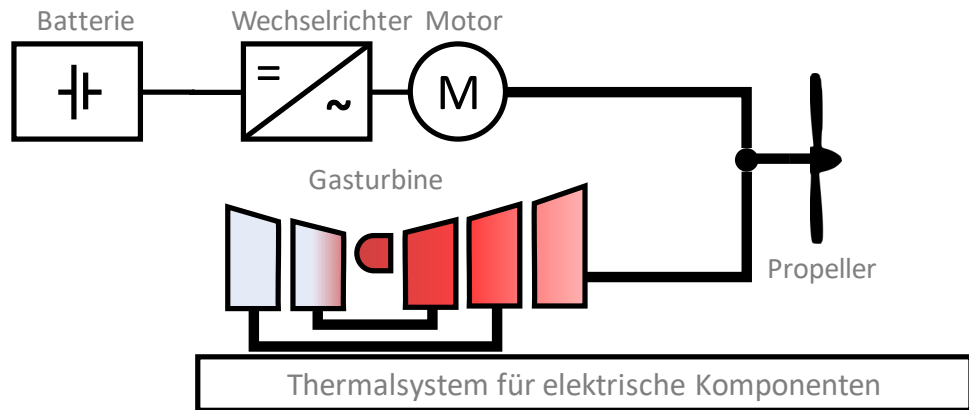


Abbildung 2.3.: Darstellung eines parallel-hybriden Antriebes, basiert auf [47]

Bei parallelen Antrieben unterscheidet man darüber hinaus zwei verschiedene Arten. Der mechanisch integrierte Parallel-Hybrid kennzeichnet sich durch eine mechanische Koppelung des elektrischen Motors und der Gasturbine, welche zusammen den Propulsor antreiben. Durch die mechanische Koppelung ist es nicht nötig die elektrischen Komponenten für die maximale Leistung zu dimensionieren. [47]

Der kreisprozess-integrierte Parallel-Hybrid ist eine weitere parallele Konfiguration, bei dem zum Beispiel eine oder mehrere Kompressorstufen durch elektrische Komponenten angetrieben werden. Wie bei einem mechanisch integrierten Parallel-Hybrid müssen die elektrischen Komponenten auch hier nicht für die maximale Leistung dimensioniert werden. Durch die Integration in den Kreisprozess entsteht eine Beeinflussung der Betriebscharakteristik der Gasturbine aufgrund der direkten mechanischen Koppelung des elektrischen Motors. Die Turbine wird abhängig von der Betriebsstrategie der elektrischen Leistungszugabe in Teillast betrieben. Bei dieser parallel-hybriden Konfiguration ist auf Operationsrandbedingungen wie den zur Verfügung stehenden Pumpgrenzabstand oder die Schluckgrenze der Verdichter zu achten. [47]

Die seriell-hybriden Antriebe sind demgegenüber durch eine mechanische Entkoppelung der Propulsoren von den beiden Energiequellen gekennzeichnet. Dies wird durch das Zusammenführen der elektrischen Energie in einem Gleichstromkreis ermöglicht. Die Batterie sowie der Gleichrichter stellen den Gleichstrom bereit, welcher durch einen Wechselrichter in Wechselstrom für den Motor gewandelt wird. Diese Umwandlung sorgt für die vollständige Entkoppelung der Energiequelle und des Antriebes des Propulsors, was wiederum einen Betrieb im jeweiligen Wirkungsgradoptimum der Komponenten ermöglicht. [47]

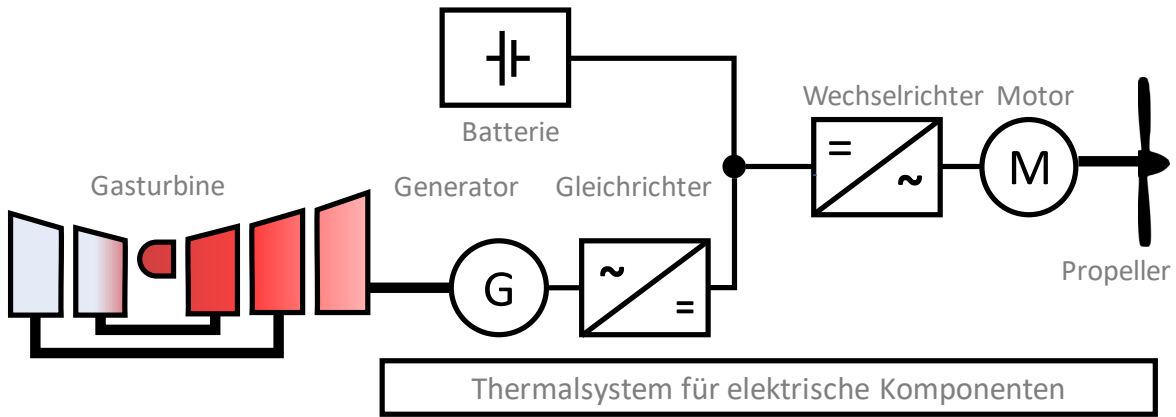


Abbildung 2.4.: Darstellung eines seriell-hybriden Antriebes, basiert auf [47]

2.4 Antriebsmetriken

Hybridisierungsgrad

Um im weiteren Verlauf dieser Arbeit das Verhältnis von chemischer Energie im Brennstoff und chemischer Energie in der Batterie darstellen zu können, wird der Hybridisierungsgrad nach [39] eingeführt. Dabei sind die folgenden beiden Hybridisierungsgrade relevant: Der Leistungshybridisierungsgrad Hyb_P (siehe Formel 2.4) bezieht sich auf den Anteil der durch Elektromotoren erzeugten Schubleistung. Diese Schubleistung kann zum Beispiel mit einem elektrisch angetriebenem Propeller oder durch einen Lüfter in einem Thermalsystem erzeugt werden.

$$\text{Hyb}_P = \frac{P_{\text{elektrisch}}}{P_{\text{elektrisch}} + P_{\text{mechanisch}}} \quad (2.4)$$

Der Leistungshybridisierungsgrad Hyb_P ist bei seriellen Konzepten immer gleich eins, da alle Propeller von einer elektrischen Maschine angetrieben werden. Der zweite Hybridisierungsgrad bezieht sich auf die verwendete Energieform.

Der Energiehybridisierungsgrad Hyb_E beschreibt das Verhältnis der verwendeten Batterieenergie und der Summe der verwendeten Batterieenergie und Brennstoffenergie. Die Formel wird einmal auf einen Betriebspunkt bezogen definiert (Formel 2.5) und ein zweites Mal auf eine Mission (Formel 2.6). Ein Hybridisierungsgrad von 1 bedeutet, dass ein Antrieb nur elektrische Energie verwendet, da der Brennstoffanteil null ist.

$$\text{Hyb}_{E,\text{Betriebspunkt}} = \frac{E_{\text{Bat}}}{E_{\text{Bat}} + E_{\text{Brennstoff}}} \quad (2.5)$$

$$\text{Hyb}_{E,\text{Mission}} = \frac{E_{\text{Bat}}}{E_{\text{Bat}} + E_{\text{Kerosin}}} \quad (2.6)$$

Abbildung 2.5 stellt den Bereich der Leistungs- & Energiehybridisierung dar. Beide Hybridisierungsgrade sind jeweils von null bis eins aufgetragen. Während die x-Achse der Abbildung den Anteil der beim Flug zur Verfügung stehenden elektrischen Energie angibt, ist auf der y-Achse der Anteil des durch elektrische Motoren indirekt erzeugten Schubes dargestellt. Die Fläche zwischen den Koordinaten (0,0)(1,0)(1,1) beschreibt einen Bereich, in denen die Hybridisierung nicht optimal ausgestaltet wird, da hier die zur Verfügung stehende elektrische Energie höher ist als die durch elektrische Motoren indirekt erzeugte Schubenergie. Der turboelektrische Antrieb wird durch konventionelle Energie betrieben und der Schub wird indirekt durch elektrische Motoren erzeugt (Koordinaten (0,1)). Bei einer Hybridisierung dieses Antriebes, zum Beispiel durch das Hinzufügen einer Batterie, befindet sich der Antrieb auf der Geraden zwischen dem turboelektrischen Antrieb und dem rein elektrischen Antrieb.

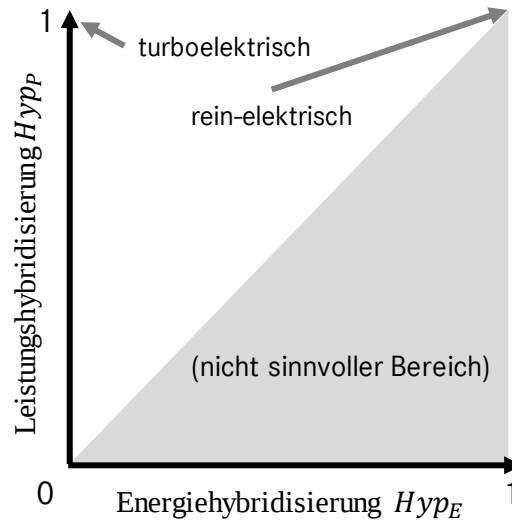


Abbildung 2.5.: Darstellung des Hybridisierungsbereiches für Flugzeuge, basiert auf [39]

Der Hybridisierungsgrad gibt Auskunft über die Aufteilung der chemischen Energie sowie den Anteil der elektrischen Leistung, die in Schub umgeformt wird. Durch diese Faktoren alleine kann allerdings keine Effizienz des Triebwerkes quantifiziert werden. Da die Leistungshybridisierung in einem seriellen Antrieb sich nicht ändert, wird im Folgenden bei einem Hybridisierungsgrad immer von dem Energiehybridisierungsgrad gesprochen.

Spezifische Gasturbinenleistung

Zur Quantifizierung der Effizienz einer Gasturbine wird der spezifische Kraftstoffverbrauch PSFC nach [52] als der Quotient des Brennstoffmassenstromes $\dot{m}_{Br}$ und der Nutzturbinenleistung P_{LPT} definiert.

$$PSFC = \frac{\dot{m}_{Br}}{P_{LPT}} \quad (2.7)$$

Da die Gasturbine zusätzlich zu der Nutzturbinenleistung auch einen Düschub erzeugt, kann nach [52] mit Formel 2.8 der äquivalente spezifische Kraftstoffverbrauch $PSFC_{EQ}$ berechnet werden, welcher den Düschub zusammen mit der gelieferten Nutzturbinenleistung in einer äquivalenten Leistung kombiniert. Dazu wird die äquivalente Düsenleistung aus dem Düschub $F_{Düse}$ der Fluggeschwindigkeit V und dem Propellerwirkungsgrad η_P berechnet.

$$PSFC_{EQ} = \frac{\dot{m}_{Br}}{P_{LPT} + \frac{F_{Düse} \times V}{\eta_{Prop}}} \quad (2.8)$$

2.5 Austauschfaktoren

Der Antrieb kann nicht ohne Berücksichtigung des Flugzeuges ausgelegt werden, da beispielsweise eine Änderung der Antriebsmasse Einfluss auf den benötigten Gesamtschub des Flugzeuges bzw. auf den benötigten Auftrieb beim Start (take-off) hat. Der Antrieb sowie das Flugzeug werden neu ausgelegt und nicht ein bestehendes Flugzeug mit einem neuen Antrieb ausgestattet, wobei der Fokus auf der Auslegung des Antriebes liegt. Dies bedeutet, dass bei einer Anpassung der Auslegung des Antriebes auch das Flugzeug in der Größe skaliert werden muss.

Um die Skalierungseffekte abzubilden, werden Austauschfaktoren nach [59] verwendet und nachfolgend erläutert. Für die Bestimmung der Austauschfaktoren wird bei der Flugzeugauslegung die Flugmission konstant gehalten. Die Geometrie sowie das Gewicht des Flugzeuges sind variable Größen. Der Einfluss durch eine geänderte Antriebsmasse, einen geänderten Antriebswiderstand sowie einen geänderten PSFC auf einen neuen Entwurf des Flugzeuges wird bestimmt. Die Auswirkungen auf das Flugzeug werden anhand einer für den Antrieb definierten Zielfunktion der Auslegung quantifiziert. Jeder der drei Parameter (Masse, Widerstand, PSFC) wird isoliert untersucht und die Auswirkung einer Änderung dieser auf die Zielfunktion (Formel 2.9) bewertet.

$$\Delta ZF = ZF - ZF_{Ref} \quad (2.9)$$

Das Ergebnis sind Austauschfaktoren für jeden der drei Parameter, welche in nachfolgenden Formeln aufgelistet sind. Es handelt sich um die Änderung der Antriebsmasse, des Widerstandes, des Antriebes sowie des spezifischen Kraftstoffverbrauches der Gasturbine. Aus der Flugzeugrechnung werden die drei Austauschfaktoren nach Formel 2.10, Formel 2.11 und Formel 2.12 berechnet und bilden jeweils den Quotienten aus dem Delta der Zielfunktion als Auswirkung eines geänderten Antriebsparameters (Masse, Widerstand, PSFC).

$$c_{AF, Masse} = \frac{\Delta ZF}{\Delta \text{Antriebsmasse}} \quad (2.10)$$

$$c_{AF,Widerstand} = \frac{\Delta ZF}{\Delta Widerstand} \quad (2.11)$$

$$c_{AF,PSFC_{EQ}} = \frac{\Delta ZF}{\Delta PSFC_{EQ}} \quad (2.12)$$

Bei der Auslegung des Antriebes wird ein Wert für die Zielfunktion ZF berechnet. Dieser wird im Anschluss mithilfe der Austauschfaktoren um die Einflüsse auf das Flugzeug korrigiert. Dies geschieht nach Formel 2.13, Formel 2.14 und Formel 2.15. Zuletzt werden die einzelnen Korrekturen mit Formel 2.16 addiert.

$$\Delta ZF_{Masse} = c_{AF,Masse} \times \Delta \text{Gesamtantriebsmasse} \quad (2.13)$$

$$\Delta ZF_{Widerstand} = c_{AF,Widerstand} \times \Delta \text{Widerstand} \quad (2.14)$$

$$\Delta ZF_{PSFC_{EQ}} = c_{AF,PSFC_{EQ}} \times \left(\frac{PSFC_{EQ}}{PSFC_{EQ,ref}} - 1 \right) \quad (2.15)$$

$$ZF_{korrigiert} = ZF_{unkorrigiert} + \Delta ZF_{Masse} + \Delta ZF_{Widerstand} + \Delta ZF_{PSFC_{EQ}} \quad (2.16)$$

Die Austauschfaktoren für das hybride Referenzflugzeug (siehe Kapitel 4.2) haben die in Tabelle 2.3 aufgeführten Werte. Pro zusätzlichen 100 kg Antriebsgewicht erhöht sich der Wert der Zielfunktion um 0,33 % bezogen auf den Referenzwert der Zielfunktion $ZF_{unkorrigiert}$.

Tabelle 2.3.: Austauschfaktoren für die Auslegung des Antriebes nach [12]

Austauschfaktor	Wert
$c_{AF,Masse}$	0.33 % Referenzmissionsenergie / 100 kg
$c_{AF,Widerstand}$	0.962 % Referenzmissionsenergie / 100 N
$c_{AF,PSFC_{EQ}}$	0.68 % Referenzmissionsenergie / 1 % $PSFC_{EQ}$

3. Komponenten des Hybridantriebes

In diesem Kapitel werden die physikalischen Grundlagen der elektrischen Antriebsbauteile erläutert. Dazu werden die Methoden zur Auslegung der Komponenten beschrieben und mit einer Referenzrechnung verglichen. Anschließend wird auf die Gasturbine, das Thermalsystem sowie die Propeller eingegangen. Diese Methoden werden im Kapitel 4 verwendet, um einen hybrid-elektrischen Antrieb auszulegen und hinsichtlich einer Zielfunktion zu bewerten.

3.1 Elektrotechnische Grundlagen

Im Nachfolgenden werden grundlegende Formeln zur elektrischen Leistungsberechnung für den Gleichstrombetrieb aufgeführt. Formel 3.1 beschreibt den Zusammenhang zwischen der Spannung U , dem Widerstand R und der Stromstärke I . Diese Formel kann in abgewandelter Form für die Berechnung des Spannungsabfalls ΔU verwendet werden (Formel 3.2).

$$U = R \cdot I \quad (3.1)$$

$$\Delta U = R \cdot I \quad (3.2)$$

Eine weitere grundlegende Formel 3.3 beschreibt den Zusammenhang zwischen Leistung P , Spannung und Stromstärke.

$$P = U \cdot I \quad (3.3)$$

Kombiniert man Formel 3.1 und Formel 3.3 ergibt sich Formel 3.4, welche beispielhaft für die Berechnung von ohmschen Leistungsverlusten verwendet wird.

$$P = R \cdot I^2 \quad (3.4)$$

Im Wechselstrom kann zwischen Strom und Spannung eine Phasenverschiebung auftreten. Diese Phasenverschiebung wird durch den Winkel φ beschrieben. Daraus lässt sich die Wirkleistung $P = U \cdot I \cdot \cos(\varphi)$ und die Blindleistung $Q = U \cdot I \cdot \sin(\varphi)$ berechnen. Die Wirkleistung ist diejenige, die an einem Motor tatsächlich in mechanische Wellenleistung umgesetzt wird. Die Blindleistung führt einem Verbraucher im Mittel keine Energie zu. Die Scheinleistung setzt sich aus der Wirkleistung und der Blindleistung zusammen $Scheinleistung^2 = Wirkleistung^2 + Blindleistung^2$. Die elektrischen Komponenten müssen für die auftretende Scheinleistung dimensioniert werden. [41]

Weitere Grundlagen zur Elektrotechnik sind in [49] oder [30] nachzulesen.

3.2 Elektrische Maschinen

Elektrische Maschinen sind essenziell für hybrid-elektrische Antriebssysteme, da sie die elektrische Leistung in Form von Spannung und Stromstärke (Formel 3.4) in ein mechanisches Drehmoment M bei einer Drehzahl n umwandeln können (siehe [Abbildung 3.1](#)). Dabei spricht man bei der soeben dargestellten Energieflussrichtung von einem Elektromotor, während elektrische Maschinen mit umgekehrter Energieflussrichtung als Generatoren bezeichnet werden. [71]

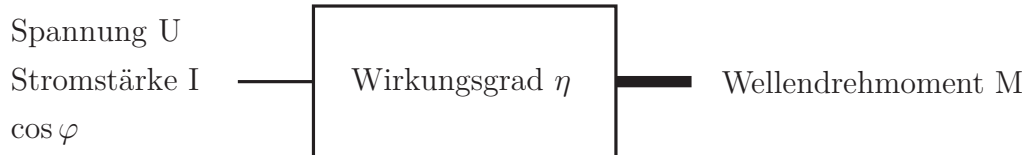


Abbildung 3.1.: Grundfunktion eines Motors

Elektrische Maschinen können in unterschiedliche Bauarten unterteilt werden, wobei die beiden Hauptgruppen Gleichstrommaschinen und Wechselstrommaschinen sind. Gleichstrommaschinen zeichnen sich durch eine einfache Steuerung aus. Im Vergleich zu Wechselstrommaschinen weisen sie, zum Beispiel (z.B.) aufgrund von Schleifkontakten, eine komplexere Konstruktion bei höherem Wartungsaufwand auf. Wechselstrommaschinen hingegen sind besonders zuverlässig, haben eine höhere Leistungsdichte und höhere Wirkungsgrade (siehe [Tabelle 3.1](#)). [71]

Wechselstrommotoren werden weiter in verschiedene Bauarten untergliedert, welche unter anderem in [32] oder [29] näher erläutert werden. Der Permanentmagnet-Synchronmotor zeichnet sich nach [Tabelle 3.1](#) gegenüber dem Gleichstrommotor (GM), Fremderregter Synchronmotor (FSM) und Asynchronmotor (ASM) durch einen hohen Wirkungsgrad sowie eine hohen Leistungsdichte aus, was zu einem geringen installiertem Volumen führt. Daneben ist er gut regelbar und vergleichsweise leise [29]. Aufgrund dieser Eigenschaf-

Tabelle 3.1.: Qualitative Bewertung von verschiedenen Elektromotoren nach [29]

Topologie	GM	FSM	PSM	ASM
Leistungsdichte	-	0	++	+
Wirkungsgrad	-	+	++	0
Regel-/Steuerbarkeit	++	+	+	0
Geräusch	-		++	+
Kosten	-	-	-	+
Stand der Technik	++	-	++	++

– stark negativ; - negativ; 0 neutral; + positiv; ++ stark positiv

ten ist der PSM grundsätzlich für die Luftfahrt geeignet. Im Folgenden wird daher eine Auslegungsmethode für den PSM beschrieben und validiert.

Allgemein besteht ein PSM aus einem außen liegenden Stator und einem innen laufenden Rotor. Der zylindrische Rotor ist mit Permanentmagneten bestückt, welche in unterschiedlicher Lage montiert werden können. [32] [71]

Ein beispielhaftes Wirkungsgradkennfeld einer PSM ist in Abbildung 3.2 dargestellt. Im Kennfeld wird das Drehmoment über der Drehzahl dargestellt. Die Bereiche gleichen Wirkungsgrades werden durch die Isolinien dargestellt. Unterhalb der Nenndrehzahl n_N wird der Bereich des Kennfeldes Grunddrehzahlbereich genannt und oberhalb von n_N Feldschwächebereich [32]. Mit steigender Drehzahl bis zur Nenndrehzahl steigt die maximale Leistung bei konstantem Drehmoment. Bei steigender Drehzahl im Bereich $n > n_N$ sinkt das Drehmoment bei konstanter Leistung. [73]

Der Auslegungspunkt ist in Abbildung 3.2 mit einem Kreis markiert.

Auslegungsmethode

Zur Auslegung der elektrischen Maschinen wird im nachfolgenden im Abschnitt Geometrieberechnung eine Methode nach [22] und [73] beschrieben, welche einen Motor oder Generator geometrisch auslegt. Mit dieser bekannten Geometrie und den bestimmten elektrischen Parametern wird die Spannung und Stromstärke, die im Teillastbetrieb benötigt wird, nach [22] berechnet. Dadurch wird eine Leistungssyntheserechnung des Gesamtantriebs in Abhängigkeit von Strom und Spannung ermöglicht.

Geometrieberechnung

Die Leistung im Entwurfsunkt, mit der Stator- und Rotordurchmesser berechnet wird, wird als P_{Geom} definiert. Sie befindet sich bei der Nenndrehzahl n_N bei maximalem Drehmoment [47]. Die innere Scheinleistung $P_{\text{app},i}$ an diesem Punkt wird anhand der Formel 3.5 berechnet, um den Motor für seine Scheinleistung und nicht die Wirkleistung auszulegen.

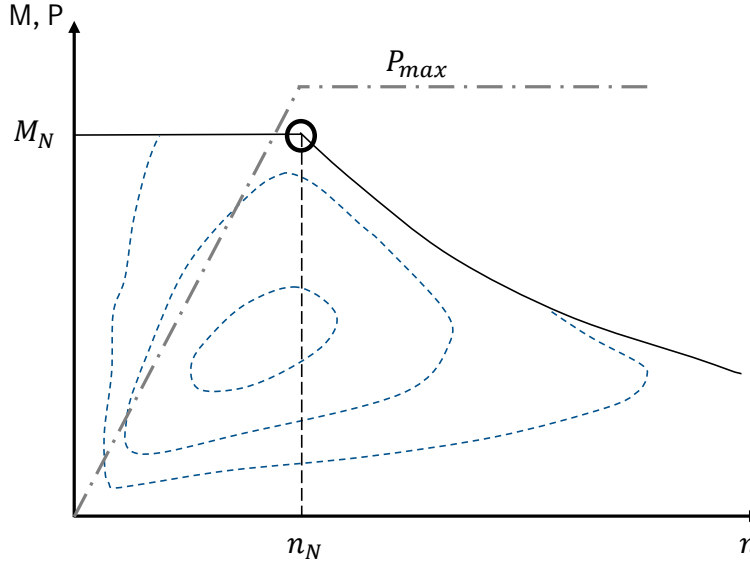


Abbildung 3.2.: Qualitatives Wirkungsgradkennfeld angelehnt an [22] mit eingezeichneter Leistungskennlinie eines PSM basierend auf [8] und die Darstellungsweise ist angelehnt an [50]

Das Spannungsverhältnis $\frac{U_s}{U_h}$, der Leistungsfaktor $\cos(\varphi)$ sowie der Wirkungsgrad im Entwurfspunkt sind festzulegende Technologieparameter des Motors.

$$P_{app,i} = 3 U_h I_s = \frac{P_{geom}}{\frac{U_s}{U_h} \cos \varphi \eta} \quad (3.5)$$

In einem weiteren Schritt wird der innere Statordurchmesser D_δ mithilfe von Formel 3.6 berechnet. Die Windungsart der Spulen wird durch den Windungsfaktor k_w abgebildet und sollte als Richtwert nach [70] den Wert 1 annehmen. Der Strombelag A ist dabei ein Maß für die Höhe der möglichen Stromstärke und hängt primär von der Art der Kühlung ab. Schließlich wird die Stärke des Magnetfeldes im Luftspalt zwischen Rotor und Stator durch die Luftspaltinduktion $B_{peak,\delta}$ beschrieben. Richtwerte für diese Parameter sind in Tabelle 3.2 aufgelistet. [22]

$$D_\delta = \left(\sqrt{2} \frac{P_{app,i}}{\pi^2 k_w A B_{peak,\delta} n_{geom} \frac{l_i}{D_\delta}} \right)^{\frac{1}{3}} \quad (3.6)$$

Ausgehend von dem nun bekannten Statorinnendurchmesser wird die Nutenhöhe h_s des Stators anhand von Formel 3.7 berechnet. φ_s und φ_{Fe} beschreiben den Füllfaktor der Statornut sowie des Eisens.

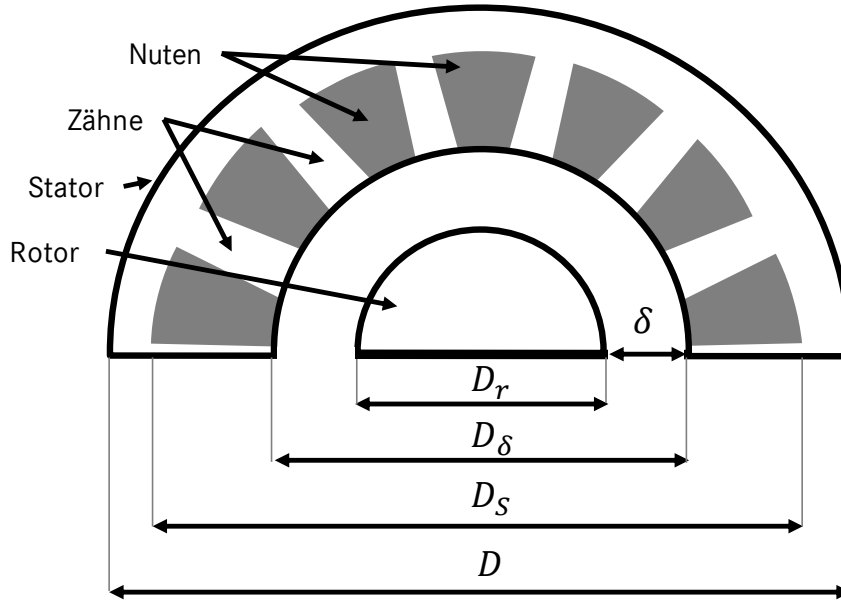


Abbildung 3.3.: Geometrische Größen eines elektrischen Motors, basiert auf [22]

$$h_s = \sqrt{\frac{AD_\delta}{J\varphi_s} + \frac{D_\delta^2}{4} \left(1 - \frac{B_{\max,\delta}}{B_{\max,\text{Zahn}}\varphi_{\text{Fe}}}\right)^2} - \frac{D_\delta}{2} \left(1 - \frac{B_{\text{peak},\delta}}{B_{\max,\text{Zahn}}\varphi_{\text{Fe}}}\right) \quad (3.7)$$

Anhand von Formel 3.9 für die Jochhöhe h_{bi} , Formel 3.8 für die Polteilung τ_p und Formel 3.10 kann der Statoraußendurchmesser D berechnet werden.

$$\tau_p = \frac{\pi D_\delta}{2p} \quad (3.8)$$

$$h_{\text{bi}} = \frac{1}{\pi} \frac{B_{\text{peak},\delta} \tau_p}{B_{\max,\text{bi}} \varphi_{\text{Fe}}} \quad (3.9)$$

$$D = D_\delta + 2h_s + 2h_{\text{bi}} \quad (3.10)$$

Der Rotordurchmesser berechnet sich ebenfalls ausgehend vom Statorinnendurchmesser anhand von Formel 3.11.

$$D_r = D_\delta - 2\delta \quad (3.11)$$

Die Berechnung des Luftspalts δ ist nach [73] empirisch abhängig von der Polpaarzahl p (siehe Formeln 3.12, 3.13). Aufgrund des empirischen Charakters der Luftspaltberechnung in den beiden zuvor genannten Formeln kann der Luftspalt auch vom Anwender der Methode vorgegeben werden.

$$\delta = \frac{0.2 + 0.01 \times P_{\text{geom}}^{0.4}}{1000} \quad (p = 1) \quad (3.12)$$

$$\delta = \frac{0.18 + 0.006 \times P_{\text{geom}}^{0.4}}{1000} \quad (p > 1) \quad (3.13)$$

Tabelle 3.2.: Motorauslegungsrichtwerte nach [70] für das Jahr 2035 für wassergekühlte Motoren

Parameter	Richtwert	Einheit
k_w	1	-
A	80-200	A/mm
$B_{\max,\delta}$	0,8 – 1,05	T
$B_{\max,bi}$	1,2-2,35	T
$B_{\max,Zahn}$	1,2-2,35	T
J	8-25	A/mm ²
φ_{Fe}	0,5	-
η	0,98	-
p	4	-

Validierung der Auslegungsmethode

In nachfolgender [Tabelle 3.3](#) sind die Abweichungen der Ergebnisse der NPSS-Auslegungsmethode zu existierenden und in Veröffentlichungen detailliert ausgelegten Motoren aufgezeigt. Bei fehlenden Angaben zu den Motoren wurden geeignete Annahmen getroffen. Es ergibt sich eine Abweichung zwischen Methode und Validierungsdaten von bis zu 2.11 % im Statorinnendurchmesser, 5.86 % im Statoraußendurchmesser und 1.85 % im Rotoraußendurchmesser. Diese Abweichung ist für eine Anwendung in der Vorauslegungsphase als hinreichend genau zu betrachten.

Tabelle 3.3.: Relative Abweichung der Methode zu den Validierungsdaten aus [32] (BMW i3, VW eGolf), [48] (Paper Design Examples), [70] (Touhami 2025, Touhami 2035), [24] (Aviation Generator) nach [50] und den Validierungsdaten aus [72] (HEV)

Motor	ΔD_δ [%]	ΔD [%]	Δl [%]	ΔD_r [%]
BMW i3	+0.72	-0.93	+1.40	+0.22
VW eGolf	+0.99	-4.62	+0.88	+0.99
Paper Design Examples	-0.56	+2.07	-0.38	-1.06
Touhami 2025	+2.11	+5.86	+2.36	+1.85
Touhami 2035	+0.82	+1.43	+0.68	+0.99
Aviation Generator	-0.25	-1.44	-0.28	-
HEV	-1.75	-0.68	+0.22	+0.32

Daneben ist eine Vergleichsrechnung der Berechnungsmethode für Motor und Generator durchgeführt worden. Diese ist für die Leistungsrechnung der elektrischen Maschine zu-

ständig. Eine Vergleichsrechnung ist mit dem kommerziellen Tool Simcenter Amesim [63] erstellt worden. Die Vergleichsrechnung ist eine transiente Rechnung. Die Abweichungen zur stationären-NPSS Rechnung sind für den Motor in [Tabelle 3.4](#) sowie für den Generator in [Tabelle 3.5](#) aufgelistet. Die Abweichungen sind sehr gering und können auf Rundungsungenauigkeiten zurückgeführt werden, da die Amesim Leistungen in kW ausgegeben werden und daher die Genauigkeit bei gleicher Nachkommastellenanzahl sinkt.

Tabelle 3.4.: Relative Abweichung ausgewählter Auslegungsparameter des Motors von einer Referenzrechnung [21] mit dem Tool Simcenter Amesim [63]

Motor	NPSS	Simcenter Amesim [21]	Rel. Abweichung
Elektrische Leistung	1759990,0[W]	1759990,0[W]	−0,00 [%]
Mechanische Leistung	1661810,0[W]	1661810,0[W]	−0,00 [%]
Drehmoment	4000[Nm]	4000,0[Nm]	−0,00 [%]
Stator-Windungswiderstand	0,036049[Ω]	0,036[Ω]	0,1354 [%]
Verlustleistung	98180,0[W]	98180,0[W]	0,00 [%]
Wärmeleistung	98180,0[W]	98047,25[W]	0,14 [%]

Tabelle 3.5.: Relative Abweichung ausgewählter Entwurfsparameter des Generators von einer Referenzrechnung [21] mit dem Tool Simcenter Amesim [63]

Motor	NPSS	Simcenter Amesim [21]	Rel. Abweichung
Elektrische Leistung	1006281,5[W]	1006281,5[W]	0,00 [%]
Mechanische Leistung	1047200,9[W]	1047200,0[W]	0,00 [%]
Drehmoment	1000,003[W]	1000,0[W]	0,00 [%]
Drehfrequenz	666,667[1/s]	666,667[1/s]	0,00 [%]
Stator-Windungswiderstand	0,09[Ω]	0,09[Ω]	0,00 [%]
Verlustleistung	40919,4[W]	40918,9[W]	0,0012 [%]
Wärmeleistung	40919,4[W]	40919,0264[W]	0,001 [%]

Motorwirkungsgrade

In [Abbildung 3.4](#) sind beispielhaft die Wirkungsgrade über drei verschiedene Leistungsklassen an Motoren dargestellt. Zu sehen ist, dass der Wirkungsgrad mit der Größe bzw. der Leistung des Motors sowie der Auslegungsdrehzahl skaliert.

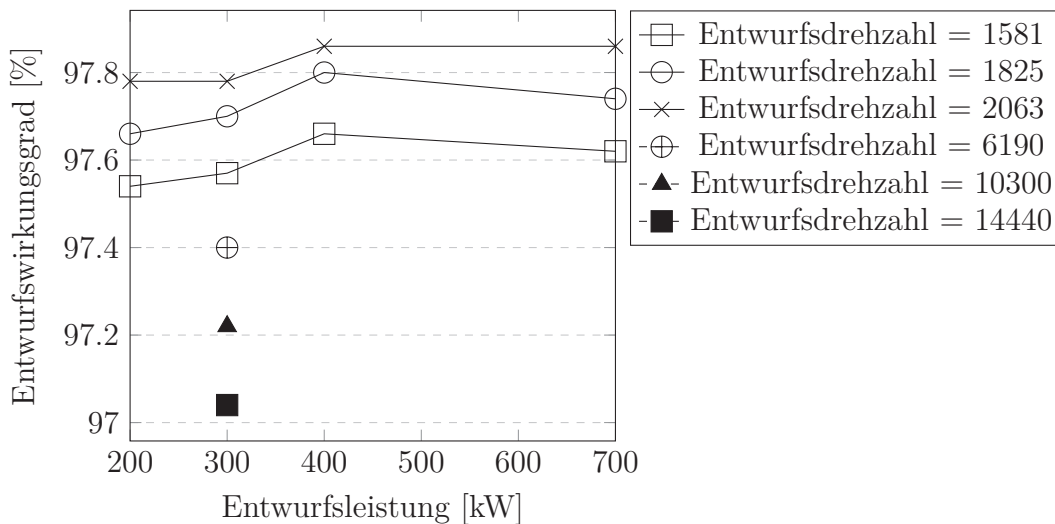


Abbildung 3.4.: Darstellung des Motorwirkungsgrades über verschiedene Motorentwurfsleistungen bei unterschiedlicher Entwurfsdrehzahl und limitiertem Durchmesser, Daten entnommen aus [54]

3.3 Leistungselektronik

In einem Gasturbinen-Batterie-Hybridantrieb wird Gleichstrom aus der Batterie geliefert und Wechselstrom aus dem Generator. Die Motoren an den Propellern werden mit Wechselstrom aus der Motorsteuerung gespeist. Aufgabe der Leistungselektronik ist es, den Wechselstrom des Generators in Gleichstrom zu wandeln und den Motor mit Wechselstrom der nötigen Spannung und Frequenz zu speisen (siehe [Abbildung 4.3](#)). Diese Aufgaben werden von zwei Komponenten erfüllt, die zu der Gruppe der Umrichter gehören:

- dem Wechselrichter (DC $\rightarrow$ AC)
- dem Gleichrichter (AC $\rightarrow$ DC)

Der Wechselrichter wandelt Gleichstrom (DC) in Wechselstrom (AC), der Gleichrichter AC in DC um. Im Nachfolgenden wird auf die Bauteile der Leistungselektronik eingegangen sowie eine Berechnungsmethode beschrieben, die zur Bestimmung des Entwurfs- und Teillastwirkungsgrades sowie der Masse geeignet ist.

Komponenten der Leistungselektronik

Leistungselektronik besteht aus Dioden und Transistoren, die in Reihe und parallel geschaltet werden, um den Strom zu transformieren. Ein Umrichter erzeugt die Wellenform des Wechselstroms in der Regel durch eine Pulsweitenmodulation. Bei dieser wird die Wellenform des Wechselstroms durch kleine rechteckige Teilstücke approximiert. [Abbildung 3.5](#) zeigt die verschiedenen Verlustarten der Leistungselektronik im Schaltbetrieb auf. Die Sperrverluste sowie die bei hohen Schaltfrequenzen auftretenden Ansteuerungsverluste können bei der weiteren Betrachtung vernachlässigt werden. Es verbleiben die Durchlassver-

luste sowie die Schaltverluste, die bei Dioden und Transistoren auftreten und die fast vollständig in Abwärme umgewandelt werden. [75]

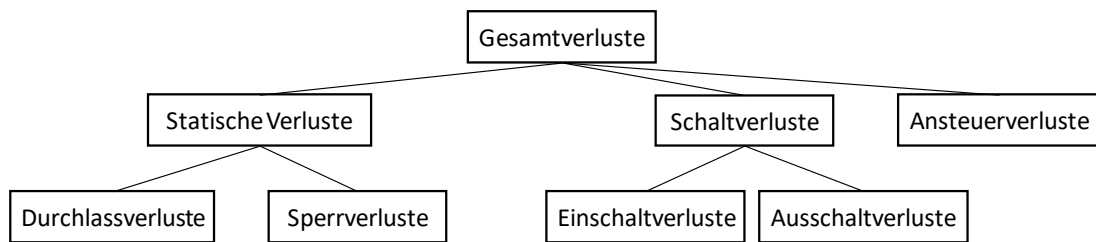


Abbildung 3.5.: Verlustleistungen von Leistungselektronik nach [75]

Weitere technische Details über die technische Ausgestaltung von Dioden und Transistoren können in [65], [75] oder [6] nachgelesen werden. Neben der Funktion des Wechselrichters, Gleichstrom in Wechselstrom zu wandeln, wird dieser auch zur Motorsteuerung verwendet[47]. Durch eine variable Ausgangsspannung kann die Drehzahl und die dazugehörige Spannung und Frequenz des Motors eingestellt werden. Bei wechselnder Stromflussrichtung kann der Umrichter als Gleichrichter sowie als Wechselrichter verwendet werden [22] [53].

Nachfolgend wird in diesem Kapitel eine Berechnungsmethode zur Bestimmung des Umrichterwirkungsgrades nach [75] beschrieben. Für die Berechnungsmethode werden nach [75] folgende Annahmen getroffen:

- Es wird eine lineare Aussteuerung angenommen.
- Die Schaltfrequenz ist deutlich größer als die Frequenz des Wechselstroms.
- Es wird ein idealer sinusförmiger Wechselstrom angenommen.
- Die Schaltzeiten werden vernachlässigt.

Zusätzlich dazu werden die Eingabeparameter der Methode, entnommen aus einem Datenblatt, temperaturgemittelt vorgegeben, um eine geringe Abweichung über den gesamten Lastbereich zu ermöglichen. Die maximal mögliche anliegende Stromstärke tritt bei der maximal auftretenden Sperrschichttemperatur $T_{j,max}$ auf (siehe Formel 3.14). Bei steigender Stromstärke nimmt die Sperrschichttemperatur zu.

$$I_{krit} = f(T_{j,max}) \quad (3.14)$$

Aus diesem Zusammenhang abgeleitet sind beim Überschreiten der kritischen Stromstärke I_{krit} weitere parallelgeschaltete Module nötig. Da I_{krit} zu Beginn der Rechnung nicht bekannt ist, wird dieser Parameter iterativ während des Entwurfes bestimmt. Die Anzahl

der parallel geschalteten Module wird anschließend nach Formel 3.15 berechnet.

$$n_{\text{parallel}} = \frac{I}{I_{\text{krit}}} \quad (3.15)$$

Anders als im Hinblick auf die Stromstärke ist eine Baugruppe immer durch eine maximale Spannung U_{CES} limitiert [75]. Die Rechnung außerhalb dieses Bereiches ist daher nicht gültig. Für höhere Spannungen ist eine abweichende Referenzkomponente, auf der die Eingaben der Berechnungsmethode basieren, zu wählen.

Die zur Erwärmung beitragenden Verluste eines Wechselrichters teilen sich in die Verluste der Transistoren und der Dioden auf und können nach [75] mithilfe folgender vier Formeln berechnet werden. Die Durchlassverluste $P_{\text{cond(T)}}$ des Transistors sind nach Formel 3.16 von den variablen Größen der Sperrschichttemperatur T_j und der anliegenden Scheitelstromstärke $\hat{I}_1$ abhängig. Weitere als konstant angenommene Parameter aus dem Datenblatt sind der Leistungsfaktor $\cos(\varphi)$, die Schwellspannung der Durchlasskennlinie $U_{\text{CE},0}$, der Bahnwiderstand der Durchlasskennlinie r_{CE} die Referenztemperatur T_{ref} sowie die Temperaturkoeffizienten der Durchlasskennlinie TC_r und TC_v .

$$P_{\text{cond(T)}} = \left(\frac{1}{2\pi} + \frac{m \cos \varphi}{8} \right) (U_{\text{CE},0} + \text{TC}_v(T_j - T_{\text{ref}})) \hat{I}_1 + \left(\frac{1}{8} + \frac{m \cos \varphi}{3\pi} \right) (r_{\text{CE}} + \text{TC}_r(T_j - T_{\text{ref}})) \hat{I}_1^2 \quad (3.16)$$

Formel 3.17 beschreibt die zweite Verlustart des Transistors, die Schaltverluste $P_{\text{sw(T)}}$. Diese sind neben den variablen Parametern der $P_{\text{cond(T)}}$ zusätzlich von der DC Eingangsspannung V_{cc} abhängig. Weiter wirken sich die konstante Schaltfrequenz f_{sw} , die Schaltverlustenergie $E_{\text{on+off}}$, sowie der Temperaturkoeffizient der Schaltverluste TC_{ESW} auf die Schaltverluste aus. Der Verlauf der spannungsabhängigen Schaltverluste wird durch den Einfluss von K_V beschrieben.

$$P_{\text{sw(T)}} = f_{\text{sw}} E_{\text{on+off}} \frac{1}{\pi} \frac{\hat{I}_1}{I_{\text{ref}}}^{K_{\text{IT}}} \left(\frac{U_{\text{cc}}}{U_{\text{ref}}} \right)^{K_{\text{VT}}} (1 + \text{TC}_{\text{ESW}}(T_j - T_{\text{ref}})) \quad (3.17)$$

Die soeben dargestellten Verlustarten treten auch bei der Diode auf und werden durch Formel 3.18 und Formel 3.19 beschrieben. Weitere in diesen Gleichungen auftretende Konstanten sind die Ausschaltverlustenergie E_{rr} einer Inversdiode und der Temperaturkoeffizient der Diodenschaltverluste TC_{Err} .

$$P_{\text{cond(D)}} = \left(\frac{1}{2\pi} - \frac{m \cos \varphi}{8} \right) (U_{\text{F0}} + c_{\text{Tcvf}}(T_j - T_{\text{ref}})) \hat{I}_1 + \left(\frac{1}{8} - \frac{m \cos \varphi}{3\pi} \right) (r_{\text{F}} + \text{TC}_r(T_j - 25^\circ\text{C})) \hat{I}_1^2 \quad (3.18)$$

$$P_{\text{sw(D)}} = f_{\text{sw}} E_{\text{Err}} \frac{1}{2\pi} \left(\frac{\hat{I}_1}{I_{\text{ref}}} \right)^{K_{\text{ID}}} \left(\frac{U_{\text{CC}}}{U_{\text{ref}}} \right)^{K_{\text{VD}}} \cdot 2,3 \cdot (1 + \text{TC}_{\text{Err}}(T_j - T_{\text{ref}})) \quad (3.19)$$

Zuvor berechnete Leistungen werden zu einer Gesamtverlustleistung addiert (siehe Formel 3.20).

$$P_{\text{gesamt}} = P_{\text{cond(T)}} + P_{\text{sw(T)}} + P_{\text{cond(D)}} + P_{\text{sw(D)}} \quad (3.20)$$

Mithilfe der bekannten Eingangsleistung der Komponente P_{ein} sowie der berechneten Gesamtverluste P_{gesamt} wird der Wirkungsgrad angelehnt an [47] für einen dreiphasigen Umrichter nach Formel 3.21 berechnet:

$$\eta = \frac{P_{\text{ein}} - (P_{\text{gesamt}} \cdot 6 \cdot n_{\text{parallel}})}{P_{\text{ein}}} \quad (3.21)$$

Mit der bekannten Masse aus dem Datenblatt $m_{\text{Datenblatt}}$ wird die Masse eines dreiphasigen Umrichters angelehnt an [47] mithilfe der Anzahl der parallel geschalteten Schaltungen n_{parallel} und dem Gehäusefaktor $c_{\text{Gehäuse}}$ bestimmt (siehe Formel 3.22). Der Gehäusefaktor berücksichtigt das Gehäusegewicht, falls dieses in einem Gewicht aus einem Datenblatt nicht inbegriffen ist. Richtwerte für Eingabeparameter der Berechnungsmethode sind in Tabelle 3.6 aufgelistet.

$$\text{mass} = 6 \cdot n_{\text{parallel}} \cdot m_{\text{Datenblatt}} \cdot c_{\text{Gehäuse}} \quad (3.22)$$

Tabelle 3.6.: Richtwerte für Eingabeparameter der Berechnungsmethode aus [75]

Parameter	Richtwert
K_{VT}	$\approx 1,3 - 1,4$
K_{IT}	1
K_{ID}	0,6
K_{ID}	0,6
K_{V}	0,6
TC_{Err}	$\approx 0,006 \text{ 1/K}$
TC_{ESW}	$\approx 0,003 \text{ 1/K}$

Bestimmung der Sperrschichttemperatur

Die Sperrschichttemperatur T_j wird mittels einer iterativen Methode nach [75], welche in Abbildung 3.6 beschrieben ist, berechnet. Die Berechnung basiert auf thermischen Widerständen, die in Reihe geschaltet sind. Die Rechnung startet mit der Umgebungstemperatur T_a . Diese Temperatur wird mit dem Produkt aus Verlustleistung P_V und thermischen Widerstand $R_{\text{th(s-a)}}$ addiert und somit die Kühlkörpertemperatur T_c berechnet. Nach dem

gleichen Prinzip wird die Gehäusetemperatur T_s und die Sperrschichttemperatur T_j berechnet (siehe [Abbildung 3.6](#)). Im nächsten Iterationsschritt wird die Verlustleistung mit der im ersten Iterationsschritt berechneten T_j neu berechnet. Diese geänderte Verlustleistung führt nun zu neuen Temperaturen T_s, T_c, T_j . Die Iteration wird beendet wenn $(T_{j,i} - T_{j,i+1})$ kleiner als eine festgelegte Iterationstoleranz ist.

