

Auslegung von generischen Brennstoffzellensystemen mit Stacks großer Zellfläche für ausgewählte Transportanwendungen

Design of generic fuel cell systems with large cell area stacks for
selected transport applications

Masterthesis
von
Herrn Felix Fuchs

durchgeführt am
Institut für Flugzeugbau
Universität Stuttgart

und beim
Deutschen Zentrum für
Luft- und Raumfahrt e.V.
in der Abteilung
Energiesystemintegration

Stuttgart, den 15.12.2024

Kurzfassung

Die steigende Nachfrage nach emissionsfreien Antriebstechnologien erfordert innovative Lösungen für den Transportsektor. Brennstoffzellensysteme (BZ-Systeme) mit großer Zellfläche gelten als vielversprechender Ansatz, insbesondere für Anwendungen mit hohen Leistungsanforderungen. Ziel dieser Arbeit ist die Entwicklung und Auslegung generischer BZ-Systeme für ausgewählte Transportanwendungen für den Einsatz im Straßen- und Schienenverkehr, sowie in maritimen Systemen und Regionalflugzeugen. Mithilfe von Simulationen und Parameterstudien werden verschiedene Stack-Architekturen und *Balance of Plant* (BoP)-Komponenten analysiert. Der Fokus liegt dabei auf dem Verdichter und dem Wärmetauscher als kritische Komponenten der Systemauslegung. Die Dimensionierung des BoP-Systems sowie die Berechnung wichtiger Performance-Parameter, darunter Masse und Effizienz des BoP-Systems sowie die Leistungsanteile der Hilfsaggregate, erfolgt mit dem Simulationstool *Airfox*. Die Ergebnisse zeigen, dass ein Stack-Design mit niedriger Stromdichte Vorteile hinsichtlich Wirkungsgrad und Wasserstoffverbrauch bietet. Aus dem Vergleich der Anwendungen geht hervor, dass für das Flugzeug andere Komponenten benötigt werden als für die Systeme der weiteren Anwendungen. Die meisten Gemeinsamkeiten für den generischen Ansatz können für Zug und Schiff nachgewiesen werden. Darüber hinaus konnte gezeigt werden, dass die Multi-Stack-Anordnung die BoP-Leistung um 24 % reduziert. Eine weitere vielversprechende Alternative ist die Verwendung eines einzelnen großen Stacks, wodurch eine Reduzierung der Systemmasse erreicht wird. Die Herausforderungen liegen in der Entwicklung geeigneter Verdichter und im Umgang mit erhöhten Strömen und Spannungen. Diese Arbeit demonstriert die Potenziale einer generischen Systemauslegung und gibt Empfehlungen für die Entwicklung von BoP-Komponenten für Brennstoffzellensysteme mit Leistungen bis zu 1,3 MW.

Abstract

The growing demand for zero-emission propulsion technologies requires innovative solutions for the transportation sector. Fuel cell systems (FC systems) with large cell areas are considered a promising approach, especially for applications with high power requirements. This study aims to develop and design generic FC systems for selected transportation applications, including road and rail transportation, marine systems, and regional aircraft. Various stack architectures and balance of plant (BoP) components are analyzed using simulations and parameter studies. The focus is on the compressor and the heat exchanger as critical components of the system design. The BoP system is dimensioned and key performance parameters such as the mass and efficiency of the BoP system as well as the power requirements of auxiliary components are calculated using the simulation tool *Airfox*. The results show that a low current density stack design offers advantages in terms of efficiency and hydrogen consumption. A comparison of applications reveals that aircraft require different components than other systems. The highest degree of commonality for the generic approach is found in trains and ships. Furthermore, the study indicates that a multi-stack arrangement reduces the BoP power requirement by 24%. Another promising alternative is the use of a single large stack, which achieves a reduction in system mass. Challenges include the development of suitable compressors and the handling of increased currents and voltages. This study demonstrates the potential of a generic system design and provides recommendations for the development of BoP components for fuel cell systems up to 1.3 MW.

Inhaltsverzeichnis

Kurzfassung	I
Abstract	II
Inhaltsverzeichnis	III
Abbildungsverzeichnis	IV
Tabellenverzeichnis	V
Abkürzungsverzeichnis	VI
Symbolverzeichnis	VII
1. Einleitung	1
2. Grundlagen	4
2.1. Proton Exchange Membrane Brennstoffzelle	4
2.2. Brennstoffzellensystem	6
2.3. Generisches System	13
2.4. Transportanwendungen	14
3. Methodik	16
3.1. Analyse Missionsprofile	16
3.2. Systemkonfigurationen	20
3.3. Stackauslegung	23
3.4. Simulationsumgebung Airfox	26
3.5. Systemauslegung	27
4. Ergebnisse	35
4.1. Stackauslegung	35
4.2. Systemkonfiguration 1	37
4.3. Systemkonfiguration 2	41
4.4. Systemkonfiguration 3	44
5. Vergleich und Diskussion	47
5.1. Kommerzielle Systeme	47
5.2. Stackebene	48
5.3. Systemebene	51
6. Fazit und Ausblick	59
6.1. Schlussfolgerungen	59
6.2. Ausblick	60
Literaturverzeichnis	61
A. Anhang	A-1

Abbildungsverzeichnis

1.1.	Anwendungsbereich für Brennstoffzellen in unterschiedlichen Mobilitätssektoren.	1
2.1.	Funktionsprinzip einer PEM-Brennstoffzelle.	4
2.2.	Brennstoffzellen-Design mit Sub Flow Fields.	5
2.3.	Die vier Subsysteme eines Brennstoffzellensystems.	6
2.4.	Extrapolierte Stack-Kennlinie.	8
2.5.	Beispielbild eines Radialverdichters für Luftfahrtanwendungen.	9
2.6.	Qualitative Kennfelder der Kompressor-Varianten.	10
2.7.	Parallele (a) und serielle (b) Architekturen von Multi Stack Systemen.	13
2.8.	DLR Exact Flugzeugmodell mit Brennstoffzellen-Antrieb.	15
3.1.	Leistungsprofile über der Mission aller vier Transportanwendungen.	16
3.2.	Missionsprofil und Druckverlauf des modellierten Flugzeugs.	18
3.3.	Layout des Brennstoffzellensystems in Konfiguration 1.	20
3.4.	Vergleich der Systemlayouts von Konfiguration 2 (links) und Konfiguration 3 (rechts).	22
3.5.	Layout des Brennstoffzellensystems im Airfox.	26
3.6.	Auswahl der Auslegungspunkte aus der Flugzeugmission.	27
3.7.	Exemplarisches Verdichter-Kennfeld.	30
3.8.	Auslegungspunkt des FC-Wärmetauschers für Systemkonfiguration 2.	33
4.1.	Optimierte Stack-Parameter des Flugzeug-Systems.	38
4.2.	Vergleich der Massenaufteilung von System 1 mit den Kompressoren <i>Fischer EMTC-120k</i> (links) und <i>Rotrex C38R</i> (rechts).	39
4.3.	Anteil der BoP-Leistung P_{ratio} (links) und Aufteilung der BoP-Leistung P_{BoP} (rechts) in System 1.	40
4.4.	Verlauf der Effizienzen in System 1.	40
4.5.	Massenaufteilung in Systemkonfiguration 2.	41
4.6.	Betriebspunkte in den Kennfeldern der ausgewählten Verdichter für System 2.	43
4.7.	Verlauf von P_{ratio} (links) und Aufteilung auf die Komponenten (rechts) in System 2.	43
4.8.	Aufteilung der Massen in Systemkonfiguration 3.	45
4.9.	Vergleich der BoP-Leistungen für System 3 in verschiedenen Betriebspunkten.	46
5.1.	Abhängigkeit der Zellzahl von Zellfläche und Stromdichte.	49
5.2.	Massenvergleich bei variierender Stromdichte des BZ-Systems ohne (links) und mit Wasserstofftank (rechts).	50
5.3.	Massenvergleich aller Systeme am Beispiel Zug.	52
5.4.	Vergleich der BoP-Leistung aller Systeme am Beispiel Zug.	53
A.1.	Kompressor-Kennfeld Rotrex C38R.	A-4
A.2.	Kompressor-Kennfeld Garrett Motion G45-1500	A-5
A.3.	Kompressor-Kennfeld Garrett Motion G47-1850	A-6

Tabellenverzeichnis

3.1. Erforderliche Netto-Leistung der Transportanwendungen in den gewählten Betriebspunkten Maximum, Mittel und Minimum.	17
3.2. Umgebungsbedingungen der Transportanwendungen.	19
3.3. Aufteilung der Stacks auf die Systeme in Konfiguration 1.	21
3.4. Aufteilung der Stacks auf die Systeme in Konfiguration 2.	21
3.5. Aufteilung der Stacks auf die Systeme in Konfiguration 3.	22
3.6. Erforderliche Leistung in den gewählten Betriebspunkten.	23
3.7. Bedingungen der elektrischen Parameter für die Stack-Auslegung.	25
3.8. Eigenschaften der für die Auslegung gewählten Turbokompressoren.	31
3.9. Standard-Parameter der Wärmetauscher.	32
4.1. Parameter des Basis-Stacks im Auslegungspunkt.	35
4.2. Parameter der Stacks für System 3 im Auslegungspunkt.	36
4.3. Betriebsparameter des Stacks exemplarisch für Systemkonfiguration 1.	37
4.4. Anzahl der Komponenten je Anwendung in System 2.	42
5.1. Vergleich von System 1 mit kommerziellen Systemen	47
5.2. Vergleich der Stack-Auslegung für System 3 mit variabler Stromdichte.	49
5.3. Vergleich der Systemkonfigurationen in Bezug auf die Gesamtmasse m_{ges}	52
5.4. Betriebsparameter des Stacks exemplarisch für die Anwendung Flugzeug im Vergleich aller 3 Systemkonfigurationen.	54
A.1. Berechnung der Aufteilung in System 1 nach den Leistungsanforderung der Anwendungen.	A-1
A.2. Berechnung der Aufteilung in System 2 nach den Leistungsanforderungen der Anwendungen.	A-2
A.3. Berechnung der Aufteilung in System 3 nach den Leistungsanforderungen der Anwendungen.	A-3
A.4. Betriebsparameter des Stacks exemplarisch für Systemkonfiguration 2.	A-7
A.5. Betriebsparameter des Stacks exemplarisch für Systemkonfiguration 3.	A-7
A.6. Auslegungs Stromdichte $i_{\text{Zelle,Design}}$ aller 3 Konfigurationen	A-8
A.7. Auslegungsparameter der verwendeten Kompressoren in allen 3 Konfigurationen	A-8
A.8. Angepasste HX-Parameter der Stackkühlung.	A-8
A.9. Angepasste HX-Parameter der Luftkühlung.	A-8

Abkürzungsverzeichnis

BoP	<i>Balance of Plant</i> (Hilfsaggregate)
BZ	Brennstoffzelle
CEC	Abteilung Computergestützte Elektrochemie
DC	<i>Direct Current</i> (Gleichstrom)
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
ECE	Abteilung Elektrochemische Energietechnik
EIS	<i>Entry into service</i> (Inbetriebnahme)
EU	Europäische Union
FC	<i>Fuel Cell</i> (Brennstoffzelle)
HHDDT	<i>Heavy Heavy-Duty Diesel Truck</i> (Schwerlastkraftwagen)
HX	<i>Heat Exchanger</i> (Wärmetauscher)
IFB	Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart
LKW	Lastkraftwagen
MEA	<i>Membrane Electrode Assembly</i> (Membran-Elektroden-Zusammenbau)
MSFCS	<i>Multi Stack Fuel Cell System</i>
OEM	<i>Original Equipment Manufacturer</i> (Originalhersteller)
PEM	<i>Proton Exchange Membrane</i> (Protonen-Austausch-Membran)
SFCS	<i>Single Fuel Cell System</i> (Einzel-Stack-System)
STASHH	<i>Standard-Sized Heavy-Duty Hydrogen</i>
t.o.c.	<i>top of climb</i> (Ende des Steigflugs)

Symbolverzeichnis

Symbol	Bezeichnung	Einheit
$A_{\text{HX,FC}}$	Vorderfläche des FC-Wärmetauschers	[m ²]
A_{Zelle}	Zellfläche	[m ²]
η_{Sys}	Gesamtwirkungsgrad des Brennstoffzellensystems	[%]
η_{Zelle}	Zellspannungs-Effizienz	[%]
i_{Zelle}	Stromdichte einer Brennstoffzelle	[A/m ²]
$i_{\text{Zelle,Design}}$	Auslegungsstromdichte im Stack-Entwurf	[A/m ²]
I_{Stack}	Gesamtstromstärke im Stack	[A]
I_{Sys}	Gesamtstromstärke im BZ-System	[A]
λ_{Luft}	Stöchiometrie-Faktor Luft	[-]
$m_{\text{Befeuchter}}$	Masse der Luftbefeuchter	[kg]
$m_{\text{HX,FC}}$	Masse des Wärmetauschers im Stack-Kühlkreislauf	[kg]
$m_{\text{HX,Luft}}$	Masse des Wärmetauschers im Luft-Kühlkreislauf	[kg]
m_{Pumpe}	Masse der Pumpe im Stack-Kühlkreislauf	[kg]
m_{Sys}	Gesamtmasse des Brennstoffzellensystems	[kg]
m_{V}	Masse der Verdichter bzw. Kompressoren	[kg]
\dot{m}_{V}	Geförderter Luft-Massenstrom des Verdichters	[kg/s]
$N_{\text{Befeuchter}}$	Anzahl der Befeuchter pro System	[-]
N_{Stacks}	Anzahl der Stacks pro System	[-]
N_{Sys}	Anzahl der Brennstoffzellen-Systeme	[-]
N_{V}	Anzahl der Verdichter pro System	[-]
$N_{\text{Zellen,Stack}}$	Anzahl der Brennstoffzellen in einem Stack	[-]
Δp_{c}	Druckunterschied auf der kalten Seite des Wärmetauschers	[bar]
$\Delta p_{\text{c,set}}$	Vorgabe Druckunterschied auf der kalten Seite des Wärmetauschers	[bar]
Δp_{h}	Druckunterschied auf der heißen Seite des Wärmetauschers	[bar]
$p_{\text{Stack,in}}$	Kathoden-Eingangsdruck	[Pa]
P_{BoP}	Leistung der Hilfssysteme	[W]
P_{el}	Elektrische Leistung	[W]
$P_{\text{el,Fan}}$	Elektrische Leistung des Fans im Kühlkreislauf	[W]
P_{max}	Erforderliche Leistung der Anwendung im maximalen Betriebspunkt	[W]
$P_{\text{max,netto}}$	Geforderte Netto-Leistung im maximalen Betriebspunkt	[W]
P_{mittel}	Erforderliche Leistung der Anwendung im mittleren Betriebspunkt (Cruise)	[W]
$P_{\text{mittel,netto}}$	Geforderte Netto-Leistung im mittleren Betriebspunkt (Cruise)	[W]
P_{min}	Erforderliche Leistung der Anwendung im minimalen Betriebspunkt	[W]

Fortsetzung auf der nächsten Seite

Symbol	Bezeichnung	Einheit
$P_{\min,netto}$	Geforderte Netto-Leistung im minimalen Betriebspunkt	[W]
P_{ratio}	Anteil der BoP-Leistung an der Gesamtleistung	[-]
P_{Stack}	Leistung eines einzelnen Stacks	[W]
$P_{Sys,brutto}$	Brutto-Leistung der Stacks in einem System	[W]
$P_{Sys,netto}$	Netto-System-Leistung	[W]
Π_V	Druckverhältnis des Luft-Kompressors	[-]
rH	relative Feuchtigkeit der Kathodenluft im Stack	[%]
rH_{env}	relative Feuchtigkeit der Umgebungsluft	[%]
ΔT_c	Temperaturunterschied an der kalten Seite des Wärmetauschers	[K]
T_{Stack}	Stack-Betriebstemperatur	[° C]
ΔT_V	Temperaturunterschied über den Luftverdichter	[K]
U_{Stack}	Gesamtspannung im Brennstoffzellen-Stack	[V]
U_{Sys}	Gesamtspannung im Brennstoffzellen-System	[V]
U_{theo}	Theoretische Maximalspannung einer Brennstoffzelle	[V]
U_{Zelle}	Spannung einer Brennstoffzelle	[V]

1. Einleitung

Der menschengemachte Klimawandel zählt zu den größten Herausforderungen unserer Zeit. Insbesondere der Verkehrssektor spielt mit einem Anteil von etwa 16 % an den globalen CO₂-Emissionen in 2023 eine zentrale Rolle bei der Erderwärmung [1]. Etwa die Hälfte (52 %) davon entfallen auf Gütertransport zu Land und zu Wasser, auf den Luftfahrtsektor und auf nicht-elektrifizierte Züge [2]. Um die Klimaziele des EU Green Deal zu erreichen, der bis 2050 Klimaneutralität anstrebt [3], ist ein grundlegender Wandel in der Antriebstechnologie erforderlich.

Während fossile Brennstoffe sukzessive verdrängt werden, gewinnen alternative Antriebssysteme zunehmend an Bedeutung. Je nach Anwendungsgebiet bilden synthetische Kraftstoffe, Batterien und Wasserstoff die hauptsächlichen Energieträger für zukünftige Mobilitätslösungen. Batterien sind dabei relevanter für kleinere Fahrzeuge, wie den privaten PKW-Verkehr. Dagegen spielt Wasserstoff aufgrund seiner niedrigeren gravimetrischen Energiedichte eine zentrale Rolle für Schwerlast-Anwendungen und den Luftverkehr. Dort ist eine Direktverbrennung von Wasserstoff möglich, um Gasturbinen anzutreiben. Eine emissionsärmere und skalierbare Methode ist die Nutzung von Wasserstoff in einer Brennstoffzelle zur Gewinnung elektrischer Energie. Diese kann wiederum in Elektromotoren zum Vortrieb genutzt werden. Zudem bietet diese Antriebsmöglichkeit den weiten Einsatz in vielen Transportanwendungen, die in Abbildung 1.1 zu sehen sind. Darin zeigt der hellgrüne Bereich, die potenziellen Anwendungen Busse, LKW, Züge und Flugzeuge, die aufgrund ihres Gewichts und ihrer Reichweite für Brennstoffzellenantriebe in Frage kommen. Schiffe fallen je nach Größe ebenfalls in den Bereich der möglichen Anwendungen.