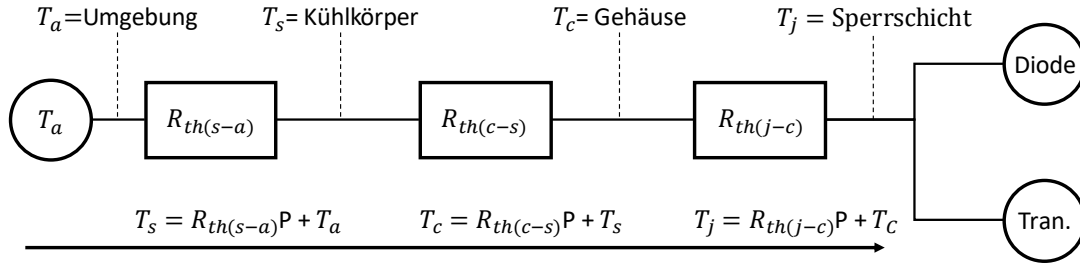


Abbildung 3.6.: Darstellung der iterativen Bestimmung der Sperrschichttemperatur nach [75]

Vergleichsrechnung

[Abbildung 3.7](#) zeigt den Verlauf des Wirkungsgrades eines Wechselrichters für verschiedene Leistungen und Spannungsverhältnisse. Zu erkennen ist, dass der Wirkungsgrad mit höherer Leistung beziehungsweise Stromstärke und steigendem Spannungsverhältnis sinkt. Dies liegt an der Charakteristik der zuvor beschriebenen Verlustarten. Die kritische Stromstärke I_{krit} wird in beiden Fällen bei unterschiedlichen Werten erreicht. Die höheren Schaltverluste $P_{sw(D+T)}$ im Falle eines Spannungsverhältnisses von 1300 – 450 V sind auf das hohe Spannungsverhältnis zurückzuführen. Für ein Verhältnis der Spannungen von 1000 V zu 700 V befindet sich der Wirkungsgrad in einem Bereich kleiner als 0,5 % und bei einem Verhältnis von 1300 V zu 450 V bei 0,6 %. Um Vergleich der Daten ist in [Abbildung 3.8](#) die Abweichung der zuvor beschriebenen Methode mit dem Berechnungstool aus [60] dargestellt. Zu erkennen ist eine geringe Abweichung des Wirkungsgrades über den gesamten Lastbereich und verschiedene Spannungsverhältnisse von maximal 0,07 %.

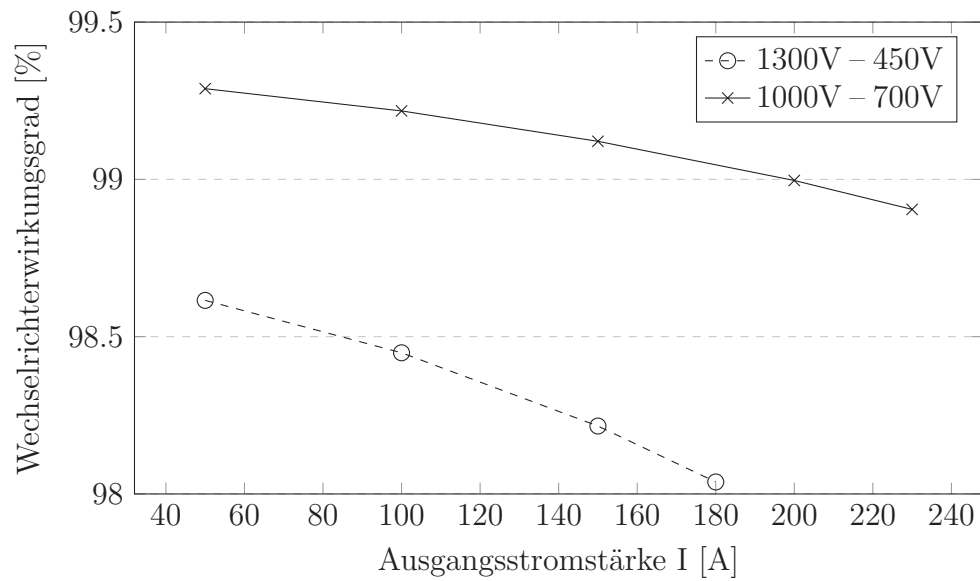


Abbildung 3.7.: Veranschaulichung des Wechselrichter Wirkungsgrades für verschiedene Spannungsverhältnisse und Stromstärken

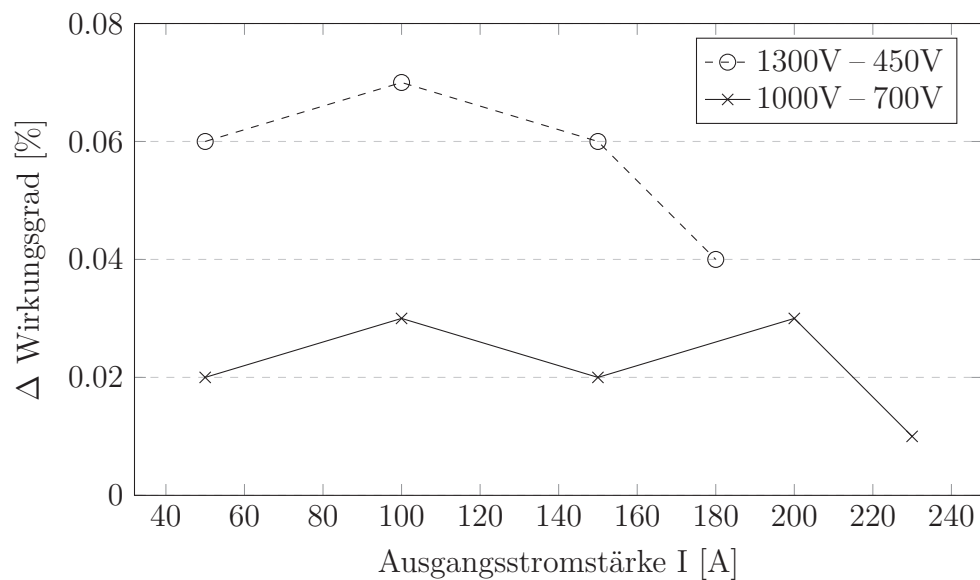


Abbildung 3.8.: Delta des Wechselrichterwirkungsgrades für verschiedene Spannungsverhältnisse und Stromstärken im Vergleich zu dem Berechnungstool aus [60]

3.4 Stromkabel

Stromkabel werden im Antrieb des Flugzeuges zur Leitung von elektrischen Strömen verwendet. Sie können in verschiedenen Ausführungen sowohl Wechselstrom als auch Gleichstrom leiten. Nach [67] ist es mittlerweile technischer Standard ein Gleichstromverteilsystem in Boden- und Luftfahrzeugen zu verwenden. Für die Verwendung eines Gleichstromverteilsystems spricht nach [67]:

- Die Leiterquerschnitte müssen nicht zusätzlich neben der Wirkleistung auch für eine Blindleistung dimensioniert werden.
- Die elektromagnetische Verträglichkeit (EMV) ist im Vergleich zu AC besser.
- Es erfolgt eine Entkoppelung der Motorsteuerung vom Generator.

Aufgrund dieser Argumente wird im Folgenden nur auf DC-Kabeln eingegangen. Ein Stromkabel besteht von außen nach innen aus einer vor Umwelteinflüssen schützenden Mantelschicht, der Isolationsschicht und dem Stromleiter (siehe Abbildung 3.9).

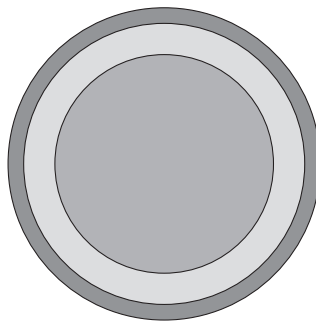


Abbildung 3.9.: Querschnitt eines Stromkabels nach [47]

Nach Abbildung 3.10 ist die Stromdichte im Querschnitt des Leiters im Vergleich zum Wechselstromkabel über den Leiterradius konstant [76]. Daraus lässt sich ableiten, dass der Kabelquerschnitt eines Gleichstromkabels sich mithilfe einer vorgegebenen Stromdichte dimensionieren lässt. Für die Berechnung des Querschnittes wird nach [47] der spezifische Widerstand σ , die Länge des Kabels, die Stromstärke I und ein absoluter Spannungsabfall über das Kabel ΔU benötigt (siehe Formel 3.23). Nach [47] muss für einphasige Stromkreise ein Korrekturfaktor von zwei in die Widerstandsrechnung mit einbezogen werden.

$$A_L = 2 \cdot \frac{\sigma \cdot \text{Länge} \cdot I}{\Delta U} \quad (3.23)$$

In Tabelle 3.7 ist zu sehen, dass Kupfer eine höhere Dichte, aber wiederum einen geringeren elektrischen Widerstand bei 293 K, aufweist. Bei gleicher Querschnittfläche des Kabels kann aufgrund des geringeren elektrischen Widerstandes ein Kupferkabel mehr Strom bei

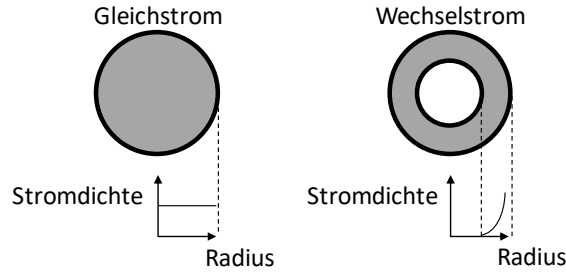


Abbildung 3.10.: Stromdichteverlauf über den Kabelradius für Gleich- und Wechselstrom, modifiziert nach [76]

gleichem Spannungsabfall leiten als ein Aluminiumkabel. Demgegenüber ist das Kupferkabel um den Faktor $\approx 3,3$ schwerer (siehe [Tabelle 3.7](#)) als ein Aluminiumkabel. Die optimale Auswahl des Kabelmaterials ist daher mithilfe einer Betrachtung des Gesamtsystems und dessen Zielfunktion zu treffen. Die Isolationsdicke wird vom Nutzer vorgegeben.

Tabelle 3.7.: Eigenschaften von Kupfer und Aluminium nach [47]

Parameter	Kupfer	Aluminium
Dichte [kg/m ³]	8890	2700
Elektrischer Widerstand bei 293K [$\Omega \times m$]	$1,68 \cdot 10^{-8}$	$2,71 \cdot 10^{-8}$

Nach [67] und [47] ist die Isolationsdicke abhängig von der anliegenden Spannung. Der Radius des Leiters ergibt sich nach Formel 3.24 aus dem Querschnitt des Leiters.

$$r_L = \sqrt{\frac{A_L}{\pi}} \quad (3.24)$$

Mithilfe des Außenradius des Leiters und der Isolationsdicke t_{iso} ergibt sich nach Formel 3.26 der Isolationsaußenradius r_{iso} .

$$r_{iso} = r_L + t_{iso} \quad (3.25)$$

Bei weiterer Addition der Belagdicke mit dem Isolationsaußenradius r_{iso} ergibt sich der Außenradius des Kabels r_{kabel} .

$$r_{kabel} = r_{iso} + t_{belag} \quad (3.26)$$

Mit den nun bekannten Radien r und der Länge des Kabels lässt sich für jede Schicht des Kabels ein Volumen bestimmen. Die Gesamtmasse des Kabels ergibt sich durch Multiplikation des Volumens V mit der Dichte ρ des jeweiligen Materials (siehe Formel 3.27).

$$\text{Kabelmasse} = V_{iso} \cdot \rho_{iso} + V_{belag} \cdot \rho_{belag} + V_{leiter} \cdot \rho_{leiter} \quad (3.27)$$

3.5 Batterie

Im Nachfolgenden wird auf die chemischen Energiespeicher eingegangen. Hierzu wird am Beispiel der Lithium-Ionen-Batterie, die Stand der Technik ist, die Funktionsweise und Charakteristik einer Batterie erläutert. Grundsätzlich existieren zwei verschiedene Arten von chemischen Energiespeichern. Primärelemente sind nicht wiederaufladbar und wandeln chemische Energie in elektrische Energie um. Im Gegensatz dazu können Akkumulatoren erneut aufgeladen werden. Im weiteren Verlauf werden ausschließlich Akkumulatoren betrachtet, für die jedoch aus Gründen der Vereinfachung der Begriff „Batterie“ verwendet wird. [37]

Funktionsweise

Lithium-Ionen-Batterien setzen sich aus einer Vielzahl von Batteriezellen zusammen. In diesen befinden sich die Elektroden in einem ionenleitfähigen Elektrolyt. Zwischen den Elektroden isoliert eine ionendurchlässige Membran die beiden unterschiedlich gepolten Elektroden voneinander. Beim Entladen werden Lithium-Ionen durch diese Membran zur positiven Elektrode geleitet. Gleichzeitig fließen Elektronen über eine Stromleitung von der negativen Elektrode zur Positiven. Beim Laden der Batterie wird dieser Prozess umgedreht. [35]

Die Zellspannung ergibt sich durch die Kombination verschiedener Elektrodenmaterialien und deren Potential zueinander. Durch das In-Serie-Schalten von Zellen kann die gewünschte Ausgangsspannung eines Batteriepacks erreicht werden (siehe Abbildung 3.11). Eine Batteriezelle wird neben ihrer Zellspannung auch durch ihre Kapazität, welche in Ah angegeben ist, definiert. Durch das Parallelschalten von seriellen Batteriezellsträngen kann die gewünschte Kapazität des Batteriepacks eingestellt werden. Der Energiegehalt in Wh des Packs ergibt sich schließlich aus dem Produkt von Kapazität und Batteriespannung (Energie = Kapazität $\times$ Spannung). [35]

Entladekurve

Das Entladen einer Zelle folgt einem charakteristischen Verlauf (siehe Abbildung 3.12). Zu sehen ist der Abfall der Zellspannung über den Ladezustand der Batterie. Die Spannung sinkt zu Beginn steil ab und sinkt anschließend leicht bis zur einer Entladetief von 10 %. Bei gleichbleibender Stromstärke der Zelle nimmt auch die zur Verfügung stehende Leistung der Batterie proportional zur Spannung ab. Dies ist anhand der Gleichung $P = U \times I$ ersichtlich.

Da die Spannung in der Entladekurve im Betriebsbereich der Batterie nur geringfügig sinkt, wird mit einer mittleren nominalen Spannung über den Betriebsbereich von 10 % bis 100 % Ladezustand gerechnet. Der Betriebsbereich wird dabei durch die maximale Ladeschlussspannung und minimale Entladeschlussspannung definiert. Ein Entladen

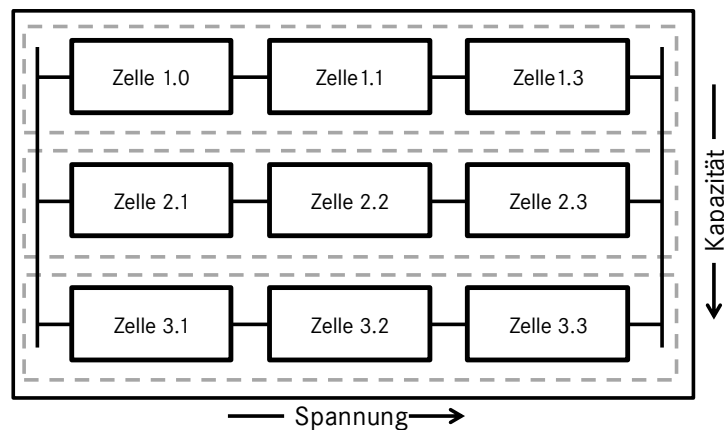


Abbildung 3.11.: Zusammensetzung eines Batteriepacks aus einzelnen Batteriezellen, basiert auf [47]

unterhalb der minimalen Entladeschlussspannung führt zu irreversiblen Schäden wie z.B. einem Kapazitätsverlust. Eine Überspannung kann andererseits zu einer spontanen Selbstentzündung führen. [35]

Um irreversiblen Schäden an der Batterie zu meiden, ist die Batterie nicht vollständig zu entladen. Nach [Abbildung 3.12](#) kann die Batterie bis zu 90 % entladen werden, ohne in den Bereich des starken Spannungsabfalls zu gelangen.

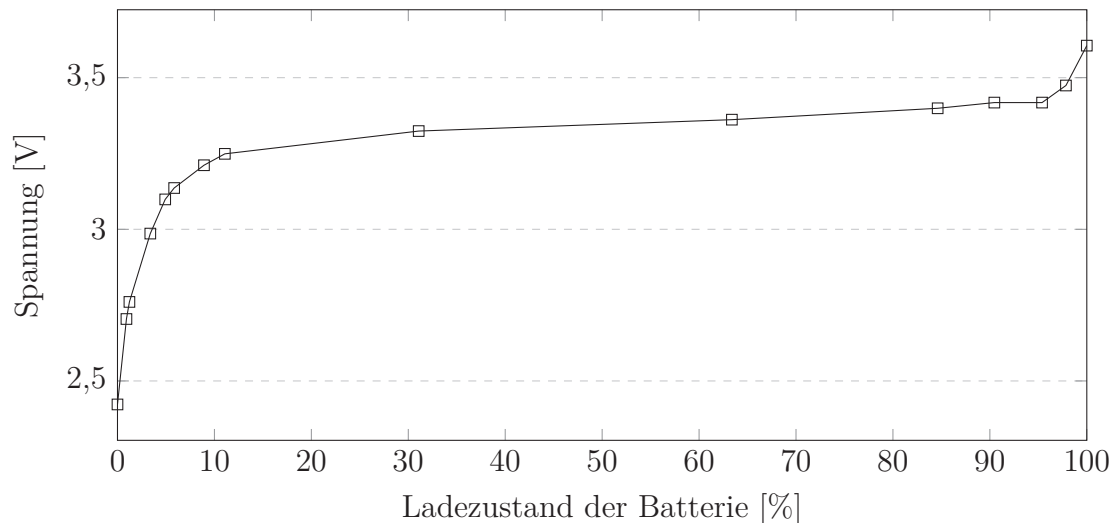


Abbildung 3.12.: Entladekurve der Batterie, modifiziert nach [69]

Leistungsrechnung

Der Widerstand der Batterie führt bei Stromfluss zu einem Spannungsabfall im inneren der Batterie. Die Spannung am Austrittspunkt der Batterie kann mithilfe des Widerstandes R berechnet werden.

$$U_{\text{aus}} = U_{\text{innen}} - I \times R \quad (3.28)$$

Die entzogene Energie berechnet sich aus dem Produkt der inneren Leistung multipliziert mit der Betriebsdauer t .

$$E_{\text{innen}} = U_{\text{innen}} \times I \times t \quad (3.29)$$

Die bereitgestellte Ausgangsleistung wird folgendermaßen berechnet:

$$P_{\text{aus}} = U_{\text{aus}} \times I \quad (3.30)$$

Bei Teillastbetrieb bleibt der Widerstand R konstant. Nach Formel 3.28 wird die Ausgangsspannung U_{aus} neu berechnet. Eine geringere Leistung führt somit zu einem geringeren Spannungsabfall und damit zu geringeren Verlusten. In [Tabelle 3.8](#) sind die Ergebnisse einer Vergleichsrechnung der Berechnungsmethode der Batterie mit dem Tool Simcenter Amesim [63] aufgezeigt. Die erstellte Auslegungsmethode hatte keine Abweichung zu der Vergleichsrechnung.

Tabelle 3.8.: Ausgewählte Auslegungsparameter der Batterie für die zuvor beschriebene Methode und einer Referenzrechnung [21] mit dem Tool Simcenter Amesim [63]. Der Parameter mit * gekennzeichnet ist aus der Differenz von Ausgangsleistung und Verlustleistung berechnet.

Parameter	Rechnung	Simcenter Amesim [21]
Zelleistung	871550.2[W]	871550.2*[W]
Agangsleistung	830048.00[W]	830048.00[W]
Verlustleistung	41502.20[W]	41502.20[W]
Wirkungsgrad	0.95[-]	0.95[-]

Zeitliche Entwicklung der Energiedichten

[Abbildung 3.13](#) zeigt den zeitlichen Verlauf der prognostizierten Zellenergiedichten von Batterien abhängig von der Indienststellung der Technologie nach [68] und [20] auf. Dabei wird in den Jahren von 2020 bis 2035 eine Verdoppelung der Zellenergiedichte erwartet, wobei die Streuung der Vorhersagen mit dem Jahr der Indienststellung zunimmt. Für die Jahre 2030 bis 2035 befinden sich die vorhergesagten Zellenergiedichten zwischen 325 und 600 Wh/kg. Für die weiteren Untersuchungen wird in Anlehnung an [5] mit einer angenommenen zu erwartenden Zellenergiedichte von 400 Wh/kg gerechnet. Dieser Wert befindet sich im unteren Drittel der vorhergesagten Spanne der Zellenergiedichten und entspricht dem 1,7-fachen der Zellenergiedichte von 2021 (siehe [Abbildung 3.13](#)).

Die Kombination der Zellen zu einem Batteriepack führen aufgrund der Installation und der Batterieüberwachungssysteme zu einer geringeren Energie sowie volumetrischen Dichte auf Packebene im Vergleich zur Zellebene. In [Tabelle 3.9](#) sind die Verhältnisse zwischen der Zell- und Packebene nach [20] aufgelistet. Diese Verhältnisse werden für die Berech-

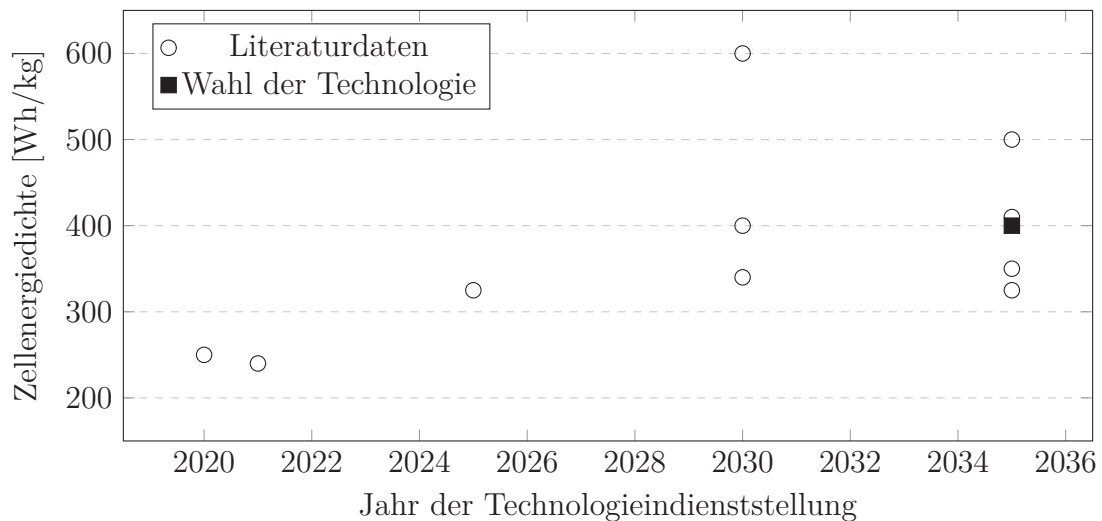


Abbildung 3.13.: Batterieenergiedichten für unterschiedliche Jahre der Indienststellung, Daten entnommen aus [68] und [20]

nung des Batteriepacks verwendet. Daraus berechnet sich eine Energiedichte auf Packebene von 320 Wh/kg.

Tabelle 3.9.: Gravimetrisches und volumetrisches Verhältnis zwischen der Zell- und Packebene in Anlehnung an [5] nach [20]

Zell / Pack Gewichtsverhältnis	Zell / Pack Volumen Ratio
80 %	75 %

Zur weiteren Spezifizierung des Batteriepacks wird die volumetrische Dichte des Batteriepacks als Funktion des Jahres der Technologie aufgezeigt. Für das Jahr der Indienststellung 2030 werden volumetrische Dichten von Batterien zwischen 770 und 900 Wh/l vorhergesagt. Nach [15] befindet sich im Jahr 2035 die volumetrische Dichte auf Zellebene in der gleichen Spanne. Aus diesen Daten wird in Anlehnung an [5] ein mittlerer Wert von 850 Wh/l für die volumetrische Dichte ausgewählt.

Analog zu der Wahl der Energiedichte auf Packebene wird die volumetrische Dichte auf Packebene zu 637.5 Wh/l berechnet (siehe Tabelle 3.9). Nach [20] kann die maximale C-Rate beim Laden 3 C und beim Entladen 2 C erreichen. Die C-Rate beschreibt das Verhältnis zwischen der Leistung und der Energie der Batterie. Eine C-Rate von 2 C bedeutet, dass die Batterie innerhalb von einer halben Stunde entladen werden kann und eine C-Rate von 0,5 C, dass die Entladung zwei Stunden dauert. Die Masse der Batterie berechnet sich aus dem Quotienten der inneren Energie und der zuvor bestimmten spezifischen Leistung auf Packebene (siehe Formel 3.31). Nach [20] werden die Kosten für Flugzeugbatterien auf Packebene für das Jahr 2030 auf einen Betrag zwischen 200 –

$300 \frac{\text{€}}{\text{kWh}}$ beziffert. Für die weiteren Berechnungen wird von dem Mittelwert in Höhe von $250 \frac{\text{€}}{\text{kWh}}$ ausgegangen.

$$m_{\text{Batterie}} = \frac{\text{innere Energie}}{\text{spezifische Energie}} \quad (3.31)$$

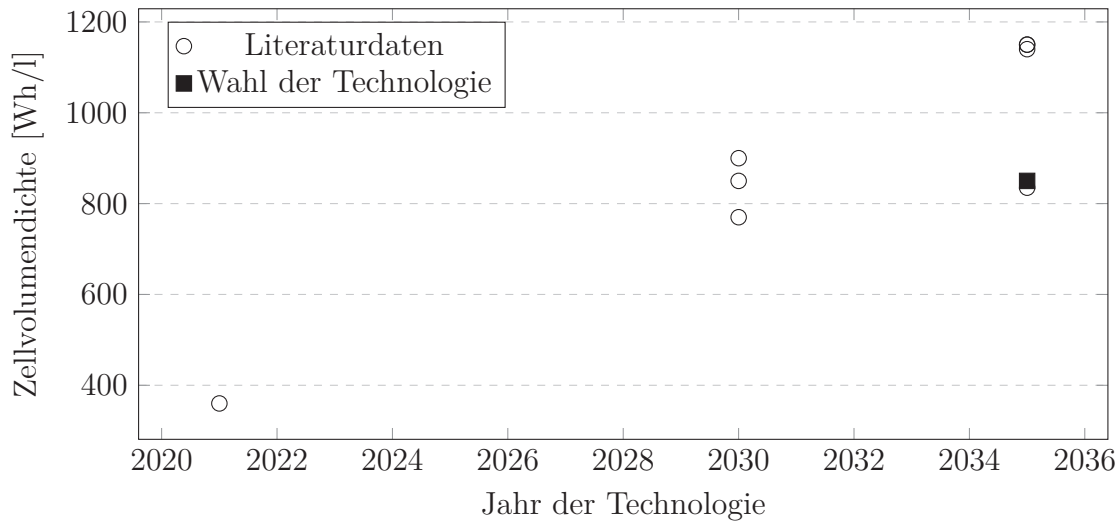


Abbildung 3.14.: Prognostizierte Batterievolumendichten für unterschiedliche Jahre der Indienststellung, Daten entnommen aus [68] und [15]

3.6 Gasturbine

Die Gasturbine ist im Hybridantrieb der zweite Leistungslieferant, in dem die chemische Energie des Kerosins in mechanische Wellenleistung umgewandelt wird. Bei der Auslegung der Gasturbine sind

- der Kreisprozess
- die Aerodynamik
- die Installation
- die Mechanik
- die Gewichte
- die Kosten

zu berücksichtigen. Im Folgenden wird auf die verschiedenen Disziplinen und deren Modellierung eingegangen. Die beschriebene Methodik wird zur Auslegung der Gasturbine im hybriden Antrieb sowie des konventionellen Referenzturbofans (siehe Kapitel 5.1) angewendet.

3.6.1 Kreisprozess

Der Kreisprozess beschreibt die thermodynamischen Zustandsänderungen innerhalb der Gasturbine vom Einlauf bis zur Schubdüse. Die Leistungserzeugung einer Gasturbine basiert auf einem Kreisprozess, welcher in einem Enthalpie-Entropie-Diagramm (h-s-Diagramm) dargestellt ist (siehe Abbildung 3.15). Aus dem h-s Diagramm sind folgende festzulegende Entwurfparameter herauszulesen:

- Booster-Druckverhältnis (Station 2-24)
- Hochdruckverdichterdruckverhältnis (Station 25-3)
- Gesamtdruckverhältnis (Station 2-3)
- Brennkammeraustrittstemperatur T_{t4} (Station 4)
- Hochdruckturbinenkühlluftmenge (Station 41)
- Düsendruckverhältnis
- Komponentenwirkungsgrade η

Für die Auslegung des Kreisprozesses sind die zuvor aufgezählten Parameter zu bestimmen bzw. zu berechnen. Ein weiterer wichtiger Kreisprozessparameter ist der Luftmassenstrom. Dieser ist nicht im h-s-Diagramm dargestellt. Bei konstanter umgesetzter Arbeit durch den definierten Kreisprozess skaliert der Massenstrom die mit dem Kreisprozess erreichbare Leistung. Durch die Koppelung der Hochdruckkomponenten und der Mitteldruckkomponenten über die jeweiligen Wellen ist das Druckverhältnis der Turbinen ein Ergebnis und keine Vorgabe in der Auslegung. Das Gesamtdruckverhältnis wird anhand des Quotienten des Hochdruckverdichteraustrittsdrucks und des Niederdruckverdichtereintrittsdrucks bestimmt (siehe Formel 3.32).

Die Brennkammeraustrittstemperatur beschreibt die Temperatur vor der Hinzugabe von Kühlluft nach der Brennkammer. Die Hochdruckturbineneintrittstemperatur T_{t41} ist ein wichtiger Kreisprozessparameter, da diese Größe die dem Kreisprozess hinzuführende Wärmemenge durch das Verbrennen von Brennstoff festlegt. Die Hochdruckturbineneintrittstemperatur T_{t41} ist abhängig von der Brennkammeraustrittstemperatur T_{t4} und der hinzugefügten Kühlluftmenge. Das optimale Verhältnis von Gesamtdruckverhältnis (OPR) und T_{t4} ist in einer Studie mit diesen beiden variierenden Parametern auf Antriebssystemebene zu bestimmen. Das Zusammenspiel dieser beiden Auslegungsparameter wird in Kapitel 4.7 näher erläutert.

$$\text{OPR} = \frac{p_{t3}}{p_{t2}} \quad (3.32)$$

Abbildung 3.15 kann entnommen werden, dass eine hohe Hochdruckturbineneintrittstemperatur T_{t41} , ein hohes Gesamtdruckverhältnis sowie hohe Komponentenwirkungsgrade die umsetzbare Arbeit in dem Kreisprozess erhöhen. Grafisch ist dies durch eine Vergrößerung der durch den Kreisprozess eingerahmten Fläche (der umgesetzten Arbeit) zu erkennen. Die Bestimmung der Komponentenwirkungsgrade wird im nächsten Kapitel näher erläutert.

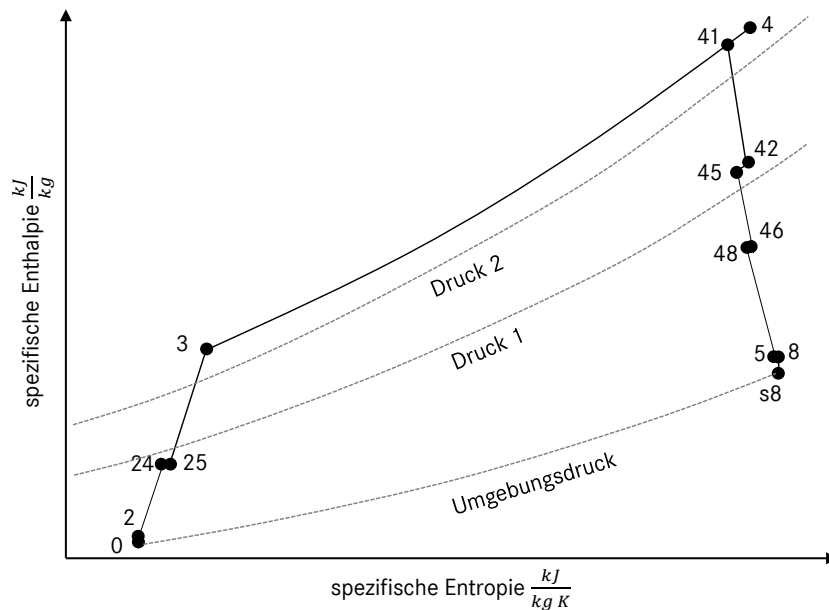


Abbildung 3.15.: h-s Diagramm, Darstellung basiert auf dem Demodatensatz aus [23]

Der Kreisprozess der Gasturbine wird nach den im Folgenden beschriebenen Auslegungsregeln (siehe Tabelle 3.10) im Entwurfsunkt bestimmt.

Zunächst werden die Druckverhältnisse der Verdichter sowie die Druckverluste der Verbindungsanäle bestimmt. Die Energiezufuhr innerhalb des Kreisprozesses wird durch die Hochdruckturbineneintrittstemperatur T_{t41} definiert. Durch eine Vorgabe von T_{t4} ist der Brennstoffmassenstrom ein Ergebnis. Anschließend ist der Gesamtkühlluftmassenstrom für die Turbinen im Entwurfsunkt festzulegen. Der Gesamtkühlluftmassenstrom wird nach einer vorgegebenen Rotorturbinenmetalltemperatur skaliert. Die Metalltemperatur ist so gewählt, dass temperaturabhängige Schädigungsmechanismen nicht dominieren (siehe Kapitel 3.6.3). Dadurch wird sichergestellt, dass die maximalen Werkstofftemperaturen des Rotors nicht überschritten werden. Bei einem geringeren T_{t4} ist es so möglich, einen geringeren Kühlluftmassenstrom zu realisieren. Ein geringerer Kühlluftmassenstrom führt zu einem größeren Anteil an Luft, der der Brennkammer als Energie in Form von Wärme hinzugefügt wird und dadurch auch an der Umsetzung von Arbeit in der Hochdruckturbinen beteiligt ist (siehe Kapitel 3.6.3).

Die Hochdruck- sowie Mitteldruckturbindruckverhältnisse Δp_{HPT} Δp_{IPT} sind ein Ergebnis der Leistungsanforderung gemäß der Wellenkoppelung mit dem Verdichter. Durch die Koppelung über die Welle herrscht ein Gleichgewicht bezüglich des Drehmoments, der Leistung und der Drehzahl des jeweiligen Verdichters und der Turbine an dieser Welle. Die Niederdruckturbine ist nicht mit einem Verdichter gekoppelt. Aus diesem Grund ist das Auslegungsdruckverhältnis der Niederdruckturbine Δp_{LPT} so gewählt, dass ein bestimmtes Druckverhältnis der Düse eingestellt ist. Das Düsendruckverhältnis wird im Entwurf vorgegeben. Bei einem konstanten Düsendruckverhältnis führt ein größerer Massenstrom zu einem größeren Düsenschub.

Beim Betreiben der Gasturbine in Teillast sowie beim Start (take-off) sinkt das Düsendruckverhältnis. Aus diesem Grund ist im Entwurfsunkt (in diesem Fall der maximale Steigflug MCL) das Düsendruckverhältnis so groß zu wählen, dass die Teillastbetriebspunkte ein Mindestdüsendruckverhältnis nicht unterschreiten. Der Auslegungsmassenstrom ist so zu wählen, dass bei einem festgelegten Kreisprozess die benötigte Leistung von der Niederdruckturbine bereitgestellt wird. Die Drehzahlen der Turbokomponenten werden im Entwurfsunkt in Abhängigkeit der Belastung der Turbokomponente festgelegt. Die Belastung kann mithilfe der Druckziffer Ψ (siehe Formel 3.33) quantifiziert werden [52].

$$\Psi = \frac{2\Delta H}{u^2} \quad (3.33)$$

Für die Verdichter kann ein typisches Ψ anhand von Statistiken in [25] bestimmt werden. Mit der statistisch ermittelten Druckziffer Ψ wird die Drehzahl der Verdichter im Entwurfsunkt festgelegt. Für den Hochdruckverdichter wird in Abbildung 3.16 eine Druckziffer Ψ von 0,85 bei einer Lieferzahl von 0,5 bestimmt. Dies ist der mittlere Wert der beiden Datenpunkte bei einer Lieferzahl von 0,5 für ein dreiwelliges Triebwerk. Die Bestimmung der Niederdruckverdichter- sowie der Turbindruckziffer wird nach demselben Vorgehen mit Daten aus [25] bestimmt.

Die Bestimmung des Verdichter- und Turbinenwirkungsgrades für zukünftige Technologieniveaus wird durch das Auswerten von Statistiken ermöglicht. In [25] ist für Verdichter und Turbinen ein normierter polytroper Wirkungsgrad η_{pol}^{***} statistisch über dem mittleren Druckverhältnis für Verdichter und über der Druckziffer für Turbinen aufgetragen. Nach [25] ist dieser normierte polytrope Wirkungsgrad durch drei Korrekturen berechnet worden:

- Massenstromkorrektur $\Delta\eta_{\text{pol,m}}$
- Reynoldszahlkorrektur $\Delta\eta_{\text{pol,RNI}}$
- Indienststellungskorrektur $\Delta\eta_{\text{pol,EIS}}$.

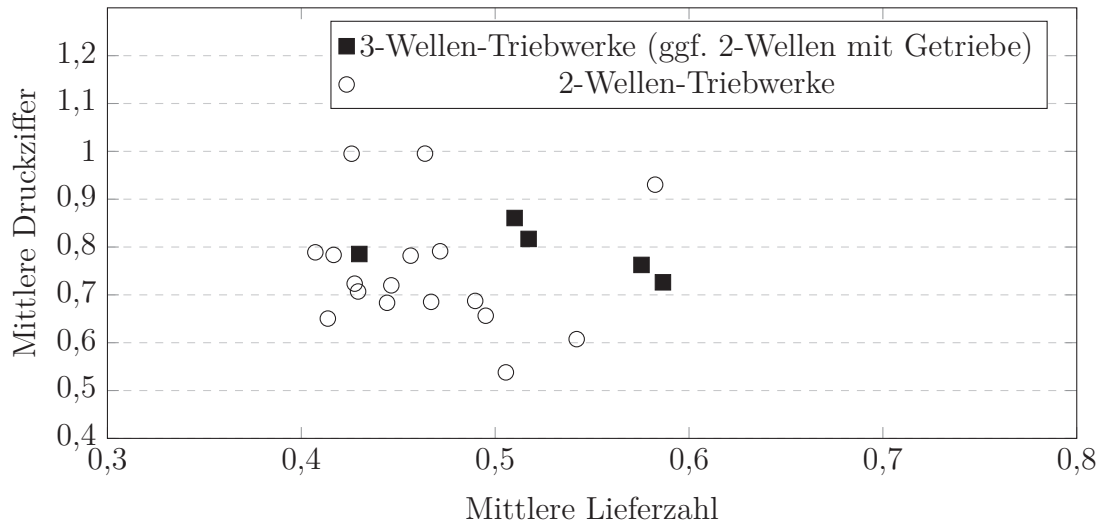


Abbildung 3.16.: Mittlere Druckziffer über der mittleren Lieferzahl von Hochdruckverdichtern, basiert auf [25]

Tabelle 3.10.: Regeln zur Auslegung der Gasturbine im Entwurfspunkt

Auslegungsparameter	Bedingung
$\dot{m}_{c2,Luft}$	$P_{LPT,Entwurf} = P_{Vorgabe}$
PR_{HPT}	Leistungsgleichgewicht über die Hochdruckwelle
PR_{IPT}	Leistungsgleichgewicht über die Mitteldruckwelle
PR_{LPT}	Düsendruckverhältnis = Düsendruckverhältnis _{Vorgabe}
$\dot{m}_{Br}$	$T_{t4} = T_{t4,Vorgabe}$
$\dot{m}_{Gesamtkühlluft}$	$T_{HPT,Rotorblatt} = T_{HPT,Rotorblatt,Vorgabe}$
$N_{mech,IPC}$	$\Psi_{IPC} = \Psi_{IPC,Vorgabe}$
$N_{mech,HPC}$	$\Psi_{HPC} = \Psi_{HPC,Vorgabe}$
$N_{mech,LPT}$	$\Psi_{LPT} = \Psi_{LPT,Vorgabe}$

Aus dem normierten polytropen Wirkungsgrad wird der polytrope Wirkungsgrad nach Formel 3.34 [25] berechnet.

$$\eta_{\text{pol}} = \eta_{\text{pol}}^{***} - \Delta\eta_{\text{pol,m}} - \Delta\eta_{\text{pol,RNI}} - \Delta\eta_{\text{EIS}} \quad (3.34)$$

Anhand eines Beispiels für den Hockdruckverdichter und die Hochdruckturbine wird das Vorgehen zur Bestimmung des Wirkungsgrades dieser Komponenten anhand der Statistiken beschrieben. Als erster Schritt ist in Abbildung 3.17 das mittlere Stufendruckverhältnis zu wählen. Für dieses Stufendruckverhältnis wird der normierte polytrope Wirkungsgrad η_{pol}^{***} abgelesen (in diesem Fall 89 %). Die erste Korrektur $\Delta\eta_{\text{pol,RNI}}$ kann mithilfe von Abbildung 3.18 geschätzt werden. Die Hochdruckverdichter sind in dieser Abbildung bei einem Reynoldszahlindex von 0,65 bis 1,1 abzulesen. Für diesen Bereich ist eine Wirkungsgradkorrektur für zivile Hochdruckverdichter von $\Delta\eta_{\text{pol,RNI}} = -0,25$ % abzulesen.