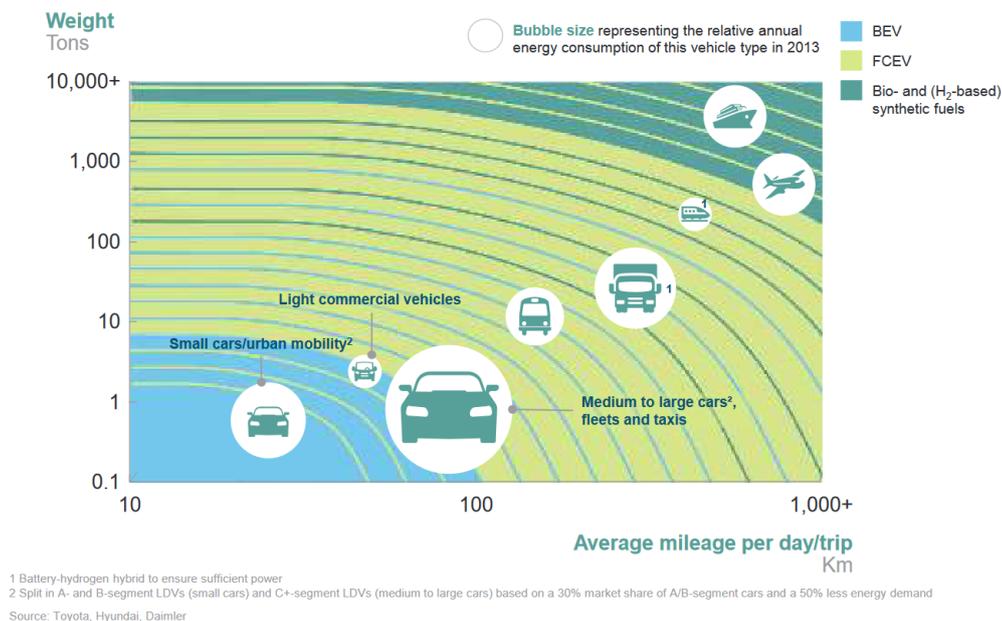


Abbildung 1.1: Anwendungsbereich für Brennstoffzellen-Antriebe in unterschiedlichen Mobilitätssektoren. Aus [4]

Um das Emissionen-Einsparpotenzial aufzuzeigen, wird ein Beispiel aus dem Luftfahrtsektor beschrieben. Studien von *Eurocontrol* aus 2021 ergaben, dass 75 % der weltweiten Flugbewegungen Kurzstreckenflüge mit weniger als 1500 km sind. Diese machen rund ein Viertel der

Treibhausgasemissionen in der Luftfahrt aus. Bezieht man die Mittelstreckenflüge bis 4000 km mit ein, so steigt der Anteil auf fast 50 % an. Somit können in der Luftfahrt fast die Hälfte aller verursachten Emissionen durch Brennstoffzellentechnologie vermieden werden. [5]

Der Einsatz von Brennstoffzellen in diesen Transportanwendungen ist Gegenstand vieler aktueller Forschungen und Testkampagnen. Das Projekt BALIS soll hier beispielhaft genannt werden. Dabei handelt es sich um eine Testumgebung des DLRs, in denen mehrere Brennstoffzellensysteme zusammen verschaltet werden können, um eine Gesamtleistung des Antriebsstrangs von ca. 1,5 MW zu erreichen [6].

Sowohl die Forschung als auch die Hersteller beschränkten sich bisher auf die Optimierung von Brennstoffzellensystemen für eine spezifische Transportanwendung. Hersteller wie Powercell[®] oder Ballard[®] nutzen ihre Expertise in Systemen für Heavy-Duty-Anwendungen, um diese auch im maritimen Bereich einsetzen zu können. Die Herausforderungen liegen hier u. a. in der Skalierbarkeit auf höhere Leistungsanforderungen.

Im Gegensatz dazu stehen generische Systeme. Sie bieten einige Vor- und Nachteile gegenüber anwendungsspezifischen Systemen. Ein einheitliches System ermöglicht eine standardisierte Produktion und senkt somit Kosten. Dies fördert den Aufschwung der Herstellung von Brennstoffzellensystemen. Durch ein standardisiertes Produkt reduziert sich die Entwicklungszeit, was den Markteintritt von Brennstoffzellenantrieben für verschiedene Anwendungen erleichtert. Je mehr Transportarten Brennstoffzellen nutzen, desto größer ist die Nachfrage nach Wasserstoff, das den Aufbau dessen Infrastruktur beschleunigt. Auf der anderen Seite wird die Flexibilität beschränkt und verschiedene Leistungsprofile unterschiedlicher Anwendungen können nicht optimiert bedient werden. Eine generische Auslegung kann zu überdimensionierten Komponenten führen. Damit verbunden ist eine oft niedrigere Effizienz und ein erhöhter Platzbedarf bzw. eine erhöhte Masse.

In der Literatur existieren bereits Ansätze, Anwendungen aus ähnlichen Leistungsklassen zu verbinden. In diesem Punkt sei die Arbeit von [7] genannt, in der ein BZ-System für Lastkraftwagen entworfen wird, das potenziell auch für Züge und später im maritimen Bereich genutzt werden soll. Im von der EU geförderte Projekt STASHH (*Standard-Sized Heavy-Duty Hydrogen*) wird ein Brennstoffzellen-Modul entwickelt, das universell in Heavy-Duty-Anwendungen, wie LKWs, Zügen und Schiffen eingesetzt werden kann. Dieses ist modular aufgebaut, damit der Leistungsbereich an die Anwendungen angepasst werden kann. [8] Dennoch ist bisher wenig zu generischen Systemen bekannt, die in vielerlei Fahrzeugen bis in die Luftfahrt Anwendung finden. Diese Arbeit soll dazu beitragen, mit ihren Erkenntnissen diese Forschungslücke zu schließen.

Die vorliegende Arbeit ist Teil des Projekts *PEMScale1.5* von mehreren Partnern im DLR-Verbund, die sich zum Ziel gesetzt haben, ein solches generisches System aufzubauen. Dafür wird ein Einsatz in einem 39t-Schwerlasttransportwagen, einem Regionalzug, einer Fähre und einem 70-Sitzer-Flugzeug in Betracht gezogen. Es soll herausgefunden werden, inwiefern ein generisches System, bestehend aus den gleichen Komponenten, verwendet werden kann, um die Anwendungen anzutreiben. Darin sollen Gemeinsamkeiten analysiert und Symbiosen genutzt werden. Ein weiterer bedeutender Aspekt ist, welche Auswirkungen eine Skalierung der Leistung auf das System und seine Komponenten hat.

In der folgenden Arbeit werden die aufgestellten Hypothesen zu generischen Systemen genauer untersucht. Dies geschieht mittels Simulationen der ausgelegten BZ-Systeme. Im Fokus der Arbeit steht die Dimensionierung des BZ-Systems inklusive seiner *Balance of Plant* (BoP) Komponenten. Den Berechnungen liegen Leistungsprofile der Anwendungen LKW, Zug, Schiff

und Flugzeug zugrunde. Zunächst werden drei unterschiedliche Systemkonfigurationen definiert. Anhand dieser Definition wird eine Systemarchitektur für jede Anwendung entworfen. Die Auslegung erfolgt mithilfe des DLR-eigenen Simulationstools *Airfox*. Dieses wird durch eigens erstellte Python-Skripte für einfache Leistungsberechnungen ergänzt.

Nach einem Überblick der theoretischen Grundlagen von Brennstoffzellensystemen in Kapitel 2 folgt in Abschnitt 3 die Erklärung der Methodik. Darin wird die Vorgehensweise zur Modellierung und den Berechnungen genauer ausgeführt. Kapitel 4 gibt eine detaillierte Übersicht über die Simulationsergebnisse. In Abschnitt 5 werden die Systemkonfigurationen systematisch verglichen und die Ergebnisse ausführlich diskutiert. Zum Abschluss werden die wichtigsten Schlussfolgerungen hervorgehoben und ein kurzer Ausblick auf zukünftige Forschungsfragen zur Thematik gegeben.

2. Grundlagen

Für ein fundiertes Basiswissen werden zunächst die theoretischen Grundlagen der vorliegenden Arbeit erklärt. Die Übersicht umfasst die thermodynamischen Prozesse der Brennstoffzelle und die einzelnen Subsysteme des Brennstoffzellensystems. Außerdem werden die zu untersuchenden Transportanwendungen vorgestellt.

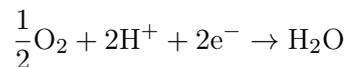
2.1. Proton Exchange Membrane Brennstoffzelle

Eine Brennstoffzelle (*Fuel Cell*, FC) ist ein Energiewandler von chemischer Energie in elektrische Energie und Wärme. Es gibt verschiedene Arten dieses Prinzips. In dieser Arbeit steht jedoch die *Proton Exchange Membrane* (PEM)-Brennstoffzelle im Vordergrund. Sie verwendet molekularen Wasserstoff und Sauerstoff als Ausgangsstoffe. Die an der Anode ankommenden Wasserstoffmoleküle werden an der Membran in ihre Bestandteile, Wasserstoffatome und Elektronen, aufgespalten. Die positiv geladenen Wasserstoffatome können die Membran im sogenannten Elektrolyt passieren. Die freien Elektronen hingegen werden blockiert und bilden einen elektrischen Stromfluss um das Polymerelektrolyt herum zur Kathode. Diese elektrische Energie kann für die jeweilige Anwendung genutzt werden. An der Kathode reagieren zwei der Wasserstoffatome mit einem Sauerstoffatom. Als Produkt entstehen Wassermoleküle. Im Folgenden sind die einzelnen chemischen Reaktionsgleichungen der PEM-Brennstoffzelle aufgeführt [9]:

- **Anodenreaktion:**



- **Kathodenreaktion:**



- **Gesamtreaktion:**

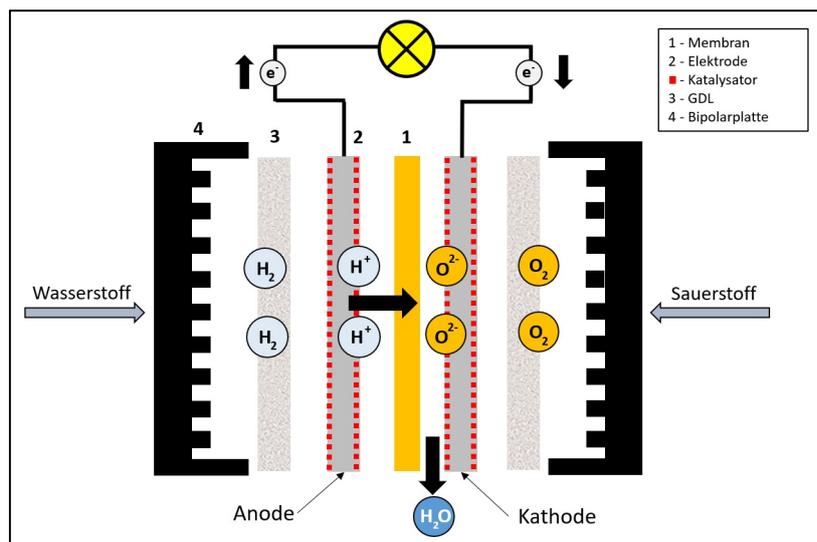
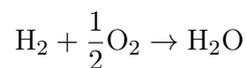


Abbildung 2.1: Funktionsprinzip einer PEM-Brennstoffzelle. [10]

Bei der chemischen Reaktion wird neben elektrischer auch thermische Energie frei. Die Brennstoffzelle (BZ) emittiert somit Wasser in flüssigem und gasförmigem Zustand als Wasserdampf. Abbildung 2.1 gibt einen Überblick über den beschriebenen Brennstoffzellen-Prozess. Zudem ist darin die *Membrane Electrode Assembly* (MEA), bestehend aus Anode, Kathode, Elektrolyt und Membran, zu sehen. Dieses wird von den sogenannten Bipolarplatten umschlossen. Sie sind verantwortlich für die Zufuhr von Wasserstoff auf der einen und Sauerstoff auf der anderen Seite. Mehrere dieser Platten bilden zusammen einen sogenannten Brennstoffzellen-Stack (Stapel). Näheres dazu wird im nachfolgenden Kapitel beschrieben. Im Detail handelt es sich bei der verwendeten PEM-Brennstoffzelle um eine Niedrigtemperatur-Zelle (*Low Temperature PEM Fuel Cell*, LT-PEMFC). Dies sagt aus, dass die Brennstoffzellen im Bereich von ca. 60 °C bis 100 °C betrieben werden [11]. Bei Zellen mit einer Membran aus Nafion[®] und einer relativen Luftfeuchte von $rH = 50\%$ liegt die optimale Betriebstemperatur bei 75 °C [12].

Das Design der Bipolarplatten ist ein eigener Forschungsbereich und ist nicht Teil dieser Arbeit. Jedoch sollen Brennstoffzellen untersucht werden, die im Zuge des PEMScale-Projekts von der Abteilung Elektrochemische Energietechnik (ECE) und Computergestützte Elektrochemie (CEC) des DLR entwickelt worden. Die Brennstoffzellen wurden mit dem Ziel einer erhöhten Zellfläche optimiert. Der in vorherigen Untersuchungen getestete Stack ist mit Zellen einer Fläche von 90 cm² ausgestattet (vgl. [13]). Der neu entwickelte Stack soll aus Brennstoffzellen mit einer Fläche von bis zu 1200 cm² bestehen. Die Brennstoffzellen mit dieser vergrößerten Zellfläche liegen der Masterarbeit zugrunde.

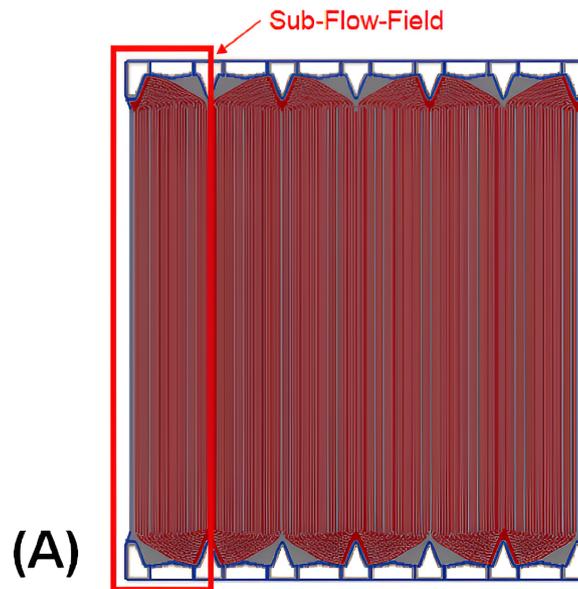


Abbildung 2.2: Brennstoffzellen-Design mit Sub Flow Fields. [14]

Im Allgemeinen hat die Vergrößerung der aktiven Zellfläche A_{Zelle} diverse Vorteile. Zuallererst erhöht sich die elektrische Leistung P_{Zelle} , die von der Brennstoffzelle generiert wird. Das geht aus Gleichung 2.1 hervor.

$$P_{\text{Zelle}} = U_{\text{Zelle}} \cdot i_{\text{Zelle}} \cdot A_{\text{Zelle}} \quad (2.1)$$

Dabei ist U_{Zelle} die Zellspannung und i_{Zelle} die Stromdichte. Als technologische Antwort auf die Erhöhung der Leistungsanforderungen der Brennstoffzellen kann die Zellfläche erhöht werden. Darüber hinaus wird die Effizienz gesteigert und die Systemkomplexität reduziert [15]. Gleichzeitig müssen dabei Herausforderungen überwunden werden. Diese liegen zum einen in einem modifizierten *flow field design*, das eine möglichst gleichmäßige Gasversorgung und Druckverteilung der gesamten Zellfläche sicherstellt. Weiter muss darauf geachtet werden, dass die Zelle vollständig gekühlt wird und die Membran ausreichend mit Feuchtigkeit versorgt wird. Außerdem muss die Medienversorgung entlang der gesamten Membran gesichert werden. Sonst kann es an kritischen Stellen (*Hotspots*) zu Austrocknung der Membran oder zur Flutung (*Flooding*) der Zellen kommen. Dies führt zu Dysfunktionalitäten und im schlimmsten Fall zur Zerstörung des Materials. [14]

Die von der Abteilung ECE entwickelte Lösung mit geometrischen Anpassungen im Design des Strömungsfelds sind in Abbildung 2.2 zu sehen. Die dort konzipierten Brennstoffzellen zeichnen sich zudem durch ihre Modularität aus. Die gesamte Zelle ist in sogenannte *Sub-Flow-Fields*, also Teilzellen, à 200 cm² unterteilt. Durch das innovative Design ist die Zellfläche je nach Bedarf von 200 cm² auf 1200 cm² skalierbar. Diese Option bietet mehr Flexibilität im Stack-Design, z. B. in der Bestimmung der Zellzahl und der Leistung eines Stacks. [14]

2.2. Brennstoffzellensystem

Für die Versorgung der Brennstoffzellen wird ein System aus Hilfskomponenten benötigt, die die geforderten Betriebsbedingungen bereitstellen. In der Literatur werden die Komponenten auch *Balance of Plant* (BoP) genannt. Das BoP-System und dessen Auslegung steht im Mittelpunkt der vorliegenden Arbeit. Das BoP-System kann in vier Subsysteme unterteilt werden: das elektrische System (*Electric System*), das Anoden- (*Anode System*), Kathoden- (*Cathode System*) und das Kühlsystem (*Cooling System*). Im Zentrum steht der Brennstoffzellen-Stack.