Weiter erfolgt die Massenstromkorrektur $\Delta\eta_{\text{pol,m}}$, welche anhand von Formel 3.35 [25] berechnet wird. W_{kor}^{***} ist als 70 kg/s definiert und m ist für Verdichter 0,063 und für Turbinen 0,236. [25]

Die dritte und letzte Korrektur ist die Korrektur zur Berücksichtigung der Indienststellung der Gasturbine $\Delta\eta_{\text{EIS}}$. Für die Jahre 1970 bis 2000 ist in [25] der normierte polytrope Wirkungsgrad über die Jahre der Indienststellung aufgetragen. Durch Extrapolation dieser Statistik ist der Faktor $\Delta\eta_{\text{EIS}}$ zu bestimmen.

Nach dem Bestimmen der drei Korrekturfaktoren kann der polytrope Wirkungsgrad für den Hochdruckverdichter nach Formel 3.34 berechnet werden.

$$\Delta\eta_{\text{pol,m}} = \eta_{\text{pol}}^{***} - 1 + (1 - \eta_{\text{pol}}^{***}) \left(\frac{W_{\text{kor}}}{W_{\text{kor}}^{***}} \right)^{-m} \quad (3.35)$$

3.6.2 Aerodynamik

In der Kreisprozessrechnung werden die Turbokomponenten in ihrer Gesamtheit betrachtet. Eine Detaillierung findet in der Disziplin der Aerodynamik statt. In dieser werden die einzelnen Stufen bezüglich ihrer Belastung mithilfe von Mittelschnittsprogrammen bewertet.

Die Stufenanzahl wird für Verdichter nach folgenden Formeln berechnet. Zunächst wird das Druckverhältnis über den Verdichter aus der Kreisprozessrechnung bestimmt (Formel 3.36), um im Anschluss mit der Vorgabe eines mittleren Stufendruckverhältnisses die Anzahl der Stufen festzulegen.

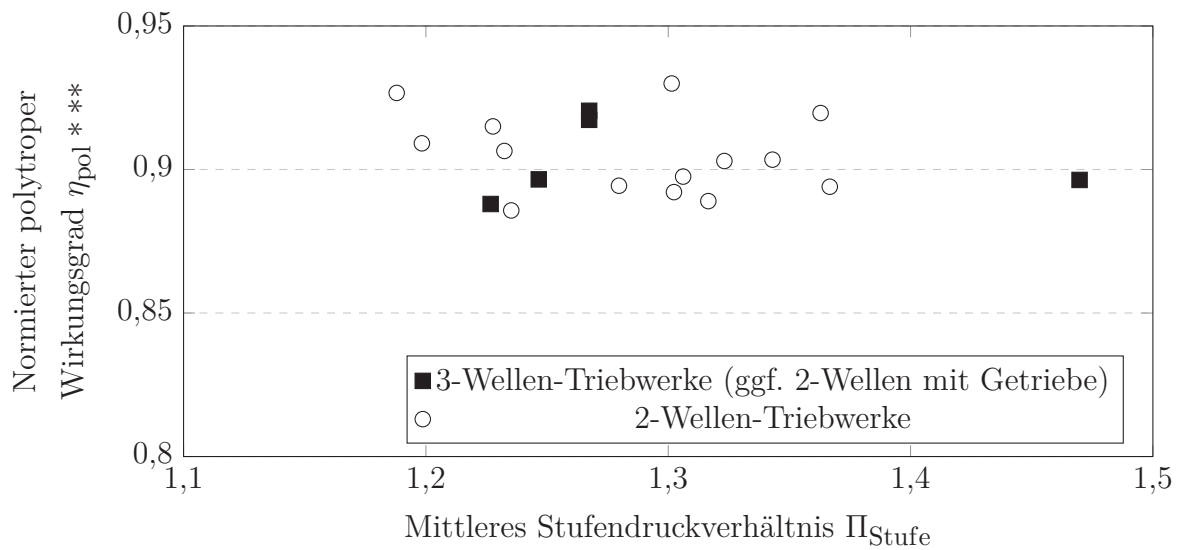


Abbildung 3.17.: Statistik des polytropen Wirkungsgrades über dem mittleren Stufendruckverhältnis für verschiedene Hochdruckverdichterbauarten, basiert auf [25]

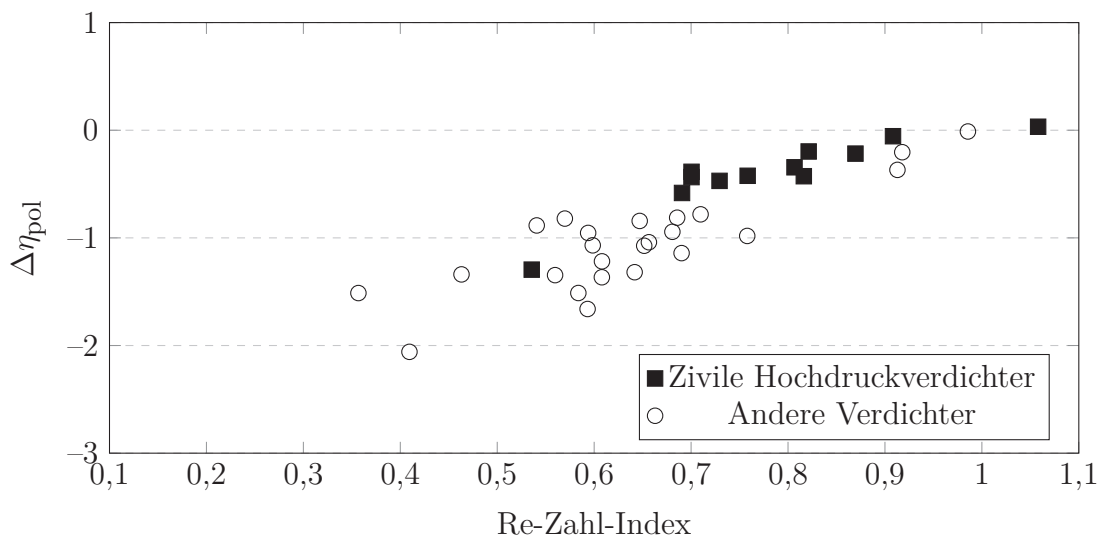


Abbildung 3.18.: Statistik der Reynoldszahlkorrektur für verschiedene Verdichter, basiert auf [25]

$$\Pi_{p_t,V} = \frac{p_{t,aus}}{p_{t,ein}} \quad (3.36)$$

$$\Pi_{p_t,St} = \sqrt[n_{st}]{\Pi_{p,V}} \quad (3.37)$$

Das Gesamtdruckverhältnis im Verdichter kann nach [9] folgendermaßen aufgeteilt werden. Im Entwurfspunkt wird in der Kreisprozessrechnung die Enthalpiedifferenz über den Verdichter berechnet. Mit der Angabe des mittleren Stufendruckverhältnisse wird so dann die Anzahl der Stufen des Verdichters bestimmt. Das mittlere Stufendruckverhältnis kann für einen Hochdruckverdichter mithilfe von Abbildung 3.17 bestimmt werden. Die Gesamtenthalpiedifferenz kann konstant auf alle Stufen aufgeteilt werden, was zu einer konstanten Stutzenarbeit und zu einem sinkendem Stufendruckverhältnis von der ersten bis zur letzten Stufe [9] führt. Die Stufenwirkungsgrade des Verdichters werden von einem Mittelschnittsprogramm berechnet und somit der Gesamtwirkungsgrad des Verdichters berechnet.

Der Entwurfswirkungsgrad $\eta_{pol,Des}$ wird mithilfe eines Mittelschnittprogramms berechnet, welches unter anderem folgende Größen berücksichtigt:

- die Kanalgeometrie
- die Spaltgröße
- die Reynolds Effekte
- sowie die aerodynamische Belastung.

Der berechnete Komponentenwirkungsgrad basiert auf im Mittelschnittsprogramm hinterlegten Verlustmodellen, mit denen die Verluste in der Strömung bewertet werden. Auf die einzelnen Verluste und deren Berechnung wird in [26] näher eingegangen. Für eine geringe Abweichung im Ergebnis des Wirkungsgrades wird das Mittelschnittsprogramm für jede Turbokomponente an einem Referenzantrieb kalibriert. Um ein zukünftiges Technologieniveau bewerten zu können wird eine Kalibrierung des Mittelschnittprogramms im Entwurfspunkt an den in Kapitel 3.6.1 bestimmten Wirkungsgraden durchgeführt. In Parameterstudien wird durch das Anwenden der Mittelschnittprogramme eine geänderte Belastung der Verdichterstufen sowie ein geänderter Spalteinfluss berücksichtigt.

Für die Wirkungsgradbestimmung bei Teillast werden Komponentenkennfelder verwendet, welche im Entwurfspunkt kalibriert sind. Diese verknüpfen für die Turbokomponenten das Druckverhältnis, den korrigierten Massenstrom und den daraus resultierenden Wirkungsgrad. Eine detaillierte Beschreibung der Komponentenkennfelder ist in [9] gegeben. Die Komponentenkennfelder sind so ausgewählt, dass der korrigierte Massenstrom der ausgelegten Turbokomponenten sowie das Druckverhältnis dieser gut zum Kennfeld passen. Zusätzlich sind die Kennfelder für die hier ausgelegte Gasturbine repräsentativ und

die Anzahl der Verstellstufenanzahl stimmt überein. Dies stellt sicher, dass das Teillastverhalten der Turbokomponente ähnlich ist.

3.6.3 Mechanik

Die mechanische Auslegung der Turbokomponenten wird mit dem Programm TurboWPT [57] durchgeführt, welches es bereits in der Vorauslegungsphase ermöglicht, den Stator, den Rotor, die Anbindung zu den Scheiben sowie die Scheiben hinsichtlich ihrer Lebensdauervorgabe mechanisch auszulegen. Im nachfolgenden werden nach [57] die dominierenden Schadensmechanismen, die in der mechanischen Auslegung berücksichtigt werden, am Beispiel der Turbine aufgelistet. Die detaillierte Ausführung der Berechnung der Spannung sowie der Programmablauf von TurboWPT sind in [57] beschrieben.

Aufgrund der unterschiedlichen Umgebungsbedingungen sowie Leistungsanforderungen unterscheiden sich der Druck, die Temperaturen und die Drehzahlen, für die die Turbokomponenten ausgelegt werden, je nach Betriebspunkt. Jeder dieser Betriebspunkte führt zu einer Schädigung, die die Lebensdauer des Bauteiles reduziert. Durch die Summation der einzelnen zeitabhängigen Schädigungen lässt sich die Gesamtschädigung berechnen. Die berücksichtigten Fehlermechanismen sind Oxidation, Langzeitschwingfestigkeit (HCF), Kurzzeitschwingfestigkeit (LCF), Kriechen und thermische Ermüdung. Für diese Schädigungsmechanismen werden die erreichbaren Lebenszeiten einzeln berechnet und mit der vorgegebenen Ziellebensdauer abgeglichen. [57]

Die Kriech- und Oxidationslebensdauer wird primär von den anliegenden Spannungen sowie den Materialtemperaturen beeinflusst. Zum Erreichen der Ziellebensdauer muss deshalb die Materialtemperatur limitiert werden. Bei gekühlten Turbinen ist eine Senkung der Materialtemperatur zusätzlich durch eine erhöhte Zufuhr an Kühlluft möglich. Wird die vorgegebene Lebensdauer aufgrund einer zu hohen anliegenden Spannung nicht erreicht, wird der Querschnitt des Profils einer Schaufel oder Scheibe erhöht, was zu einer schwereren Schaufel führt. [57]

Kühlluftmodellierung

Der relative Gesamtkühlluftbedarf bezogen auf den Verdichterdurchsatz ist nach [25] statistisch von der Hochdruckverdichteraustrittstemperatur T_{t3} sowie der Hochdruckturbineneintrittstemperatur T_{t41} abhängig (siehe Abbildung 3.19). Die relative Gesamtkühlluftmenge lässt sich demnach als Funktion von $\frac{T_{t3}+T_{t41}}{2}$ schätzen. Dieser Zusammenhang basiert auf der Annahme, dass die gesamte Kühlluft am Hochdruckverdichteraustritt entnommen wird. [25]

Die Blattmaterialtemperatur der Turbinen wird basierend auf den Gastemperaturen sowie dem Kühlluftmassenstrom berechnet [57]. Durch die mechanische Belastung der Rotorstufen sowie die gleichzeitige thermische Belastung wird der Rotor der Hochdruckturbine

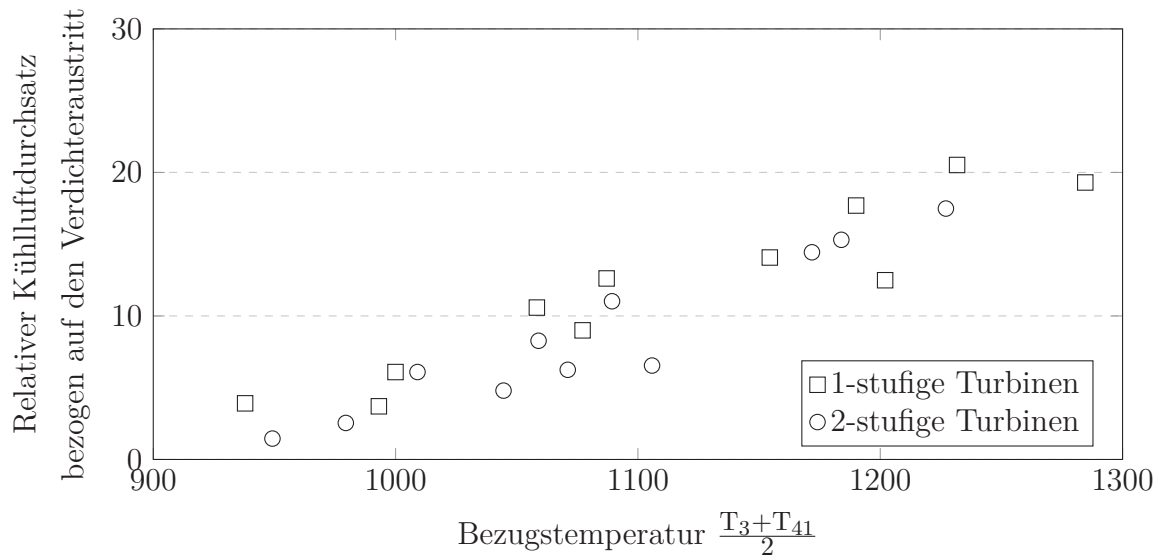


Abbildung 3.19.: Statistik des relativen Kühlluftbedarfs der Turbinen bezogen auf den Hochdruckverdichtermassenstrom, basiert auf [25]

als kritische Komponente identifiziert. Der Kühlluftmassenstrom im Entwurfspunkt wird an der Blatttemperatur des ersten Turbinenrotors kalibriert. Wenn die Metalltemperatur zu hoch ist wird der Kühlluftmassenstrom erhöht. Durch diese Erhöhung der Gesamtkühlluftmenge wird sichergestellt, dass die Turbinenblätter bei einer höheren Brennkammeraustrittstemperatur in allen Turbinen die maximale Metalltemperatur nicht überschreiten und die geforderte Lebensdauer der Komponente erreicht wird.

3.7 Wärmetauscher

Beim Betrieb von elektrischen Komponenten entstehen durch deren inneren Widerstand Verluste, die sich in einer Wärmeentstehung äußern. Um eine Überhitzung der Komponenten zu verhindern, ist eine Abfuhr der Abwärme erforderlich. Dies geschieht in einem Thermalsystem mithilfe von Wärmetauschern, welche das Kühlmedium mithilfe von zugeführter Umgebungsluft kühlen. Nachfolgend werden die Berechnung der Effektivität eines Wärmetauschers sowie die Auslegungsregeln des Thermalsystems beschrieben.

Theorie

Der Wärmeübergang im Wärmetauscher wird mit der $\epsilon - NTU$ Methode berechnet. Bei dieser Methode wird die abgeführte Wärmemenge $\dot{Q}$ in Relation zur maximal abführbaren Wärmemenge $\dot{Q}_{\max}$ gesetzt. Die abgeführte Wärmemenge ist nach Formel 3.38 definiert. $\dot{C}_{\min}$ beschreibt die geringere der Wärmekapazitätsströme von heißer und kalter Seite. Dies ist zugleich die maximal übertragbare Wärmekapazitätsstrom. [62]

$$\dot{Q} = \epsilon \dot{Q}_{\max} = \dot{C}_{\min}(T_{\text{Warm,in}} - T_{\text{Kalt,in}}) \quad (3.38)$$

Die Effektivität der Wärmeübertragung ist eine Funktion der Strömungsanordnung, des Wärmekapazitätsstromverhältnisses $\dot{C} = \frac{\dot{C}_{\min}}{\dot{C}_{\max}}$ sowie der Anzahl der Übertragungseinheiten (englisch Number of Transfer Units, NTU) (siehe Formel 3.39). NTU ist definiert als das Verhältnis zwischen der thermischen Leitfähigkeit und der geringeren der beiden Fluidwärmekapazitätsströme. [62]

$$\epsilon = f(\text{NTU}, \dot{C}, \text{Strömungsanordnung}) \quad (3.39)$$

Abbildung 3.20 zeigt die Auswirkungen einer steigenden Strömungsmachzahl auf den Wärmetauscher. Zu erkennen ist, dass die Effektivität des Wärmetauschers mit steigender Machzahl erst stark ansteigt und sich der Effektivität 1 annähert. Die Druckverluste verhalten sich invers dazu. Sie sind bei niedrigen Machzahlen gering und steigen bei einer Machzahl größer als 0,1 immer stärker an. Betrachtet man die Kombination von Effektivität und Druckverlusten des Wärmetauschers, ist zu erkennen, dass sich für eine Machzahl zwischen 0,06 und 0,1 ein Optimum herausbildet (siehe Abbildung 3.20).

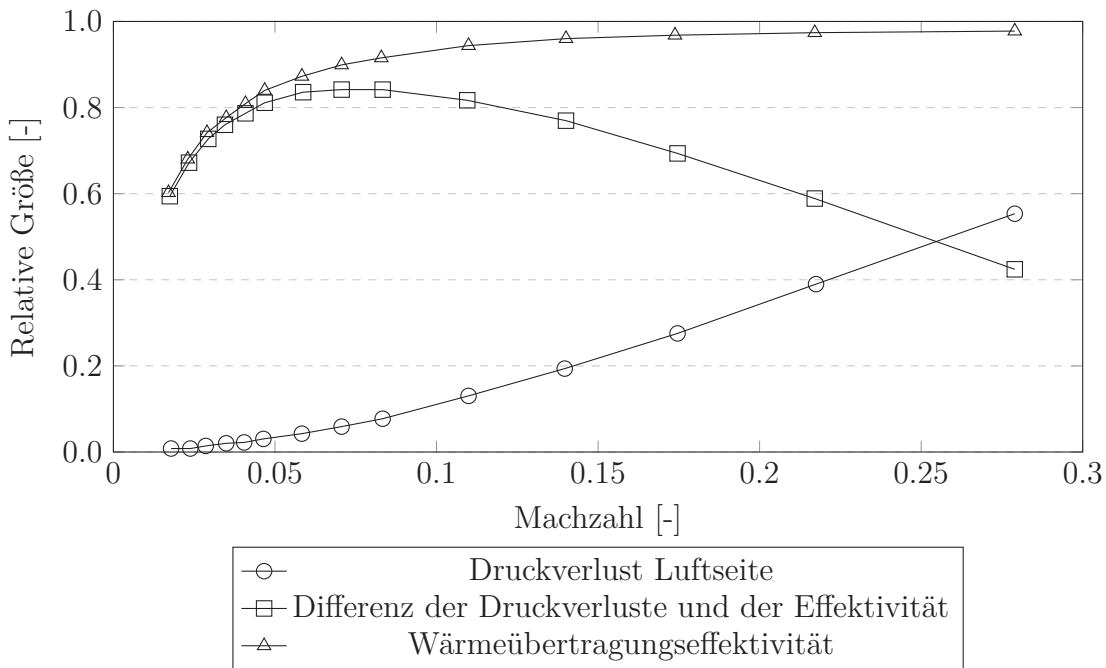


Abbildung 3.20.: Darstellung der Effektivität und der Druckverluste auf der Luftseite des Wärmetauschers über der Strömungsmachzahl der Luft, Nachbildung nach [3]

Strömungsanordnung von Wärmetauschern

Im Nachfolgenden werden die unterschiedliche Strömungsanordnungen bei Wärmetauschern beschrieben. Die drei grundlegenden Strömungsanordnungen sind nach [62]:

- die Gleichstromkonfiguration
- die Gegenstromkonfiguration
- die Kreuzstromkonfiguration.

Sie unterscheiden sich in der Strömungsanordnung von heißer und kalter Seite und können auch kombiniert werden. In der Gleichstromkonfiguration treten beide Fluide auf der gleichen Seite in den Wärmetauscher ein und fließen anschließend parallel auf der gegenüberliegenden Seite wieder aus (siehe [Abbildung 3.21](#)). Das Temperaturprofil kann als eindimensional angenommen werden. Die Temperaturdifferenz bei Eintritt in den Wärmetauscher ist am größten und die Temperatur nähert sich bis zum gemeinsamen Austritt aus dem Wärmetauscher an. Diese Strömungsanordnung hat die geringste Effektivität für einen Wärmetauscher mit einem Strömungsdurchlauf durch den Wärmetauscher. [62]

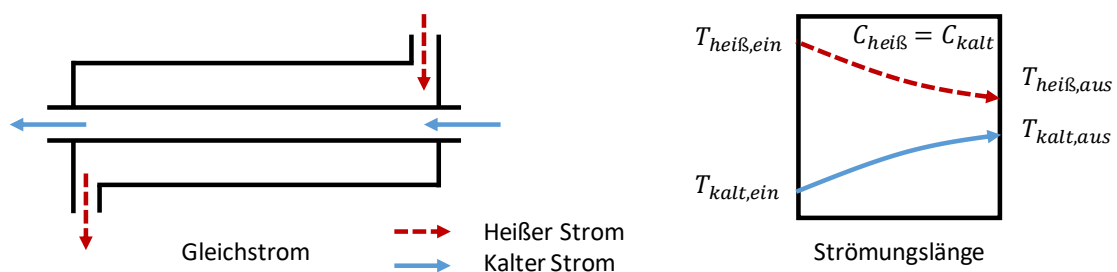


Abbildung 3.21.: Darstellung der Anordnung sowie des Temperaturverlaufs bei gleicher Wärmekapazität des kalten und warmen Fluidstroms einer Gleichstromanordnung in einem Wärmetauscher, basiert auf [62]

In der Gegenstromanordnung treten die Fluidströme auf gegenüberliegenden Seiten in den Wärmetauscher ein und aus, siehe [Abbildung 3.22](#). Das Temperaturprofil kann wie bei der Gleichstromanordnung als eindimensional angenommen werden. Durch diese Strömungsanordnung kommt es zu einer nahezu konstanten Temperaturdifferenz zwischen der heißen und kalten Seite. Daraus folgt eine hohe Temperaturdifferenz auf der heißen und kalten Fluidseite und damit eine höhere Effektivität im Gegensatz zur Gleichstromanordnung. [62]

Bei der Kreuzstromanordnung ist eine mehrdimensionale Betrachtung der Strömungsanordnung notwendig, da die beiden Strömungen orthogonal zueinander in den Wärmetauscher einfließen, siehe [Abbildung 3.23](#). Daraus ergibt sich ein zweidimensionales Temperaturprofil, wobei die Effektivität der Wärmeübertragung zwischen der zuvor beschriebenen Gleich- und Gegenstromanordnung liegt. [62]

Aus der Kombination der obigen Anordnungen entstehen zusätzlich die Kreuzgleichstrom- sowie die Kreuzgegenstromanordnung, siehe [Abbildung 3.24](#). Beide Strömungsanordnungen starten jeweils mit einer Kreuzstromanordnung und einem parallelen Verlauf der Strömung im mittleren Teil des Wärmetauschers und enden wieder mit einer Kreuzstroman-

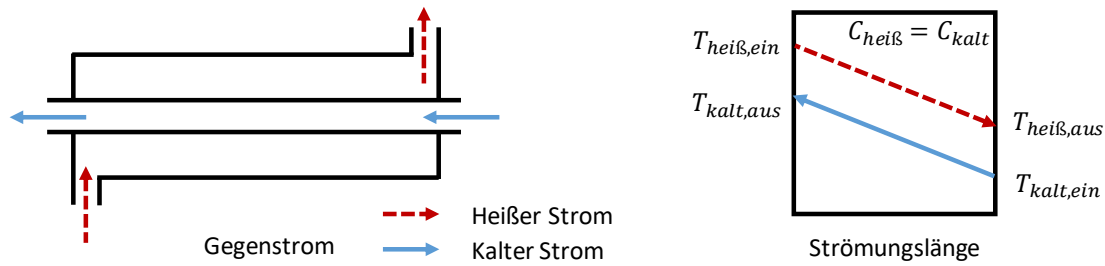


Abbildung 3.22.: Darstellung der Anordnung sowie des Temperaturverlaufs bei gleicher Wärmekapazität des kalten und warmen Fluidstroms einer Gegenstromanordnung in einem Wärmetauscher, basiert auf [62]

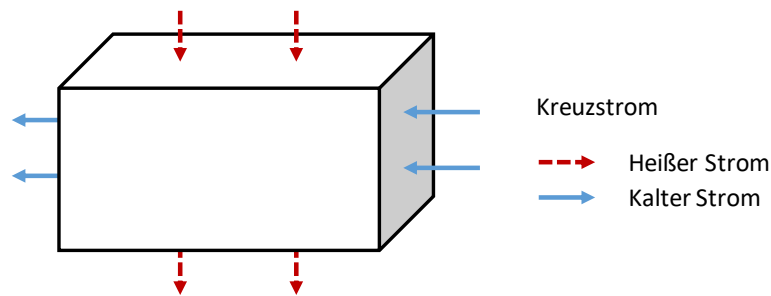


Abbildung 3.23.: Darstellung der Anordnung des kalten und warmen Fluidstroms einer Kreuzstromanordnung in einem Wärmetauscher, basiert auf [62]

ordnung. In der Kreuzgegenstromanordnung strömen die Fluide im Zentrum des Wärmetauschers wie in der Gegenstromanordnung und bei der Kreuzgleichstromanordnung wie in der Gleichstromanordnung.

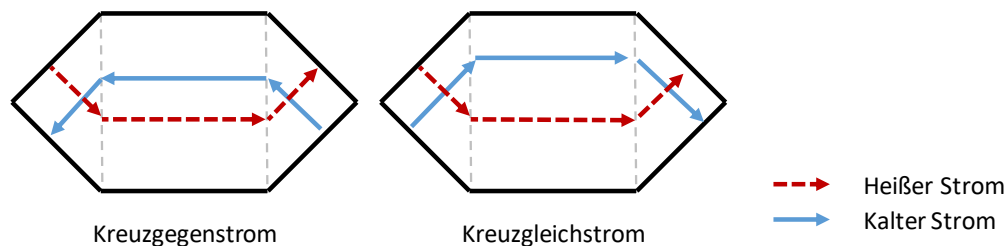


Abbildung 3.24.: Darstellung der Anordnung des kalten und warmen Fluidstroms einer Kreuzgleichstrom sowie die Kreuzgegenstrom Anordnung in einem Wärmetauscher nach [33]

In einer Vorstudie wurde in [3] die Effektivität der verschiedenen Fluidstromanordnungen untersucht. Dazu ist ein Thermalsystem bestehend aus Einlauf, Wärmetauscher, Lüfter und Düse ausgelegt worden. Die Ergebnisse dieser Studie für die Konfiguration mit einem Lüfter hinter dem Wärmetauscher sind in [Abbildung 3.25](#) dargestellt. Innerhalb dieses Thermalsystems wurde ein Wärmetauscher mit unterschiedlichen Strömungsanordnungen untersucht und anhand einer gleichen Flugmission die Effektivität der Anordnungen

miteinander verglichen. Der Wärmetauscher ist in dieser Vorstudie für alle Anordnungen bei maximalem Start (MTO) unter gleichen Randbedingungen ausgelegt worden. Aus diesem Grund ist die Effektivität für diesen Betriebspunkt bei allen Anordnungen ähnlich groß. Abbildung 3.25 bestätigt die zuvor beschriebene Theorie, dass die Gleichstromanordnung sowie die Kreuzgleichstromanordnung die geringste Effektivität aufweisen. Die höchsten Effektivitäten treten für die Gegenstrom- sowie Kreuzgegenstromanordnung auf. Zwischen diesen Extrema liegt der Effektivitätswert für die Kreuzstromanordnung analog zu den Erwartungen in der Literatur. Da die Kreuzgegenstromanordnung eine hohe Effektivität bei einem geringen Volumen sowie einer geringen Masse aufweist, wird diese Strömungsanordnung nach [3] als vorzugswürdig bewertet.

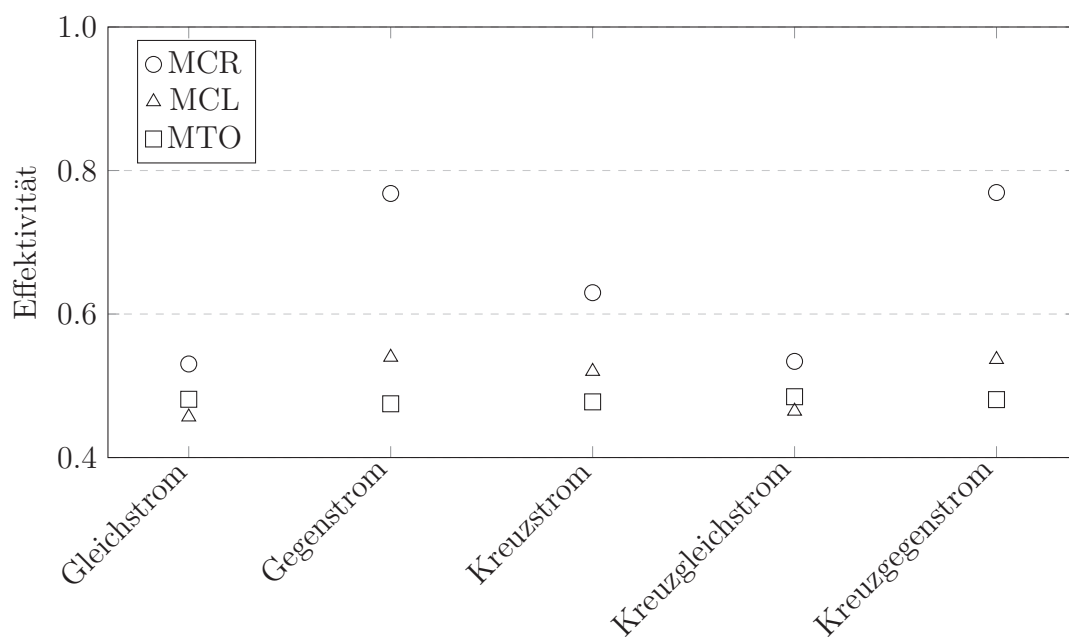


Abbildung 3.25.: Vergleich der Fluidanordnungen Gleichstrom, Gegenstrom, Kreuzstrom, Kreuzgleichstrom sowie Kreuzgegenstrom hinsichtlich ihrer Effektivität. In der Thermalsystemkonfiguration ist ein Lüfter hinter dem Wärmetauscher im Gaskanal verbaut, modifiziert nach [3]

Geometrie

Die Geometrie eines Wärmetauschers kann mithilfe von drei Längen der Matrix charakterisiert werden:

- Len 1: Länge in Wasserströmungsrichtung
- Len 2: Länge in Luftströmungsrichtung
- Len 3: Richtung, in die keine Strömung fließt

Len 1 und Len 2 sind jeweils entlang der Strömungsrichtung der beiden Fluide definiert. Die dritte Länge ist definiert durch die dritte Dimension, in welche kein Fluid strömt. Eine längere Länge Len 2 führt zu einer längeren Strecke, auf der die Wärme aufgenommen

werden kann. Dieser Vorteil geht mit einem größerem Druckverlust auf der Luftseite einher. Diese beiden Effekte können durch eine Optimierung auf Gesamtantriebsebene abgestimmt werden.

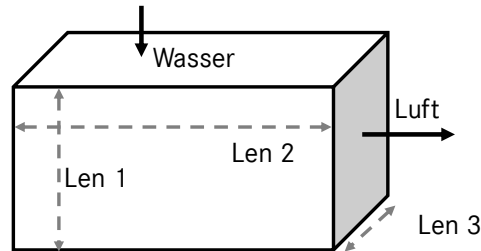


Abbildung 3.26.: Darstellung der Geometrischen Größen eines Wärmetauschers

3.7.1 Auslegungsregeln

Bei der Auslegung eines Thermalsystems ist darauf zu achten, dass dieses in jedem Betriebspunkt fähig ist, die abzuführende Wärme an das Kühlfluid abzugeben. Dabei sind die folgenden unterschiedlichen Randbedingungen der Betriebspunkte bei der Auslegung zu berücksichtigen:

- Flugmachzahl
- Umgebungstemperatur
- Temperaturdifferenz zwischen Kühlmittel und Kühlluft
- Abwärmeleistung der elektrischen Komponenten.

Im Folgenden wird in diesem Kapitel erläutert, wie das Thermalsystem in Anlehnung an [3] ausgelegt wird, damit in allen Betriebspunkten die Wärme abgeführt werden kann.

Entwurf

Im Entwurfspunkt wird die Größe der Kanalquerschnitte mit Hilfe der Vorgabe von Entwurfsmachzahlen in den Kanalquerschnitten festgelegt. Die höchsten korrigierten Massenströme treten beim Start (take-off) auf, da der Luftmassenstrombedarf zur Kühlung dann am höchsten ist.

Im Auslegungsprozess sind die folgenden sich auch gegenseitig beeinflussenden Parameter zu bestimmen:

1. *Entwurfsluftmassenstrom*: Die im Entwurfspunkt zu übertragende Wärmemenge wird durch den Wärmetauscher von der heißen Seite zur kalten Seite übertragen.

Der Luftmassenstrom $W_{c,Luft}$ muss im Entwurf so groß gewählt werden, dass die Entwurfswärmemenge durch diesen Luftmassenstrom aufgenommen werden kann.

$$W_{c,Luft} = f(Q_{Entwurf}) \quad (3.40)$$

2. *Entwurfswassermassenstrom*: Der Wassermassenstrom auf der heißen Seite des Wärmetauschers führt die abzuführende Wärmemenge zum Wärmetauscher. Ein größerer Wassermassenstrom kann mehr Wärmemenge oder die gleiche Wärmemenge bei einer geringeren Temperatur aufnehmen. Der Wassermassenstrom nimmt nacheinander die Wärmemenge der Komponenten auf, siehe Abbildung 3.27. Die erste Komponente in dieser Kette ist die Batterie, welche eine maximale Betriebstemperatur $T_{Batterie,maxLimit}$ nicht überschreiten darf. Die maximale Betriebstemperatur der Batterie ist die limitierendste aller mit diesem Thermalsystem zu kühlenden elektrischen Komponenten.

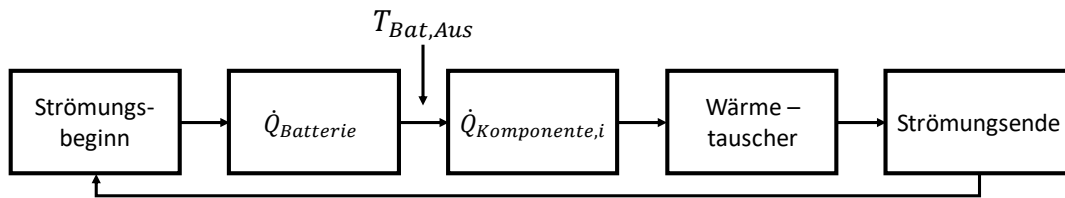


Abbildung 3.27.: Berechnung der Kühlmitteltemperaturen auf der Kühlmittelseite

Der Wassermassenstrom wird so gewählt, dass die Austrittstemperatur des Wassers nach der Aufnahme der Batterieabwärme die maximale Betriebstemperatur der Batterie $T_{Batterie,maxLimit}$ nicht überschreitet.

$$W_{c,Wasser} = f(T_{Batterie,maxLimit}) \quad (3.41)$$

3. *Kühlwassereintrittstemperatur in die Batterie*: Über den Wärmetauscher erfährt das Wasser eine Temperaturabnahme, welche abhängig von der abzuführenden Wärmemenge und der Größe des Wassermassenstromes ist. Die Kühlwassereintrittstemperatur in die Batterie entspricht der Austrittstemperatur des Wassers nach dem Wärmetauscher. Diese ist wiederum eine Funktion der abgeführten Wärmemenge und des Wassermassenstromes.

$$T_{Wasser,Batterie\ ein} = T_{Wasser,Wärmetauscher\ aus} \quad (3.42)$$

4. *Len 1*: Die Eintrittmachzahl in den Wärmetauscher auf der Luftseite ist ein Auslegungsparameter und wird daher vorgegeben. Die Länge $Len\ 1$ ist eine Funktion

des Luftmassenstroms bei einer vorgegebenen Machzahl, da nur eine geometrische Fläche ($\text{Len } 1 \times \text{Len } 3$) bei einer vorgegeben Machzahl resultieren kann.

$$\text{Len } 1 = f(\text{Entwurfseintrittsmachzahl der Luftseite}) \quad (3.43)$$

5. *Len 2*: Die Strömungslänge der Luft durch den Wärmetauscher (*Len 2*) hat Einfluss auf die resultierenden Druckverluste aufgrund eines längeren Zeitraums der Durchströmung der Wärmetauschermatrix. Die Druckverluste wiederum haben Einfluss auf den resultierenden Nettoschub des Thermalsystems. Die Länge *Len 2* wird daher durch eine Vorgabe der Entwurfsdruckverluste auf der Luftseite festgelegt.

$$\text{Len } 2 = f(\text{Entwurfsdruckverlustvorgabe auf der Luftseite}) \quad (3.44)$$

6. *Len 3*: Die Länge *Len 3* kann durch die Art der Installation bestimmt werden. Bei der Installation des Wärmetauschers z.B. in einem Kreisring entspricht der mittlere Umfang des Kreises der Länge *Len 3*.

$$\text{Len } 3 = f(\text{Installation}) \quad (3.45)$$

7. *Entwurfslüfterdruckverhältnis*: Das Entwurfslüfterdruckverhältnis ist so zu wählen, dass ein vorgegebenes Entwurfsdruckverhältnis der Düse erreicht wird.

$$\Pi_{\text{Entwurf,Lüfter}} = f(\text{Entwurfsdüsendruckverhältnis}) \quad (3.46)$$

8. *Entwurfsdüsendruckverhältnis*: Für den Lüfter wird eine Arbeitslinie im Wirkungsgradkennfeld vorgegeben (siehe [Abbildung 3.28](#)). Abhängig vom korrigierten Luftmassenstrom wird das Druckverhältnis sowie der Wirkungsgrad des Lüfters nach dieser stationären Arbeitslinie eingestellt. Diese Arbeitslinie ist so gewählt, dass sie in einem stabilen Betriebsbereich und in einem Bereich hoher Wirkungsgrade verläuft.

Abhängig von den Randbedingungen der Teillastbetriebspunkte muss das Entwurfsdüsendruckverhältnis für einen stabilen Betrieb des Lüfters so gewählt werden, dass der Lüfter in keinem Betriebspunkt ein minimales Lüfterdruckverhältnis unterschreitet.

$$\Pi_{\text{Entwurf,Düse}} = f(\text{minimales Lüfterdruckverhältnisses}) \quad (3.47)$$

9. *Entwurfswärmemenge*: Die Auslegungswärmemenge entspricht der abzuführenden Wärmemenge des Start-Betriebspunktes bei $\Delta \text{ ISA } +15$.

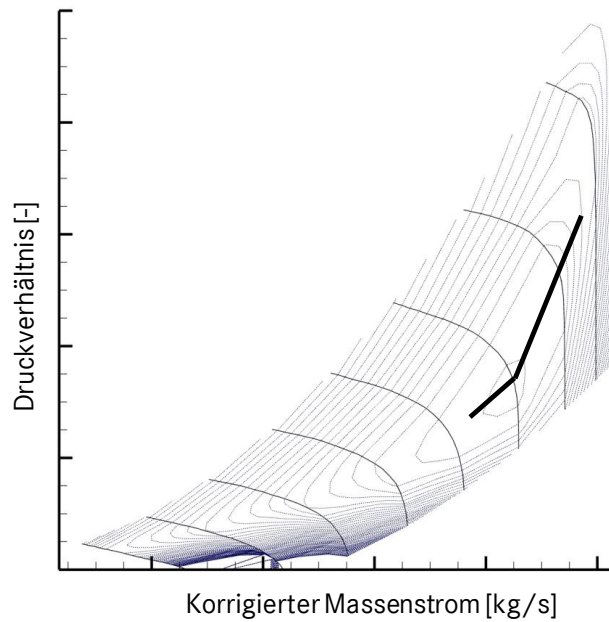


Abbildung 3.28.: Unskaliertes Lüfterkennfeld mit eingezeichneter stationärer Arbeitslinie des Lüfters, Kennfelddaten entnommen aus [23]

$$\text{Entwurfswärmemenge} = \text{Wärmemenge}_{\text{Start bei } \Delta\text{ISA} + 15} \quad (3.48)$$

Teillast

Bei Teillastbetrieb ist die Geometrie des Wärmetauschers festgelegt. Die abzuführende Wärmemenge, der Luftmassenstrom, die Umgebungsbedingungen der Luft sowie die Kühlmediumtemperatur und der Kühlmediumsmassenstrom sind bei Teillast vom Betriebspunkt und dessen Randbedingungen abhängig. Im Nachfolgenden wird beschrieben, wie bei Teillast das Thermalsystem geregelt wird.

1. *Wärmemenge:* Die abzuführende Wärmemenge pro Wärmetauscher ist ein Ergebnis aus der Leistungsrechnung des Gesamtantriebes und der Anzahl der Wärmetauscher, auf die die Gesamtwärmemenge aufgeteilt wird. Ein Aufteilen der Wärmemenge wird durch einen gemeinsamen Wasserkreislauf zwischen mehreren Wärmetauschern ermöglicht.
2. *Anzahl der im Betrieb befindlichen Wärmetauscher:* Die Außentemperatur bei Takeoff ist die höchste auftretende Temperatur. Für den Wärmetauscher ist es in diesem Betriebspunkt aufgrund einer geringeren Temperaturdifferenz zwischen Kühlmedium und Lufttemperatur am schwierigsten, die Abwärme zu übertragen. In größeren Flughöhen ist die Außentemperatur geringer und dadurch ist die Effektivität der Wärmeübertragung höher als beim Start. Zusätzlich ist die auftretende Abwärmemenge der elektrischen Komponenten geringer. Diese beiden Faktoren können

zu einem Einfrieren des Kühlmediums führen. Um diesem Effekt entgegenzuwirken, wird durch das Schließen der Lufteinlässe einiger Wärmetauscher gondeln die abzuführende Wärmemenge auf einer kleinere Anzahl an Wärmetauschern aufgeteilt. Da die Eintrittstemperatur des Kühlmediums in den Wärmetauscher durch eine größere Wärmemenge pro Wärmetauscher höher ist, sinkt die Austrittstemperatur des Kühlmediums nach dem Wärmetauscher nicht unter den Gefrierpunkt. Die Anzahl an aktiven Wärmetauschern ist dabei so zu wählen, dass das Kühlmedium innerhalb des Betriebsbereiches zwischen Gefrierpunkt und maximaler Betriebstemperatur der elektrischen Komponenten liegt.

3. *Wassermassenstrom*: Der Wassermassenstrom bei Teillast entspricht dem Entwurfs-wassermassenstrom. Falls die Wassertemperatur das Temperaturlimit einer elektrischen Komponente überschreitet, kann der Wassermassenstrom erhöht werden, um die Wassertemperatur bei gleicher Abwärmemenge zu senken.
4. *Luftmassenstrom*: Der Luftmassenstrom ist ein Ergebnis aus den Flugbedingungen sowie der Lage des Betriebspunktes auf der stationären Arbeitslinie des Lüfters.
5. *Lüfterdrehzahl und Lüfterleistung*: Ein stationärer Betriebspunkt auf der Arbeitslinie ist durch Lüfterdrehzahl und Lüfterleistung definiert. Ein Motor stellt diese beiden Parameter so ein, dass der Lüfter sich auf dieser Arbeitslinie befindet und genügend Luftmassenstrom im Wärmetauscher zum Aufnehmen der Abwärmemenge vorhanden ist.