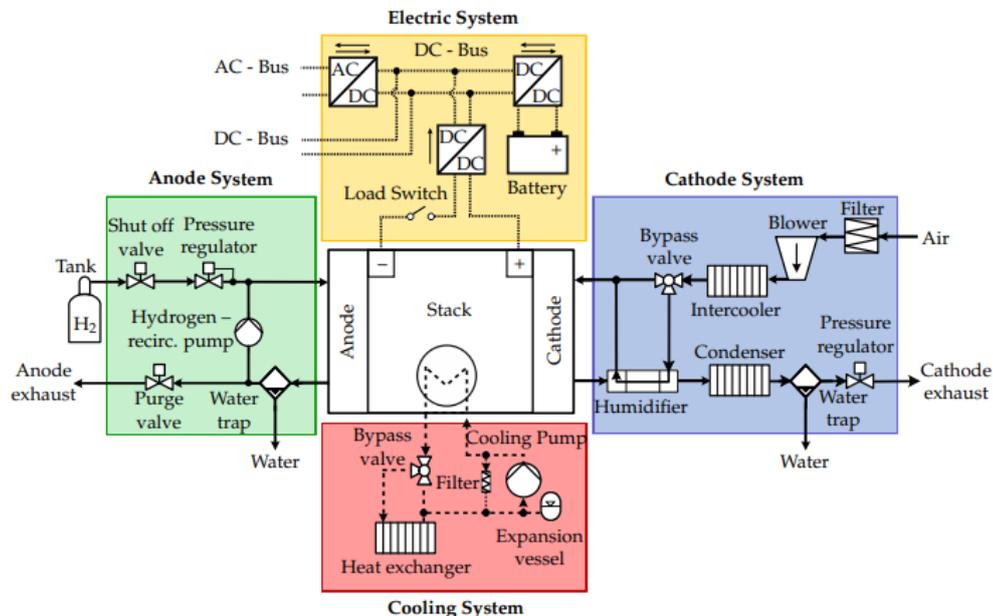


Abbildung 2.3: Die vier Subsysteme eines Brennstoffzellensystems. [16]

Eine Übersicht über die Anordnung der Systeme bietet Abbildung 2.3. Die Abbildung stellt eine allgemeine Form des PEMFC-Systems dar. Es beinhaltet die Komponenten, die für den Betrieb der Brennstoffzelle notwendig sind. Im Zuge der Abschlussarbeit wurden Systeme entwickelt, die sich an diesem Aufbau orientieren. Jedoch wurde der detaillierte Aufbau, beispielsweise die Anzahl der Komponenten verändert und an die jeweiligen Anforderungen angepasst. Die spezifischen Layouts der untersuchten Systeme wird im Abschnitt 3 im Detail beschrieben. Im Folgenden werden die einzelnen Teilsysteme und ihre Komponenten genauer erläutert.

Stack

Der sogenannte Stack ist ein Stapel aus Brennstoffzellen bzw. deren umschließenden Bipolarplatten. Die Platten der Zellen sind so einander angeschlossen, dass sie gleichzeitig die Kathode der Einzelzelle und die Anode der Nachbarzelle bildet. Durch diese Schaltung fließt durch alle Zellen der gleiche Strom. Je nach Auslegung ist die Anzahl der Zellen in einem Stack variabel. Die untere Grenze bilden sogenannte Micro-Mini-Stacks mit zirka 5-10 gestapelten Zellen [17], [18]. Diese Stacks werden für Forschungs- und Testzwecke genutzt, um z. B. den Gasfluss über die Zellen hinweg zu analysieren.

Das erreichbare Maximum der möglichen Zellzahl in einem Stack ist Gegenstand aktueller Untersuchungen. Limitierende Faktoren sind hier die mechanische Auslegung, strukturelle Grenzen und die elektrischen Parameter, wie Gesamtstrom und Stack-Spannung. Eine wesentliche Herausforderung für die Konstruktion großer Stacks liegt u. a. in der Dimensionierung geeigneter, abschließender Platten an den Stack-Enden. Diese müssen in der Lage sein, die mechanischen Belastungen durch das Eigengewicht des Stapels aufzunehmen. Ein weiterer wichtiger Einfluss ist die Spannkraft, mit der die Platten gespannt werden. Eine Optimierung dieser Kraft ist nötig bei Erhöhung der Zellzahl. [19]

Die Bruttoleistung eines Stacks bildet sich nach Gleichung 2.2 und ist damit proportional zur Zellzahl N_{Zellen} . Die Zell-Leistung berechnet sich nach Gleichung 2.1.

$$P_{\text{Stack}} = N_{\text{Zellen}} \cdot P_{\text{Zelle}} \quad (2.2)$$

Als Orientierung zum Stand der Technik sollen Stacks dienen, die bereits in der Industrie gefertigt werden. Das Modul *2NM5-EVO* der Firma EKPO Fuel Cell Technologies GmbH zählt 335 Zellen pro Stack in der größten Konfiguration [20]. Ein anderes Beispiel ist das Modul *Power Generation System 100* (P100) der PowerCell Group[®] mit 455 Zellen in der 125 kW-Variante [21]. Das explizit für den Einsatz in Flugzeugen konzipierte System *SuperStack* des Unternehmens ZeroAvia zählt 275-455 Zellen pro Stack mit einem Leistungs-Output von maximal 100-175 kW [22]. Für höhere Leistungsanforderungen, etwa einer Stack-Leistung im Megawatt-Bereich, sind höhere Zellzahlen >500 notwendig. Zum aktuellen Zeitpunkt weisen diese Stack-Modelle jedoch noch keine Marktreife auf.

Der P100-Stack von PowerCell[®] und seine Leistungskennlinie dienen als Grundlage für den in dieser Arbeit verwendeten Stack, der eigens vom DLR entwickelt wurde. In einer vorherigen DLR-Untersuchung wurde die Stack-Performance in verschiedenen Betriebszuständen simuliert [23]. Die in Abbildung 2.4 gezeigten Polarisationskurven wurden aus den Ergebnissen dieser Simulationen extrapoliert. Anhand der charakteristischen Polarisationskurven lassen sich die Eigenschaften und Leistungspotentiale der Brennstoffzellen ablesen. Die Kurven variieren je nach Stack-Eingangsdruck $p_{\text{Stack,in}}$ und sind abhängig von der relativen Luftfeuchtigkeit rH , die für den Stack eingestellt ist.

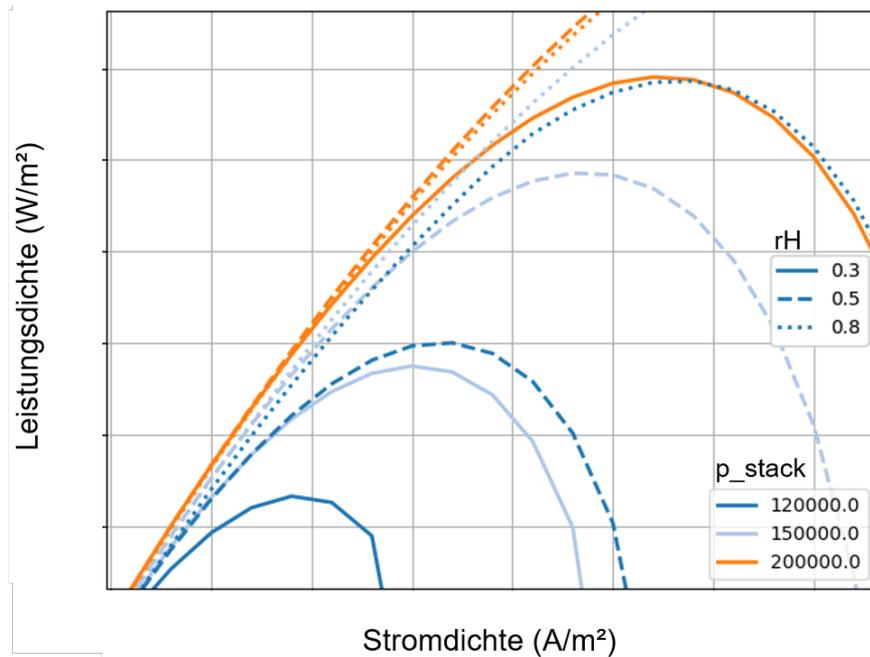


Abbildung 2.4: Extrapolierte Stack-Kennlinie nach Simulationen in [23].

In Abbildung 2.4 ist der Verlauf der Leistungsdichte in W/m^2 über der Stromdichte i_{Zelle} (A/m^2) aufgetragen. Die Polarisationskurven sind den Drücken $p_{\text{Stack,in}} = 1,2 \text{ bar}$, $p_{\text{Stack,in}} = 1,5 \text{ bar}$ und $p_{\text{Stack,in}} = 2,0 \text{ bar}$ zugeordnet. Die relative Luftfeuchte variiert zwischen $rH = 30 \%$, 50% und 80% . Der Verlauf zeigt die Abhängigkeiten der Stack-Leistung von dem Stack-Eingangsdruck und der relativen Feuchte. Je höher der Betriebsdruck, desto höher ist die Stack-Leistung. Der Stack erreicht z. B. unter $p_{\text{Stack,in}} = 2,0 \text{ bar}$ (orange Kurve) höhere Leistungsdichten als unter $p_{\text{Stack,in}} = 1,2 \text{ bar}$ (dunkelblau). Ein ähnlicher Trend ist bei der relativen Feuchte zu erkennen. Erhöht man rH , so steigt auch die erreichbare Leistungsdichte des Stacks (gepunktete gegenüber durchgezogener Linie).

Anodensystem

Das Anoden-Subsystem betrifft alle Komponenten des Wasserstoff-Kreislaufs. Der Wasserstoff ist im vorliegenden Fall im flüssigen Zustand in einem kryogenen Tank gelagert. Das Brennstoffzellensystem ist so definiert, dass der Tank als extern, also außerhalb des Systems zu betrachten ist. Die Tankmasse wird zwar mittels benötigter Wasserstoff-Menge geschätzt, jedoch wird keine genauere Tankauslegung durchgeführt. Die Tankmasse war kein Optimierungskriterium der Studie.

Die Aufgabe des Anodensystems ist es, den Wasserstoff auf geforderter Temperatur, Druck und Reinheit für den Stack bereitzustellen. Die Ergebnisse aus [24] zeigen, dass schon geringe CO-Kontaminationen ($<50 \text{ ppm}$) zu erheblichen Performance-Verlusten der Brennstoffzelle führen. Für die Erfüllung dieser Funktion sind, wie in Abbildung 2.3 zu sehen, verschiedene Druckventile verantwortlich, die die Wasserstoffzufuhr regulieren. Die sogenannten Purge-Ventile regulieren den Gehalt der Unreinheiten, wie Carbon-Monoxid oder Stickstoff. Das durch den Wasserstoffüberschuss an der Anode entstehende Wasser wird abgefangen und aus dem System abgeschieden.

Kathodensystem

Das Kathodensystem umfasst die Luft- bzw. Sauerstoffversorgung des Brennstoffzellen-Stacks. Sofern kein zusätzlicher Sauerstofftank vorhanden, wird der benötigte Sauerstoff aus der Umgebungsluft angesaugt. Der Sauerstoffanteil in der Atmosphäre beträgt 20,9% [25]. Die Luft durchströmt den Lufteingang und -filter, an denen Druckverluste auftreten. Diese müssen in der Dimensionierung des Kathodensystems mit berücksichtigt werden.

Für den Betrieb der Brennstoffzelle muss ein konstantes Luftdruckniveau gewährleistet werden. Da sich der Druck der angesaugten Luft gewöhnlich von dem geforderten Stack-Eingangsdruck $p_{\text{Stack,in}}$ unterscheidet, muss der Verdichter die vorhandene Druckdifferenz überwinden. Die Druckdifferenz ist abhängig von der jeweiligen Anwendung und der Umgebung, in der die PEM FC betrieben wird. Näheres zu den Missionsprofilen und deren Charakteristika folgt in Abschnitt 3.

Die entscheidende Komponente zum Einstellen von $p_{\text{Stack,in}}$ ist der Verdichter. Für FC-Systeme werden in der Praxis Radialverdichter verwendet. Im Vergleich zu Axialverdichtern können sie ein höheres Druckverhältnis erreichen und besitzen einen höheren Wirkungsgrad [26]. Ein Nachteil ist, dass Radialverdichter weniger Luftmassenstrom aufnehmen können. Daher können in Zukunft Axialverdichter auch für Brennstoffzellensysteme eine Rolle spielen. Durch die erhöhte Komplexität und höhere Kosten werden Axialverdichter aktuell jedoch noch nicht eingesetzt.



Abbildung 2.5: Beispielbild eines Radialverdichters für Luftfahrtanwendungen (hier: ZA600 der Firma ZeroAvia). Aus [27]

Die in FC-Systemen verwendete Komponente ist ein sogenannter Turbokompressor. Ein Beispiel aus der realen Anwendung ist in Abbildung 2.5 dargestellt. Dieser Zentrifugalkompressor arbeitet kontinuierlich und ist daher optimal für den Einsatz in Brennstoffzellensystemen geeignet. Im Gegensatz zu den in der Automobilindustrie verbreiteten Turboladern entnehmen sie die Energie nicht aus der Abgasenthalpie des Verbrennungsmotors, sondern werden von externen Elektromotoren angetrieben. Diese bringen einen zusätzlichen Anteil an Nebenaggregatsleistung und ein erhöhtes Strukturgewicht mit sich [28], [29].

Die Hersteller von Radialverdichtern entwickeln derzeit verschiedene Varianten für Brennstoffzellen. Um ein höheres Druckverhältnis zu erreichen, werden Kompressoren mit zwei statt einer Verdichterstufe untersucht. Als Kompromisslösung zwischen gleichbleibenden Massenstrom und höherem Druckverhältnis kommen einstufige Turboverdichter mit Rekuperationsturbine infrage.

Die freie Energie des Verdichtungsprozesses wird durch eine dem Verdichter nachgeschaltete Turbine teilweise zurückgewonnen. Dabei wird der bei der Verdichtung entstehende Dampf als Nutzwärme für die Turbine verwendet. Der Turbokompressor mit Rekuperationsturbine kann höhere Druckverhältnisse erreichen, da die freie Energie des Verdichtungsprozesses genutzt wird, um den Wirkungsgrad der Verdichtung zu erhöhen. Im Vergleich zum einstufigen Kompressor ist der potenziell erreichbare Massenstrom jedoch eingeschränkt, da der Einfluss des Turbinen-Kennfelds einbezogen werden muss. Beim zweistufigen Verdichter ist der Massenstrom, der verarbeitet werden kann, am stärksten limitiert. In Abbildung 2.6 sind qualitativ die Kennfelder der drei Varianten und deren Unterschiede dargestellt. Darin ist das Druckverhältnis zwischen Ausgangs- und Eingangsdruck des Verdichters über dem Luftmassenstrom aufgetragen, der vom Kompressor verarbeitet werden kann. Die zweistufigen Verdichtertypen und solche mit Turbine befinden sich zurzeit noch in der Entwicklung von Unternehmen wie Fischer[®] oder Rotrex[®].

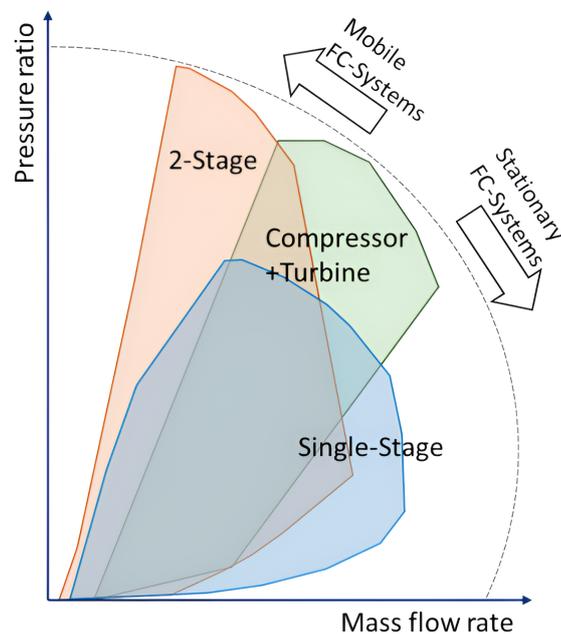


Abbildung 2.6: Qualitative Kennfelder der Kompressor-Varianten. Aus [30]

Nach der Luftverdichtung folgt die Befeuchtung der Kathodenluft. Diese ist notwendig, damit die Protonen-Austausch-Membran in der Zelle nicht austrocknet. Die eingehende Umgebungsluft weist je nach Standort und Umgebungsbedingungen eine variierende relative Feuchtigkeit rH auf. Die Aufgabe des Befeuchters ist es, die Luft auf ein konstantes Feuchtigkeitsniveau zu bringen, das vom Stack gefordert wird. Wie im Abschnitt zum Stack beschrieben, hat die Einstellung der relativen Luftfeuchtigkeit Auswirkungen auf dessen Leistungspotenzial. So wie das Austrocknen sollte auch das sogenannte *flooding* vermieden werden. Dies entsteht, wenn das Produktwasser nicht schnell genug abtransportiert werden kann und es zu einer Behinderung der Reaktandenzufuhr kommt. Nach den Untersuchungen in [31] sollte je nach Stack-Temperatur T_{Stack} die relative Feuchte mind. 30% betragen. In den Simulationen ist rH Gegenstand der Optimierung und wird daher im Bereich $>30\%$ variiert. Als Wasserquelle nimmt der Befeuchter das von der Brennstoffzelle emittierte Wasser der Kathodenreaktion. Somit entsteht ein geschlossener Wasser-Kreislauf, ungebrauchtes Wasser wird aus dem System abgeschieden.