3.8 Propeller

Der Propeller wandelt die mechanische Wellenleistung in Strömungsenergie um, indem er mithilfe von rotierenden Propellerblättern den Luftmassenstrom beschleunigt. Nachfolgend werden die Leistungsparameter des Propellers erläutert. [9]

Ein Propeller ist definiert durch seinen Außendurchmesser, die Anzahl der Blätter sowie die Drehzahl. In der dimensionslosen Kennzahl der Fortschrittszahl J_p wird die Anströmgeschwindigkeit des Propellers V mit der Drehzahl n und dem Durchmesser D korreliert (Formel 3.49). Die Fortschrittszahl wird dazu verwendet, Propeller in unterschiedlichen Betriebszuständen miteinander zu vergleichen und ist ein Maß dafür, wie weit der Propeller sich bei einer Umdrehung voranbewegt, in vielfachen des Durchmessers gerechnet. [61]

$$J_p = \frac{V}{nD} \quad (3.49)$$

Der Aktivitätsfaktor ist ein Maß für die Leistungsaufnahme des Propellers und ist abhängig von der Sehnenlänge entlang des Blattradius der Propellerblätter. Nach [56] sollte der Aktivitätsfaktor in einem Bereich zwischen 70-200 liegen. Ein höherer Aktivitätsfaktor führt zu einem höheren Leistungsfaktor C_P (Formel 3.50). [61]

$$C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5} \quad (3.50)$$

Mithilfe des Leistungsfaktors C_P , des Schubfaktors C_T (Formel 3.51)

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad (3.51)$$

und der Fortschrittszahl J ist der Wirkungsgrad des Propellers nach Formel 3.52 definiert [61].

$$\eta = J_P \frac{C_T}{C_P} \quad (3.52)$$

Aus der mechanischen Leistung der Fluggeschwindigkeit V und dem Wirkungsgrad η kann der resultierende Schub des Propellers F berechnet werden [61].

$$F = \eta \frac{P}{V} \quad (3.53)$$

Der Propeller wird im nachfolgenden mit dem Programm PROPSTER, welches vom Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt entwickelt wurde, ausgelegt. Die verwendete Berechnungsmethode von PROPSTER basiert auf der Blattelemententheorie sowie der Wirbeltheorie beschrieben in [51]. Die in diesem Kapitel dargestellten Leistungsparameter sind ein Ergebnis des Auslegungsprogramms PROPSTER. In [36] wird beschrieben, mit welcher Methodik die Vorauslegung von Propellern innerhalb von PROPSTER durchgeführt wird.

4. Auslegung des Hybridantriebes

In diesem Kapitel wird die Auslegung des hybriden Gesamtantriebes eines Referenzflugzeuges mit einer vorgegebenen Referenzmission beschrieben. Im Rahmen der Untersuchungen werden zusammen auslegbare Komponentengruppen definiert und mit den in Kapitel 3 beschriebenen Methoden in Hinblick auf eine Zielfunktion für den Antrieb (siehe Kapitel 4.1) ausgelegt.

Die Auslegung des gesamten Antriebes wird zur separaten Darstellung der einzelnen Effekte der Komponentengruppen auf die Zielfunktion in einzelne Studien unterteilt. Zum einen interagieren der Propeller, ein optionales Getriebe und der Elektromotor miteinander. Diese können zusammen in Hinblick auf die Zielfunktion optimiert werden, siehe Kapitel 4.6. Zum anderen werden die Gasturbine, siehe Kapitel 4.7 und das Thermalsystem gemäß Kapitel 4.8 einzeln unter Berücksichtigung der Randbedingungen der übrigen Antriebskomponenten ausgelegt.

Zuerst wird die Zielfunktion der Auslegung im nachfolgenden Kapitel definiert und anschließend das Referenzflugzeug sowie die dazugehörige Flugmission beschrieben, für die der hybride Antrieb ausgelegt wird. Schließlich wird die Auslegung der einzelnen Komponentengruppen beschrieben.

4.1 Zielfunktion

Im allgemeinen wird ein neues Produkt für die Bedürfnisse der Kunden, in diesem Fall die Fluggesellschaft, entwickelt. Das Ziel einer Fluggesellschaft ist es, mit der Durchführung ihrer Flüge einen Gewinn zu erwirtschaften.

In den ACARE Zielen [18] sind die Ziele für eine klimaneutrale Luftfahrt bis zum Jahr 2050 beschrieben. Einer der Zwischenschritte zum Einsparen von Treibhausgasen ist nach [18] der Einsatz hybrid-elektrischer Flugzeuge. Finanzielle Anreize für ein klimafreundliches Fliegen werden bereits durch die Einführung von CO₂-Zertifikaten gegeben. Diese führen zu einem höheren Kerosinpreis, wodurch alternative und sonst kostenintensivere Antriebsmöglichkeiten oder Brennstoffe für eine Fluggesellschaft attraktiver werden.

Ein zweiter Ansatz für eine Fluggesellschaft kann es sein, einen effizienteren Antrieb zu verwenden, um dadurch Energiekosten und gleichzeitig CO₂-Zertifikatkosten bei der Verbrennung von Kerosin einzusparen.

Aus diesen Überlegungen lassen sich nachfolgende Zielfunktionen ableiten, aus denen eine zur Auslegung des Antriebes gewählt wird:

1. *Betriebskosten der Fluggesellschaft*: Bei der Vermarktung eines neuen Antriebes sind die Betriebskosten für eine gewinnorientierte Fluggesellschaft ein entscheidendes Auswahlkriterium. Die Betriebskosten setzen sich aus den Anschaffungskosten, den Instandsetzungskosten, den Energiekosten sowie aus den gesetzlich vorgegebenen Steuern und Zertifikatkosten zusammen. Letzterer Kostenfaktor ist von der Politik und der Regierung des jeweiligen Landes abhängig. Aus diesem Grund ist die Unschärfe in der ausschließlichen Betrachtung der Antriebskosten für das Jahr 2035 in der Vorauslegungsphase des Antriebes zu groß.
2. *Wirkungsgrad des Antriebssystems*: Bei einem steigenden Gesamtantriebswirkungsgrad sinken die Verluste, was bei gleichbleibender geforderter Leistung zu einem geringeren Energiebedarf und geringeren damit verbundenen Energiekosten führt. In hybrid-elektrischen Antrieben steigt der Gesamtantriebswirkungsgrad durch die vermehrte Zugabe von Batterieenergie, welches mit einer nicht konstanten geforderten Leistung nach Kapitel 2.1 einhergeht.

Die zusätzliche benötigte Batterie ist im Flugzeug zu installieren, was durch das zusätzliche Batterievolumen und die Masse zu einem Einfluss auf den Widerstand und die Gesamtmasse des Flugzeuges führt.

Da die zusätzliche Batteriemasse in der Untersuchung in Kapitel 2.1 mehrere Tonnen beträgt, ist der Einfluss auf das Flugzeug durch das zusätzliche Gewicht nicht zu vernachlässigen. Dies wird durch den Einfluss der Austauschfaktoren verdeutlicht, siehe Kapitel 2.5. Die Batteriemasse hat nach Kapitel 2.1 bei größeren Reichweiten einen steigenden Einfluss auf die benötigte Gesamtmissionsenergie. Ein Extrem bei der Verwendung dieser Zielfunktion kann der vollelektrische Antrieb sein, welcher sehr effizient ist, aber auch einen sehr hohen Schub durch die schweren Batterien benötigt. Dadurch kann insgesamt mehr Energie erforderlich werden als bei einem konventionellen Antrieb.

3. *Klimawirkung*: Die Klimawirkung setzt sich in einem hybrid-elektrischen Antrieb aus der Art und Weise der Herstellung der elektrischen Energie und des Brennstoffes zusammen. Durch die Verbrennung von Kerosin wird die Menge an Kohlenstoffdioxid CO₂ und Stickoxiden NO_x in der Atmosphäre angereichert. Dies führt zu einer Beeinflussung des Klimas. Die Verwendung von erneuerbarer Elektrizität ist klimaneutral. Kerosin ist durch nachhaltige Brennstoffe ersetzbar. Diese können durch Rückgewinnung von in der Atmosphäre vorhandenem Kohlenstoffdioxid hergestellt

werden und reduzieren, abhängig von der Art der Herstellung und des Transportes, den Nettoklimaeinfluss. Bei einer Auslegung, die auf die Reduzierung der Klimawirkung abzielt, ist die Menge des Kerosin zu reduzieren. Dies kann analog zur Zielfunktion „*Wirkungsgrad des Antriebssystems*“ zur Optimierung hin zu einem rein-elektrischen Antrieb oder einem mit nachhaltigem Brennstoff betriebenen Antrieb führen, ohne den Gesamtenergiebedarf zu berücksichtigen.

4. *Missionsenergie*: Die Zielfunktion der Missionsenergie verbindet die zuvor genannten Zielfunktionen miteinander. Der Wirkungsgrad des Gesamtantriebs beeinflusst die benötigte Missionsenergie direkt und durch die Verwendung von Austauschfaktoren kann zusätzlich der Einfluss einer Antriebsänderung auf das Flugzeug abgebildet werden. Außerdem kann durch die Bestimmung der Missionsenergie auch die Menge an CO₂ und NO_x (mit einer Methode nach [22]) bestimmt werden und damit der Klimaeinfluss bewertet werden.

Ein weiterer heutzutage immer wichtiger werdender Parameter ist die Schonung der zur Verfügung stehenden Ressourcen. Es müssen genügend Kapazitäten bereitstehen, um den nachhaltigen Brennstoff oder die erneuerbar hergestellte Elektrizität produzieren zu können. Bei einer Reduktion der insgesamt benötigten Menge an Energie werden die Produktionskapazitäten so effizient wie möglich ausgenutzt.

Die Kosten für die benötigte Missionsenergie können parallel zur Auswertung der Zielfunktion betrachtet werden und als ein zusätzliches Entscheidungskriterium herangezogen werden.

Aus diesen Gründen wird die Zielfunktion Missionsenergie zur Auslegung des Antriebes verwendet (siehe Formel 4.1). Das Ergebnis ist ein effizienter Antrieb mit einem geringen Energiebedarf. Die Antriebskosten sowie der Klimaeinfluss werden parallel zu der Missionsenergie quantifiziert.

$$\text{Zielfunktion : Missionsenergie} = \text{Batterieenergie} + \text{Brennstoffenergie} \quad (4.1)$$

4.2 Referenzflugzeug

Im weiteren Verlauf der Untersuchungen wird ein Batterie-Hybrid-Antrieb für ein Referenzflugzeug ausgelegt. Dieses Referenzflugzeug ist ein hybrid-elektrisches Flugzeug und in [5] beschrieben. Das Flugzeug ist an das existierende Flugzeug ATR-72 angelehnt. Basierend auf dessen Entwurf wurden einige Anpassungen durchgeführt. Diese Anpassung besteht nach [5] in einer Tiefdeckerkonfiguration und einer Erhöhung der Propelleranzahl.

Das Flugzeug ist ausgelegt für eine Auslegungsmission von 1000 nm und besitzt eine Spannweite von 32,2 m (siehe Abbildung 4.1). [5]

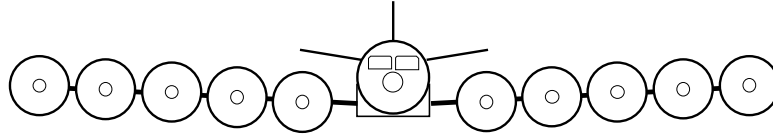


Abbildung 4.1.: Qualitative Darstellung des Referenzflugzeuges, basiert auf [5]

Die Eckdaten des Referenzflugzeuges sind in Tabelle 4.1 aufgelistet. Das Flugzeug hat ein höheres Gesamtgewicht als das konventionell mit einem Turboprop angetriebene Flugzeug ATR 72. Das maximale Startgewicht des Referenzflugzeuges ATR 72-600 liegt bei 23000 kg [4] und liegt damit 9353 kg unter dem des hybriden Flugzeuges bei einer 400 nm Mission aus [5] und [12]. Dies ist hauptsächlich auf das zusätzliche Gewicht der Batterie zurückzuführen.

Tabelle 4.1.: Eckdaten des Referenzflugzeuges nach [12]

Parameter	Wert
Maximales Abfluggewicht	32353 kg
Batteriegewicht	8000 kg
Anzahl der Propulsoren (Propeller)	10
Leistungsentnahme für Flugzeugsysteme	100 kW

Die Referenzmission des hybriden Referenzflugzeugs ist eine Mission von 400 nm (Abbildung 4.2, Tabelle 4.2). Diese Mission wird im Nachfolgenden als Referenzmission bezeichnet. Der Hybridantrieb wird für diese Referenzmission ausgelegt. Für die Referenzmission wurden folgende Annahmen getroffen: Vom Start aus bis zum Steigflug auf der Höhe 5486 m wird das Flugzeug rein elektrisch angetrieben. In der anschließenden Steigflugphase und den ersten 16 min des Reisefluges stellt die Gasturbine die Energie bereit. Anschließend wird die Gasturbine abgeschaltet. Die restliche Reiseflugzeit von 14 min im Reiseflug wird rein elektrisch durchgeführt. Die Reservemission für einen zweiten Landungsanflug wird ausschließlich mit der Gasturbine geflogen.

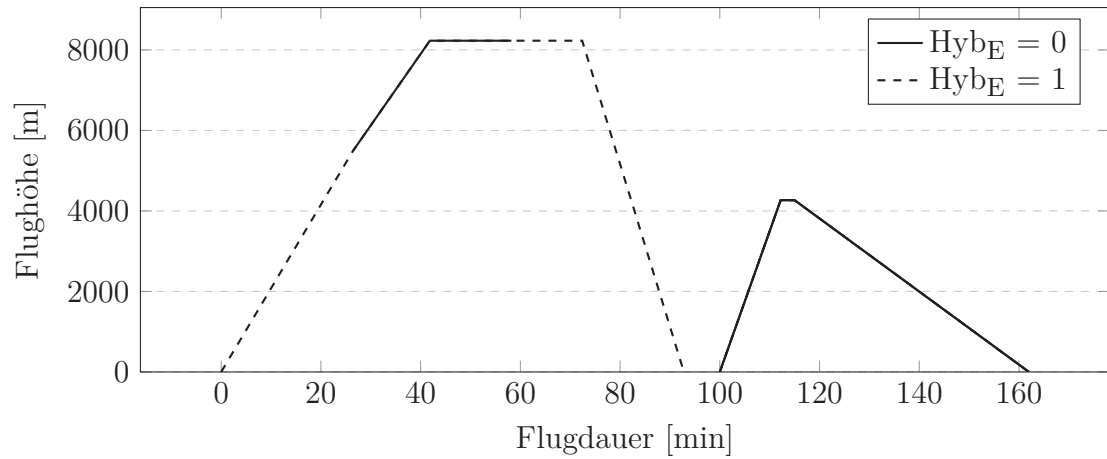


Abbildung 4.2.: Darstellung der 400 nm Referenzflugmission, Daten entnommen aus [12]

Tabelle 4.2.: Auflistung der Missionsbetriebspunkte mit deren Umgebungsbedingungen, Daten entnommen aus [12]

Betriebspunkt	Flughöhe [m]	Machzahl [-]	max. Δ ISA [K]
Start (take-off)	0	0,17	30
Steigflug auf der Höhe 5486.4	5486,4	0,4438	0
Maximaler Steigflug	8229,6	0,53	10
Reiseflug	8229,6	0,55	0
Umleitung Steigflug	4267,0	0,32	0
Umleitung Reiseflug	4267,0	0,34	0

4.3 Konfiguration

Der grundlegende Aufbau sowie die unterschiedlichen Arten hybrider Antriebe sind in Kapitel 2.3 beschrieben. Für den Antrieb des Referenzflugzeuges (Kapitel 4.2) ist ein seriell-hybrider Antrieb gewählt worden. Dieser ermöglicht die mechanische Entkopplung der zehn Propulsoren von den Energiequellen, also der Batterie und der Gasturbine. Die zehn Propulsoren sind über die Flügelspannweite verteilt angebracht und werden jeweils durch einen elektrischen Motor angetrieben. Die serielle Konfiguration ermöglicht das Betreiben dieser verteilten Antriebe. Durch die verteilten Antriebe verteilt sich die gesamte Motorleistung auf mehrere Antriebe. Bei einem Ausfall eines Elektromotors sind die anderen neun Elektromotoren in der Lage das Flugzeug weiterhin anzutreiben. Der Gesamtantrieb lässt sich in drei Baugruppen unterteilen, welche jeweils an einen Gleichspannungskreis gekoppelt sind, siehe Abbildung 4.3.

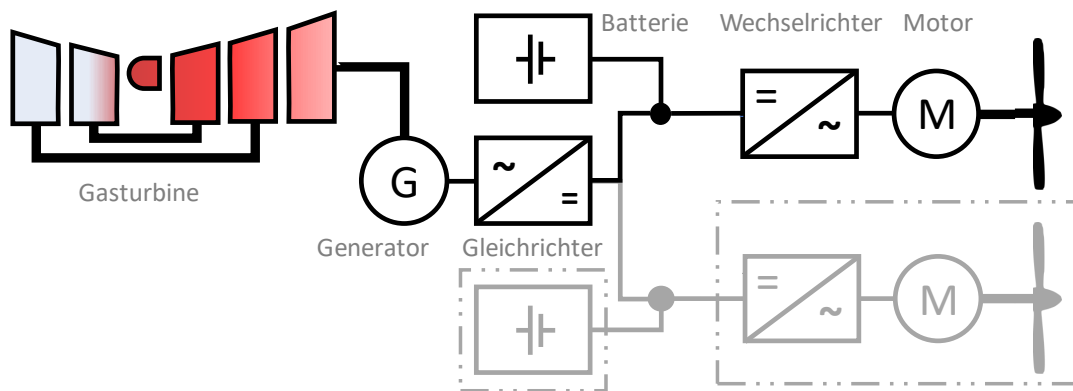


Abbildung 4.3.: Darstellung des seriell-hybriden Gesamtantriebs

1. „Baugruppe Gasturbine“

Diese Baugruppe beinhaltet eine Gasturbine, welche mit Brennstoff betrieben wird. Die Gasturbine ist über eine Welle mit dem Generator gekoppelt, welcher mit einem Gleichrichter verbunden ist. Letzterer wandelt die Wechselspannung in Gleichspannung um und ist mit dem Gleichspannungskreis des Antriebes verbunden.

2. „Baugruppe Batterie“

Diese Batterie Baugruppe ist neben der Gasturbinen Assembly für die Bereitstellung der Leistung aus der chemisch gespeicherten Energie zuständig. Die Batterie speist den Gleichstromkreis direkt, da die Batterie bereits Gleichspannung liefert.

3. „Baugruppe Motor“

Diese Baugruppe ist für die Umwandlung des Gleichstromes in Wechselstrom zuständig sowie für die Erzeugung der mechanischen Wellenleistung des Propellers. Der Wechselrichter stellt den nötigen Wechselstrom für den Motor bereit. Dieser ist

mechanisch mit dem Propeller verbunden. In Kapitel 4.6.2 wird untersucht, ob der Einbau eines Getriebes zwischen Motor und Propeller von Vorteil ist.

Es sprechen mehrere Gründe für eine Verwendung eines Gleichstromkreises in der Antriebskonfiguration:

- Bei Wechselstrom entstehen pulsierende magnetische Felder, welche abgeschirmt werden müssen. Aus diesem Grund werden für die Kabel ausschließlich Gleichstromkabel verwendet. [67]
- Bei der Verwendung eines Wechselstromkreises kommt es durch die Frequenz des Wechselstromes zu einer direkten Kopplung der Drehzahlen des Generators und des Motors. Damit beide Komponenten drehzahlunabhängig sind wird ein Gleichstromkreis verwendet.
- Die Gleichstrombatterie kann an den Gleichstromkreis angeschlossen werden, ohne dass zuvor eine Umwandlung in Wechselstrom erforderlich ist.

4.4 Multibetriebspunktauslegung

Ziel dieses Kapitels ist es, an einem Beispiel nach [59] zu erläutern, wie die Dimensionierung aller elektrischen Komponenten für ihre jeweilige Leistung durchgeführt wird. Die Schwierigkeit der Auslegung des Antriebes liegt darin, dass die einzelnen Komponenten des Gesamtantriebes unterschiedliche Entwurfsunkte innerhalb der Auslegungsmission haben können. Die einzelnen Komponentenauslegungspunkte sind zu identifizieren und können anschließend mit nachfolgender Methodik im Entwurfsunkt des Gesamtantriebes berücksichtigt werden.

Ein hybrid-elektrischer Antrieb besteht aus mindestens zwei elektrischen Strängen mit jeweils einer Energiequelle, welche die Leistung für den Motor bereitstellt, siehe Abbildung 4.4. Beim Zusammenführen dieser Stränge addieren sich beide elektrischen Leistungen und werden weiter zu den Verbrauchern geleitet. Abhängig von der Betriebsstrategie für die Energieentnahme aus den beiden Quellen variiert die Leistungszugabe von Betriebspunkt zu Betriebspunkt. In Abbildung 4.4 sind zwei Betriebspunkte mit einer unterschiedlichen Energiezufuhr exemplarisch dargestellt. Betriebspunkt 1 ist durch eine größere Leistungszugabe der Batterie und Betriebspunkt 2 durch eine größere Leistungszugabe der Gasturbine charakterisiert.

Für die Batteriebaugruppe tritt in dem Beispiel in Abbildung 4.4 eine maximale Leistung von 100 kW, für die Gasturbine maximal 110 kW und für den Motor 160 kW auf. Die maximale Leistung der Batterie tritt im Betriebspunkt1 (BP1) auf und die maximale Leistung des Generators im Betriebspunkt2 (BP2). Die Summe dieser beiden maxima-

len Leistungen entspricht nicht der maximalen Leistung des Motors in einem der beiden Betriebspunkte.

In der Gasturbinenbaugruppe werden der Generator und der Gleichrichter für eine maximale Scheinleistung dimensioniert. Das gleiche gilt für die Motorbaugruppe, in der der Wechselrichter und der Motor für eine maximale Scheinleistung dimensioniert ist. Die Batteriebaugruppe wird für die maximal auftretende Gleichstromleistung dimensioniert. Die Dimensionierung der Gasturbine wird separat in Kapitel 4.7.2 beschrieben.

Bei der Berechnung des Gesamtantriebes in einem Entwurfspunkt werden die drei Stränge jeweils für unterschiedliche Leistungen, die aus unterschiedlichen Betriebspunkten vorgegeben werden, dimensioniert. Da die maximale Leistung in keinem der beiden Betriebspunkte in Abbildung 4.4 für alle Baugruppen maximal ist, wird der Entwurfspunkt einen fiktiven Betriebspunkt abbilden, in dem in allen Strängen die maximal zu dimensionierende Leistung auftritt. Da die maximale Batterie- und Generatorleistung in Abbildung 4.4 in Summe die dimensionierende Motorleistung übersteigt, wird ausschließlich in dem Entwurfspunkt am Knoten (K) Leistung entnommen, um ein Leistungsgleichgewicht am Knoten herzustellen.

In diesem Beispiel kommen am Knoten K Leistungen von insgesamt 210 kW (100 kW + 110 kW) von der Batterie und dem Generator an. Davon werden 50 kW am Knoten im Entwurfspunkt entnommen. Dadurch beträgt die zum Motor ausgehende Leistung am Knoten K 160 kW, welche der Auslegungsleistung der Motorbaugruppe entspricht.

Die Entnahme von Leistung an den Knotenstellen des Antriebes stellt sicher, dass alle Komponenten für ihre maximale Leistung im Entwurfspunkt dimensioniert werden.

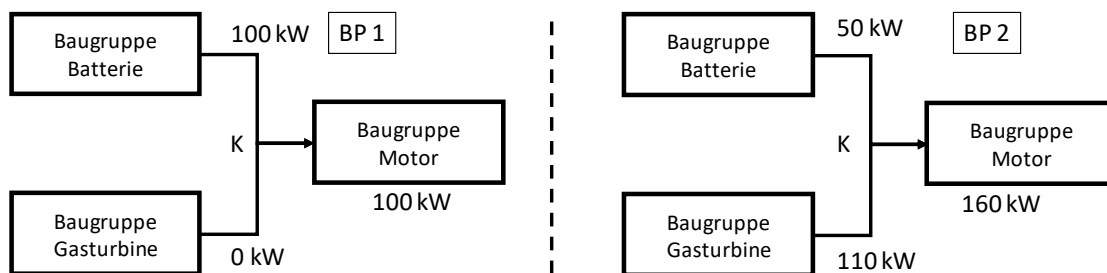


Abbildung 4.4.: Beispiel einer Multidesignpunktauslegung mit zwei Betriebspunkten

Jeder dieser Stränge wird in Numerical Propulsion System Simulation (NPSS) [64] in einer Baugruppe simuliert, wodurch das isolierte Betrachten jeder Baugruppe ermöglicht wird.

Um eine Multibetriebspunktauslegung zu vereinfachen, sollten alle Parameter des Antriebes betriebspunktabhängig ansprechbar sein. Dies verhindert die Notwendigkeit des Umspeicherns von z.B. maximal auftretenden Temperatur oder Drehzahlen für die Dimensionierung im Entwurfspunkt. Durch dieses Ansprechen ist es möglich, das maximale

T_{t4} über eine Mission hinweg abzufragen, um damit den Kühlluftbedarf im Entwurfspunkt zu bestimmen.

Diese Rechentechnik wird dadurch ermöglicht, dass die Antriebskonfiguration jeweils für jeden Betriebspunkt erstellt wird und somit in der Benamungsebene des Betriebspunktes initialisiert ist. Die Betriebspunkte können im Anschluss parallelisiert oder seriell hintereinander gerechnet werden. Der Vorteil einer parallelen Berechnung ist es, dass die Iterationen eines Betriebspunktes und betriebspunktübergreifende Iterationen rechenprogrammbezogen zusammen gelöst werden können. Dies führt zu einer geringen Rechenzeit bei einer geringen Gesamtanzahl von Iterationen. Da das Programm NPSS für jede Iteration einen Simulationsdurchlauf des Modells durchführt, um die Auswirkung einer geringfügigen Änderung durch die Iteration bewerten zu können, steigt die Rechenzeit mit steigender Anzahl an Iterationen. Bei einer hohen Anzahl an Betriebspunkten oder Iterationen pro Betriebspunkt kann das serielle Rechnen der Betriebspunkte zu einer Zeitersparnis führen. Im Fall des Hybridantriebes ist das serielle Rechnen um den Faktor drei aufgrund der hohen Anzahl an Iterationen pro Betriebspunkt schneller.

4.5 Installation des Antriebes

Neben der detaillierten Berechnung der Leistung sowie des Energiebedarfs ist die Installation der Komponenten festzulegen. Die Art der Installation hat einen Einfluss auf den benötigten Bauraum am Flugzeug. Ein größerer Bauraum führt zu einem größeren Flugzeuggesamtvolumen und dadurch zu einem steigenden Luftwiderstand, welcher den Energieverbrauch über die Flugmission beeinflusst. Berücksichtigt wird dieser Effekt durch die Anwendung der Austauschfaktoren. Die Antriebsbauteile können entweder im Rumpf des Flugzeuges oder in Gondeln unter dem Flügel untergebracht werden. Eine Installation innerhalb des Rumpfes wird in den nachfolgenden Untersuchungen nicht betrachtet, da dafür eine Änderung des Flugzeugentwurfs erforderlich wäre, die von den Austauschfaktoren nicht abgebildet werden kann. Das Referenzflugzeug ist bereits mit 10 Gondeln ausgelegt, weshalb für diesen Auslegungsfall die Austauschfaktoren zur Antriebsauslegung zur Verfügung stehen. Daher wird die Installation innerhalb von Gondeln unter dem Flügel gewählt. Im Nachfolgenden wird zunächst die Aufteilung der Komponenten auf die Gondeln beschrieben und anschließend die Installation innerhalb der Gondeln erläutert. Zum Festlegen der Installation sind folgende Punkte zu bestimmen:

- die Komponentengeometrien in Abhängigkeit der jeweiligen Auslegungsleistung
- die funktionale Gruppierung der Komponenten
- die Lagerung einzelner Komponenten.

Zusätzlich zu der Bestimmung der Geometrien sind Randbedingungen bei der Installation zu beachten:

- Maximale Längen sowie Durchmesser der Gondeln werden durch eine maximale Bodenfreiheit und die verstellbaren Klappensysteme am Flügel eingeschränkt.
- Die maximale Flügelspannweite und maximale Bodenfreiheit schränkt den Durchmesser der installierbaren Propeller ein.
- Die geometrischen Zu- und Abströmwinkel der Gondelaußengeometrie schränken den Bauraum innerhalb der Gondel ein.

Aufteilung der Antriebskomponenten auf die Gondeln

Der Antrieb ist für das Referenzflugzeug aus Abbildung 4.1 ausgelegt und wird daher auch an diesem Flugzeug installiert. Das Flugzeug hat zehn Propeller, welche elektrisch angetrieben werden. Aus diesem Grund ergibt sich die Randbedingung, dass an jedem Propeller ein elektrischer Antrieb verbaut ist. Dazu wird in dem seriell-hybriden Antrieb ein elektrischer Motor verwendet, welcher durch einen Wechselrichter gesteuert wird. Bei Einbau eines Getriebes kann die Drehzahl zwischen Propeller und Motor übersetzt werden. Der damit verbundene Vorteil wird in Kapitel 4.6.2 diskutiert. Durch die funktionale Verknüpfung der Komponenten ist in jeder Gondel für jeden Propeller ein Motor, ein Wechselrichter und abhängig von der Motorauslegungsdrehzahl ein Getriebe verbaut.

Die Energie wird in dem Antrieb durch eine Batterie und eine Gasturbine bereitgestellt, welche auch in den Gondeln am Flugzeug untergebracht sind. Der Einbau von nur einer Gasturbine hat den Vorteil, dass der PSFC gegenüber zwei kleineren Gasturbinen geringer ist und die Batterien können bei einem Ausfall der Gasturbine die nötige Leistung bereitstellen. Da nur eine Gasturbine in dem Antrieb vorhanden ist, unterscheiden sich die verbauten Komponenten in den Gondeln. Es werden zwei unterschiedliche Gondeltypen mit der gleichen Gondelaußengeometrie definiert, auf die nachfolgend näher eingegangen wird:

- *Die E-Gondel:* Die E-Gondel beinhaltet neben Propeller, Motor, Wechselrichter und einem optionalen Getriebe Batterien sowie das Thermalsystem des Antriebes, siehe Abbildung 4.5. Neun von zehn Gondeln entsprechen dem Gondeltyp „E-Gondel“. In Abbildung 4.5 ist die Einbauposition dieses Gondeltyps am Flügel grau hinterlegt.
- *Die GT-Gondel:* Die zehnte, eine der inneren Gondeln, ist eine solche des zweiten Gondeltyps, der GT-Gondel (siehe Abbildung 4.6). Dieser Gondeltyp beinhaltet wie die E-Gondel einen Propeller, Motor, Wechselrichter und optional ein Getriebe. Zusätzlich zu diesen Komponenten sind eine Gasturbine, ein Generator sowie ein Gleichrichter verbaut. Der Generator wird von der Gasturbine mechanisch angetrieben und erzeugt mit dem Gleichrichter zusammen Gleichstrom. An dieser Stelle

führen Gleichstromkabel zu den restlichen neun Gondeln, um die Leistung der Gasturbine in allen Gondeln verwenden zu können.

Die Gleichstromkabel sind in der E-Gondel zwischen der Batterie und dem Wechselrichter angeschlossen. Durch diese Verbindung ist ein Austausch von elektrischer Leistung in Form von Gleichstrom zwischen allen Gondeln möglich.

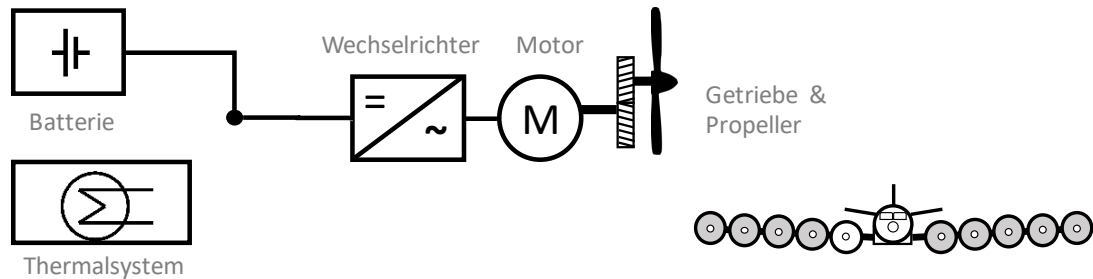


Abbildung 4.5.: Bestandteile der E-Gondel im Referenzflugzeug, Flugzeugbild qualitativ nach [5]

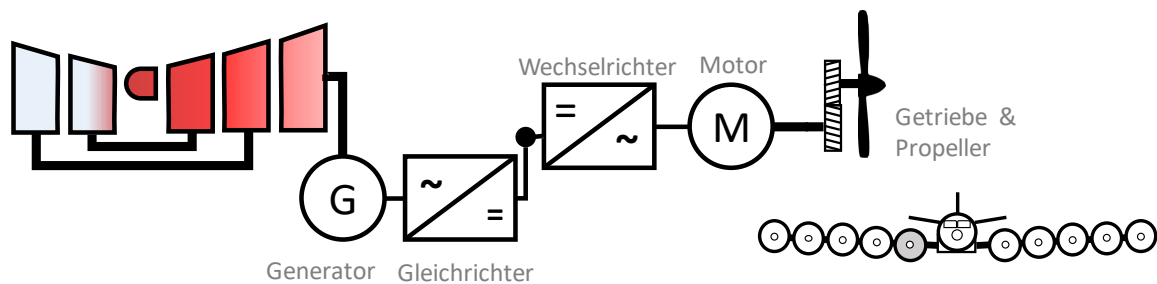


Abbildung 4.6.: Bestandteile der GT-Gondel im Referenzflugzeug, Flugzeugbild qualitativ nach [5]

Installation der Antriebskomponenten innerhalb der Gondeln

Trotz unterschiedlicher innerer Komponenten in den beiden Gondeltypen ist zur Reduktion eines steigenden Zertifizierungsaufwandes und der damit verbundenen Kosten die Gondelaußengeometrie aller Gondeln konstant gehalten. Dies ermöglicht es, bei der Instandhaltung weniger Gondelbauteile vorhalten zu müssen. Ein zusätzlicher Vorteil ist, dass die Flügelsektionen, an denen die Gondeln montiert sind, die gleiche Umströmung durch die Gondeln erfahren. Außerdem ist der Widerstand der Gondelaußengeometrie gleich und führt dadurch zu einer symmetrischen Verteilung des Widerstands und der damit verbundenen Kräfte über die Flügelspannweite.

Abbildung 4.7 zeigt die Installation der elektrischen Komponenten innerhalb der inneren E-Gondel und Abbildung 4.8 die Installation innerhalb der GT-Gondel. In beiden Gondeln ist der Propeller frontal zentriert positioniert und direkt dahinter der Motor mit Wechselrichter verbaut. Das optionale Getriebe würde zwischen Propeller und Motor installiert werden.

In jeder E-Gondel ist hinter dem Wechselrichter ein großes zentrales Batteriepack installiert. Über dem Batteriepack verläuft die Luftzufuhr zu dem Wärmetauscher, welcher über dem zentralen Batteriepack angebracht ist.

Die inneren, jeweils direkt am Rumpf positionierten, verschiedenen Gondeltypen beinhalten unterschiedliche Bauteile, was zu unterschiedlichen Gesamtgondelmassen führt. Um ein resultierendes Rollmoment zu vermeiden, wird in der inneren E-Gondel mehr Batteriemasse untergebracht als im Vergleich zu den äußeren acht E-Gondeln. Dies führt an beiden Flügelseiten zu einer ausgeglichenen Gewichtsverteilung. Diese Ausgleichbatterien sind in der E-Gondel an drei Positionen (Batterie 2, 3, 4) innerhalb der Gondel untergebracht. Die erste Position (Batterie 2) ist direkt hinter dem zentralen Batteriepack, die zweite und dritte Position sind in Form eines Kreistrings um die Luftzufuhr des Wärmetauschers angebracht (Batterie 3 und Batterie 4). Die Positionen sind so gewählt, dass der vorhandene Bauraum bei gegebener Außengeometrie so effektiv wie möglich ausgenutzt wird. Durch die Positionierung des Lüfters und der Düse in der E-Gondel an der Gondelaußenhinterkante (GHK) ist es möglich, die Außengeometrie der Gondel an der gleichen radialen sowie axialen Position enden zu lassen und dabei den Bauraum der Batterie 1 und Batterie 2 zu maximieren. Dadurch entsteht kein Totwassergebiet durch radialen Versatz der Ausströmung bei gleicher Gondelaußenhinterkante. Der Lüfter wird durch einen außenlaufenden Elektromotor angetrieben und ist über eine Scheibe mit dem Elektromotor verbunden. Er wird durch den in axialer Richtung dahinter montierten Wechselrichter angesteuert. Die Entscheidung für einen außen laufenden Elektromotor ist getroffen worden, damit sich keine drehenden Teile zentral innerhalb des Elektromotors befinden. Dies ermöglicht eine Lagerung des Wechselrichters sowie der im Düsenkegel (Plug) positionierten Batterie 5. Der Einlauf für die Luftzufuhr des Wärmetauschers ist hinter dem Propeller an der Gehäusenabe des Spinners positioniert. Die Einlaufgeometrie ist variabel gestaltet, um ein Schließen der E-Gondel und damit das Abschalten des Wärmetauschers zu ermöglichen (siehe Kapitel 4.8).

Der Einbau eines variablen Einlaufes in der GT-Gondel ermöglicht es, die Gasturbine in Flugphasen mit Batterievortrieb auszuschalten. In der Gasturbine folgt nach dem Einlauf die Luftzufuhr durch einen S-Kanals zum Niederdruckverdichter und zu den nachfolgenden Turbokomponenten der Gasturbine. Die von der Gasturbine erzeugte Leistung wird an der Niederdruckturbine (LPT) durch eine mechanische Koppelung mit einem Generator in elektrische Energie umgewandelt. Der Generator ist hinter der LPT positioniert, um eine direkte Wellenanbindung herstellen zu können. Die Positionierung vor dem Mitteldruckverdichter (IPC) wurde aufgrund der komplexeren Wellenführung durch die gesamte Gasturbine sowie der damit verbundenen Lagerung verworfen. Der Gleichrichter zur Wandlung des Generatorwechselstrom in Gleichstrom ist aufgrund der limitierten Gondellänge nicht direkt hinter dem Generator angebracht. Wie Batterie 3 und Batterie 4 in der E-Gondel ist der Gleichrichter als Kreisring um die Gasturbine installiert. Der

Gleichrichter endet auf Höhe der Brennkammer, um keine dicke Wärmeabschirmung zur Brennkammer für den Gleichrichter zu benötigen.

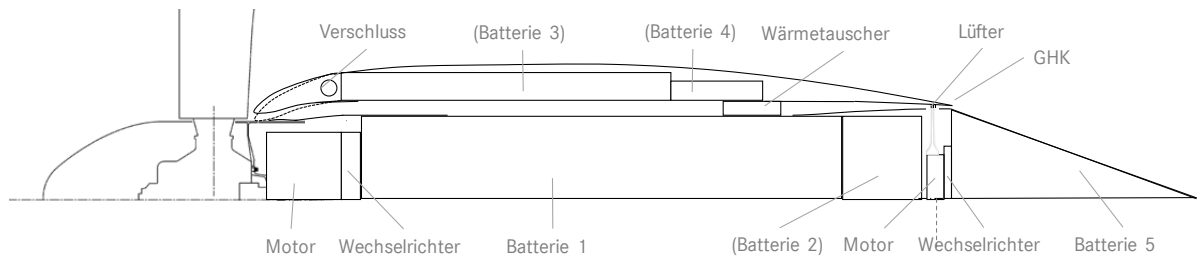


Abbildung 4.7.: Installation der Komponenten innerhalb der E-Gondel nach [44]

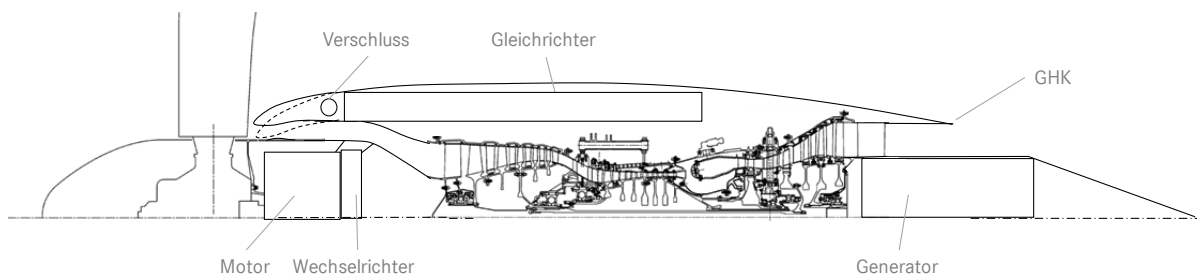


Abbildung 4.8.: Installation der Komponenten innerhalb der GT-Gondel nach [44]

Beide Gondeltypen sind mit Hilfe der gleichen Lagerung am Pylon des Flügels befestigt. In Abbildung 4.9 ist eine Prinzipdarstellung der Befestigung der Komponenten innerhalb der Gondel dargestellt. Am Pylon des Flugzeuges wird an zwei Befestigungspunkten (B und C) ein Tragebalken fixiert. Dieser Tragebalken führt von vorne bis hinten auf Höhe der Außengeometrie des Wärmetauscherluftkanals durch die Gondel. Die maximale Höhe des Einlaufkanals der Gasturbine ist identisch mit der des Wärmetauscherluftkanals, siehe Abbildung 4.10 und Abbildung 4.11. An drei durch die GT-Gondel definierte Stellen (A, B, C) sind Ringe an dem Tragebalken montiert. Ausgehend von diesen wird die Gasturbine zwischen IPC und Hochdruckverdichter (HPC) (B) sowie durch das Turbinenaustrittsgehäuse (C) gelagert. Eine dritte Lagerung ist für Propeller, Motor und Wechselrichter nötig. Die Lagerung verläuft axial hinter dem Verschluss (A) des Gondel einlaufes durch den Einlaufkanal. Der benötigte Bauraum für den Tragebalken sowie den kreisförmigen Käfig sind in der Berechnung des Baumraums für Batterie und Gleichrichter einkalkuliert.