In der Literatur existieren zwei Hauptvarianten der Befeuchtung. Zum einen die zuvor beschriebene mit Wasserrekuperation der Kathode, zum anderen eine Variante mit Wasser-Direkteinspritzung. Diese befinden sich jedoch noch in der Entwicklungsphase. Da in der Auslegung vorwiegend bereits vorhandene Komponenten berücksichtigt werden, ist dieser Befeuchtertyp nicht in der Simulationsumgebung implementiert, sondern die State-of-the-art Variante.

Kühlsystem

Das Kühlsystem beinhaltet insgesamt zwei Kühlkreisläufe. Zum einen muss der Brennstoffzellen-Stack gekühlt werden, zum anderen die verdichtete Luft nach dem Kompressor im Kathodensystem. Die Architektur des Thermal-Management-Systems orientiert sich an dem Modell von [32].

In der Energiewandlung des Brennstoffzellenprozesses wird neben elektrischer Energie auch thermische Energie frei, je nach Wirkungsgrad zirka im Verhältnis 1:1. Diese wird trotz Konzepte der Rekuperation, z. B. Erwärmen des Wasserstoffs aus dem kryogenen Tank, nicht vollständig genutzt. Sie muss daher von den Stacks abgeführt werden, damit das Temperatur-Betriebsfenster der Brennstoffzellen konstant eingehalten wird. Zur Kühlung wird ein flüssiges Kühlmedium verwendet, hier Glysantin[®], eine Glykol-Wasser-Mischung [33]. Die Flüssigkeit wird verwendet, da sie mit $T = 247\text{ °C}$ eine höhere Siedetemperatur und einen niedrigeren Gefrierpunkt ($T = -60\text{ °C}$) als Wasser besitzt [34]. Es wird außerdem aufgrund seiner guten Wärmeaufnahme und geringem Korrosionspotenzial genutzt, um die Lebensdauer der metallischen Leitungen zu verlängern. Das Kühlmittel fließt in feinen Kühlkanälen durch die Brennstoffzellen, um einen kontinuierlichen Wärmetransport zu garantieren. Dabei wird das Prinzip der konvektiven Wärmeübertragung genutzt. Um den Kühlmittel-Kreislauf zwischen Stack und Wärmetauscher aufrechtzuerhalten, wird eine elektrische angetriebene Pumpe eingesetzt. Im Brennstoffzellensystem für Luftfahrt und Automotive kommen bereits sogenannte Lamellen-Wärmetauscher zum Einsatz [35] [36]. Diese sollen auch hier Anwendung finden. Im Wärmetauscher der Stack-Kühlung sind zusätzlich Flachrohre für die Kühlflüssigkeit eingebaut, um eine effizientere Kühlung zu gewährleisten. Aus [37] geht hervor, dass die Kühlleistung mit der Anzahl der Lamellen steigt, solange die Beeinflussung der Strömung vernachlässigbar ist. Gleichzeitig steigt der Platzbedarf mit Erhöhung der Fin-Anzahl. Wie in Gleichung 2.3 ersichtlich, ist der Druckabfall an der kalten und der heißen Seite u. a. abhängig von der Strömungslänge L_f und dem hydraulischen Durchmesser d_h der Lamellen. Die Lamellenanordnung und -geometrie werden in der Simulation unter Vorgabe eines zulässigen Druckverlusts optimiert. Der Luft-Staudruck $\frac{\rho}{2}c^2$ und der Reibungskoeffizient f_{fric} sind Strömungsgrößen und stehen nicht im Fokus der HX-Auslegung.

$$\Delta p = \frac{1}{2}\rho c^2 \frac{4L_f}{d_h} f_{\text{fric}} \quad (2.3)$$

Zur Unterstützung der Wärmetauscher zur FC-Stack-Kühlung soll optional ein zusätzliches Stauluft-Gebläse eingebaut werden. Dieser wird benötigt, um genügend Kühlleistung bereitzustellen. Das Gebläse verstärkt die erzwungene Konvektion zur Wärmeübertragung an den Wärmetauschern durch Erhöhung des Kühlluft-Massenstroms. Beim Flugzeug wird der Fan nur im Takeoff eingeschaltet, da dort die Luft-Anströmung nur gering ist und die Wärmetauscher nicht ausreichen. In den weiteren Flugphasen herrscht genug Anströmung und die Kühlung arbeitet effizient. Im Fall der weiteren Anwendungen LKW, Zug und Schiff wird der Fan über die gesamte Mission benötigt, da hier die Anströmgeschwindigkeiten geringer als beim Flugzeug

sind. Durch die Kombination aus Wärmetauscher und Luft-Fan arbeitet das Kühlsystem im effizienteren Arbeitspunkt.

Die Kühlung der verdichteten Luft findet nach dem Kompressor und vor dem Befeuchter statt. Diese ist notwendig, um die Stack-Eingangstemperatur zu kontrollieren. Der Kühlmechanismus ist eine sogenannte Air-to-air-Kühlung mit Luft als Kühlmedium. Mit steigendem Verdichtungsverhältnis Π steigt auch die Lufttemperatur nach dem Kompressor und somit der Kühlbedarf. Ein Beispiel: Bei einem Luft-Massenstrom $\dot{m}_V = 1,7 \text{ kg/s}$ und einem Verdichter-Wirkungsgrad $\eta_{\text{Verd.}} = 0,67$ beträgt der Temperaturunterschied $\Delta T_V = 12 \text{ K}$ über den Verdichter um $\Pi_V = 1,1$ zu erreichen. Für $\Pi_V = 2,0$, also etwa dem doppelten Druckverhältnis, beträgt der Temperaturunterschied $\Delta T_V = 93 \text{ K}$. Dies entspricht fast der achtfachen Wärmeabgabe vom Verdichter (durch direkt proportionalen Zusammenhang zwischen Wärme \dot{Q} und Temperatur-Differenz ΔT_V).

Elektrische Steuerung

Die elektrische Steuerung im Brennstoffzellensystem sorgt dafür, dass der erzeugte Gleichstrom optimal an die Anforderungen der Verbraucher angepasst wird. Der von der Brennstoffzelle bereitgestellte Gleichstrom kann direkt genutzt oder angepasst werden. Ein *DC/DC-Inverter* regelt die Spannung, um sie an den Bedarf der Last oder einer zusätzlichen Batterie als Energiespeicher, z. B. für den Start eines Flugzeugs, anzugleichen. Wenn die angeschlossene Last, z. B. ein Elektromotor, Wechselstrom benötigt, wandelt ein Wechselrichter den Gleichstrom entsprechend um. Das Regelsystem überwacht und steuert die Energieflüsse zwischen Brennstoffzelle, Umrichter, Batterie und Verbraucher, um eine effiziente und bedarfsgerechte Energieversorgung zu gewährleisten.

Multi Stack Systeme

Die Frage der elektrischen Steuerung ist eng mit dem Ansatz eines Multi-Stack-Entwurfs verknüpft. Im Gegensatz zum Einzel-Stack-System beinhaltet das sogenannte *Multi Stack Fuel Cell System* (MSFCS) mehrere Stacks in einem Brennstoffzellensystem. Mit einer solchen Anordnung werden höhere Systemleistungen erreicht als mit einem einzigen Stack (*Single Fuel Cell System*, SFCS), bei gleichbleibender Zellzahl. Daher werden diese Systeme insbesondere für Anwendungen mit Leistungsanforderungen im Megawattbereich in Betracht gezogen. Vorteile dieser Systemarchitektur sind eine erhöhte Redundanz und eine längere Lebensdauer aufgrund der Lastverteilung auf mehrere Stacks. MSFCS versprechen zudem eine verbesserte Effizienz im Wasserstoff-Verbrauch der PEM Brennstoffzellen. [38]

Eine zentrale Herausforderung des MSFCS-Konzepts ist die elektrische Verschaltung der Stacks miteinander. Nach [39] existieren mehrere Verbindungsmöglichkeiten: die Reihenschaltung, die parallele, die seriell-parallele und die Kaskaden-Schaltung, wobei die letztgenannten Kombinationen aus den ersten beiden Schaltungen sind. Zum einen liegen die Vorteile der Parallelschaltung in der erhöhten Redundanz bei Ausfall eines Stacks und der verbesserten Systemeffizienz. Zum anderen ist diese Architektur komplexer und teurer als die Reihenschaltung. Als vielversprechendste Option gilt die Kombination aus serieller und paralleler Schaltung, da dabei die Vorteile beider Strukturen verbunden werden.