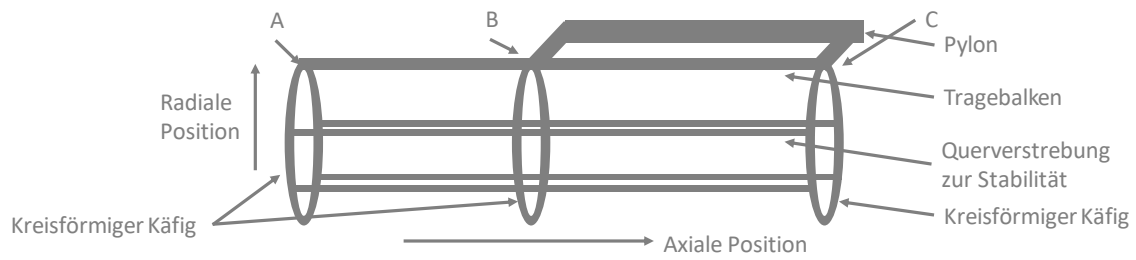


Abbildung 4.9.: Prinzipdarstellung der Lagerung der Komponenten innerhalb der Gondel und Anbindung an den Pylon

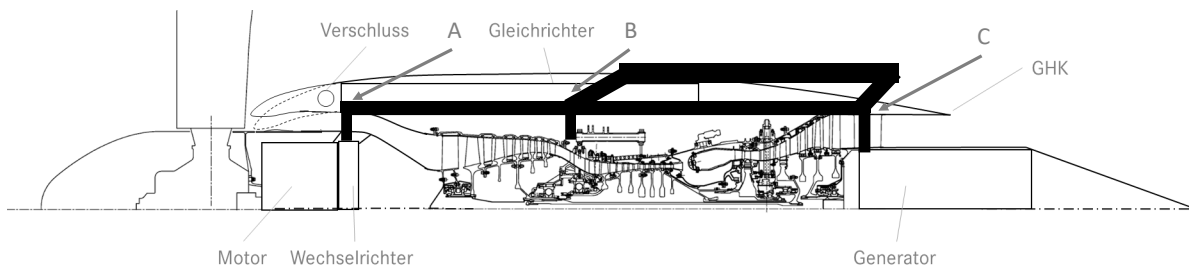


Abbildung 4.10.: Prinzipdarstellung der Lagerung der Komponenten innerhalb der Gondel und Anbindung an den Pylon am Beispiel der GT-Gondel, modifiziert nach [44]

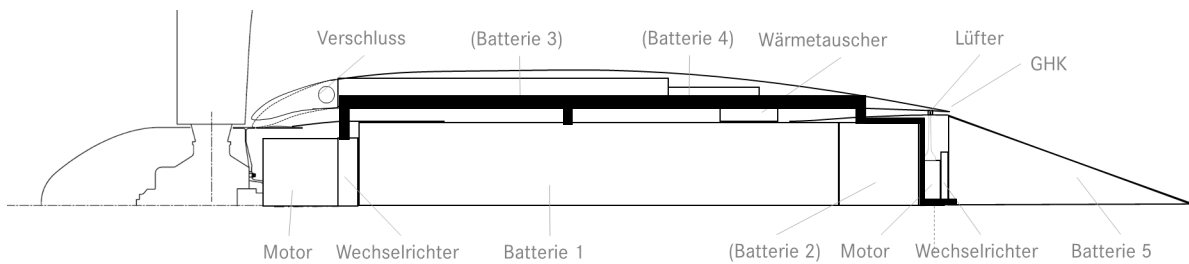


Abbildung 4.11.: Prinzipdarstellung der Lagerung der Komponenten innerhalb der Gondel und Anbindung an den Pylon am Beispiel der E-Gondel, modifiziert nach [44]

4.6 Zusammenwirken von Propeller, Getriebe und Motor

In diesem Kapitel wird die Auslegung des Propellers hinsichtlich seiner Drehzahl sowie des Durchmessers beschrieben. Ziel ist es, einen Propeller auszulegen, der niedrige Verluste bei gleichzeitig niedrigem Gewicht aufweist. Der Propeller ist die erste Komponente in der Antriebskette und interagiert bei der Auslegung nur mit dem Elektromotor oder einem Getriebe, welches an einen Elektromotor angeschlossen ist. Der Propeller ist ausgelegt für den bereitzustellenden Nettoschub des Flugzeuges. Bei kurzen Flugmission mit einem hohen Hybridisierungsgrad (DoH) kann die Flugmission ohne Gasturbine geflogen werden. In diesen Betriebspunkten trägt die Gasturbine nicht durch ihren Düsen Schub zum Gesamtschub bei. Der Thermalsystem hat im MCL durch ein niedriges Lüfterdruckverhältnis keinen nennenswerten Nettoschub. Aus diesem Grund wird der Propeller für den gesamten Nettoschub im MCL ausgelegt. Der Propeller ist im MCL-Betriebspunkt bei Delta ISA +10 ausgelegt. Freie Parameter bei der Dimensionierung des Propellers sind:

- der Durchmesser
- die mechanische Drehzahl
- die Propeller-Blattanzahl.

Der Durchmesser sowie die Drehzahl haben einen direkten linearen Einfluss auf den Fortschrittswirkungsgrad J_P (siehe Kapitel 3.8).

Im Nachfolgenden wird eine Parameterstudie beschrieben, in der die freien Parameter Durchmesser, Drehzahl und die Blattanzahl im Entwurf variiert werden. Die Drehzahl wird nach Tabelle 4.3 von 500 – 4000 [1/min], der Durchmesser von 1,6 – 3,6 [m] und die Propellerblattanzahl von 4 – 8 [-] Blättern angepasst. Aufgrund des hohen Aktivitätsfaktors für größere Blattanzahlen wird in dieser Studie eine maximale Blattanzahl von 8 Blättern untersucht. Das Referenzflugzeug hat zehn Propeller, von denen alle aufgrund eine homogenen Schubverteilung am Flügel gleich dimensioniert sind (siehe Kapitel 4.2, Abbildung 4.1). Daher wird sich im weiteren auf die Werte von einem Propeller beschränkt. Die Anzahl der Propeller wird bei zehn konstant gehalten, da eine Änderung der Propelleranzahl auf Flugzeugebene einen Einfluss auf die Auslegung der Flügel hätte.

Ausgewertet wird die Studie bezüglich des Wirkungsgrades, da dieser über die benötigte Propellerwellenleistung einen direkten Einfluss auf die Dimensionierung aller Antriebskomponenten hat. Eine Randbedingung bei der Auswahl ist der Aktivitätsfaktor, da dieser über 70 liegen muss (siehe Kapitel 3.8).

In Abbildung 4.12, Abbildung 4.13 und Abbildung A.1 sind die Ergebnisse der Parameterstudie in Form des Propellerwirkungsgrades als Funktion des Fortschrittsgrades J_P

Tabelle 4.3.: Variierte Parameter für die Propeller-Parameterstudie

Parameter	Wert	Einheit
Durchmesser	1,6 – 3,6	[m]
Drehzahl	500 – 4000	[1/min]
Blattanzahl	4 – 8	[–]

dargestellt. Zu erkennen ist, dass die geringsten Wirkungsgrade für einen Durchmesser von 1,6 m erreicht werden. Der maximale Wirkungsgrad wird jeweils für den Durchmesser von 2,6 m sowie 3,6 m bei einem ähnlichen Wert von nahe 0,95 erreicht. Daraus kann darauf geschlossen werden, dass eine weitere Erhöhung des Durchmessers keine weitere Erhöhung des Wirkungsgrades mit sich bringt. Zwar ist der maximale Wirkungsgrad für den Durchmesser 2,6 m sowie 3,6 m sehr ähnlich, jedoch schränken der Aktivitätsfaktor sowie die Randbedingungen der Installation der Propeller die Auswahl ein.

Die Abbildung 4.1 zeigt das Referenzflugzeug mit den zehn Propellern, welche in der Abbildung jeweils einen Durchmesser von 2,6 m haben. Aufgrund der limitierten Spannweite des Flugzeuges ist eine Installation von größeren Propellern als 2,6 m nicht möglich, weshalb sich bei der Auswahl des Durchmessers im Folgenden auf 2,6 m beschränkt wird. Allerdings wäre ein größerer Durchmesser für ein Flugzeug mit einem Hochdecker und einer geringeren Anzahl an Propellern vorstellbar. Das Potential bezüglich der Wirkungsgraderhöhung pro Propeller ist in Abbildung A.1 dargestellt.

Im Weiteren wird für den gewählten Durchmesser die optimale Drehzahl sowie Blattanzahl bestimmt. Erkennbar führt für jeden Durchmesser eine Blatzzahlerhöhung zu einem höheren Wirkungsgrad, was auf eine geringere Belastung pro Propellerblatt zurückzuführen ist. Der maximale Wirkungsgrad wird bei 8 Blättern und einem Fortschrittsfaktor von ungefähr 2,4 erreicht. Nach [56] sollte der Aktivitätsfaktor im Bereich von 70 – 200 liegen. Das untere Limit von 70 wird auch in dieser Studie festgelegt. Durch den Aktivitätsfaktor ist die Auswahl an Drehzahlen für 8 Blätter auf einen Fortschrittsgrad J_P von über 3 limitiert. Der maximal erreichbare Wirkungsgrad mit 8 Blättern liegt somit bei 89 %.

Der optimale Propeller besitzt daher eine Blattanzahl von 6 Blättern bei einer Drehzahl von 1500 [1/min]. Er liegt mit einem Aktivitätsfaktor von 74 über dem Aktivitätsfaktor Minimum-Limit welches bei dem 6-blättrigen Propeller bei einem Fortschrittsgrad von $J_P = 2,5$ liegt. Der Wirkungsgrad des Propellers bei 6 Blättern und einem Durchmesser von 2,6 m liegt bei 91,8 % (siehe Abbildung 4.13). Die optimale Drehzahl für den Propeller ist bei einem elektrischen Motor, der den Propeller direkt antreibt, die vorgegebene Auslegungsdrehzahl. Um den Einfluss einer höheren Motorauslegungsdrehzahl zu quantifizieren, wird in Kapitel 4.6.2 die Drehzahlerhöhung durch den Einsatz eines Getriebes untersucht.

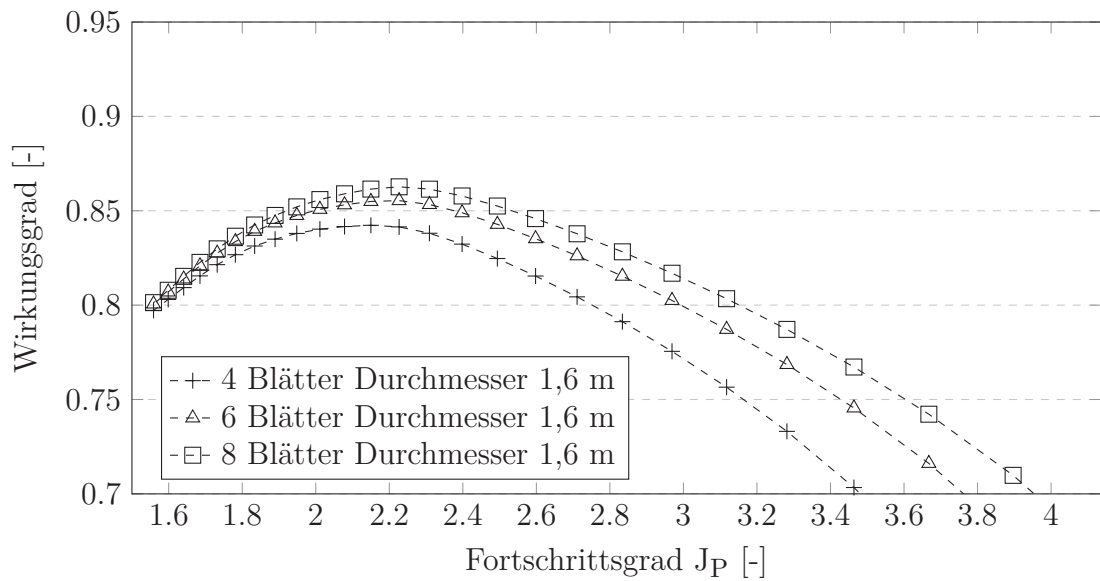


Abbildung 4.12.: Propellerwirkungsgrade für einen Propellerdurchmesser von 1,6 m

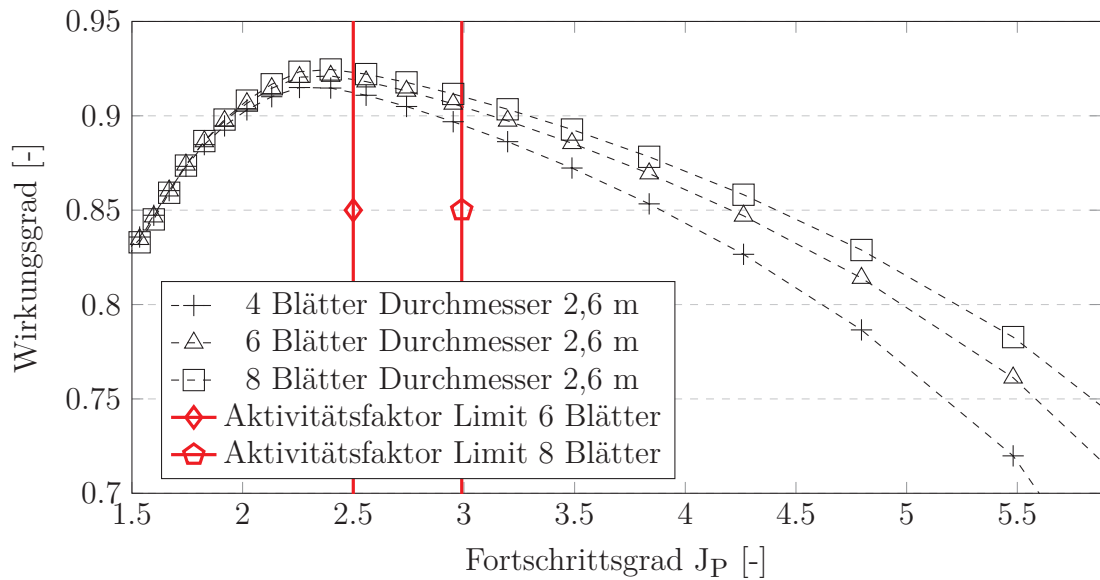


Abbildung 4.13.: Propellerwirkungsgrade für einen Propellerdurchmesser von 2,6 m

4.6.1 Wasserkühlung des Motors

Die 10 Gondeln sind mit einer Wasserleitung verbunden, welche es ermöglicht, die Abwärme aus einer Gondel zu den Wärmetauschern einer anderen Gondel zu leiten. Die elektrischen Komponenten sind dabei mit einer Wasserkühlung ausgestattet, welche die Abwärme der Elektrokompenten aus allen 10 Gondeln zu den 9 vorhandenen Wärmetauschern leitet. Die Ergebnisse einer Detailauslegung mehrerer luftgekühlter Elektromotoren sind in [54] beschrieben. Jeder dieser Motoren ist für die jeweiligen Randbedingungen optimiert. Im weiteren wird erläutert, wie die Auslegungsmethode für elektrische Maschinen aus Kapitel 3.2 angewandt wird, um die Änderung der Kühlweise und die damit einhergehende Auslegung zu bewerten.

Der Unterschied zwischen einer Wasser- und Luftkühlung liegt darin, dass sich die Stromdichte J und der Strombelag A des Motors verändert [32]. Durch die effizientere Kühlung aufgrund der hohen Wärmekapazität von Wasser können hierfür höhere Werte gewählt werden. Eine Vergrößerung dieser elektrischen Parameter führt nach Formel 3.6 dazu, dass ein kleinerer Stator Durchmesser ermöglicht werden kann. Der wassergekühlte Motor wird anhand folgender Schritte ausgelegt:

- Kalibrierung der Auslegungsmethode eines detailliert ausgelegten luftgekühlten Motors
- Anpassung der Auslegungsparameter von Luftkühlung auf Wasserkühlung
- Berechnung der neuen Geometrie mit Wasserkühlung.

Kalibrierung der Auslegungsmethode

Zur Kalibrierung der Auslegungsmethode werden zum direkten Vergleich dieselben Leistungsparameter des Motors eingestellt. Dazu zählen die mechanische Drehzahl, die Wellenleistung und die Spannung. Weitere elektrische Parameter der Auslegungsmethode (siehe [Tabelle 3.2](#)) werden nach [70] gewählt. Ein Faktor auf den Außendurchmesser sowie auf die Länge wird benutzt, um den berechneten Durchmesser an die Referenzdaten anzugleichen. Ziel der Kalibrierung ist es dass der Durchmesser des Referenzmotors [54] mit dem berechneten Durchmesser bei gleichem Statoraußendurchmesser-zu-Längen-Verhältnis übereinstimmt. Dazu ist ein Kalibrierungsfaktor für den Durchmesser und die Länge von 0,97 bestimmt worden.

Zusätzlich zu der Kalibrierung im Referenzpunkt (relative Drehzahl von 1 in [Abbildung 4.14](#)) wird der Drehzahlverlauf der Vorauslegungsmethode mit den Referenzdaten der Detailoptimierung verglichen.

Folgende Annahmen sind bei der Nachrechnung der Drehzahländerung angenommen worden:

- konstantes Durchmesser-zu-Längenverhältnis

- eine maximale Rotorspitzen­geschwindigkeit von 100 m/s
- konstante Dichte $[\frac{\text{kg}}{\text{m}^3}]$ zur Massenberechnung
- konstante Leistung.

Die maximale Rotorspitzen­geschwindigkeit für Glasfaser-Bandagen liegt nach [7] bei 150 m/s. Für diese Studie wurde eine maximale Geschwindigkeit von 100 m/s angesetzt, um einen Puffer zur maximalen Spitzen­geschwindigkeit sicherzustellen und eine dünne Bandage, die die Magneten fixiert, zu ermöglichen.

Die relative Motormasse der Referenzdaten und der Ergebnisse mit der Auslegungsmethode sind in Abbildung 4.14 dargestellt.

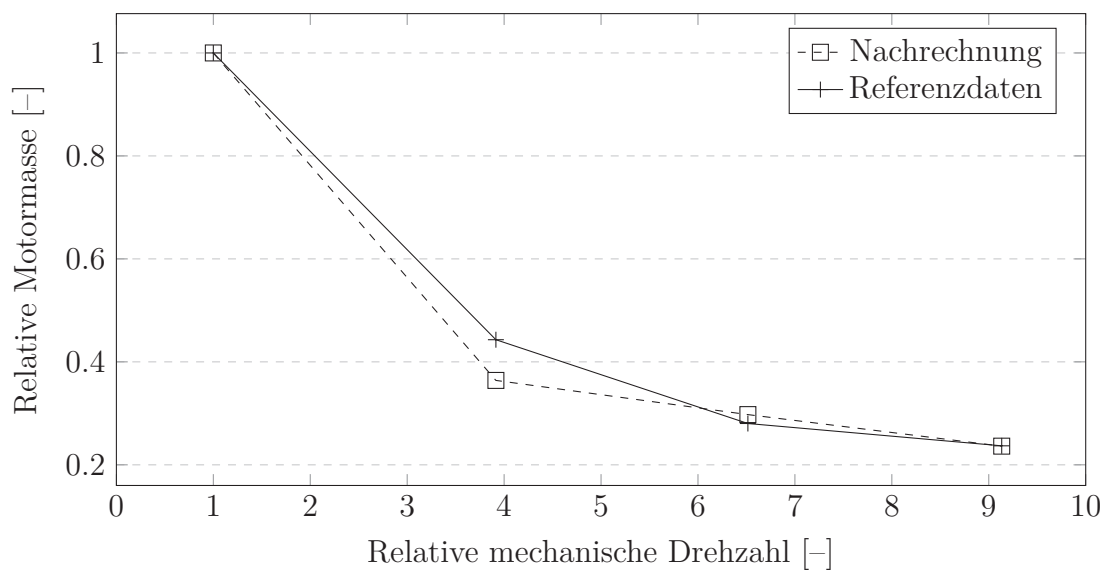


Abbildung 4.14.: Vergleich der Gewichte der Nachrechnung zu den Referenzdaten aus [54]

Zu sehen ist, dass bei der Nachrechnung die Motormasse über einen großen Teil des Drehzahlbereiches sehr gut den Referenzdaten entspricht. Bei der relativen mechanischen Drehzahl von 4 kommt es zu einer Abweichung der Ergebnisse der Auslegungsmethode von den Referenzdaten. Die Abweichung beläuft sich auf 9,4 kg, was bei 10 Motoren einer Gesamtabweichung von 94 kg entspricht. Dies entspricht durch die Berücksichtigung der Austauschfaktoren einem Einfluss von 0,31 % auf die Gesamtenergie (siehe Kapitel 2.5), was für die Vorauslegung als hinreichend genau zu betrachten ist.

Anpassung der Auslegungsparameter von Luftkühlung auf Wasserkühlung

Aufgrund der Änderung der Art der Kühlung kann die Stromdichte J und der Strombelag A erhöht werden. Die Änderung der Stromdichte ist nach [70] gewählt. Der Strombelag wird an den Referenzdaten für den wassergekühlten Generator aus [55] kalibriert und dementsprechend gewählt. Dieser kalibrierte Strombelag des Generators (siehe Tabelle 4.4) wird auch für die Berechnung des Motors verwendet.

Tabelle 4.4.: Anpassung der Auslegungsparameter

Parameter	Wert für Wasserkühlung
Stromdichte [A/mm ²]	5× Referenzwert aus Kalibrierung (Abb, 4.14) nach [70]
Strombelag [A/mm]	1,45× Referenzwert aus Kalibrierung (Abb, 4.14)
Strombelag × Stromdichte	7,25× Referenzwert aus Kalibrierung (Abb, 4.14)

Berechnung der neuen Geometrie

Mit den neuen Werten aus [Tabelle 4.4](#) wird der Motor wassergekühlt gerechnet. Die Ergebnisse der neuen Massen sind in [Abbildung 4.15](#) zu sehen. Die Volumina sinken über alle relativen Drehzahlen um ungefähr die Hälfte. In der weiteren Auslegung des Antriebes wird mit der wassergekühlten Variante des Motors gerechnet, da dieser es ermöglicht, die Stromdichte und den Strombelag zu erhöhen. Dies führt im Ergebnis zu einem geringeren Volumen und damit zu einer geringeren Masse des Motors. Ein weiterer Vorteil ist, dass keine zusätzliche Luftkühlung für den Motor vorgesehen werden muss. Die restlichen elektrischen Komponenten werden ebenfalls mit einer Wasserkühlung gekühlt, was das Thermalsystem insgesamt vereinheitlicht. Ein zusätzliches Gewicht einer Kühlmittelpumpe ist nicht Teil der Massen in [Abbildung 4.15](#), da die Kühlmittelpumpe und dessen Masse Teil des Thermalsystems ist.

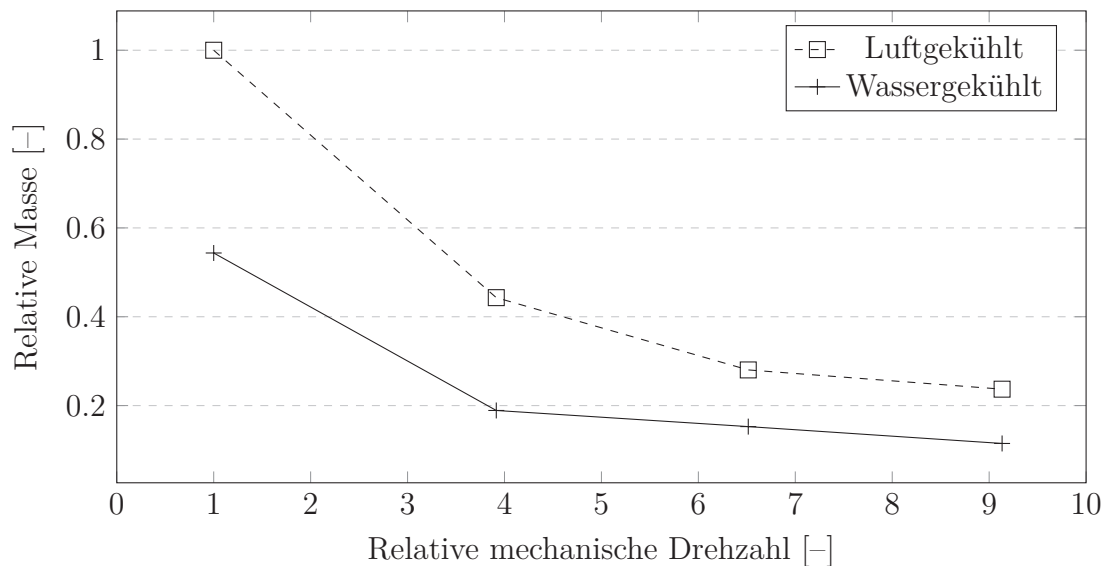


Abbildung 4.15.: Vergleich der Masse der luftgekühlten Motoren aus [54] mit den wassergekühlten Motoren

4.6.2 Verwendung eines Getriebes

Durch die Erhöhung der Entwurfswellendrehzahl des Motors kann der Motor kleiner ausgelegt werden und dadurch steigt die Leistungsdichte (siehe Kapitel 4.6.1), was zu einer Gewichtsersparnis führt. Durch diese ist nach Kapitel 2.5 eine Energieersparnis auf Flugzeugebene zu erwarten. Im Nachfolgenden wird auf Gesamtantriebssebene untersucht, ob eine Missionsenergieverringern durch die Einführung eines Getriebes und der damit verbundenen Erhöhung der Motorentwurfswellendrehzahl erreicht werden kann. Einflussfaktoren auf die Missionsenergie sind in dieser Studie unter anderem:

- die Motormasse
- der Entwurfswirkungsgrad des Motors
- der Gondelwiderstand
- die Getriebemasse
- der Getriebewirkungsgrad.

Abbildung 4.16 zeigt die Verknüpfung der Komponenten Propeller, Getriebe und Motor. In dieser Studie wird die Propellerdrehzahl, da diese für den Propellerdurchmesser als optimal bestimmt wurde, konstant gehalten und gleichzeitig die Motorentwurfswellendrehzahl durch das Getriebe erhöht (siehe Tabelle 4.5). Das Getriebe hat bei Teillastbetrieb dasselbe Übersetzungsverhältnis wie im Entwurfsunkt.

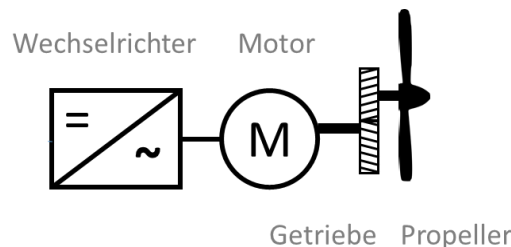


Abbildung 4.16.: Darstellung der Wechselrichter-, Motor-, Getriebe-, Propellerkonfiguration

Tabelle 4.5.: Eingabeparameter für die Parameterstudie zur Untersuchung einer höheren Elektromotorentwurfswellendrehzahl

Parameter	Werte
Motorentwurfswellendrehzahl [1/min]	1500 – 11500
Propellerwellendrehzahl [1/min]	1500

Da die optimale Propellerdrehzahl (siehe Kapitel 4.6) der geringsten Motordrehzahl der Parameterstudie entspricht, wird für diese Drehzahl kein Getriebe in der Antriebskette

eingebaut. Ab einer Minstdrehzahl von 3000 1/min wird demgegenüber ein Getriebe verwendet. Abbildung 4.17 zeigt die mit dem Programm GtGearbox (beschrieben in [46]) berechneten Ergebnisse der Getriebeauslegung für die unterschiedlichen Getriebeübersetzungsverhältnisse. Bei linear steigendem Übersetzungsverhältnis weisen der Durchmesser und die Länge der Getriebe ab 6500 1/min einen Sprung auf. Dieser ist darauf zurückzuführen, dass ab einem Übersetzungsverhältnis von 4 die Übersetzung auf ein Planetengetriebe und auf eine zusätzliche Stirnradstufe aufgeteilt wird. Dies ist erforderlich, da sonst das Sonnenrad im Vergleich zu den Planetenrädern im Planetengetriebe zu klein wird, um die Last übertragen zu können. Die zusätzliche Stirnradstufe führt zu einem Sinken des Wirkungsgrads des Getriebes auf 99,0 % gegenüber eines Wirkungsgrades von 99,5 % bei einem reinen Planetengetriebe.

Die Änderungen der Motorauslegung durch die variierende Motorentwurfswellendrehzahl sind in Abbildung 4.17 dargestellt. Zu erkennen ist, dass bei einer steigenden Motorentwurfswellendrehzahl der Motordurchmesser kontinuierlich sinkt. Dieser Zusammenhang ist durch Formel 3.6 beschrieben. Die Haupteinflussparameter in Formel 3.6 sind die Scheinleistung $P_{app,i}$, die Entwurfswellendrehzahl sowie das Längen- zu Durchmesser-Verhältnis $\frac{l_i}{D_\delta}$. In Abbildung 4.17 ist ebenfalls zu sehen, dass die Rotorspitzen-geschwindigkeit auf 100 m/s limitiert ist. Diese Limitierung ist aufgrund der Montageart der Magnete erforderlich. Bei einer konstanten Rotorspitzen-geschwindigkeit und einer steigenden Motorentwurfswellendrehzahl ist eine Erhöhung des Längen-zu-Durchmesser-Verhältnisses $\frac{l_i}{D_\delta}$ bei gleicher Leistung von Nöten. Ab einer Drehzahl von 9500 1/min ist zu erkennen, dass die Länge des Motors steigt, was darauf zurückzuführen ist, dass die geforderte Leistung durch eine längere Magnetfläche bereitgestellt werden muss. Bei kleineren Drehzahlen ist das Längen-zu-Durchmesser-Verhältnis konstant geblieben.

Der Einbau des Getriebes erlaubt es, den Motor mit einer höheren Entwurfsdrehzahl zu betreiben. Die höhere Entwurfsdrehzahl führt zu einem geringeren Volumen des Motors, welches aus dem Motordurchmesser und der Motorlänge berechnet wird (Abbildung 4.17). Das insgesamt eingesparte Volumen wird dabei wiederum durch das zusätzliche Volumen des Getriebes reduziert (Abbildung 4.17). Ein weiterer zu berücksichtigender Punkt ist der geringere Wirkungsgrad der Leistungsübertragung zwischen Wechselrichter und Propellerwelle. Der Wirkungsgrad des Motors sinkt um bis zu 0,4 % und das Getriebe führt zu bis zu 1 % Verlusten in der Leistungsübertragung.

Dem steht eine Gewichtsersparnis des Motors gegenüber, welche auf Flugzeugebene zu einer mit Austausch-faktoren zu berechnenden Missionsenergieersparnis führt, siehe Abbildung 4.18. Die Motormasse sinkt von ca. 800 kg bei einer Drehzahl von 1500 1/min auf bis zu ungefähr 200 kg bei einer Drehzahl von 11500 1/min. Diese Gewichtsersparnis wird teilweise durch das zusätzliche Gewicht des Getriebes neutralisiert. Die berechneten einstufigen Getriebe wiegen dabei ungefähr 100 kg während die zweistufigen Getriebe das Doppelte bis Dreifache wiegen können. Der zusätzliche Einbauraum für die Getriebe

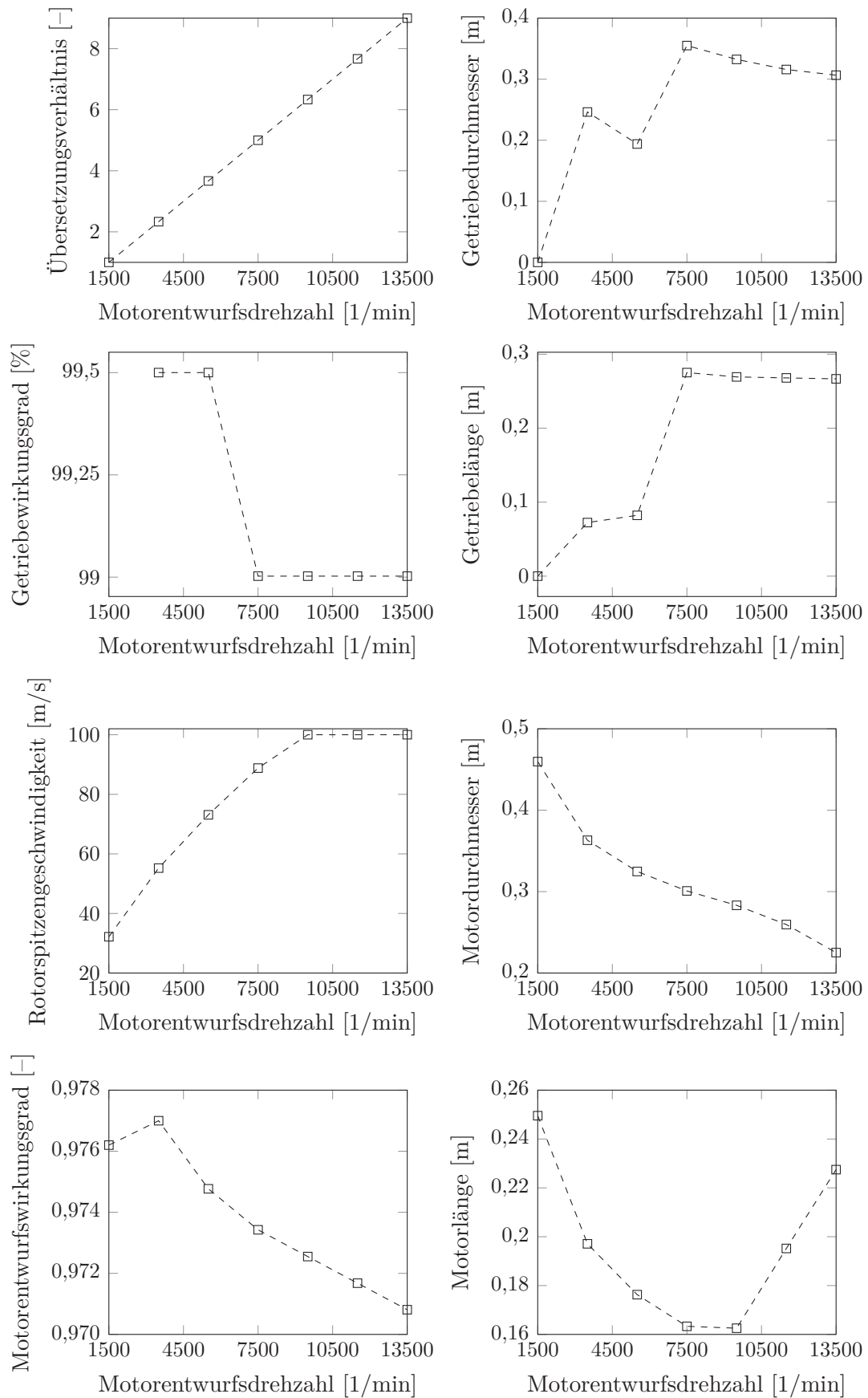


Abbildung 4.17.: Entwurfsgrößen des Motors und des Getriebes in der Parameterstudie in Abhängigkeit der Motorentwurfsdrehzahl, Motorentwurfswirkungsgrad interpoliert mit den Daten aus [54]

erfordert eine längere Gondel. Diese längere Gondel führt zu einem zusätzlichen Gewicht von bis zu 60 kg, siehe Abbildung 4.18.

Neben diesen direkt beeinflussten Massen kommt es aufgrund des sinkenden kombinierten Wirkungsgrades für Motor und Getriebe zu einem Massenanstieg beim Wechselrichter, Gleichrichter, Generator und der Batterie, da diese für eine größere Leistung bei sinkendem Wirkungsgrad ausgelegt werden müssen. Durch diese Kaskadeneffekte sinkt die Gesamtantriebsmasse, siehe Abbildung 4.18, bei einer Motorentwurfsdrehzahländerung von 1500 – 6000 1/min um ungefähr 400 kg.

Dies entspricht einer auf die Gewichtsreduktion zurückzuführenden Missionsenergiesparnis von $\Delta E_{\text{rel,Masse}} = 1,3 \%$. Die Parameter $\Delta E_{\text{rel,Gesamt}}$, $\Delta E_{\text{rel,Masse}}$, $\Delta E_{\text{rel,PSFC}}$ und $\Delta E_{\text{rel,Widerstand}}$ werden mithilfe der Austauschfaktoren berechnet. Diese beschreiben den Einfluss einer Antriebsänderung auf das Flugzeug und geben die zusätzliche oder reduzierte Missionsenergie relativ zu der Referenzmissionsenergie der Austauschfaktoren an (siehe Abbildung 4.18, Tabelle 2.3). Die längere Gondel hat demgegenüber einen Einfluss auf den Widerstand des Antriebes und ist am stärksten von der Getriebelänge abhängig. Durch den steigenden Gondelwiderstand erhöht sich die Missionsenergie um $\Delta E_{\text{rel,Widerstand}} = 0,14 \%$, siehe Abbildung 4.18. Im Ergebnis kann daher mit dem Einbau eines Getriebes eine Reduktion der Missionsenergie von maximal 0,6 % erreicht werden, siehe Abbildung 4.19. Ein zweistufiges Getriebe hat aufgrund seiner Baulänge einen größeren Nachteil in Bezug auf den Gondelwiderstand. Dies ist in Abbildung 4.18 durch den Anstieg des Delta-Energie-Faktors für den Widerstand von bis zu 1 % zu erkennen. Der Missionsenergieverbrauch ist bei einem zweistufigen Getriebe mindestens 1,5 % größer, weshalb die Verwendung eines solchen nicht in Frage kommt. Gegen den Einbau eines einstufigen Getriebes sprechen:

- die gesteigerte Komplexität der Antriebskette
- die Erhöhung der Ausfallwahrscheinlichkeit für diesen Antriebsstrang durch den Einbau einer weiteren Komponente
- die steigenden Produktionskosten um 4,6 % bei einer Erhöhung der Drehzahl von 1500 auf 5500 [1/min]
- die längere Gondel und die damit verbundene Installation am Flügel.

Aus diesen Gründen wird sich für die Wahl eines getriebelosen Antriebes entschieden. Dieser beinhaltet einen Motor mit einer Auslegungsdrehzahl von 1500 1/min, welcher den Propeller direkt antreibt.

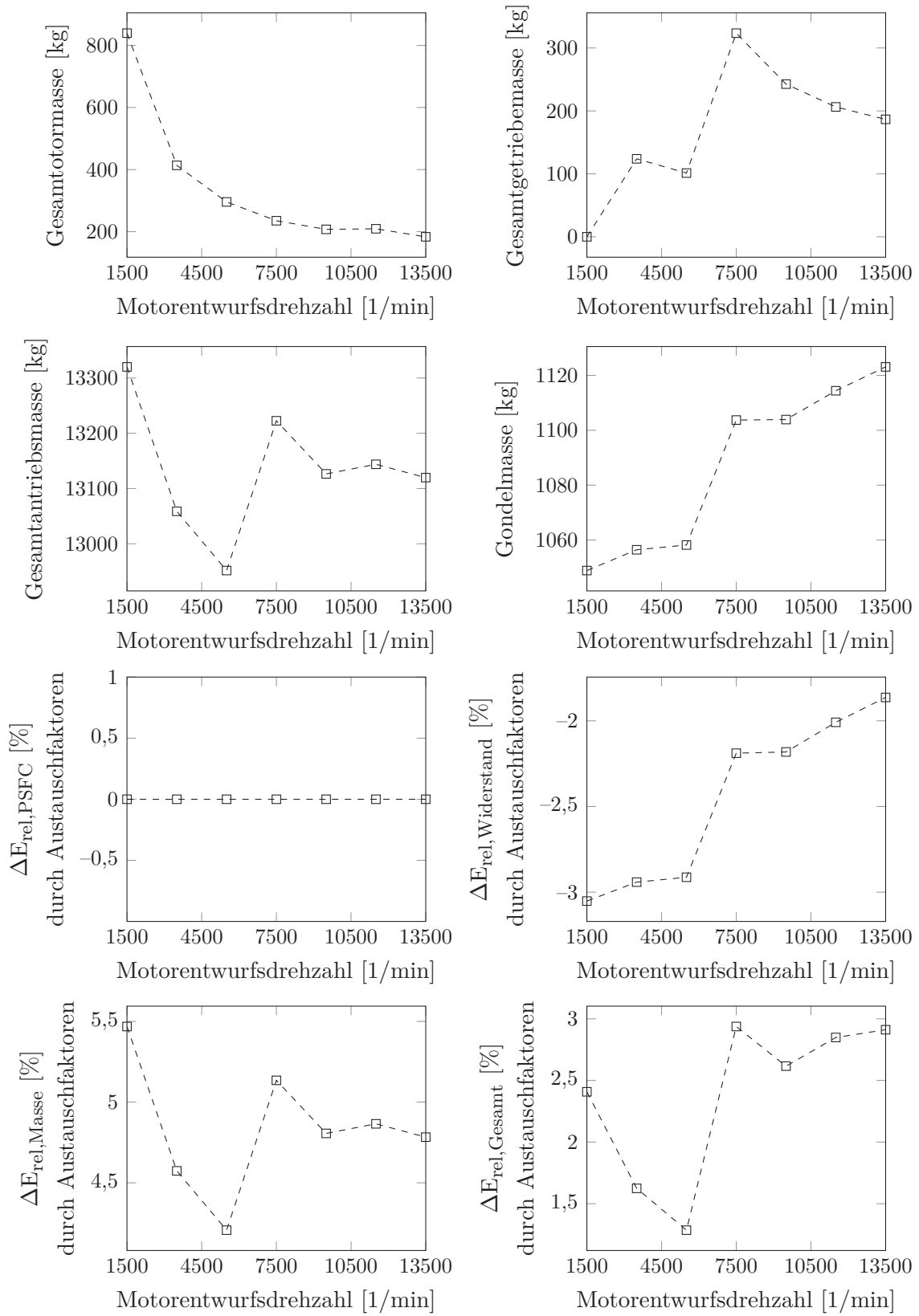


Abbildung 4.18.: Darstellung der Motor-, Getriebe-, Gondel- sowie Gesamtantriebsmasse und des Delta-Blockenergie-Einflusses aufgrund einer Massen-, Widerstand- sowie PSFC-Änderung in Abhängigkeit der Entwurfsdrehzahl des Motors

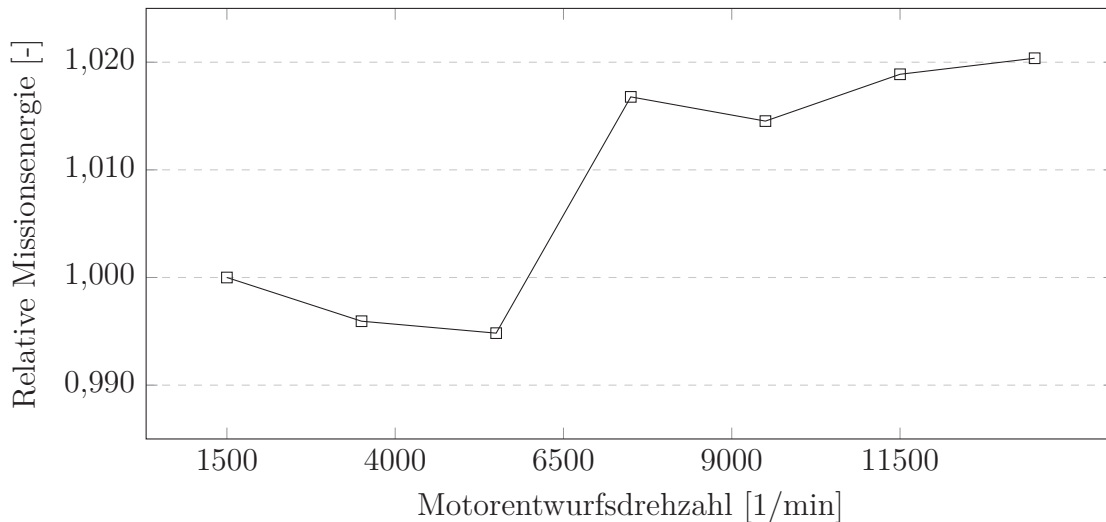


Abbildung 4.19.: Relative Missionsenergie in Abhängigkeit der Auslegungsdrehzahl des Elektromotors

4.7 Gasturbine

Die Gasturbine ist einer der beiden Energielieferanten des seriell-hybriden Antriebes. Damit steht die Gasturbine am Anfang der Leistungskette des Antriebes und interagiert dadurch nur direkt über die mechanische Wellenanbindung mit dem Generator. Die Leistung, die die Gasturbine bereitstellen muss, ist abhängig von der Wirkungsgradkette der Komponenten, die mit der Gasturbine verbunden sind. Die Auslegung der Gasturbine ist dabei abhängig von den Randbedingungen der Flugmission, für die der Antrieb ausgelegt wird. Der vorgegebene Schubbedarf der Flugmission definiert zusammen mit der Batteriebetriebsstrategie die Größe der Gasturbine. In Kapitel 4.7.2 ist die Methode beschrieben, mit der die Größe der Gasturbine abhängig von der zusätzlichen Leistungszugabe durch Batterien bestimmt werden kann. Es folgen die Auslegungsergebnisse der Gasturbine in Kapitel 4.7.3.

4.7.1 Technologieniveau der Gasturbine

In einem Hybridantrieb ist die Gasturbine nicht zwangsweise über die ganze Flugmission in Betrieb. Dadurch ist der Einfluss der Gasturbine auf die Gesamtmissionsenergie, abhängig von dem Hybridisierungsgrad, geringer als bei einem Hybridisierungsgrad von 0. Aus dieser Überlegung heraus stellt sich die Frage, ob eine Gasturbine mit geringeren Herstell- und Instandhaltungskosten sowie einem geringeren PSFC insgesamt geringere Lebenswegkosten hat als eine sehr effiziente State-of-the-Art-Gasturbine mit höheren Herstellungs- und Instandhaltungskosten. Als weitere zu betrachtende Parameter sind die Kosten des Brennstoffes zu berücksichtigen, da der Verbrauch durch den Gesamtwirkungsgrad der Gasturbine bestimmt wird. Bei einem großen Einfluss der Brennstoffkosten auf

die Lebenswegkosten ist eine effizientere Gasturbine zu bevorzugen. Um die Energiekosten bewerten zu können, werden nachfolgend die Kosten für den Brennstoff und den Strom festgelegt.

Stromkosten

Die Stromkosten sind über die vergangenen Jahre nicht konstant geblieben [11]. Eine genaue Vorhersage künftiger Strompreise ist von der Zusammensetzung und Entwicklung der einzelnen Technologien zur Stromerzeugung abhängig. Ein zusätzlicher Faktor sind Steuern und Abgaben, welche abhängig von der jeweiligen politischen Lage sind und daher einer gewissen Unschärfe in der Vorhersage unterliegen. Die Abgaben sind dem Preis und nicht den Herstellungskosten der Energie zuzuordnen.

Eine Metrik, mit der die Kosten der Stromerzeugung bewertet werden, sind die Gesteungskosten. Im Englischen werden diese als Levelized Costs of Electricity (LCOE) bezeichnet. Diese sind definiert als das Verhältnis der Fertigung der Anlage zu dem Stromertrag der Anlage über die gesamte Lebensdauer (Formel 4.2). Diese Metrik wird verwendet, um verschiedene Stromerzeugungsquellen vergleichbar zu machen. [14]

$$\frac{\text{Baukosten} + \text{jährlicher Betrieb}}{\text{Stromerzeugungsmenge über die gesamte Lebensdauer}} [\$/\text{MWh}] \quad (4.2)$$

Die Gesteungskosten für verschiedene Technologien für die Jahre 2021 und 2035 sind in Tabelle 4.6 aufgelistet. Die Kosten sind entnommen aus [45] für die erneuerbaren Technologien und aus [38] für die konventionellen Technologien (Kohle und Gas) auf dem amerikanischen Markt. Zu erkennen ist, dass erneuerbare Technologien wie z.B. Windkraft oder Photovoltaik im Vergleich zu Kohle, Kernkraft oder Gas geringe Gesteungskosten aufweisen. Um die Energiekosten für das Jahr 2035 abschätzen zu können, werden die Stromkosten anhand einer neuen Verteilung der Anteile der Technologien zur Stromerzeugung und sich darauf ergebenden LCOE berechnet. Die Kosten werden für das Jahr 2035 bestimmt, da angenommen wird, dass die Produktionsanlagen im Jahr 2035 gebaut werden und über die Lebensdauer des Flugzeuges den Strom erzeugen.

Zunächst wird eine neue Verteilung der verschiedenen Technologien für das Jahr 2035 aufgestellt (Tabelle 4.7). Diese Verteilung basiert auf dem technologisch-ökologischen Potential für erneuerbare Energien nach einer Schätzung von [34]. Die aktuelle Verteilung der stromerzeugenden Technologien für das Jahr 2023 ist nach [11] aufgezeigt. Bei diesem Szenario sind keine konventionellen Technologien mit hohen Gesteungskosten vertreten, welches zu geringen Herstellungskosten des Stromes führt. Die Anteile der erneuerbaren Technologien in Tabelle 4.7 sind so gewählt, dass 100 % des Stromes durch erneuerbare Technologien erzeugt werden. Der Strommix ist so gewählt, dass er einen zukünftigen Zustand unter der Annahme abbildet, dass sich der Strommix kontinuierlich zu höheren Anteilen erneuerbarer Energie entwickelt und das Flugzeug in diesem Zeitraum operiert

Tabelle 4.6.: Gestehungskosten für das Jahr 2021 und 2035, Daten als Mittelwerte entnommen aus [45] und für Kohle und Gas aus [38]

Technologie	LCOE 2021 [\$/MWh]	LCOE 2035 [\$/MWh]
Windkraft an Land	37	21
Windkraft im Meer	86	57
Photovoltaik	92	59
Geothermie	74	55
Wasserkraft	173	134
Kohle	109	-
Gas (Spitzenlast)	174	-
Biokraft	158	139
Kernkraft	88	-

wird. Motivation für die Anwendung hybrider Antriebe ist deren Umweltfreundlichkeit, wofür die Verwendung von 100 % erneuerbarer Energien wiederum essenziell ist. Mit den Gestehungskosten aus Tabelle 4.6 und der Verteilung der Technologien (Tabelle 4.7) ergeben sich Stromkosten von 0,05 \$ pro kWh. Da die erneuerbaren Energien nicht vollständig unmittelbar am Flughafen erzeugt werden, wird auf die Stromkosten ein Netzentgelt von 0,033 €/kWh [11] aufgeschlagen. Mit einem Umrechnungskurs von 1,08 \$/€ [10] ergibt sich aus diesen beiden Kostenanteilen Stromkosten von 0,0793 €/kWh.

Tabelle 4.7.: Anteile der Technologien am Gesamtstromverbrauch für das Jahr 2023 und 2050 für Deutschland, Daten entnommen aus [34] und [11]

Technologie	Anteile 2021 [%]	Anteile 2050 [%]
Windkraft onshore	17	25,5
Windkraft offshore	2	25,5
Photovoltaik	21	35,2
Geothermie	-	7,1
Wasserkraft	3	3,4
Kohle	31	0
Gas	16	0
Biokraft	3	3,3
Kernkraft	6	0

Brennstoffkosten

Damit die Umweltziele der Luftfahrt erreicht werden können, ist es unabdingbar, Gas-

turbinen mit künstlich hergestelltem synthetischen Brennstoff zu betreiben [18]. Die Kerosinkosten sind durch die voranschreitende Regulierung bereits heute an den Kauf von Ausgleichszertifikaten für CO₂ gebunden. In Abbildung 4.20 ist der Brennstoffpreis für drei verschiedene Herstellungsarten von künstlichen Brennstoff sowie von fossilem Kerosin aufgezeigt:

- Hydroprocessed Esters and Fatty Acids (HEFA)
- Advanced Biomass to Liquids (ABtL)
- Power to Liquid (PtL)

Für die Kerosinkosten ist ein Szenario dargestellt. Es beinhaltet die fossilen Kerosinkosten inklusive der Kosten für die CO₂ Zertifikate. Nach [74] wird nachhaltiger Brennstoff bis mindestens 2050 günstiger sein als Kerosin inklusive der Beaufschlagung von CO₂ Zertifikaten. Ohne die Beaufschlagung von CO₂ Zertifikaten wird nach [74] fossiler Brennstoff günstiger sein als nachhaltig hergestellter Brennstoff. Nach [74] sind Kostenreduktionen bei z.B. PtL durch einen sinkenden Strompreis und durch Skaleneffekte in der Herstellung zu erwarten. Um vergleichbar mit den Annahmen für die Stromerzeugung zu sein, wird mit Brennstoffkostenvorhersagen für das Jahr 2035 gerechnet und nur 100 % nachhaltiger Brennstoff berücksichtigt. Nach [74] kann die HEFA-Produktion einen maximalen Anteil von 15 % und ABtL einen maximalen Anteil von 30 % erreichen.

Mit diesem maximalen Anteil ergeben sich Kosten von 1918,6 \$ pro Tonne = $1427 \$ \cdot 15 \% + 1656 \$ \cdot 30 \% + 2196 \$ \cdot 55 \% = 1776,5 \text{ € pro Tonne}$.

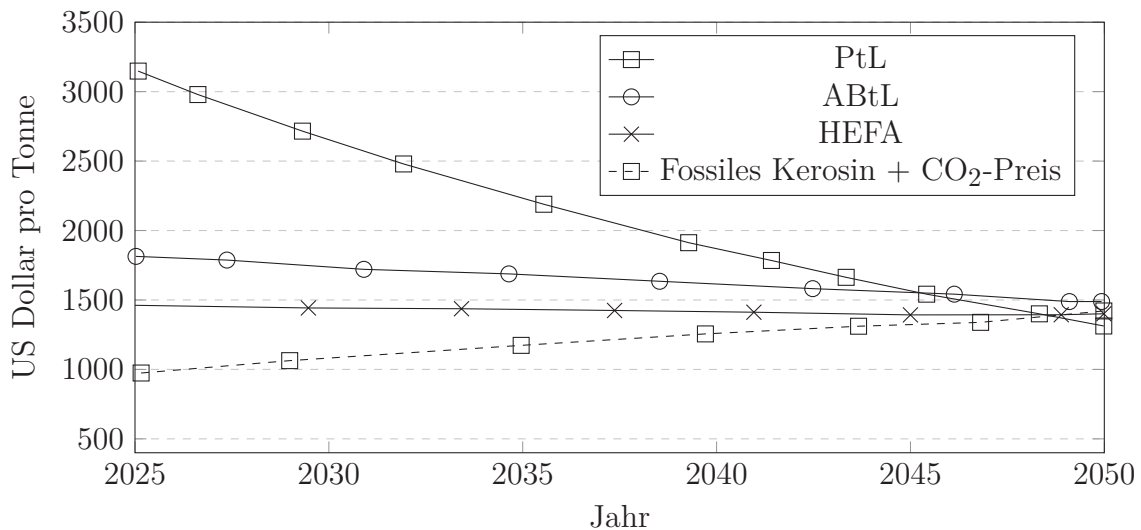


Abbildung 4.20.: Kostenwicklung von Kerosin und nachhaltigen Brennstoffen, basiert auf [74]

Betriebskosten des Hybridantriebes

Im Folgenden werden die direkten Betriebskosten des Hybridantriebs ausgewertet. Dazu werden die Produktionskosten der Gasturbine den Lebenswegkosten gegenübergestellt.

Die Lebenswegkosten definieren sich im Folgenden als Summe der Betriebskosten und der Produktionskosten. Die Betriebskosten und Produktionskosten sind nach den in [2] beschriebenen Methoden berechnet. Die direkten Betriebskosten des Hybridantriebes setzen sich wie folgt zusammen und werden in €/h angegeben:

- Instandhaltungskosten der Gasturbine
- Instandhaltungskosten der elektrischen Komponenten
- Kosten für die benötigte Energie in Form von Brennstoff und Elektrizität

Die Instandhaltungskosten beinhalten neben den Kosten der Instandhaltung der Komponente auch den Ersatz der Komponente nach deren Lebenszeitende. Der Anteil der Energiekosten an den Lebenswegkosten des Hybridantriebes beträgt 55 % und stellt damit deren größten Anteil da (siehe Abbildung 4.21). Der Anteil der Brennstoffkosten an den Energiekosten beträgt 78 %. Die Instandhaltungskosten der Gasturbine betragen 10 % und die Instandhaltungskosten der elektrischen Komponenten 35 % der gesamten Betriebskosten. Daraus folgt, dass eine Reduktion der Energiekosten und im speziellen der Brennstoffkosten die Betriebskosten des Antriebes am stärksten beeinflusst.

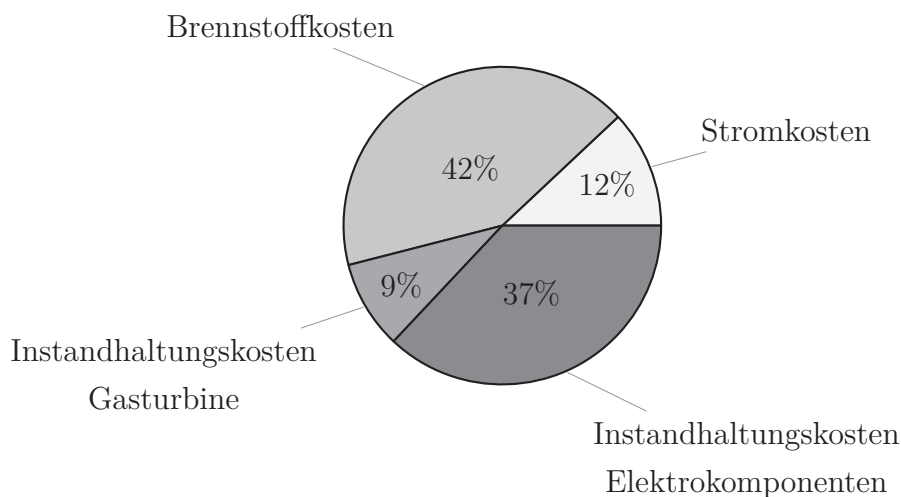


Abbildung 4.21.: Anteile der relativen direkten Betriebskosten des hybriden Gesamtantriebes bei einem Hybridisierungsgrad von 35 %

Die Produktionskosten des Antriebes machen gemäß Abbildung 4.22 nur einen kleinen Anteil der über die gesamte Lebenszeit auftretenden Kosten aus.

Bei dem Vergleich der Kosten wird für die Betriebskosten eine Lebensdauer des Gesamtantriebes von 30 Jahren mit jeweils sechs Flügen pro Tag [31] bei 365 Tagen im Jahr angenommen. Die Produktionskosten sind mit 2,2 % ein kleiner Anteil der über die gesamte Lebenszeit auftretenden Lebenswegkosten. Da die Energiekosten und im speziellen die Kosten für den nachhaltigen Brennstoff einen Großteil der Kosten ausmachen, ist deren Einfluss auf die Lebenswegkosten größer als die der Instandhaltungskosten der Gasturbi-

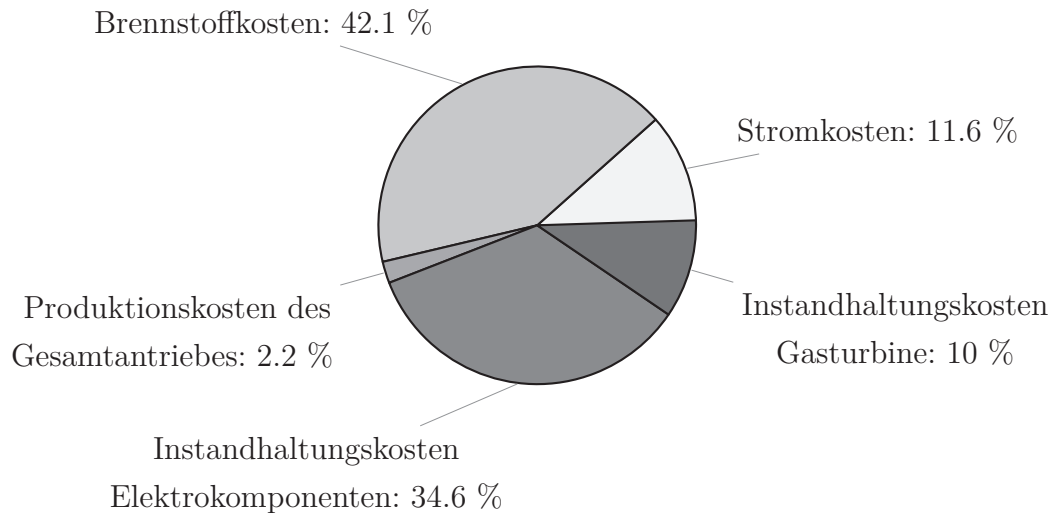


Abbildung 4.22.: Relative Anteile der Lebenswegkosten des hybriden Gesamtantriebes bestehend aus den Betriebskosten über die gesamte Lebensdauer sowie die Produktionskosten des Gesamtantriebes

ne. diesem Hintergrund wird die Gasturbine als eine effiziente State-of-the-Art-Gasturbine ausgelegt und nicht als eine nach möglichst geringen Herstellungskosten optimierte Gasturbine. Ein weiteres Argument für eine State-of-the-Art-Gasturbine ist der durch einen höheren Wirkungsgrad erzielte geringere Klimaeffekt.

4.7.2 Dimensionierung der Gasturbine

Die Auslegung einer Gasturbine wird von verschiedenen Betriebspunkten beeinflusst. Maximale bzw. limitierende mechanische und aerodynamische Drehzahlen sowie maximale Temperaturen und Machzahlen treten bei verschiedenen Triebwerksarten in unterschiedlichen Betriebspunkten auf. Da alle Betriebspunkte einen Einfluss auf die Auslegung haben, müssen mehrere Betriebspunkte in einer Multibetriebspunktauslegung berücksichtigt werden.

Die geometrische Auslegung einer Gasturbine geschieht im Entwurf, der nicht zwingend identisch mit einem Betriebspunkt bei Teillastbetrieb sein muss. Da die dimensionierenden Betriebspunkte zu Beginn der Auslegung nicht bekannt sind, wird ein fiktiver Entwurfsunkt eingeführt, welcher unter den Umgebungsbedingungen des MCL gerechnet wird. Ziel der Multibetriebspunktauslegung ist es, den Antrieb im fiktiven Entwurfsunkt so auszulegen, dass Anforderungen aller Betriebspunkte in der Auslegung Berücksichtigung finden.

Die Größe der Gasturbine wird von dem korrigierten Entwurfseintrittsmassenstrom $\dot{W}_{c2,des}$ bestimmt. Dieser ist abhängig vom Kreisprozess der Gasturbine und den darin definierten Parametern, dem Entwurfsdüsendruckverhältnis $PR_{89,des}$, dem Verdichtergesamtdruck-

verhältnis sowie der Brennkammeraustrittstemperatur T_{t4} . Zusammen mit der geforderten Leistung lässt sich so der Entwurfseintrittsmassenstrom bestimmen.

Aufgrund einer variablen Leistungszugabe der Batterie in allen Betriebspunkten ist die Leistungsanforderung der Gasturbine über eine Flugmission nicht zwingend dieselbe, wie in einem konventionellem Gasturbinenantrieb wie z.B. einem Turboprop. Im Nachfolgenden wird in diesem Kapitel der Auslegungsprozess nach [59] beschrieben, welcher die Größe der Gasturbine bestimmt und alle Missionsbetriebspunkte berücksichtigt.

Im Entwurfspunkt werden mit Hilfe von vorgegebenen Machzahlen in den Kanalquerschnitten und einem zugehörigem Massenstrom die Querschnittsflächen berechnet. Der MCL ist der Betriebspunkt einer kommerziellen Flugmission, in dem die höchsten korrigierten Massenströmen $W_{c,2}$ auftreten (siehe Tabelle 4.8). Folglich liegt der MCL- Betriebspunkt nahe an der Schluckgrenze des Verdichterkennfeldes, welche den maximalen korrigierten Durchsatz durch den Verdichter definiert. Aus diesem Grund werden im fiktiven Entwurfspunkt die maximalen Strömungsmachzahlen vorgegeben, aus denen die Kanalquerschnittsflächen resultieren.

Tabelle 4.8.: Charakterisierende Parameter des fiktiven Entwurfspunktes im Vergleich zum MCL- Betriebspunkt einer Turboprop-Gasturbine

Parameter	MCL Turboprop	fiktiver Entwurfspunkt
korrigierter Massenstrom $W_{c2,des}$	maximal	maximal
Brennkammeraustrittstemperatur T_{t4}	maximal	maximal
Kanalquerschnittsmachzahlen	maximal	maximal

Da im Betriebspunkt MCL in einem hybriden Antrieb auch Batterieleistung hinzugegeben werden kann (abhängig von der Batteriebetriebsstrategie), wird nicht mehr zwingend, wie im konventionellen Turboprop, der maximale korrigierte Massenstrom im MCL auftreten. Da durch den zusätzlichen Freiheitsgrad, der zugegebenen Batterieleistung, dieser Entwurfsmassenstrom beeinflusst werden kann, wird der Entwurfspunkt als ein fiktiver Entwurfspunkt definiert. Dieser ist:

- entkoppelt von jedem Betriebspunkt
- mit MCL Umgebungsbedingungen gerechnet
- definiert durch direkt vorgegebene maximale Machzahlen.

Zusätzlich zu den Machzahlen wird die Brennkammeraustrittstemperatur T_{t4} im fiktiven Entwurfspunkt vorgegeben und ist hier, analog zum Turboprop, über alle Betriebspunkte maximal. Zusätzlich wird im fiktiven Entwurfspunkt das maximale Düsendruckverhältnis $PR_{89,des}$ vorgegeben.

Der korrigierte Eintrittsmassenstrom $W_{c2,des}$ ist so zu wählen, dass im fiktiven Entwurfspunkt der maximale Eintrittsmassenstrom W_{c2} auftritt. Das Düsendruckverhältnis $PR_{89,des}$ wird durch Anpassung der freien Nutzturbinenleistung erreicht. Die freie Nutzturbine ist mechanisch an den Generator gekoppelt. Da der Generator für die maximale Leistung dimensioniert ist, tritt im fiktiven Entwurfspunkt eine Leistungsdifferenz zwischen der Entwurfsleistung der freien Nutzturbine und der Entwurfsleistung des Generators auf. Das Leistungsgleichgewicht wird im Entwurfspunkt durch eine künstliche Entnahme bzw. Zugabe von Wellenleistung an der Generatorwelle sichergestellt. Zu Beginn der Auslegung ist die Leistungsvorgabe im fiktiven Entwurfspunkt entweder nach Erfahrungswerten oder durch die Vorgabe der Randbedingungen des Betriebspunktes MCL zu tätigen. Durch den iterativen Auslegungsprozess wird der fiktive Entwurfspunkt so eingestellt, dass dieser die dimensionierenden Bedingungen sieht.

4.7.3 Auslegung

Der erste Schritt bei der Auslegung der Gasturbine ist es, den Kreisprozess festzulegen. Am Einlauf der Gasturbine bilden die Umgebungsbedingungen des Betriebspunktes die Randbedingungen bzw. die Vorgabe. Die Definition der Umgebungsbedingungen setzt sich aus der Flugmachzahl und der Δ ISA Bedingung zusammen. Daraus lassen sich die Temperaturen sowie der Eintrittsdruck am Einlauf der Gasturbine ermitteln.

Die Gasturbine wird für die Umgebungsbedingungen Δ ISA +10 K im MCL ausgelegt. Dies ist nötig, um höhere Umgebungstemperaturen als die der ISA Standardatmosphäre im Auslegungsprozess zu berücksichtigen, da eine höhere Umgebungstemperatur im Entwurfspunkt zu einer geringeren umsetzbaren Arbeit bei konstanter Brennkammeraustrittstemperatur und Komponentenwirkungsgraden im Kreisprozess führt. Aufgrund der geringeren umgesetzten Arbeit ist ein höherer Entwurfsmassenstrom nötig um eine konstante Leistung zu ermöglichen. Der Startfall (take-off) des Flugzeuges wird bei der Referenzmission wie bereits dargestellt mit Batterieenergie durchgeführt.

Folgende Randbedingungen gelten für die Auslegung der State-of-the-Art-Gasturbine:

- Leistungsbereitstellung im Steigflug bei ISA +10
- Leistungsbereitstellung im Reiseflug bei ISA +0
- Leistungsbereitstellung beim Start bei ISA +30

Mit den in Kapitel 3.6 beschriebenen Methoden wird der Kreisprozess sowie aerodynamische Größen berechnet. Ziel der nachfolgenden Studie ist es, durch die Variierung der beiden Kreisprozessparameter Gesamtdruckverhältnis und Brennkammeraustrittstemperatur T_{t4} die optimale Kombination dieser beiden Parametern zu evaluieren. Die Ziel-

funktion der Optimierung ist für die Gasturbine dieselbe wie für den Gesamtantrieb: der Gesamtenergieverbrauch.

Tabelle 4.9.: Größe des untersuchten Bereiches für die Auslegung der Gasturbine im hybriden Antrieb

Parameter	Größe des untersuchten Bereiches
OPR	10 [-]
T_{t4}	200 K

Die Ergebnisse der Studie sind in [Abbildung 4.23](#) dargestellt. Grundsätzlich ist in der Abbildung ein Trend zu geringeren Blockenergien für die 400 nm Mission für hohe Brennkammeraustrittstemperaturen sowie für hohe Drücke zu erkennen. Dies ist auf die Erhöhung der umgesetzten Arbeit zurückzuführen. In der realen Anwendung wird der Kreisprozess durch Randbedingungen eingeschränkt, welche zu einer Limitierung des maximal erreichbaren Blockenergievorteils führt. Eine dieser Randbedingungen ist das Ziel, die Niederdruckturbine aufgrund ansonsten zu erwartender höherer Kosten und einer steigenden Komplexität ungekühlt auszulegen, wobei die erhöhten Kosten primär aufgrund der komplizierteren Bauweise der Schaufelblätter zu erwarten wären. Eine ungekühlte LPT wird durch die Limitierung der Brennkammeraustrittstemperatur im heißesten Betriebspunkt und ein limitiertes OPR erreicht. Die sich ergebende Grenze ist in [Abbildung 4.23](#) gekennzeichnet und schränkt den Lösungsraum auf den Bereich oberhalb dieser Markierung ein. Bei einem konstanten T_{t4} wird die Temperatur am Eintritt der LPT durch die Hochdruckturbine sowie die Mitteldruckturbine reduziert. Bei einem größeren vorgegebenen OPR erzeugen die Verdichter, durch den Einsatz von mehr Leistung, einen höheren Druck. Die benötigte Leistung wird von den Turbinen durch ein ansteigendes Turbinendruckverhältnis und damit einhergehend durch ein größeres Δh und einer größeren Temperaturdifferenz erreicht. Aus diesem Grund ist das Temperaturlimit in [Abbildung 4.23](#) nicht bei einem konstanten T_{t4} , sondern auch abhängig von dem OPR.

Die Wahl des OPR und T_{t4} ist so gewählt, dass die Instandhaltungskosten der ausgelegten Gasturbine und der relative Kühlluftbedarf der Hochdruckturbine (nach [Abbildung 3.19](#)) einen festgelegten Wert nicht überschreiten sowie eine ungekühlte LPT umgesetzt werden kann.

In [Abbildung 4.24](#) ist die Querschnittszeichnung der ausgelegten State-of-the-Art-Gasturbine dargestellt. Aus der zuvor beschriebenen Parameterstudie ergeben sich mit der Vorgabe des mittleren Druckverhältnisses ein fünfstufiger Niederdruckverdichter, ein sechsstufiger Hochdruckverdichter sowie eine einstufige Hochdruck- und Mitteldruckturbine. Die Wahl der einstufigen Turbinen ist aufgrund der Vorgabe eine maximalen spezifischen Arbeit $\frac{\Delta H}{T_t}$ getroffen worden. Der maximale Wert von $\frac{\Delta H}{T_t} = 330 \frac{\text{J}}{\text{kgK}}$ [58] ist bei der Hochdruckturbine und der Mitteldruckturbine nicht überschritten und daher sind beide einstufig

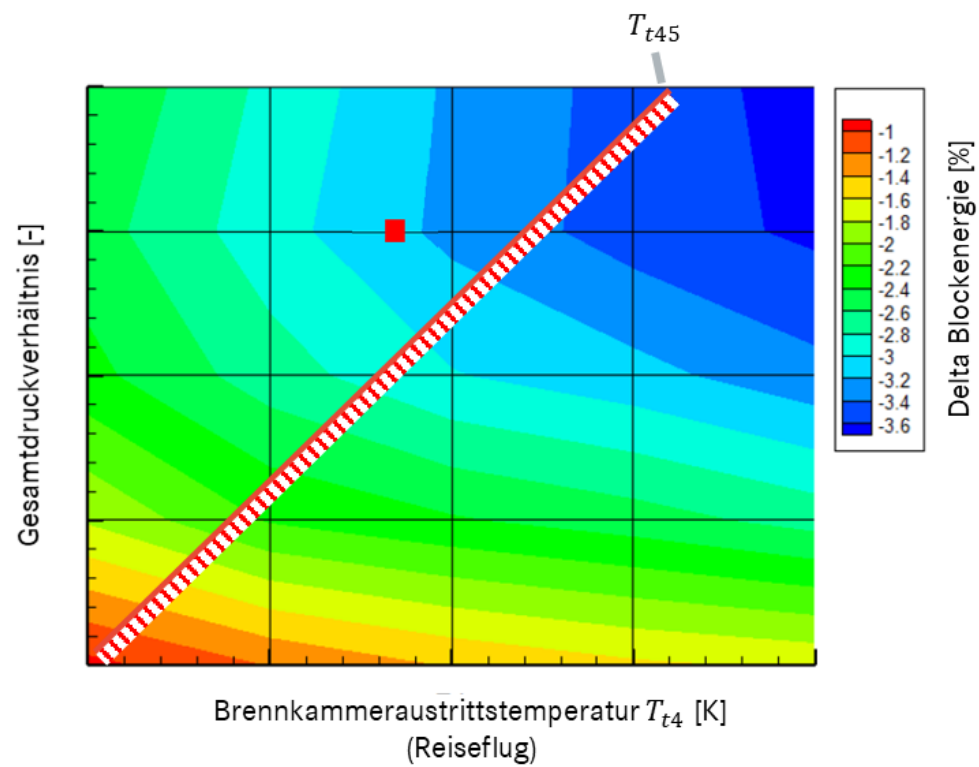


Abbildung 4.23.: Ergebnis der Gasturbinenauslegung in Abhängigkeit des Gesamtdruckverhältnisses sowie der Brennkammeraustrittstemperatur im Hinblick auf den relativen Gesamtenergieverbrauch, modifiziert nach [43]

ausgelegt. Die Niederdruckturbine ist als ungekühlte Turbine mit drei Stufen ausgelegt. Die Stufenanzahl ist nach [58] aus Erfahrungswerten der Stufenbelastung abhängig von dessen Gesamtdruckverhältnis gewählt.

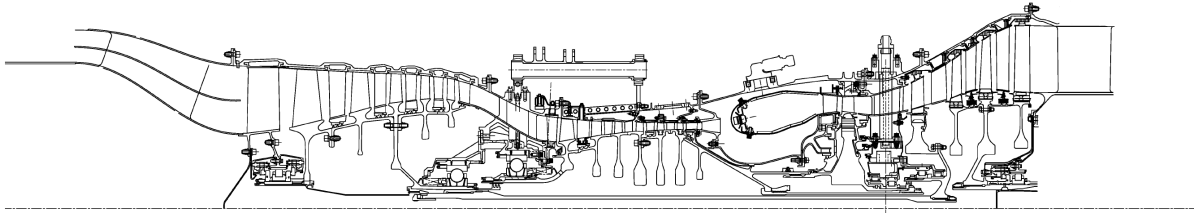


Abbildung 4.24.: Querschnittszeichnung der ausgelegten Gasturbine [42]

4.8 Thermalsystem

Die grundlegendende Rechentechnik sowie die Regeln für die Auslegung des Thermalsystems sind in Kapitel 3.7 beschrieben. Im Folgenden wird auf die Anwendung dieser Regeln und die Auslegung des Thermalsystems für den Hybridantrieb eingegangen.

Das Wärmetauschersystem wird dafür ausgelegt, in jedem Betriebspunkt die Abwärme der Elektrokomponenten abzuführen. Dabei führt jeder Betriebspunkt zu anderen Randbedingungen für den Wärmetauscher. Dies sind unterschiedliche Flugmachzahlen sowie Umgebungstemperaturen, die einen Einfluss auf die Übertragungsfähigkeit eines Wärmetauschers haben. Bei niedrigen Umgebungstemperaturen ist die Temperaturdifferenz zwischen der Umgebungsluft und dem zu kühlenden Medium größer, als bei hohen Temperaturen, wobei die Umgebungstemperatur primär durch die Flughöhe beeinflusst wird. Bei einer größeren Temperaturdifferenz kann die Abwärme außerdem leichter abgeführt werden. Heißere Temperaturen als die Standard-ISA-Temperatur werden durch eine abweichende Vorgabe der Δ ISA-Bedingung berücksichtigt.

In Tabelle 4.10 sind die kritischen Betriebspunkte für die Auslegung des Wärmetauschers aufgelistet. Dies sind einerseits die Betriebspunkte mit einer hohen Wärmemenge bei hohen Außentemperaturen (MTO) und andererseits jene mit wenig Wärmeleistung bei niedrigen Temperaturen.

Zur Unterscheidung unterschiedlicher Umgebungstemperaturen werden die Betriebspunkte MCR1, MCR2, MCL1, MCL2, MTO1 und MTO2 eingeführt. In den jeweiligen Betriebspunkten wird für die gleiche Flugphase die gleiche Schubleistung des Flugzeuges unter unterschiedlichen Temperaturen gefordert (Unterschied zwischen Index 1 und 2). In den Betriebspunkten MTO1 und MTO2 ist es für den Wärmetauscher aufgrund der geringen Temperaturdifferenz zwischen Kühlmedium und Umgebungsluft am schwierigsten, die Wärme an die Umgebungsluft abzugeben. Die Umgebungstemperaturen des MTO1

werden aufgrund der durch den Betrieb der Batterie entstehenden hohen abzuführenden Wärmeleistung als Entwurfspunkt für den Wärmetauscher festgelegt. MTO2 weist eine geringe Temperaturdifferenz zwischen Kühlmedium und Umgebungsluft auf, da die Batterie eine maximale Betriebstemperatur von 328,15 K nicht überschreiten darf und die Umgebungstemperatur bereits 318,15 K beträgt.

Zum Abführen der Verlustwärme im Thermalsystem (siehe [Abbildung 4.25](#)) ist die Zu- und Abfuhr der Umgebungsluft nötig. Die Luft wird durch einen verschließbaren Einlauf über einen Verbindungskanal zum Wärmetauscher geleitet. In diesem wird die Abwärme der Luft hinzugefügt, weiter zum Lüfter gezogen und zuletzt durch eine Düse zurück in die Umgebung geleitet. In einer Vorstudie wurde die Position des Lüfters vor und hinter dem Wärmetauscher untersucht. Das Konzept eines Lüfters vor dem Wärmetauscher wurde anschließend verworfen, da die Temperaturerhöhung über den Lüfter ΔT im Startfall die Wärmeübertragungsfähigkeit des Wärmetauschers einschränkt. Bei einer Umgebungstemperatur bei MTO1 von 30 °C beträgt die Temperaturdifferenz zwischen der maximalen Batterietemperatur von 55 °C [1] und der Umgebungstemperatur nur 25 °C. Durch eine Verringerung dieser Temperaturdifferenz ist eine größere Übertragungsfläche des Wärmetauschers von Nöten. Dies führt zu größeren Massenströmen und Lüfterleistungen und dazu zu einem größeren Missionsenergieverbrauch.

Ein Lüfter hinter dem Wärmetauscher ermöglicht eine Regelung des Massenstromes und im Speziellen eine Erhöhung des Massenstromes bei niedrigen Flugmachzahlen. Durch die Erhöhung des Massenstroms bei niedrigen Flugmachzahlen kann ein kleinerer Wärmetauscher für diese Machzahlen verwendet werden. Zusätzlich kann der Fan durch eine Druckerhöhung die Druckverluste durch den Einlauf, die Verbindungskanäle, den Wärmetauscher sowie die Düse ausgleichen. [3]

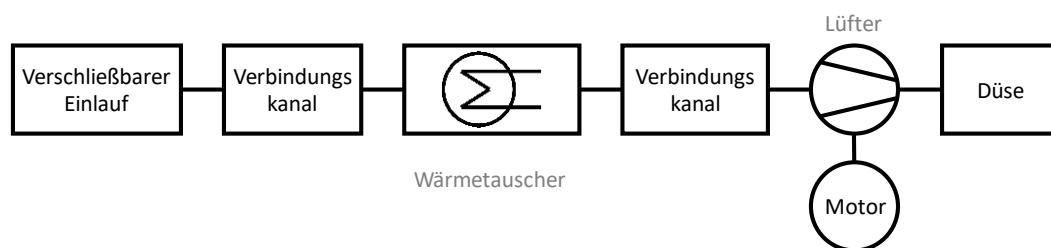


Abbildung 4.25.: Blockschaltbild der einzelnen Komponenten des Thermalsystems

Aufgrund der Ergebnisse des Vergleichs der Strömungsanordnungen in Kapitel 3.7 wird auf eine Kreuzgegenstrom-Konfiguration zurückgegriffen. Diese zeichnet sich durch eine hohe Effektivität sowie ein geringes Gewicht aus. Im Entwurfspunkt des Wärmetauschers wird eine Umgebungstemperatur von $\Delta ISA = +15$ K vorgegeben. Dies sichert die Operationsflexibilität, da der Start des Flugzeuges nicht immer unter $\Delta ISA = 0$ K Bedingungen durchgeführt wird. Die heißere Umgebungsluft führt zu einer geringen Übertragungsfähigkeit des Wärmetauschers. Aus diesem Grund ist der benötigte Luftmassenstrom im Be-

triebspunkt MTO1 der Höchste. Der Luftmassenstrom wird im Entwurfspunkt eingestellt und so groß gewählt, dass die Abwärme durch diesen vollständig abgeführt werden kann. Der korrigierte Entwurfsmassenstrom ist zudem mit der Vorgabe einer Kanalquerschnittsmachzahl für die Dimensionierung der Kanalquerschnitte von Bedeutung. Die Wahl der Entwurfsmachzahl am Eintritt des Wärmetauschers ist mithilfe von [Abbildung 3.20](#) gewählt. Die Machzahl wird so hoch wie möglich gewählt, um einen geringen Kanalquerschnitt und damit auch wenig Bauraum zu benötigen. Da mit steigender Machzahl die Effektivität weniger stark zunimmt und gleichzeitig höhere Druckverluste auftreten, ist die Machzahl so gewählt, dass die größtmögliche Effektivität bei möglichst geringen Druckverlusten erreicht werden kann, siehe [Abbildung 3.20](#). Dies ist bei der Machzahl 0,1 der Fall.

Tabelle 4.10.: Identifizierte kritische Betriebspunkte aus der Flugmission [5] für die Auslegung des Wärmetauschers

Betriebspunkt	Wärmeleistung	Umgebungstemperatur	Hyb _E
MTO1 ISA 15	392 kW	303.15 K	1
MTO2 ISA 30	285 kW	318.15 K	0
MCL1 ISA 10	230 kW	244.66 K	0
MCL2 ISA 0	230 kW	244.66 K	0
MCR1 ISA 0	171 kW	234.66 K	0
MCR2 ISA 0	211 kW	234.66 K	1

Nach Kapitel 3.7 stehen die Länge Len_2 des Wärmetauschers (Länge der Luftseite) und die auftretenden Druckverluste in Verbindung zueinander. Eine größere Länge Len_2 führt zu einem länger andauernden Durchströmen und zu einer größeren Wärmeübertragungsfläche des Wärmetauschers. Dies führt zu größeren Druckverlusten und zu einem größeren Potential, Wärme zu übertragen, als bei einer kurzen Durchströmung. Durch das länger andauernde Durchströmen kann die gleiche Wärmemenge bei einem geringeren Luftmassenstrom übertragen werden.

Im Nachfolgenden wird eine Parameterstudie erläutert, welche die Auswirkungen eines variierenden Druckverlustes auf Luftseite evaluiert. Dazu wurden die Druckverluste der Luftseite des Wärmetauschers im Entwurfspunkt wie in [Tabelle 4.11](#) von 3 % - 7 % variiert. Die Ergebnisse der Parameterstudie beinhalten neben den Änderungen im Entwurfspunkt auch die Auswirkungen auf die gesamte Referenzmission und die sich daraus ergebenden Auswirkungen auf den Entwurfspunkt nach den in Kapitel 3.7 beschriebenen Auslegungsregeln.

Die Ergebnisse der Parameterstudie sind in [Abbildung 4.26](#) und [Abbildung 4.27](#) dargestellt und werden nachfolgend diskutiert. Der korrigierte Entwurfsluftmassenstrom sinkt

Tabelle 4.11.: Eingabeparameter für die Parameterstudie zur Untersuchung der Druckverluste der Luftseite des Wärmetauschers

Parameter	Werte
Entwurfsdruckverlust der Luftseite des Wärmetauschers	3 % - 7 %

bei steigenden Druckverlusten auf der Luftseite des Wärmetauschers. Bei einer Verdoppelung der Druckverluste von 3 % auf 6 % ist ein um 32 % geringerer Entwurfsmassenstrom nötig, um die resultierende Abwärmeleistung des Gesamtantriebes abzuführen. Dies ist an der Effektivität der Wärmeübertragung erkennbar, welche um 20 % ansteigt. Mit der Reduktion des Luftmassenstromes geht eine Verringerung der Lüfterleistung um 26 % von 3 % Druckverlust auf 6 % Druckverlust einher. Der größte Anteil der Leistungsreduktion (52 %) wird bereits bei der Änderung der Druckverluste von 3 % auf 4 % erreicht. Um die höheren Druckverluste auf der Luftseite auszugleichen steigt das Entwurfsdruckverhältnis des Lüfters. Dieser Einfluss ist im Gegensatz zu dem sinkenden Luftmassenstrom in Hinblick auf die Lüfterleistung im Entwurfspunkt gering. Das Druckverhältnis im Entwurfspunkt steigt bei einer Erhöhung der Druckverluste von 3 % auf 6 % nur von 1,30 [-] auf 1,34 [-].

Mit steigendem Druckverlust und dem einhergehenden sinkenden korrigierten Massenstrom ist der Kanal zur Luftzufuhr des Wärmetauschers mit einer kleineren Querschnittsfläche auszulegen. Der dadurch gewonnene Platz kann durch eine größere innenliegende Batterie 1 (siehe [Abbildung 4.7](#)) aufgefüllt werden. Dadurch steigt der Durchmesser der Batterie, während die Länge der Batterie sinkt. Die Gesamtlänge der Gondel wird dadurch reduziert und der Gondelwiderstand sinkt. Dieser Effekt ist durch den Delta-Energiefaktor für den Widerstand in [Abbildung 4.26](#) dargestellt und führt zu einer Reduktion der Missionsenergie um 0,4 % bei einer Änderung der Druckverluste von 3 % auf 6 %.

Mit der Vorgabe der Arbeitslinie im Kennfeld ergeben sich für die Betriebspunkte MCL und Maximaler Reiseflug (MCR) geringere Druckverhältnisse und Massenströme. Der limitierende Betriebspunkt für die Wahl des Lüfterdruckverhältnisses ist der Reiseflug. Das minimale Druckverhältnis von 1,05 wird hier erreicht. Das Druckverhältnis im Auslegungspunkt wird dabei so gewählt, dass ein Druckverhältnis von 1,05 in allen Betriebspunkten nicht unterschritten wird. Im MCR ist die abzuführende Wärmemenge geringer als bei Takeoff und die Effektivität aufgrund der hohen Temperaturdifferenz zwischen Kühlmedium und Umgebungstemperatur um bis zu 30 % höher. Dadurch sinkt der geforderte Luftmassenstrom im Reiseflug und es ergibt sich mit der vorgegebenen Betriebspunktlinie ein geringes Druckverhältnis des Lüfters.

Damit das Kühlmedium aufgrund dieser steigenden Effektivität des Wärmetauschers bei niedrigen Umgebungstemperaturen nicht einfriert, wird die Wärmemenge analog zu [3] auf

eine geringere Anzahl an Wärmetauschern aufgeteilt. Dies ermöglicht eine Wärmeübertragung bei hoher Effektivität und unterbindet gleichzeitig das Einfrieren des Kühlmediums. Außerdem wird die Gesamtleistung für den Betrieb der Lüfter reduziert. Im Reiseflug werden zwei von neun Wärmetauschern benötigt, um die Wärmemenge an die Umgebung abzugeben. Ein Lüfter benötigt im Reiseflug eine Leistung von 5 kW. Durch das geringe Lüfterdruckverhältnis können die Druckverluste des gesamten Thermalsystems nicht ausgeglichen werden, woraus ein negativer Nettoschub des Thermalsystems resultiert, der bei einem Druckverlust von 6 % pro aktiver Gondel 9 N im Reiseflug beträgt.

Aus diesen einzelnen Auswirkungen ergibt sich eine relative Missionsenergie auf Gesamtantriebsebene. Die relative Missionsenergie ist bei einem Druckverlust von 6 % am geringsten. Ab einem Druckverlust von 7 % ist der Missionsenergieverbrauch höher als bei 6 %. Das ist unter anderem auf eine höhere Gesamtantriebsmasse zurückzuführen. Diese erhöht sich durch ein steigendes Wärmetauschergewicht, welches bei einem Druckverlust von 6 % 46 % höher ist als bei einem Druckverlust von 3 %. Des Weiteren ist die Reduzierung des Widerstandes bei steigenden Druckverlusten geringer, wodurch das Potenzial, die Missionsenergie zu reduzieren, sinkt (siehe $\Delta E_{\text{rel, Widerstand}}$ in Abbildung 4.26). Aufgrund des geringsten Missionsenergieverbrauchs bei 6 % wird die Wärmetauscherlänge *Len 2* so gewählt, das auf der Luftseite des Wärmetauschers 6 % Druckverluste auftreten.

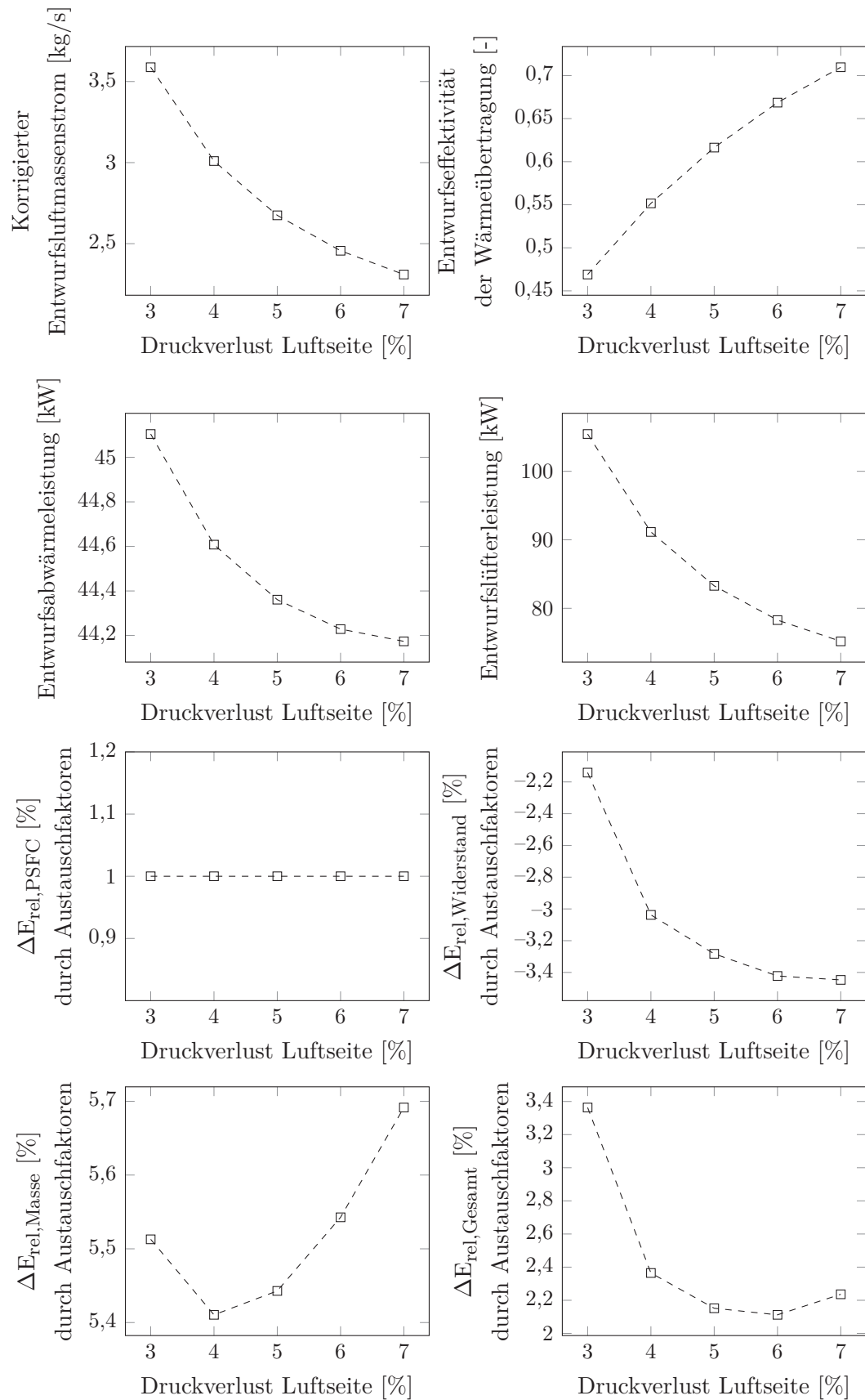


Abbildung 4.26.: Auslegungsergebnisse eines von neun identischen Wärmetauschern sowie den Ergebnissen der Delta-Energie-Analyse auf Gesamtantriebssebene

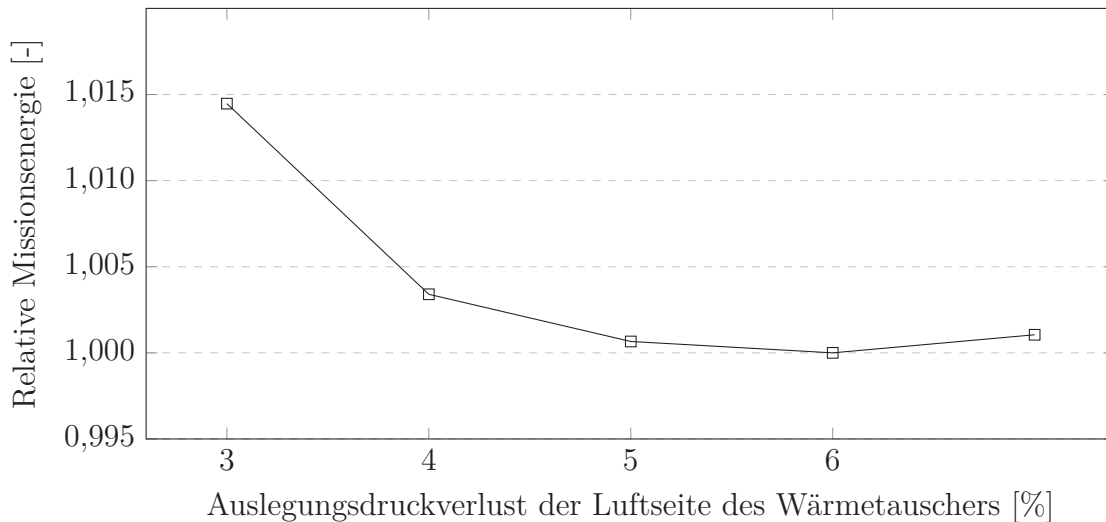


Abbildung 4.27.: Missionsenergie über den Entwurfsdruckverlusten auf der Luftseite des Wärmetauschers

4.9 Betriebsstrategie für die Batterie

In der Literatur, zum Beispiel in [28], wird unter anderem vorgeschlagen, die Gasturbine in einem Batterie-hybrid-Antrieb mit einer konstanten Ausgangsleistung zu betreiben, um nicht größere Leistungen beim Start (Tabelle 4.12) bereitstellen zu müssen. Durch eine kleinere und effizientere Gasturbine soll dabei der Gesamtwirkungsgrad gesteigert werden. Diese These wird im Nachfolgenden untersucht. Tabelle 4.12 zeigt die relativen bereitgestellten Wellenleistungen der Niederdruckturbine und die relativen korrigierten Eintrittsmassenströme W_{c2} in den relevanten Betriebspunkten.

Zu erkennen ist, dass die Gasturbine im MCL den größten korrigierten Massenstrom aufweist und daher in diesem Betriebspunkt die Kanalquerschnitte dimensioniert werden. Bei konstanten Auslegungsparametern führen größere Kanalquerschnitte bei einer Skalierung der Geometrie zu einem größeren Gesamtdurchmesser der Gasturbine und dadurch zu einem höheren Gewicht. Bei maximalem Start (MTO) ist die Leistung der Gasturbine um 18 % größer als im MCL, allerdings ist der korrigierte Massenstrom um 29 % geringer. Aus diesem Grund ist der Betriebspunkt Maximaler Start (MTO) für diese Gasturbine nicht dimensionierend für die Größe.

Die Gasturbine ist über eine Welle mit dem Generator verbunden. Dieser wird für das größte auftretende Drehmoment über die Flugmission dimensioniert. Bei einer konstanten Wellendrehzahl des Generators wird somit die Größe des Generators und des nachgeschalteten Gleichrichters durch eine höhere Gasturbinenleistung im MTO dimensioniert. Das zusätzliche Gewicht und der erforderliche Bauraum beeinflussen dabei den Gesamtenergieverbrauch über die Flugmission.

Im Folgenden wird eine Studie zur Hinzugabe von Batterieleistung in den Betriebspunkten MCL, MCR sowie MTO beschrieben. In dieser Studie wird der Hybridisierungsgrad in den Betriebspunkten variiert und die Auswirkungen auf den Gesamtantrieb werden evaluiert. Die Studie wird unter der Randbedingung durchgeführt, dass der Hybridisierungsgrad der Gesamtmission zwischen 30 % und 40 % liegt. Die Voruntersuchungen aus Kapitel 2.1 haben gezeigt, dass in diesem Bereich ein Energievorteil im Vergleich zum konventionellen Antrieb zu erwarten ist. Aus diesem Grund sind die Austauschfaktoren für diesen Bereich berechnet worden. Diese sind nahe der Referenz, für die sie gerechnet wurden, gültig. Die Austauschfaktoren sind für den Hybridisierungsgrad von 35 % gerechnet und weitere Stützstellen sind für 30 % und 40 % gegeben.

Tabelle 4.12.: Leistungen und korrigierte Massenströme der Gastrubine des Hybridantriebs über der Referenzflugmission

Betriebspunkt	rel. Nutzturbinenleistung	rel. W_{c2}	rel. T_{t4}
MCL ISA +15	1,00	1,00	1,00
MTO ISA +30	1,18	0,71	0,96
MCR ISA +00	0,80	0,91	0,89

Tabelle 4.12 zeigt die dimensionierenden Parameter der Größe der Gasturbine. Es ist zu erkennen, dass die relative Leistung der ausgelegten Gasturbine beim Start (take-off) bei ISA +30 K ihren Höchstpunkt erreicht und dabei 18 % höher ist, als im MCL bei ISA +15 K. Lediglich der Reiseflug bei ISA +0 K hat einen um 20 % geringeren Leistungsbedarf. Der für die Größe der Kanalquerschnitte dimensionierende korrigierte Eintrittsmassenstrom W_{c2} ist im MCL am größten, gefolgt von einem 9 % geringeren Massenstrom im MCR und einem um 29 % geringeren korrigierten Massenstrom beim Start. Der höchste Wert der Brennkammeraustrittstemperatur T_{t4} tritt im MCL auf, der zweithöchste im MTO ISA +30 K und der niedrigste im MCR ISA +0 K. Die Differenz von T_{t4} zu dem jeweiligen Wert in MCL spiegelt das Potenzial wieder, die Gasturbine in ihrer Größe zu verkleinern, da das T_{t4} auf den maximalen Wert im fiktiven Entwurfspunkt, welcher unter MCL ISA +10 K Bedingungen gerechnet ist, limitiert ist. Daraus ergeben sich zwei Strategien, um einen Missionsenergievorteil zu erhalten:

1. *Verkleinerung der Gasturbine:* Durch die Batteriezugabe in den dimensionierenden Betriebspunkten der Gasturbine kann diese kleiner ausgelegt werden, wodurch das Gewicht der Gasturbine sinkt.
2. *Hinzugabe von Batterieleistung in Teillastbetriebspunkten:* Die Gasturbine wird in manchen Betriebspunkten durch Batterieleistung unterstützt.

Verkleinerung der Gasturbine

Nach Tabelle 4.12 ist T_{t4} nur 4 % geringer im MTO ISA +30 K als im Betriebspunkt MCL

bei ISA +15 K. Eine Möglichkeit besteht darin, in diesen beiden Betriebspunkten Batterieleistung hinzuzugeben, damit die Gasturbine in ihrer Größe und damit im Gewicht abnimmt. Die Hinzugabe ist in beiden Betriebspunkten aufgrund ihrer ähnlichen Brennkammeraustrittstemperatur nötig. Das Potential dieser Anpassung ist in [Tabelle 4.13](#) dargestellt. Eine Reduktion der Auslegungsnutzturbinenleistung der Gasturbine um 20 % führt zu einer Verringerung der Gasturbinenmasse von 9 %. Diese Massendifferenz ist über die Austauschfaktoren in eine Missionsenergieersparnis von 0,28 % umrechenbar. Gleichzeitig steigt der PSFC der Gasturbine um 1,5 %.

Tabelle 4.13.: Einfluss einer Nutzturbinenleistungsanpassung auf den PSFC und die Masse der Gasturbine. Daten sind entnommen aus [43]

	rel. PSFC	rel. Masse
Referenz	1,000	1,00
Referenz -20 % Leistung	1,015	0,91
Referenz +20 % Leistung	0,990	1,09

Zusätzlich zu der isolierten Betrachtung der Gasturbine sind die Randbedingungen des Gesamtantriebes zu beachten. Der Betriebspunkt MTO ISA +30 K wird, entsprechend den Annahmen, ausschließlich mit der Gasturbine geflogen, da die Umgebungstemperatur zu hoch für die Kühlung der Batterie ist (siehe Kapitel 4.8). Diese Randbedingung schränkt das Potenzial einer kleineren Gasturbine ein, da T_{t4} bei MTO ISA +30 K nicht über T_{t4} im Betriebspunkt MCL ISA +15 K sein darf. Eine geringere Leistungsanforderung an die Gasturbine im Betriebspunkt MCL führt nach den Auslegungsregeln im Kapitel 3.6.1 zu einem steigenden T_{t4} in den Teillastbetriebspunkten. Durch diese Randbedingung ist die Strategie, die Gasturbine kleiner zu dimensionieren, in ihrem Potenzial auf das $\Delta T_{t4,rel} = 0,04$ beschränkt. Da die mechanische Drehzahl im Betriebspunkt MTO ISA +30 K Betriebspunkt knapp 1 % größer ist, als im Betriebspunkt MCL, wird aufgrund der Limitierung der mechanischen Drehzahl diese Batteriebetriebsstrategie nicht weiter verfolgt.

Hinzugabe von Batterieleistung in Teillastbetriebspunkten

Für die Hinzugabe der Batterieleistung ergeben sich unterschiedliche Optionen. Es kann:

- entweder der PSFC der Gasturbine in einem Betriebspunkt gesteigert werden
- oder der Anteil der Flugdauer in einem Betriebspunkt mit einem Hybridisierungsgrad $Hyp_E = 1$ vergrößert werden.

In der Referenzmission stellt entweder die Gasturbine oder die Batterie die gesamte Energie eines Betriebspunktes der Flugmission bereit. Im folgenden wird untersucht, welche Auswirkungen eine Batterieleistungszugabe in den Betriebspunkten des Gasturbinenbe-

triebs hat. Zu erwarten ist ein Wirkungsgradvorteil in dem untersuchten Steigflugbetriebspunkten bei maximaler Flughöhe. Dies ist aufgrund einer Verbesserung des Wirkungsgrades im Verdichterkennfeld zu erwarten, da der Teillastbetriebspunkt auf der stationären Arbeitslinie im Verdichterkennfeld sich zu höheren Wirkungsgraden hin verschiebt.

Die Auswirkungen dieser Wirkungsgradverbesserung ist in [Abbildung 4.28](#) dargestellt. Durch eine Batterieleistungszugabe von 20 % der Nutzturbinenleistung bei MCL (8229,6 m Flughöhe) sinkt der PSFC der Gasturbine um 0,9 % bezogen auf den PSFC bei maximaler Nutzturbinenleistung.

[Abbildung 4.29](#) zeigt den Einfluss der Batterieleistungszugabe in diesem Betriebspunkt. Der relative PSFC sinkt um bis zu 0,7 % bezogen auf den PSFC der Nutzturbinenleistung bei einem Hybridisierungsgrad $\text{Hyb}_E = 1$. Gleichzeitig steigt das Gewicht des Antriebes durch zusätzliche Batterien und führt zu einer Delta-Energie von maximal 1,2 %. Der Widerstand der Gondeln bleibt unverändert, da die Batterien im Bauraum der Ausgleichsbatterie 2 verstaut werden und es dadurch zu keiner Verlängerung oder Verbreiterung der Gondel kommt. Der entsprechende Bauraum ist bei acht der zehn Gondeln nicht durch eine Ausgleichsbatterie belegt. Durch die zusätzliche Batterieenergie steigt der Missionshybridisierungsgrad um bis zu 2 %. Die Zugabe der Batterieleistung wird für eine relative Nutzturbinenleistung von 0,86 als optimal identifiziert, da hier der minimale Wert des PSFC erreicht wird. Jede weitere Batterieleistungszugabe erhöht den PSFC und damit auch den spezifischen Emissionsausstoß weiter. Das weitere Absinken des Missionsenergieverbrauchs bei einer niedrigeren Nutzturbinenleistung ist auf den Austausch des hohen elektrischen Wirkungsgrades mit dem der Gasturbine zurückzuführen. Trotz des absinkenden Trends ist ein Abflachen der Kurve aufgrund des steigenden PSFC festzustellen.

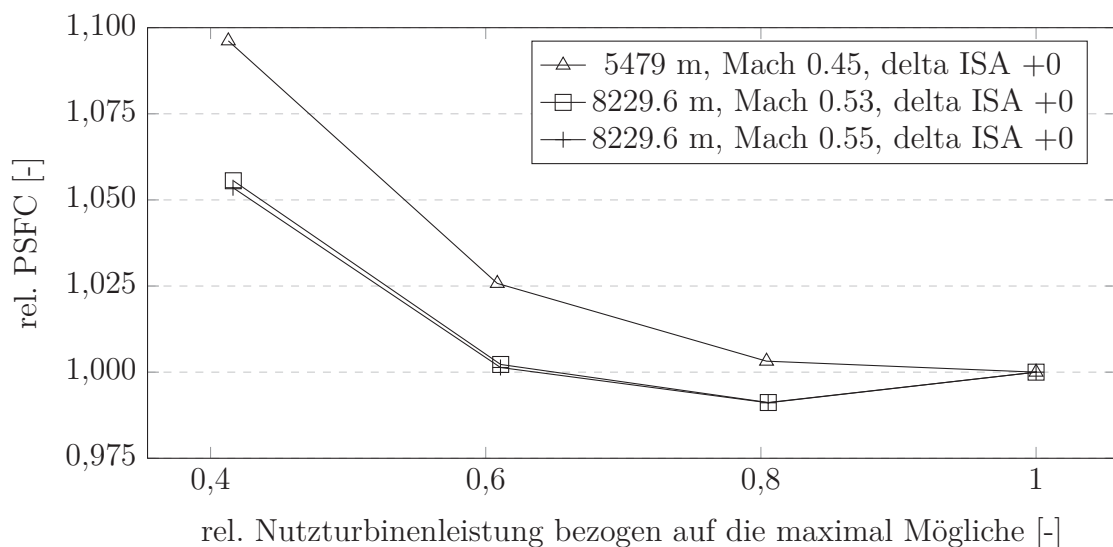


Abbildung 4.28.: Relativer PSFC der Gasturbine im Hybridantrieb über die relative Leistung der Nutzturbine für zwei Betriebspunkte im Steigflug

Bei einer niedrigeren Flughöhe von 5479 m ist der PSFC bei der maximalen Nutzturbinenleistung am geringsten. Er steigt erst für eine Leistung, die unterhalb von 80 % der Maximalleistung liegt, stärker an. Da die Nutzturbinenleistung in diesem Betriebspunkt 88 % der maximalen Leistung entspricht, ist in diesem Betriebspunkt keine Verbesserung des PSFC durch zusätzliche Batterieleistung möglich.

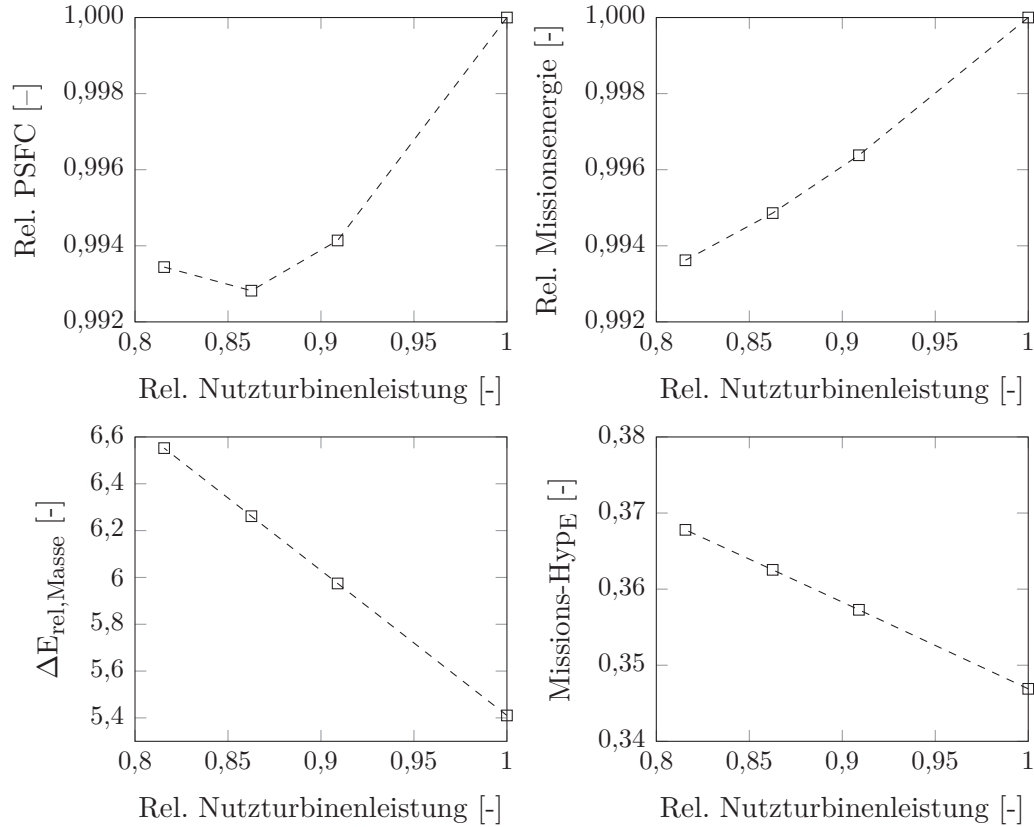


Abbildung 4.29.: Auswirkung einer Batterieleistungszugabe im MCL auf den relativen Missionsenergieverbrauch. Die relative Nutzturbinenleistung ist bezogen auf die Nutzturbinenleistung bei $\text{Hyb}_E = 1$

Der relative Verlauf des PSFC im Reiseflug sowie im maximalen Steigflug verläuft fast identisch. Da im Reiseflug eine geringere Leistung als im MCL gefordert wird, ist der Betriebspunkt des Reisefluges bereits im Bereich des niedrigsten PSFC. Eine Leistungszugabe von Batterieleistung ist in diesem Betriebspunkt aufgrund des niedrigeren PSFC nicht sinnvoll.

Der Startbetrieb bis ISA +15 K wird bereits mit einem Hybridisierungsgrad $\text{Hyb}_E = 1$ durchgeführt. Aufgrund der Kühlung der Batterie ist bei höheren Delta-ISA-Bedingungen die Verwendung der Batterie nicht möglich (siehe Kapitel 4.8).

Die vorangestellten Ergebnisse haben gezeigt, dass ein starker Teillastbetrieb der Gasturbine aufgrund des steigenden PSFC nicht vorteilhaft für den Wirkungsgrad der Gasturbine ist. Eine weitere Option ist die Verlängerung der Betriebspunktdauer mit einem

Hybridisierungsgrad $\text{Hyb}_E = 1$. Dies erhöht auch den Missionshybridisierungsgrad. Dazu wurde untersucht, ob in Bezug auf die Missionsenergie ein längerer Betrieb der Batterie im Steigflug oder im Reiseflug vorteilhafter ist. Die Batteriegröße wurde dazu bis zu einem maximalen Missionshybridisierungsgrad von 40 % erhöht.

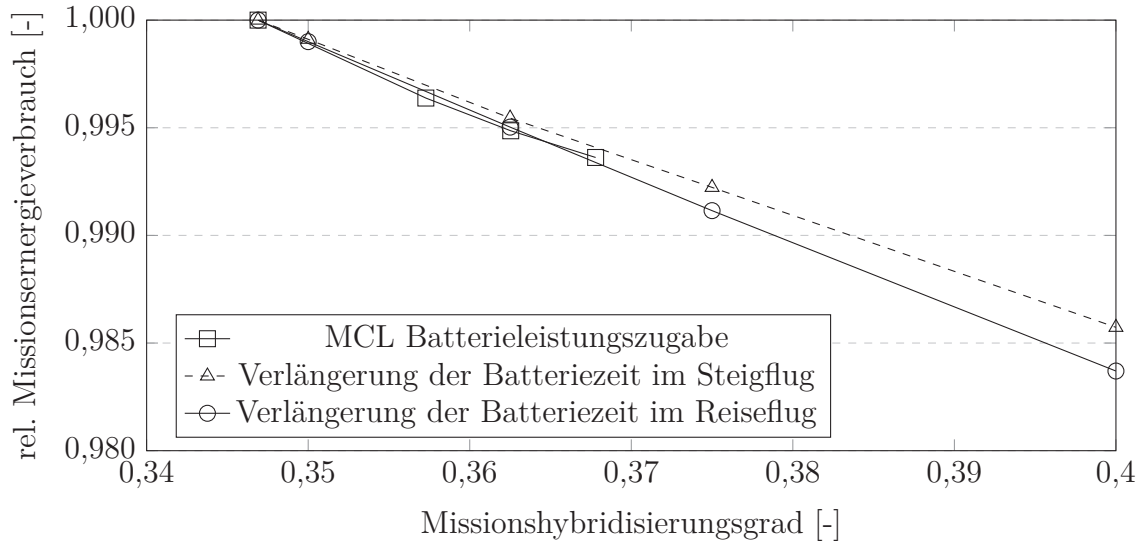


Abbildung 4.30.: Auswirkung einer Batterieleistungszugabe im Betriebspunkt MCL auf den relativen Missionsenergieverbrauch und eine Verlängerung des batteriebetriebenen Anteils des Steigfluges und Reisefluges jeweils aufgetragen über dem Missionshybridisierungsgrad

In Abbildung 4.30 ist ein Trend zu erkennen, nachdem der Austausch von Brennstoffenergie durch Batterieenergie aufgrund des besseren Wirkungsgrades der Batterie eine Reduktion des Missionsenergieverbrauches zur Folge hat. In dieser Studie wurde - im Gegensatz zur Betrachtung der zusätzlichen Masse - kein zusätzlicher Gondelwiderstand durch die Installation der Batterie erzeugt, da vorhandener freier Bauraum genutzt wird.

Bei einer kleinen Steigerung des Gesamthybridisierungsgrades ist die Zugabe von Batterieleistung im Betriebspunkt MCL und die damit verbundenen PSFC-Verbesserung in Bezug auf den relativen Missionsenergieverbrauch bis zu einem Missionshybridisierungsgrad $\text{Hyb}_E = 36\%$ am wirkungsvollsten. Bei einer weiteren Hybridisierung ist ein Verlängern der batteriebetriebenen Reiseflugphase nach Abbildung 4.30 energetisch dem Verlängern der Steigflugphase vorzuziehen. Die unterschiedliche Steigung der Steigflug-Batteriezeit-Kurve und der Reiseflug-Batteriezeit-Kurve ist auf das Thermalsystem zurückzuführen. Im batteriebetriebenen Steigflug wird ein Wärmetauscher mehr als im von der Gasturbine betriebenen Steigflug eingesetzt. Dadurch ist der Effizienzgewinn im Gegensatz zur Reiseflugphase bei einem Missionshybridisierungsgrad $\text{Hyb}_E = 40\%$ um 0,2 % geringer. Bei geringeren Hybridisierungen reduziert sich der Unterschied bis zur Referenz linear. Die Linearität dieser Veränderung ist einerseits durch den direkten Austausch des Wirkungsgrades und andererseits durch die Linearität der Austauschfaktoren bedingt und entspricht den vorangestellten Erwartungen.

Da der Vorteil der Batterieleistungszugabe im Betriebspunkt MCL im Gegensatz zu einer länger andauernden Reiseflugphase mit einem Missionshybridisierungsgrad $\text{Hyb}_E = 1$ keinen signifikanten Unterschied macht, wird sich für eine längere Reiseflugphase entscheiden. Der Optimalfall dieser Untersuchung ist somit ein Missionshybridisierungsgrad von 40 % mit einer verlängerten Batterieleistungszugabe im Reiseflug.

In den Studien der Batteriezugabe ist die PSFC-Charakteristik der Gasturbine erläutert worden. Ein Betreiben der Gasturbine mit einer konstanten Leistung, wie in [28] vorgeschlagen, ist bei einem Betrieb des Hybridantriebes aus den zuvor beschriebenen Studien nicht vorteilhaft, da die PSFC-Charakteristik in den Flugphasen der Flugmission nicht die gleiche ist. Die Gasturbine hat abhängig von den Flugbedingungen und der Leistungsforderung des Flugzeuges eine andere Teillastcharakteristik. Der minimale PSFC ist auf dieser Teillastcharakteristik nach Abbildung 4.28 und Abbildung 4.29 für jeden Betriebspunkt individuell durch Zugabe von Batterieleistung einstellbar.

5. Vergleich mit einem Turbopropantrieb

5.1 Auslegung des Turbopropantriebes

Um die Unterschiede eines Hybridantriebs zu einem konventionellen Antrieb quantifizieren zu können, wird ein Vergleichsantrieb ausgelegt. Um eine Vergleichbarkeit der Antriebe herzustellen, entspricht dieser dem gleichen technologischen Niveau wie die Gasturbine im ausgelegten Hybridantrieb.

Der Auslegung des konventionellen Referenzantriebs liegt die Flugmission aus [Abbildung 5.1](#) zugrunde. Die Schübe sind aufgrund eines leichteren Flugzeuges geringer als in der Referenzmission des Hybridantriebes. Im Vergleich zum Hybridantrieb sind am konventionell betriebenen Flugzeug zwei Turbopropantriebe angebracht, welche den Gesamtschubbedarf zusammen bereitstellen. Durch diese Leistungsaufteilung wird die Gasturbine im Vergleich zur Gasturbine im Hybridantrieb kleiner.

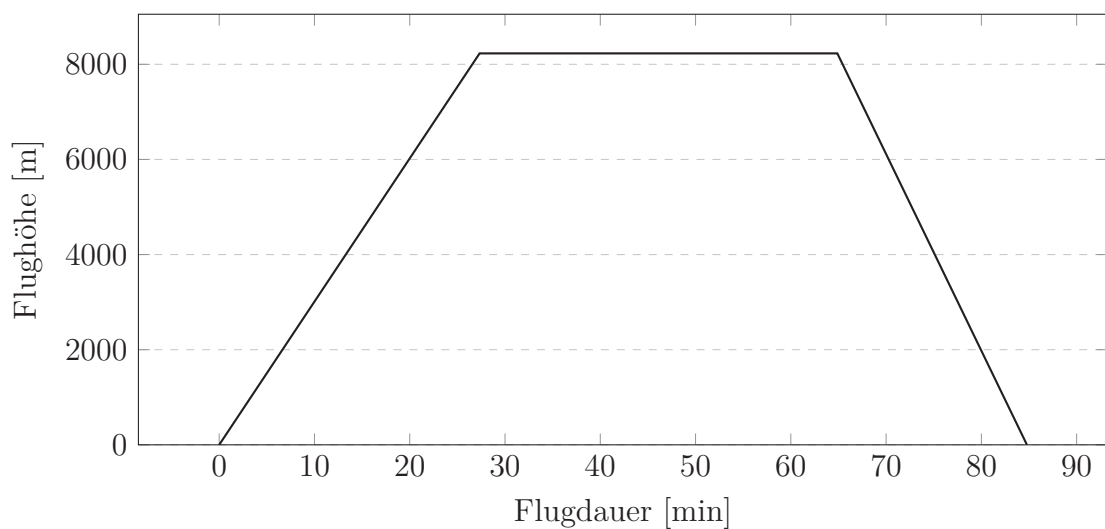


Abbildung 5.1.: Darstellung der 400 nm Flugmission zur Auslegung des Turbopropantriebes, Daten entnommen aus [13]

Im ersten Schritt wurde eine Skalierung der Gasturbine aus dem Hybridantrieb, beschrieben in Kapitel 4.7, angestrebt. Aufgrund der geringen Leistungsanforderung ist der korrigierte Massenstrom im Betriebspunkt MCL um 59 % geringer, was zu einem geringeren Kanalquerschnitt und damit verbundenen geringeren Schaufelhöhen führt. Bei einer

starken Verdichtung im Kerntriebwerk kommt es zu einer zusätzlichen Verengung der Kanalquerschnitte und zu noch kleineren Schaufeln. Da durch diese Kombination der Wirkungsgrad des Hochdruckverdichters zunehmend durch den Spalteinfluss beeinflusst wird, ist eine so starke Skalierung der bestehenden Gasturbine nicht sinnvoll.

Nach [9] ist ein Radialverdichter für kleine Luftmassenströme (deutlich unter 20 kg/s) aufgrund des Spalteinflusses auf den Wirkungsgrad zu bevorzugen. Eine qualitative Gegenüberstellung zwischen Axial- und Radialverdichter ist in [Tabelle 5.1](#) dargestellt.

Der Turbopropantrieb ist mit einem Axial-Radialhochdruckverdichter ausgelegt, welcher mit vorderen axialen Stufen und einer radialen Endstufe ausgestattet ist, um die wirkungsgradbezogenen Vorteile beider Verdichterarten zu kombinieren. Nach [25] liegen die Stufendruckverhältnisse der radialen Stufe zwischen drei und vier und entsprechen damit dem Vielfachen einer axialen Stufe. Das Triebwerk ist analog zu der Gasturbine des hybriden Antriebes als eine Hochtechnologiegasturbine ausgelegt, um den Klimaeinfluss zu reduzieren. Die Gasturbine wird mit zwei Verdichtern, einem reinen Axialverdichter, einem axial-radialen Verdichter sowie drei Turbinen ausgelegt. Es werden die Auslegungsregeln aus Kapitel 3.6 verwendet. Die Kalibrierung der Mittelschnittsprogramme aus der Auslegung der Gasturbine des hybriden Antriebes wird zur Auslegung des Turbopropantriebes übernommen. Der Größeneinfluss auf den Wirkungsgrad der Komponenten wird durch die Mittelschnittsprogramme berücksichtigt.

Tabelle 5.1.: Qualitative Bewertung von Axial- und Radialverdichtern nach [9]

Parameter	Radial	Axial
Wirkungsgrad bei hohen Massenströmen	-	+
Bauteilanzahl	+	-
Fertigungsaufwand	+	-
Gewicht	+	-
axiale Baulänge	+	-
Robustheit	+	-
Stufendruckverhältnis	+	-
- vergleichsweise negativ		+ vergleichsweise positiv

Für die Wahl der geringsten Blockenergie, abhängig von dem Gesamtdruckverhältnis sowie der Brennkammeraustrittstemperatur, wird für diese beiden Parameter eine Parameterstudie durchgeführt. Die Brennkammeraustrittstemperatur wird in einem Bereich von 200 K und das Gesamtdruckverhältnis in einem Bereich von 7,5 variiert (siehe [Tabelle 5.2](#)).

Die Ergebnisse in [Abbildung 5.2](#) unterscheiden sich von denen der Gasturbine aus dem Hybridantrieb ([Abbildung 4.23](#)). Der in der vorangegangenen Hybridantriebsstudie fest-

Tabelle 5.2.: Größe des untersuchten Bereiches für die Auslegung der Turbopropgasturbine

Parameter	Größe des untersuchten Bereiches
OPR	7,5 [-]
T_{t4}	200 K

gestellte Trend zu geringeren Blockenergien ist sowohl für größere Druckverhältnisse als auch für größere Brennkammeraustrittstemperaturen zu erkennen.

Für den Turboprop mit einer geringeren Leistung ist dieser Trend bei geringeren Gesamtdruckverhältnissen vorhanden. Das Gesamtdruckverhältnis hat einen Einfluss auf die Lage der geringsten Blockenergie in [Abbildung 5.2](#). Bei einer zu starken Verdichtung sinkt der Wirkungsgrad durch kleinere Schaufelhöhen und bei zu geringen Druckverhältnissen ist die umgesetzte Arbeit im Kreisprozess nicht ausreichend für eine geringe Delta-Blockenergie. Es zeichnet sich ein Bereich geringer Blockenergie bei hohen Brennkammeraustrittstemperaturen sowie ein im Vergleich zur Gasturbine im Hybridantrieb geringeres Gesamtdruckverhältnis ab. In diesem Bereich ist die Blockenergie bei mit der Gasturbine des Hybridantriebs vergleichbaren Brennkammeraustrittstemperaturen am geringsten. Aus diesem Grund wird die Auslegung mit dem gleichen T_{t4} der Gasturbine des hybriden Antriebes und dem niedrigeren Gesamtdruckverhältnis ausgelegt (siehe rotes Quadrat in [Abbildung 5.2](#)). Bei der OPR- T_{t4} -Studie gelten die gleichen Limitierungen wie für die Gasturbine im Hybridantrieb. Die Temperatur T_{t45} am Eintritt der Niederdruckturbine ist unter der Annahme einer ungekühlten Niederdruckturbine limitiert.

Die Querschnittszeichnung der Gasturbine ist in [Abbildung 5.3](#) dargestellt. Das Ergebnis ist ein Niederdruckverdichter mit einem mittleren Stufendruckverhältnis von 1,3, einem mittleren Stufendruckverhältnis von 1,3 im axialen Teil des Hochdruckverdichters sowie ein Stufendruckverhältnis von 3,6 im radialen Teil des Hochdruckverdichters. Die Hochdruck- und Mitteldruckturbine ist jeweils einstufig ausgelegt, die Niederdruckturbine dreistufig.

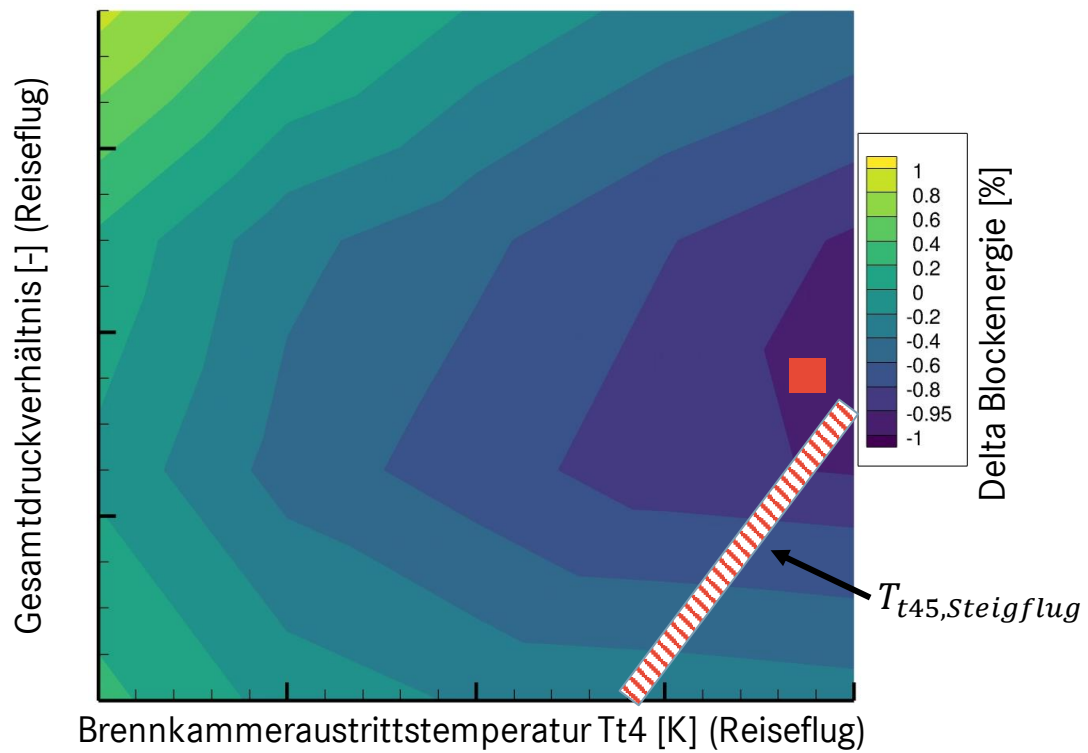


Abbildung 5.2.: Ergebnis der Blockenergie der Turbopropgasturbinaauslegung in Abhängigkeit des Gesamtdruckverhältnis sowie die Brennkammeraustrittstemperatur

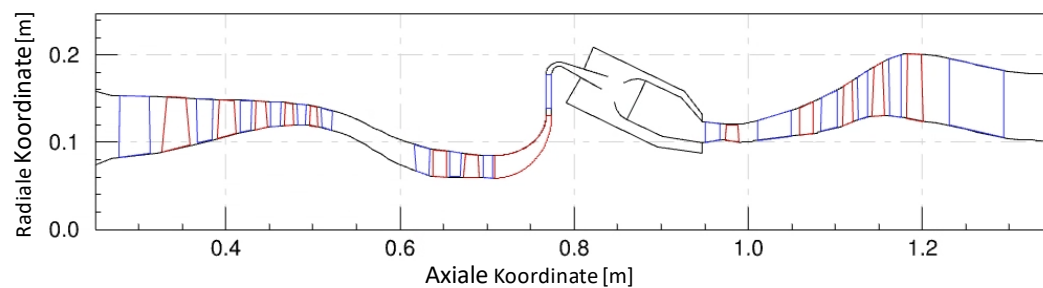


Abbildung 5.3.: Querschnittszeichnung des ausgelegten Referenz-turbopropantriebs

5.2 Beschreibung des Hybridantriebs

In Kapitel 4 ist ein auf einen minimalen Missionsenergieverbrauch ausgelegter Batterie-Hybrid-Antrieb für ein Referenzflugzeug der Regionalflugzeugklasse ausgelegt worden. Die zehn Propeller des Referenzflugzeuges werden durch einen seriell-hybriden Antrieb, bestehend aus einer Batterie und einer Gasturbine als Energiequelle angetrieben. Nachfolgend wird ein Überblick über die Ergebnisse der Auslegung gegeben.

In den zuvor durchgeführten Parameterstudien wurde die Propeller-, Motor- und Getriebeinteraktion, die Auslegung des Thermalsystems sowie die Auslegung der Gasturbine im Detail untersucht. Das Ergebnis der Studien ist ein auf eine minimale Missionsenergie ausgelegter Gesamtantrieb mit einem direkt elektrisch angetriebenen Propeller, einem für ISA +15 K ausgelegtem Thermalsystem mit einem Druckverlust auf der Luftseite von 6 % und einer Gasturbine, welche zur Minimierung des Umwelteinflusses sowie des Einflusses auf die Energiekosten als Hochtechnologiegasturbine ausgelegt ist.

Die einzelnen Komponentenmassen des Gesamtantriebes sind in [Tabelle A.1](#) aufgelistet. Die beiden inneren Gondeln weisen jeweils eine Masse von 1728 kg auf und die äußeren acht Gondeln von 1312 kg. Dies führt zusammen mit den Massen der Verbindungskabel zu einem Gesamtgewicht des Antriebes von 14081 kg. Die Batterie beansprucht dabei mit 63 % der Gesamtantriebsmasse den größten Anteil, gefolgt von der Gasturbine mit 7 % Gewichtsanteil. Die Gasturbinengondel ist in [Abbildung 5.4](#) dargestellt und die E-Gondel auf der gegenüberliegenden Flügelinnenseite in [Abbildung 5.6](#). Die anderen acht Gondeln sind von der Installation innerhalb der Gondeln identisch aufgebaut und in [Abbildung 5.5](#) dargestellt. Die der Gasturbine gegenüberliegende E-Gondel unterscheidet sich von den anderen, da in dieser zusätzliche 416 kg Batterien als Ausgleich zu dem höheren Gewicht der Gasturbinengondel verbaut sind.

Mit diesem Antrieb wird für den Flug der Referenzmission von 400 nm eine Gesamtenergie von 6776 kWh benötigt (siehe [Tabelle 5.3](#)). 40 % dieser Gesamtenergie werden in Form von elektrischer Batterieenergie bereitgestellt. Für die Bewertung der Referenzmission ist ein CO₂ Ausstoß von 1025 kg und ein NO_x Ausstoß von 2 kg, mithilfe einer Methode aus [22], ermittelt worden.

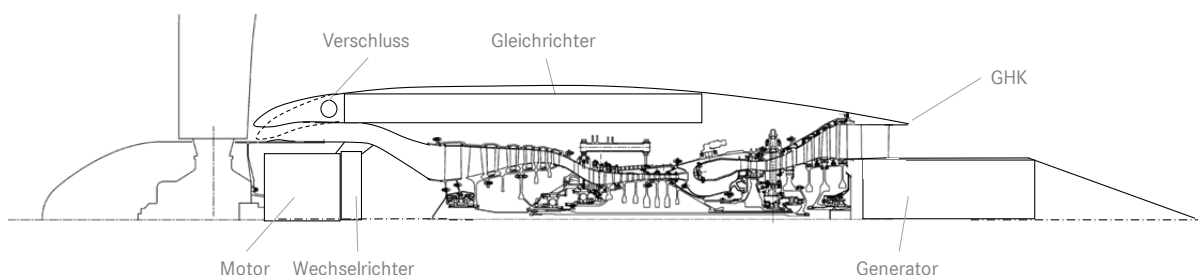


Abbildung 5.4.: Installation der Komponenten innerhalb der Gasturbinen Gondel, modifiziert nach [44]

Tabelle 5.3.: Übersicht über die Energie- und Emissionswerte für eine 400 nm Mission

Parameter	Wert
Batterieenergie	2710 [kWh]
Brennstoffenergie	4066 [kWh]
Gesamtenergieverbrauch	6776 [kWh]
Missionshybridisierungsgrad	40 %
CO ₂ Ausstoß	1025 [kg]
NO _x Ausstoß	2 [kg]

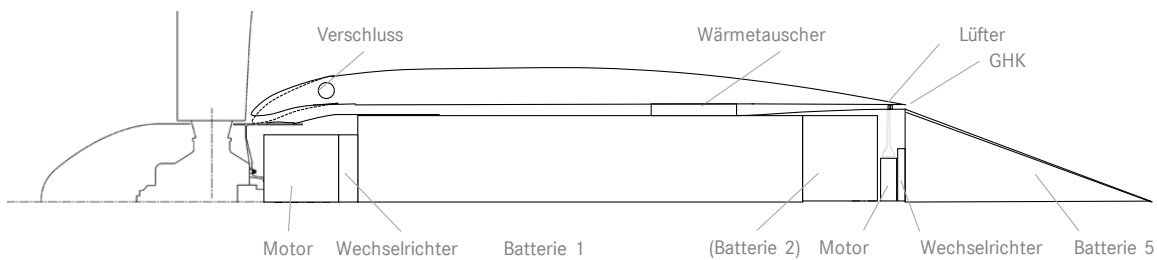


Abbildung 5.5.: Installation der Komponenten innerhalb der äußeren acht E-Gondeln, modifiziert nach [44]

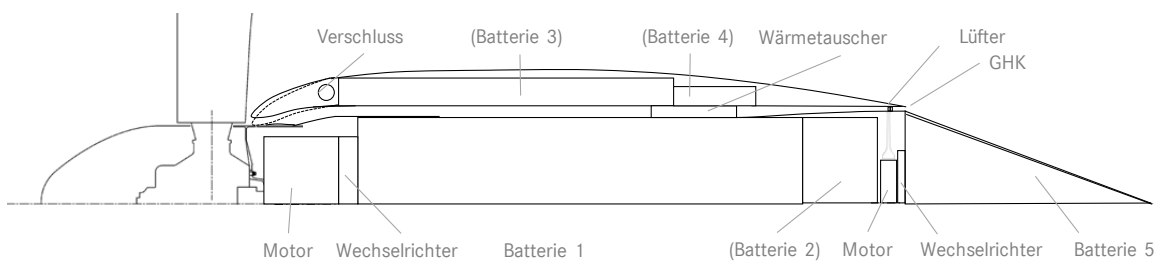


Abbildung 5.6.: Installation der Komponenten innerhalb der innen liegenden E-Gondel, modifiziert nach [44]

Die Anteile der Betriebskosten des Hybridantriebes haben sich im Vergleich zur [Abbildung 4.21](#) nur minimal verschoben. Durch die Erhöhung des Hybridisierungsgrades sind der Kostenanteil der Stromkosten um ein Prozent angestiegen, die Wartungskosten der Elektrokomponenten um drei Prozent gestiegen und die Brennstoffkosten um vier Prozent gesunken. Lediglich die Wartungskosten der Gasturbine haben sich nicht geändert, da die Auslegung der Gasturbine durch die Änderung des Hybridisierungsgrades nicht beeinflusst wurde.

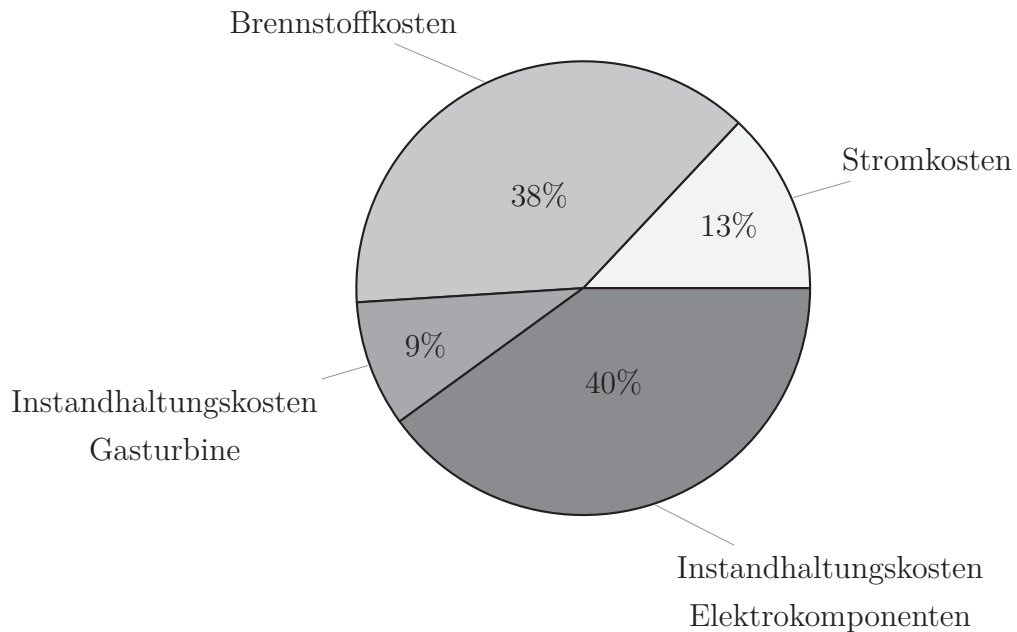


Abbildung 5.7.: Anteile der relativen direkten Betriebskosten des hybriden Gesamtantriebes mit einem Hybridisierungsgrad von 40 %

5.3 Vergleich der beiden Antriebe

Der Turboproptrieb hat im Vergleich zum hybriden Antrieb weniger einzelne Antriebskomponenten: Er besteht aus zwei Propellern mit jeweils einer Gasturbine wohingegen der Hybridantrieb sich aus zehn Propellern mit einer Batterie und einer Gasturbine zusammensetzt. Ziel ist es, den Klimaeinfluss durch die Hybridisierung des Antriebes zu reduzieren.

Ein Vergleich der beiden Antriebe auf der Referenzmission von 400 nm ergibt im Hinblick auf den Klimaeinfluss und die Missionsenergie folgende Unterschiede:

Der Hybridantrieb benötigt eine Gesamtenergie von 6776 kWh und dies entspricht einem um 19 % geringeren Gesamtenergieverbrauch gegenüber dem ausgelegten konventionellen Turboproptrieb. Durch die Ersparnis von 49 % an Brennstoff ist es möglich auf der

400 nm Mission 1084 kg CO₂ und 2,5 kg NO_x einzusparen. Die im Wesentlichen anhand dieser Faktoren zu bestimmenden Klimaauswirkungen der Flugmission reduzieren sich somit um knapp 50 %.

Aus der Untersuchung in Kapitel 2.1 ist abzuleiten, dass der Austausch des Turbopropwirkungsgrades durch einen hohen Batteriewirkungsgrad einen energetischen Vorteil schafft. Dieser Vorteil ist durch den nachteiligen Einfluss des zusätzlichen Batteriegewichtes auf kürzere Flugmissionen beschränkt. Ein Vergleich der beiden Antriebe bei einer größeren Missionsreichweite wird einen zunehmend geringeren Energieverbrauch für den Turbopropantrieb im Vergleich zum hybriden Antrieb ergeben.

Für die Bereitstellung der für diesen Missionsenergievorteil notwendigen elektrischen Energie wird auf der 400-nm-Mission eine 8939 kg schwere Batterie benötigt. Das dadurch insgesamt schwerere hybride Flugzeug benötigt deshalb einen größeren Schub. Dieser zusätzliche Schubbedarf wirkt sich bei zunehmender Missionsreichweite immer stärker auf den benötigten Missionsenergiebedarf aus. Die Wahl des optimalen Hybridisierungsgrades ist in der Auslegung demnach eine Funktion der Referenzmissionsreichweite. Mit zunehmend steigenden Batterieenergiedichten sinken der Einfluss des zusätzlichen Batteriegewichtes auf das Flugzeug sowie dessen Schubbedarf und der Missionsenergiebedarf des hybrid-elektrischen Antriebes sinkt durch den geringeren Schubbedarf.

Der ausgelegte hybride Antrieb deckt nach [31] die typisch geflogenen Missionen des Flugzeuges ATR-72 ab. Bei kürzeren Missionen als 400 nm ist bei der Verwendung der vollen Batteriekapazität der Hybridisierungsgrad anteilig an der Gesamtmission höher. Dadurch sinkt der schädliche Klimaeinfluss für kürzere Missionen verglichen mit dem eines mittels Turboprop betriebenen Flugzeugs.

Tabelle 5.4.: Vergleich des batterie-hybrid-elektrischen Antriebes mit dem konventionellen Turbopropantrieb in Bezug auf die Missionsenergie sowie die ausgestoßenen CO₂ und NO_x Gase für eine 400 nm Mission

Parameter	Hybridantrieb	Turboprop
Batterieenergie	2710 [kWh]	0 [kWh]
Brennstoffenergie	4066 [kWh]	8364 [kWh]
Gesamtenergieverbrauch	6776 [kWh]	8364 [kWh]
Missionshybridisierungsgrad	40 %	0 %
CO ₂ -Ausstoß	1025 [kg]	2109 [kg]
NO _x -Ausstoß	2 [kg]	5 [kg]

Ein weiterer Unterschied zwischen den Antrieben ist bei Betrachtung der Betriebskosten zu erkennen. Im direkten Vergleich dieser ergeben sich für den hybrid-elektrischen

Antrieb um 5,3 % höhere Betriebskosten als für den konventionellen Turboprop (siehe [Abbildung 5.8](#)). Die höheren Kosten für den hybriden Antrieb sind primär durch die Kosten für die Batterie zu erklären. Diese machen 29 % der gesamten Betriebskosten des hybriden Antriebes aus. Bei einer Reduktion der Batteriekosten, zum Beispiel durch einen geringeren Auslegungsybridisierungsgrad, ist ein günstigerer Betrieb des hybriden Antriebes möglich.

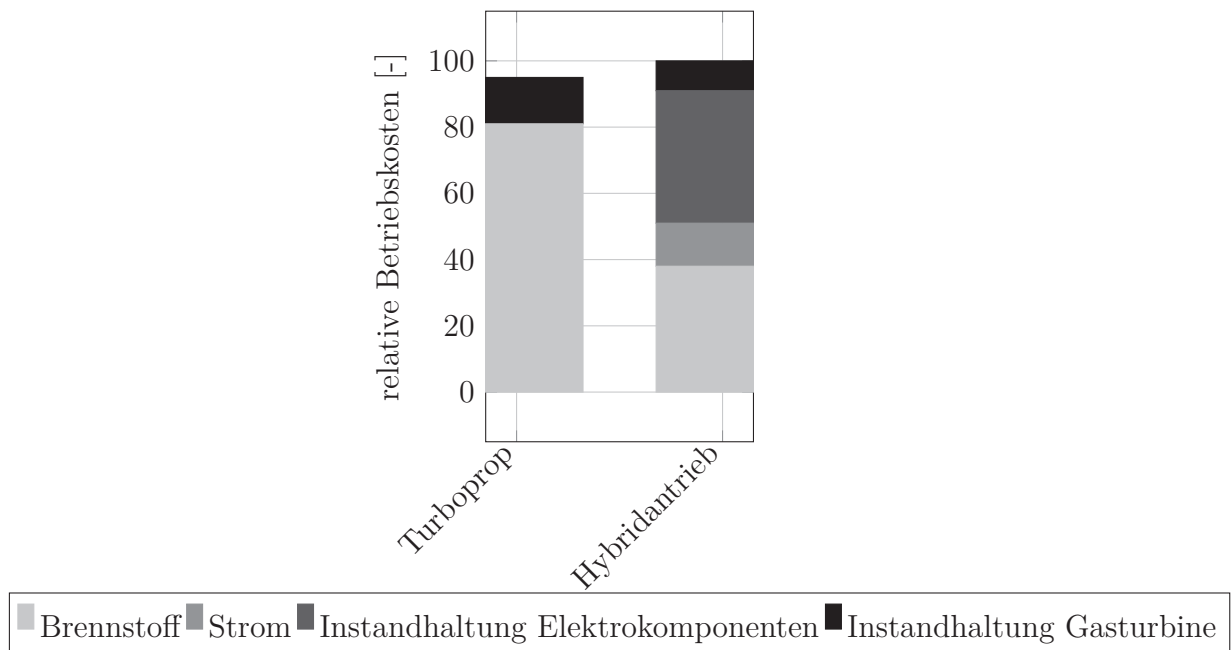


Abbildung 5.8.: Vergleich der direkten Betriebskosten zwischen dem konventionellen Turbopropantrieb und dem hybrid-elektrischen Antrieb

Einfluss der Batterieenergiedichte

Die nötige Batterie im hybrid-elektrischen Antrieb wiegt 8939 kg und nimmt damit einen Anteil von 63 % am Gesamtgewicht des ausgelegten Antriebes ein. Die vorhergesagten Batteriezellenenergiedichten sind in [Abbildung 3.13](#) aufgetragen und liegen für das Jahr 2035 zwischen 325 - 600 Wh/kg. Der Antrieb wurde mit einer angenommenen Batteriezellenenergiedichte von 400 Wh/kg ausgelegt. Bei einem optimistischeren Szenario für die Wahl der Batteriezellenenergiedichte von 600 Wh/kg würde dies zu einer Reduktion der Batteriemasse um 33 % führen. Dies zeigt, dass die Annahme der Batteriezellenenergiedichte einen großen Einfluss auf das Ergebnis und den allgemeinen Vorteil eines hybrid-elektrischen Antriebes hat. Unter der Annahme des optimistischeren Szenarios mit einer Batteriezellenenergiedichte von 600 Wh/kg würde auf der 400 nm-Mission der energetische Vorteil, gegenüber dem ausgelegten konventionellen Turboprop, von 19 % auf 43 % steigen.

Dies unterstreicht die Bedeutung des technologischen Fortschritts bei Batterien für einen hybrid-elektrischen Antrieb und für die Klimaziele der Luftfahrtindustrie. Durch eine leichtere Batterie kann entweder auf einer gleichen Mission eine größere Energieersparnis

erzielt werden oder die Reichweite des Flugzeuges kann vergrößert werden. Eine neue Batterietechnologie kann im Laufe der Betriebszeit des Antriebes eingebaut werden und bei gleichem Volumen und einer höheren Energiedichte kann durch den Austausch der Batterie eine größere Reichweite oder weniger Missionsenergie bei gleicher Reichweite erzielt werden.

6. Zusammenfassung und Ausblick

Die in dieser Arbeit beschriebenen Methoden ermöglichen die multidisziplinäre Auslegung eines hybrid-elektrischen Antriebes und seiner einzelnen Komponenten im Entwurfspunkt und im Teillastbetrieb. Im Rahmen der Auslegung wird der Antrieb anhand der Leistungsrechnung, der Gewichte, der Kosten sowie hinsichtlich seiner Klimawirkung evaluiert. Die Dimensionierung aller Komponenten in einem Entwurfspunkt ist durch die Entwicklung einer Multibetriebspunktmethodik für die elektrischen Komponenten, die Gasturbine und das Thermalsystem möglich.

Der Antrieb wurde für ein Regionalflugzeug der ATR-72 Klasse für eine Referenzmission von 400 nm ausgelegt. Der Antrieb des Flugzeuges ist in 10 Gondeln unter den beiden Flügeln installiert worden. Da die Gasturbine ein höheres Gewicht als die anderen Gondeln hatte, ist die gegenüberliegende Gondel am anderen Flügel mit zusätzlichen Batteriemassen versehen worden. Dabei war es dennoch möglich, ein Installationskonzept zu wählen, welches einen einheitlichen Gondelentwurf ermöglicht.

Die angewandten Auslegungsmethoden ermöglichten es, einen Antrieb zu konzipieren, der für eine 400-nm-Mission auf eine minimale Missionsenergie optimiert ist. Zunächst ist der effizienteste Propeller für die Schubanforderungen dimensioniert worden, da identifiziert wurde, dass der Wirkungsgrad des Propellers den gesamten Antrieb in dessen Leistungsbedarf skaliert und damit stark beeinflusst. Anschließend wurden die Auswirkungen einer Entwurfsdrehzahländerung des den Propeller antreibenden elektrischen Motors untersucht. Dies war durch den Einsatz eines Getriebes möglich.

Die Kühlung der elektrischen Komponenten ist als eine der Herausforderungen im Auslegungsprozess identifiziert worden. Zusammen mit den Propellern liefert das Thermalsystem durch seinen Lüfter den benötigten Gesamtschub des Flugzeuges. Der Start ist der kritischste Betriebspunkt zur Abfuhr der Abwärmeleistung, weshalb das Thermalsystem für diesen Betriebspunkt dimensioniert ist. Damit das Kühlmedium, auch bei niedrigen Umgebungstemperaturen, innerhalb dessen Temperaturbetriebsbereiches betrieben werden kann, wurde das Thermalsystem in mehrere Wärmetauscher aufgeteilt. Dies ermöglicht das Schließen der Luftzulasse und damit das Abschalten eines Teils der Wärmetauscher des Thermalsystem abhängig von der Flugbedingung und der abzuführenden Abwärmeleistung.

Die Gasturbine verbraucht auf der 400-nm-Mission 60 % der Missionsenergie. Durch die Zugabe von Batterieleistung ist der PSFC der Gasturbine auf der PSFC Teillastcharakteristik beeinflussbar. Zur Auslegung der Gasturbine wurde eine Auslegungsmethodik entwickelt, die die Anforderungen aller Betriebspunkte in den Auslegungsprozess der Gasturbine einbezieht und die Gasturbine dementsprechend dimensioniert. Es wurde festgestellt, dass die Dimensionierung der Gasturbine von der Betriebsstrategie der Batterieleistungszugabe sowie der Leistungsanforderung des Thermalsystems abhängig ist. In den gezeigten Studien ist die Gasturbine für den maximalen Steigflug ausgelegt und kann, da der Takeoff bei ISA +30 K für die Gasturbine gleichermaßen dimensionierend ist, nicht kleiner dimensioniert werden.

Der für einen Missionsenergievorteil ausschlaggebende Faktor ist der Austausch des Gasturbinenwirkungsgrades durch den höheren Batteriewirkungsgrad in der Energiebereitstellung des Antriebes. Die zusätzliche Energiequelle in Form einer Batterie führt zu einer größeren Antriebsmasse. Das Auslegen eines hybriden Antriebes ist durch die großen Änderungen der Masse (im speziellen der Batteriemasse) und des Antriebswiderstandes in Auslegungsstudien nicht ohne die Berücksichtigung der Einflüsse auf das Flugzeug möglich. In den gezeigten Studien bilden Austauschfaktoren diese Einflüsse auf das Flugzeug ab. Die Auslegung eines hybriden Antriebes ist somit nicht ohne ein für einen hybriden Antrieb ausgelegtes Flugzeug möglich. Für das in dieser Arbeit gegebene hybride Referenzflugzeug ist der Nachteil dieses zusätzlichen Gewichts durch den Einsatz von verteilten Antrieben nicht so stark ausgeprägt, dass die zusätzliche Batteriemassen den Wirkungsgradzugewinn auf der 400-nm-Referenzmission vollständig neutralisiert.

Der Missionsenergieverbrauch des ausgelegten hybriden Antriebes ist im Vergleich zu dem konventionellen Turboprop auf einer 400-nm-Mission um 19 % geringer. Dadurch ist die Ersparnis an CO₂-Emissionen um den gleichen Faktor höher, was sich direkt in der Klimawirkung niederschlägt. Demgegenüber sind die Betriebskosten des hybriden Antriebes im Vergleich zum Turbopropantrieb um 5 % höher, was hauptsächlich auf die Betriebskosten der Batterie zurückzuführen ist. Eine weitere Erkenntnis ist, dass die ermittelten Instandhaltungskosten des hybriden Antriebes einen mit den Energiekosten vergleichbaren Anteil an den Gesamtkosten ausmachen.

Zusammenfassend lässt sich festhalten, dass der ausgelegte hybrid-elektrische Antrieb auf einer kurzen Flugmission (hier 400 nm) einen Missionsenergievorteil gegenüber dem ausgelegten konventionellen Antrieben mit sich bringt. Dies wird durch den hohen Wirkungsgrad der Batterien ermöglicht. Durch die geringere Missionsenergie wird ein geringerer Klimaeinfluss erreicht. Damit kann ein hybrid-elektrischer Antrieb auf einer 400 nm zu den Klimazielen der Luftfahrtindustrie beitragen.

In den dargestellten Studien wurde sich auf einen Batterie-Hybrid-Antrieb beschränkt. In zukünftigen Studien wäre die Untersuchung von Brennstoffzellen-Hybrid-Antrieben als

eine weitere Art der Energiequelle sowie anderer Flugzeugklassen und Reichweiten von Interesse. Dabei könnte zum Beispiel untersucht werden, ob mit einem Brennstoffzellen-Hybrid-Antrieb ein Missionsenergievorteil bei einer größeren Reichweite als mit dem Batterie-Hybrid-Antrieb erreicht werden kann.

Literaturverzeichnis

- [1] AFRAZ, M. ; ALI MOHAMMADI, Z. ; KARIMI, G. : A novel compact thermal management model for performance evaluation of tesla-like lithium-ion battery packs. In: *Energy Conversion and Management* 300 (2024), 117927. DOI: 10.1016/j.enconman.2023.117927. – ISSN 0196–8904
- [2] ARMBRÜSTER, F. : *Verfahren zur Ermittlung von relativen Direct Operating Cost für disruptive Antriebe in der Konzeptfindungsphase ziviler Luftfahrtantriebe*. Braunschweig, Technische Universität Braunschweig, Masterarbeit, 2021. – [Unveröffentlichtes Dokument]
- [3] ARMBRÜSTER, F. ; SCHROETER, J.; SCHABER, R. ; PÖCHHACKER, P. ; FRIEDRICH, J. : Design exploration of a ram air based heat exchanger aero system for disruptive engines. In: *26th Conference of the International Society for Air Breathing Engines*. Toulouse, Frankreich, 2024.
- [4] AVIONS DE TRANSPORT RÉGIONAL: *ATR 72-600 - The first choice for operators*. – https://www.atr-aircraft.com/wp-content/uploads/2022/06/ATR_Fiche72-600-3.pdf [Online abgerufen am 20.04.2024]
- [5] BALACK, P. ; ATANASOV, G. ; ZILL, T. : Architectural Trade-offs for a Hybrid-Electric Regional Aircraft, Proceedings of the Aerospace Europe Conference - EU-CASS - CEAS - 2023
- [6] BERNSTEIN, H. : *Angewandte Leistungselektronik: Drehstrom: Elektromotor und Antriebstechnik in der Praxis*. 2. Auflage. Wiesbaden and Heidelberg : Springer Vieweg, 2021 (Lehrbuch). DOI: 10.1007/978-3-658-29614-8. – ISBN 978–3–658–29613–1
- [7] BINDER, A. ; SCHNEIDER, T. ; KLOHR, M. : Fixation of buried and surface mounted magnets in high-speed permanent magnet synchronous motors. In: *Fourtieth IAS Annual Meeting. Conference Record of the 2005 Industry Applications Conference, 2005*. Bd. 4, 2005, S. 2843–2848 Vol. 4
- [8] BINDER, A. : *Elektrische Maschinen und Antriebe: Grundlagen, Betriebsverhalten*. 2., aktualisierte Auflage. Berlin and Heidelberg : Springer Vieweg, 2017. DOI: 10.1007/978-3-662-53241-6. – ISBN 978–3–662–53240–9

- [9] BRÄUNLING, W. J.: *Flugzeugtriebwerke: Grundlagen, Aero-Thermodynamik, ideale und reale Kreisprozesse, Thermische Turbomaschinen, Komponenten, Emissionen und Systeme*. 4. Aufl. 2015. Springer Berlin Heidelberg (VDI-Buch). ISBN 9783642345395
- [10] BUNDESMINISTERIUM FÜR WIRTSCHAFTLICHE ZUSAMMENARBEIT UND ENTWICKLUNG: *Offizieller DAC-Umrechnungskurs*. – <https://www.bmz.de/de/ministerium/zahlen-fakten/oda-zahlen/hintergrund/dac-umrechnungskurs-35300> [Online abgerufen am 21.04.2024]
- [11] BUNDESNETZAGENTUR FÜR ELEKTRIZITÄT, GAS, TELEKOMMUNIKATION, POST UND EISENBAHNEN, BUNDESKARTELLAMT: *Monitoringbericht 2023*. (2023). <https://data.bundesnetzagentur.de/Bundesnetzagentur/SharedDocs/Mediathek/Monitoringberichte/MonitoringberichtEnergie2023.pdf>
- [12] DEUTSCHES ZENTRUM FÜR LUFT- UND RAUMFAHRT E.V. (DLR) / PHILIP BALLACK: *TELEM HAP1 Coordination Memo Nr.8 : Austauschfaktoren für 70-Sitzer Klasse, Aktualisierte Referenzarchitektur*. Hamburg, 09.05.2023. – [Unveröffentlichtes Dokument]
- [13] DEUTSCHES ZENTRUM FÜR LUFT- UND RAUMFAHRT E.V. (DLR) / PHILIP BALLACK: *400 nm Mission des Referenzturbofans: blockFuel.xlsx*. Hamburg, 30.10.2023. – [Unveröffentlichtes Dokument]
- [14] DIE WISSENSCHAFTLICHEN DIENSTE DES DEUTSCHEN BUNDESTAGES: *Gestehungskosten von Strom im Vergleich*. Zenodo, 2022. DOI: 10.5281/ZENODO.6326972
- [15] EDSTRÖMS, K. : *Inventing the sustainable batteries of the future*. 2023. – <https://battery2030.eu/wp-content/uploads/2023/09/B-2030-Science-Innovation-Roadmap-updated-August-2023.pdf> [Online abgerufen am 03.03.2024]
- [16] EMBRAER: *Spec-E30-HE.pdf*. – <https://embraercommercialaviationsustainability.com/specs/Spec-E30-HE.pdf> [Online abgerufen am 09.04.2024]
- [17] EUROPÄISCHE UNION: *Richtlinie 2007/46/EG des Europäischen Parlaments und des Rates vom 5. September 2007 zur Schaffung eines Rahmens für die Genehmigung von Kraftfahrzeugen und Kraftfahrzeuganhängern sowie von Systemen, Bauteilen und selbstständigen technischen Einheiten für diese Fahrzeuge (Rahmenrichtlinie)*. <https://eur-lex.europa.eu/legal-content/DE/TXT/PDF/?uri=OJ:L:2007:263:FULL>. Version: 2007
- [18] EUROPEAN COMMISSION, DIRECTORATE-GENERAL FOR RESEARCH AND INNOVATION: *Fly the Green Deal – Europe’s vision for sustainable aviation*. Publications Office of the European Union, 2022. DOI: 10.2777/732726

-
- [19] EUROPEAN ENVIRONMENT AGENCY, E. U. A. S. A.: *European aviation environmental report 2022*. Publications Office of the European Union, 2023. <https://data.europa.eu/doi/10.2822/04357>
- [20] EUROPEAN TECHNOLOGY AND INNOVATION PLATFORM ON BATTERIES – BATTERIES EUROPE: *Strategic Research Agenda for batteries*. 2020
- [21] FASBENDER, G. : *Simcenter Amesim Rechnung*. München, 13.07.2023. – [Unveröffentlichtes Dokument]
- [22] GASTURB GMBH: *GasTurb 14: Design and Off-Design Performance of Gas Turbines*. 2022. – <https://gasturb.com/Downloads/Manuals/GasTurb14.pdf>
- [23] GASTURB GMBH: *GasTurb 14, Version 14*. 2022. – [Computer Software], <https://www.gasturb.com/>
- [24] GOLOVANOV, D. ; GERADA, D. ; SALA, G. ; DEGANI, M. ; TRENTIN, A. ; CONNOR, P. H. ; XU, Z. ; ROCCA, A. L. ; GALASSINI, A. ; TARISCIOTTI, L. ; EASTWICK, C. N. ; PICKERING, S. J. ; WHEELER, P. ; CLARE, J. ; FILIPENKO, M. ; GERADA, C. : 4-MW Class High-Power-Density Generator for Future Hybrid-Electric Aircraft. In: *IEEE Transactions on Transportation Electrification* 7 (2021), Nr. 4, S. 2952–2964. DOI: 10.1109/TTE.2021.3068928
- [25] GRIEB, H. : *Projektierung von Turboflugtriebwerken*. Basel and Berlin : Birkhäuser, 2004 (Technik der Turboflugtriebwerke). – ISBN 3764360232
- [26] GRIEB, H. : *Verdichter für Turbo-Flugtriebwerke*. Berlin and Heidelberg : Springer, 2009. DOI: 10.1007/978-3-540-34374-5. – ISBN 978-3-540-34373-8
- [27] HEARTAEROSPACE: *ES-30*. – <https://heartaerospace.com/es-30/> [Online abgerufen am 25.10.2023]
- [28] HOELZEN, J. ; LIU, Y. ; BENSMANN, B. ; WINNEFELD, C. ; ELHAM, A. ; FRIEDRICH, J. ; HANKE-RAUSCHENBACH, R. : Conceptual Design of Operation Strategies for Hybrid Electric Aircraft. In: *Energies* 11 (2018), Nr. 1, S. 217. DOI: 10.3390/en11010217
- [29] HOFMANN, P. : *Hybridfahrzeuge: Ein alternatives Antriebskonzept für die Zukunft*. Wien : Springer, 2010. DOI: 10.1007/978-3-211-89191-9. – ISBN 978-3-211-89190-2
- [30] HUFSCMID, M. : *Grundlagen der Elektrotechnik: Einführung für Studierende der Ingenieur- und Naturwissenschaften*. Wiesbaden and Heidelberg : Springer Vieweg, 2021. DOI: 10.1007/978-3-658-30386-0. – ISBN 978-3-658-30385-3
- [31] JUX, B. ; FOITZIK, S. ; DOPPELBAUER, M. : A Standard Mission Profile for Hybrid-Electric Regional Aircraft based on Web Flight Data. In: *2018 IEEE International*

- Conference on Power Electronics, Drives and Energy Systems (PEDES)*, Institute of Electrical and Electronics Engineers (IEEE), 2018. – ISBN 978–1–5386–9316–2, S. 6 Seiten
- [32] KALT, S. : *Automatisierte Auslegung elektrischer Antriebsmaschinen zur anwendungsspezifischen Optimierung*. München, Technische Universität München, Dissertation, 2021. <https://mediatum.ub.tum.de/doc/1593960/1593960.pdf>
- [33] KIM, W. S.: Design optimization of cross-counter flow compact heat exchanger for energy recovery ventilator. In: *International Journal of Air-Conditioning and Refrigeration* 30 (2022), Nr. 1, 1–15. DOI: 10.1007/s44189–022–00016–2. – ISSN 2010–1333
- [34] KLAUS, T. ; VOLLMER, C. ; WERNER, K. ; LEHMANN, H. ; MÜSCHEN, K. : *Energieziel 2050*. https://www.umweltbundesamt.de/sites/default/files/medien/378/publikationen/energieziel_2050.pdf. Version: 2010. – [Online abgerufen am 07.03.2024]
- [35] KORTHAUER, R. H.: *Handbuch Lithium-Ionen-Batterien*. Berlin and Heidelberg : Springer Vieweg, 2013. DOI: 10.1007/978-3-642-30653-2. – ISBN 978–3–642–30652–5
- [36] KRÜGER, W. ; GERLINGER, B. ; BRODERSEN, O. ; KLIMMEK, T. ; GÜNTHER, Y. : *Das DLR-Projekt KonTeKst: Konzepte und Technologien für emissionsarme Kurzstreckenflugzeuge*, 2020
- [37] KURZWEIL, P. ; DIETLMEIER, O. : *Elektrochemische Speicher: Superkondensatoren, Batterien, Elektrolyse-Wasserstoff, rechtliche Rahmenbedingungen*. 2., aktualisierte und erweiterte Auflage. Wiesbaden and Heidelberg : Springer Vieweg, 2018 (Lehrbuch). DOI: 10.1007/978-3-658-21829-4. – ISBN 3658218282
- [38] LAZARD: *Lazard’s Levelized Cost of Energy Analysis—Version 15.0*. 2021. – <https://www.lazard.com/media/sptlfats/lazards-levelized-cost-of-energy-version-150-vf.pdf> [Online abgerufen am 05.03.2024]
- [39] LORENZ, L. ; SEITZ, A. ; KUHN, H. : *Hybrid Power Trains for Future Mobility*, 2013. – DOI: 10.13140/2.1.2741.7925
- [40] MAEVE AEROSPACE GMBH: *Maeve M80*. – <https://maeve.aero/aircraft#performance> [Online abgerufen am 09.04.2024]
- [41] MARINESCU, M. ; MARINESCU, N. : *Elektrotechnik für Studium und Praxis: Gleich-, Wechsel- und Drehstrom, Schalt- und nichtsinusförmige Vorgänge*. 2., erweiterte Auflage. Wiesbaden and Heidelberg : Springer Vieweg, 2020. DOI: 10.1007/978-3-658-28884-6. – ISBN 978–3–658–28883–9

-
- [42] MTU AERO ENGINES AG / SCHROETER, J. SCHABER, R: *TELEM HAP4 Coordination Memo 10 : 2D-Schnittzeichnung der Gasturbine*. München, 26.02.2024. – [Unveröffentlichtes Dokument]
- [43] MTU AERO ENGINES AG / SCHROETER, J. SCHABER, R: *TELEM HAP4 Coordination Memo 10 : PSFC Map der HAP 1.2 Gasturbine*. München, 26.09.2023. – [Unveröffentlichtes Dokument]
- [44] MTU AERO ENGINES AG / SCHROETER, J. SCHABER, R: *TELEM HAP4 Coordination Memo 11 : Thermalmanagement*. München, 28.03.2024. – [Unveröffentlichtes Dokument]
- [45] NATIONAL RENEWABLE ENERGY LABORATORY: *Summary of Minimum and Maximum Values of CAPEX, Capacity Factor, O&M and LCOE*. 2023. – <https://atb.nrel.gov/electricity/2023/index> [Online abgerufen am 03.03.2024]
- [46] OTTEN, T. : *Vorstellung des Getriebevorentwurfsverfahrens GtGearbox*. Version: 2018. <https://elib.dlr.de/121340/> [Online abgerufen am 19.04.2024]
- [47] PATRICK CHRISTOPH VRATNY: *Conceptual Design Methods of Electric Power Architectures for Hybrid Energy Aircraft*. München, Technische Universität München, Dissertation, 2018. <https://mediatum.ub.tum.de/doc/1445695/1445695.pdf>
- [48] PELLEGRINO, G. ; VAGATI, A. ; BOAZZO, B. ; GUGLIELMI, P. : Comparison of Induction and PM Synchronous Motor Drives for EV Application Including Design Examples. In: *IEEE Transactions on Industry Applications* 48 (2012), Nr. 6, S. 2322–2332. DOI: 10.1109/TIA.2012.2227092
- [49] PREGLA, R. : *Grundlagen der Elektrotechnik*. 09. Auflage, durchgesehene. VDE Verlag (Lehrbuch Studium). ISBN 9783800742066
- [50] PÖCHHACKER, P. : *Implementierung und Validierung einer Auslegungsmethode elektrischer Maschinen für Gasturbinen-Elektro-Hybrid Antriebe*, Technische Universität München, Semesterarbeit, 2023. – [Unveröffentlichtes Dokument]
- [51] QUENTIN R. WALD: The aerodynamics of propellers. In: *Progress in Aerospace Sciences* 42 (2006), Nr. 2, 85–128. DOI: 10.1016/j.paerosci.2006.04.001. – ISSN 0376–0421
- [52] RICK, H. : *Gasturbinen und Flugantriebe: Grundlagen, Betriebsverhalten und Simulation*. Springer Berlin Heidelberg (VDI-Buch). <http://nbn-resolving.org/urn:nbn:de:bsz:31-epflicht-1608288>. – ISBN 9783540794462

- [53] RODRIGUEZ, J. R. ; DIXON, J. W. ; ESPINOZA, J. R. ; PONTT, J. ; LEZANA, P. : PWM regenerative rectifiers: state of the art. In: *IEEE Transactions on Industrial Electronics* 52 (2005), Nr. 1, 5–22. DOI: 10.1109/TIE.2004.841149. – ISSN 0278–0046
- [54] ROLLS-ROYCE DEUTSCHLAND LTD & Co KG: *TELEM_DatenpunkteE-Motoren_V3.xlsx: Ausgelegte Elektromotoren*. München, 2023. – [Unveröffentlichtes Dokument]
- [55] ROLLS-ROYCE DEUTSCHLAND LTD & Co KG: *TELEM_RRE_21112023.pdf: Ausgelegte elektrische Komponenten*. München, 2023. – [Unveröffentlichtes Dokument]
- [56] ROSKAM, J. ; LAN, C.-T. E.: *Airplane aerodynamics and performance*. DARcorporation (Airplane design and analysis). ISBN 9781884885440
- [57] SALPINGIDOU, C. ; SCHABER, R. ; KLINGELS, H. ; GEIGER, P. : Mechanical Design in an Interdisciplinary Predesign Tool. In: *Proceedings of the ASME Turbo Expo 2020: Turbomachinery Technical Conference and Exposition - 2020*. New York, NY and Red Hook, NY : the American Society of Mechanical Engineers and Curran Associates Inc, 2020. – ISBN 978–0–7918–8405–8
- [58] SCHABER, R. : *Numerische Auslegung und Simulation von Gasturbinen*, Technische Universität München, Dissertation, 2000. <https://mediatum.ub.tum.de/601824>
- [59] SCHROETER, J. ; ARMBÜSTER, F. ; SCHABER, R. ; GÜMMER, V. : Optimiziation of a battery electric hybrid propulsion system for a short range aircraft. In: *Proceedings of the ASME Turbo Expo 2024: Turbomachinery Technical Conference and Exposition - 2024*. London : The American Society of Mechanical Engineers, 2024
- [60] SEMIKRONINTERNATIONALGMBH: *SemiSel Simulation / Semikron Danfoss*. Version: 10.2023. <https://www.semikron-danfoss.com/de/service-support/semisel-simulation.html> [Online abgerufen am 09.10.2023]
- [61] SFORZA, P. M.: *Theory of Aerospace Propulsion*. Elsevier, 2012. – ISBN 978–1–85617–912–6
- [62] SHAH, R. K.: *Fundamentals of heat exchanger design*. John Wiley & Sons. DOI: 10.1002/9780470172605. – ISBN 9780470172605
- [63] SIEMENS DIGITAL INDUSTRIES SOFTWARE: *Simcenter Amesim 2021.1*. 2021. – [Computer Software] <https://plm.sw.siemens.com/de-DE/simcenter/systems-simulation/amesim/>
- [64] SOUTHWEST RESEARCH INSTITUTE: *Numerical Propulsion System Simulation (NPSS), v3.2*. – [Computer Software] <https://www.swri.org/consortia/numerical-propulsion-system-simulation-npss>

- [65] SPECOVIUS, J. : *Grundkurs Leistungselektronik: Bauelemente, Schaltungen und Systeme*. 10. Auflage. Wiesbaden and Heidelberg : Springer Vieweg, 2020 (Lehrbuch). DOI: 10.1007/978-3-658-30399-0. – ISBN 978–3–658–30398–3
- [66] STAACK, I. ; SOBRON, A. ; KRUS, P. : The potential of full-electric aircraft for civil transportation: from the Breguet range equation to operational aspects. In: *CEAS Aeronautical Journal* 12 (2021), Nr. 4, 803–819. DOI: 10.1007/s13272–021–00530–w. – ISSN 1869–5590
- [67] STEFAN STÜCKL: *Methods for the Design and Evaluation of Future Aircraft Concepts Utilizing Electric Propulsion Systems*, Technische Universität München, Dissertation, 2016. <https://mediatum.ub.tum.de/doc/1255732/1255732.pdf>
- [68] SYSTEMS, F. I. ; ISI, I. R.: *Solid-State Battery Roadmap 2035+*. Karlsruhe, Deutschland : Fraunhofer Institute for Systems and Innovation Research ISI, 2022
- [69] THE MATHWORKS, INC.: *Battery: Generic Model*. – <https://de.mathworks.com/help/sps/powersys/ref/battery.html> [Online abgerufen am 09.04.2024]
- [70] TOUHAMI, S. : *Analytical Sizing Models to Assess the Performances of High Specific Power Electric Motors for Hybrid Aircraft*, Institut National Polytechnique de Toulouse - INPT, Dissertation, Sept. 2020. <https://theses.hal.science/tel-04170761>
- [71] TSCHÖKE, H. : *Die Elektrifizierung des Antriebsstrangs: Basiswissen*. Wiesbaden : Springer Vieweg, 2015 (SpringerLink Bücher). DOI: 10.1007/978-3-658-04644-6. – ISBN 9783658046446
- [72] VOLLMER, U. : *Entwurf, Auslegung und Realisierung eines verlustoptimierten elektrischen Antriebs für Hybridfahrzeuge*. Berlin, Technischen Universität Berlin, Dissertation, <https://d-nb.info/1028912889/34>
- [73] VRATNY, P. ; FORSBACH, P. ; SEITZ, A. ; HORNUNG, M. : Investigation of Universally Electric Propulsion Systems for Transport Aircraft. In: *29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2014*, 2014
- [74] WILLE, J. H. ; NIEMEIER, D. ; PETERSEIM, P. D. J. ; WENT, A. P. ; WOLLERMANN UMPIERREZ, A. ; SCHÄFER, F. ; GALVAN, D. ; REICHEL, G. : The real cost of green aviation | Strategy&. (2022). <https://www.strategyand.pwc.com/de/en/industries/aerospace-defense/green-aviation/real-cost-of-green-aviation.pdf>. – [Online abgerufen am 03.03.2024]

- [75] WINTRICH, A. ; NICOLAI, U. ; TURSKY, W. ; REIMANN, T. : *Applikationshandbuch Leistungshalbleiter*. 2., überarbeitete Auflage. Ilmenau : ISLE Verlag, 2015. – ISBN 9783938843857

- [76] XIE, M. ; WANG, H. ; ZHANG, X. ; GAO, Z. ; LI, W. : Study on impedance characteristic of aircraft cables. In: *2014 17th International Conference on Electrical Machines and Systems (ICEMS 2014)*. Piscataway, NJ : IEEE, 2014. – ISBN 978-1-4799-5162-8, S. 645–650

Anhang A.

Anhang

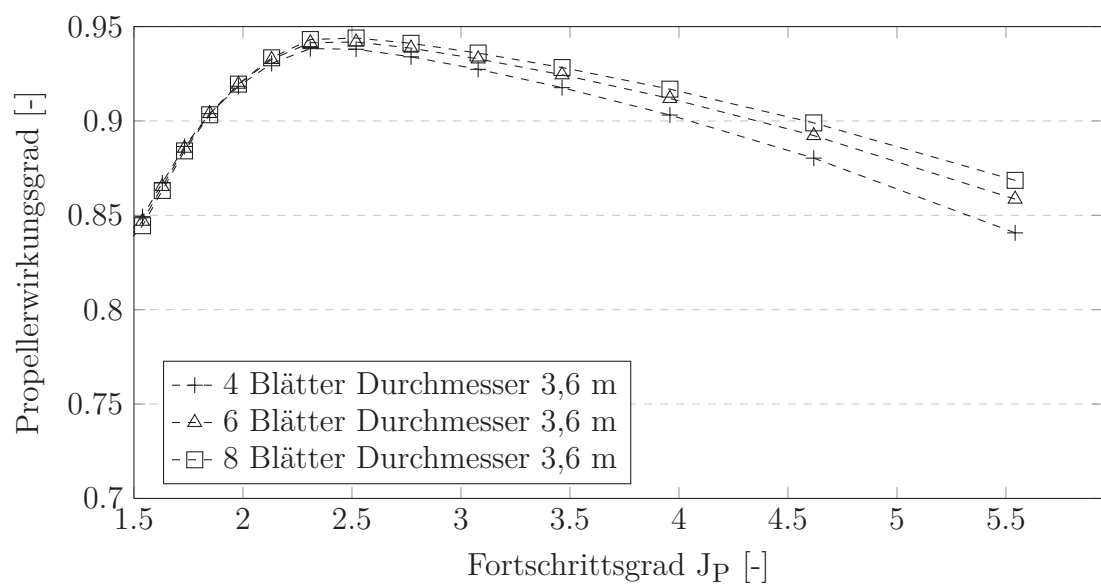


Abbildung A.1.: Propellerwirkungsgrade für einen Propellerdurchmesser von 3,6 m

Tabelle A.1.: Übersicht der Massen der einzelnen Komponenten des hybriden Antriebs für die drei Gondeln

Komponente	Massen		
	Gasturbinengondel	innere E-Gondel	äußere E-Gondel
Propeller	50 [kg]	50 [kg]	50 [kg]
Gasturbine	994 [kg]	0 [kg]	0 [kg]
Generator	285 [kg]	0 [kg]	0 [kg]
Gleichrichter	150 [kg]	0 [kg]	0 [kg]
Motor (Propeller)	84 [kg]	84 [kg]	84 [kg]
Wechselrichter (Propeller)	13 [kg]	13 [kg]	13 [kg]
Wärmetauscher	0 [kg]	51 [kg]	51 [kg]
Motor (Lüfter)	0 [kg]	7 [kg]	7 [kg]
Wechselrichter (Lüfter)	0 [kg]	2 [kg]	2 [kg]
Batterie	0 [kg]	1363 [kg]	947 [kg]
Kühlwasserpumpe	2 [kg]	2 [kg]	2 [kg]
Gondel und Kanäle	137 [kg]	117 [kg]	117 [kg]
Düsenkegel (Plug)	13 [kg]	13 [kg]	13 [kg]
Summe	1728 [kg]	1728 [kg]	1312 [kg]
Anzahl der Gondeln	1	1	8
Verbindungskabel	129 [kg]		
Antriebsgesamtgewicht	14081 [kg]		