Die Untersuchungen von [38] reichen über das elektrische System hinaus. In der Arbeit wurden ebenso serielle und parallele Architekturen des Kathodenluft- und des Kühlsystems untersucht. Im parallelen Aufbau versorgen die Kompressoren mehrere Stacks gleichzeitig, im seriellen

werden die Luftverdichter vor dem ersten Stack geschaltet (siehe Abbildung 2.7). Die Vorteile des seriellen Systems sind der einfache Aufbau und die niedrigeren Kosten. Die Nachteile hingegen sind die höhere Leistung des Luftverdichters und das Risiko eines Gasmangels am letzten Stack der Reihenschaltung. [38]

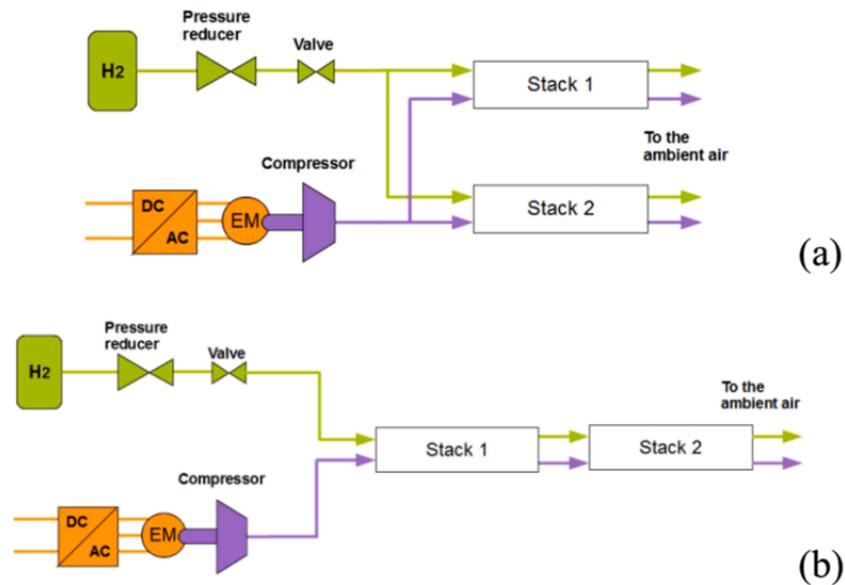


Abbildung 2.7: Parallele (a) und serielle (b) Architekturen von Multi Stack Systemen. Aus [40]

Aufgrund der genannten Vorteile spielt der Ansatz der MSFCS eine besondere Rolle für die Auslegung der Brennstoffzellensysteme in der vorliegenden Arbeit. Die vielversprechenden Ergebnisse aus der Literatur werden mit den Resultaten der eigens durchgeführten Simulationen verglichen. Für die abschließende Analyse werden dennoch weitere Kriterien, wie Volumenverbrauch und Integration in die Transportanwendungen, miteinbezogen.

2.3. Generisches System

Eine zentrale Forschungsfrage dieser Arbeit ist, inwieweit ein generisches System für alle Verkehrsanwendungen konzipiert werden kann. Zunächst muss der Begriff des generischen Systems definiert werden. Generisch bedeutet universell einsetzbar in allen vier, hier untersuchten, Mobilitätsarten. Die Vorteile eines solchen Systems liegen in der Erweiterung des Anwendungsbereichs von Brennstoffzellen im Transportsektor und der damit vergrößerten Anzahl potenzieller Nutzer. Durch die Skalierung des BZ-Systems können auch höhere Leistungsklassen bedient werden. Zudem soll eine Kostenreduktion durch höhere Stückzahlen ermöglicht werden. Andererseits entfällt die Möglichkeit einer Auslegung nach einer auf die jeweilige Anwendung zugeschnittenen Systemoptimierung. Ein daraus resultierender Nachteil können Kompromisse in der Gesamteffizienz im Vergleich zum anwendungsspezifischen System sein.

Ein generisches Brennstoffzellensystem bedeutet, dass das System alle Anforderungen der Anwendungen, bedingt z. B. durch Missionsprofile und den Einsatzbereich, erfüllt. Ein weiterer Aspekt besteht in der Auslegung eines generischen Basissystems, das durch parallele Anordnung mehrerer Systeme auf höhere Leistungsanforderungen skaliert werden kann. Bei der Frage der Skalierbarkeit sind proportionale Zusammenhänge von zentraler Bedeutung. Es

wird untersucht, ob und inwiefern Komponenten entsprechend der steigenden Systemleistung in ihrer Größe angepasst werden können.

Generische Systeme basieren auf gemeinsamen Anforderungen unterschiedlicher Anwendungen. Bei Transportanwendungen spielen Umgebungsbedingungen wie Temperatur, Höhe und Luftdruck eine zentrale Rolle. Auf dieser Grundlage können Referenzmodelle entwickelt und Integrationsmöglichkeiten auf Subsystemebene bewertet werden.

Zur vollständigen Bearbeitung der Forschungsfragen gehört auch eine Analyse der Komponentenverfügbarkeit. Aus der Auslegung der generischen Systeme ergeben sich Anforderungen an die einzelnen Hilfsaggregate. Die marktpräzisen Bauteile werden auf diese technischen Anforderungen überprüft. Sollten diese nicht erfüllt werden können, müssen spezifische Komponenten nach Stand der Technik-Kriterien wie Materialverfügbarkeit und technologischen Fortschritts, entwickelt werden.

Das EU-Projekt STASHH (*Standard Sized FC module for Heavy Duty applications*) ist ein Beispiel aus der Praxis, das einen ebenso generischen Ansatz verfolgt. Das Konsortium entwickelt ein standardisiertes Brennstoffzellenmodul für Schwerlastanwendungen. Dieses wird kategorisiert in aufsteigende Größen und Volumina und ist für höhere Leistungsanforderungen (bis zu 1 MW) modular skalierbar. In diesem Projekt werden Komponentenhersteller und Brennstoffzellen-OEMs (*Original Equipment Manufacturer*) mit einbezogen, mit dem Ziel niedriger Kosten für den Endkunden. Damit soll die Markteinführung von Brennstoffzellenantrieben im Transportsektor erleichtert werden. [8]

2.4. Transportanwendungen

Im *PEM Scale 1.5*-Projekt werden die vier Transportanwendungen Lastkraftwagen (LKW), Zug, Schiff und Flugzeug betrachtet. Brennstoffzellen als Antriebstechnologie werden dort umfangreich erforscht oder sind bereits im praktischen Einsatz. Im Zuge dieser Arbeit sollen Gemeinsamkeiten und Unterschiede der Verkehrstypen herausgearbeitet werden.

Der **LKW** ist eine Heavy-Duty-Anwendung zum Güter-Transport mit bis zu 39 Tonnen. Der emissionsfreie Brennstoffzellenantrieb soll dort den Verbrenner-Motor ersetzen. Der verfügbare Bauraum für die Brennstoffzelle im Antriebsstrang ist vergleichsweise begrenzt und damit ein limitierender Faktor in der Auslegung. Die zulässige Masse für das integrierte Brennstoffzellensystem hingegen ist nur bedingt als einschränkend zu sehen. Die geforderte Leistung bewegt sich im Bereich 100 - 400 kW. Genaueres zur Leistungsverteilung über der Mission in Abschnitt 3. Zum Vergleich dienen Brennstoffzellenantriebe von Unternehmen wie z. B. Cellcentric[®], ein Joint-Venture aus Daimler Truck und der Volvo Group. Dort wurde ein BZ-System entwickelt, bestehend aus 2 Stacks, die zusammen 150 kW Netto-Systemleistung erbringen. Davon sind 2 Systeme verbaut, um auf eine Gesamtleistung von 300 kW zu kommen [41]. Im sogenannten *NextGen* Brennstoffzellensystem wird auch hier zurzeit an einem neuen System gearbeitet, dass mehrere Stacks zusammenfasst und damit eine höhere Systemleistung liefert. Die Nettogleistung soll dann bei bis zu 375 kW liegen. [42]

In den Untersuchungen wird das Leistungsprofil eines **Regionalzugs** als Referenz genutzt. Zusammen mit dem LKW teilt er sich viele Gemeinsamkeiten in den Umgebungsbedingungen, wie Temperatur- und Druckbereiche, da er sich in ähnlichen Bereichen bewegt. In diesem Fall ist der Bauraum eingeschränkt, da es sich um einen Retrofit einer Diesellok handelt. Die Masse ist kein einschränkender Faktor für die Dimensionierung des Brennstoffzellensystems. Vergleichbare Antriebe für Regionalzüge werden von der Sparte Siemens Mobility[®] hergestellt. Mit einer Gesamtleistung von 1,7 MW soll der mit Wasserstoff und Batterie hybrid betriebene Zug eine Reichweite von 600 km erreichen [43].

Eine weitere potenzielle Anwendung des Brennstoffzellenantriebs ist ein **Schiff**, das im Fährbetrieb eingesetzt wird. Hier ist der Platzbedarf für das BZ-System nicht einschränkend. Die Systemmasse ist ebenfalls kein übergeordnetes Optimierungsziel. Eine Aufteilung auf viele Einzelsysteme ist demnach möglich bzw. notwendig. Denn das geforderte Leistungsniveau für die Fähre ist deutlich höher als bei LKW und Zug. Das Brennstoffzellensystem fällt in die Megawatt-Kategorie, wie das Flugzeug, mit einem Spitzenbedarf von etwa 7 MW. In Norwegen nahm 2023 die erste mit Wasserstoff betriebene Fähre ihren Betrieb auf und verbindet die Orte Hjelmeland und Nesvik [44].

Als Modell für das **Flugzeug** dient ein 70-Sitzer im Regionalverkehr. Das Konzept wurde im DLR EXACT Projekt erarbeitet. Darin geht es um den Vergleich von drei nachhaltigen Antriebskonzepten mit gleicher Passagierzahl. Diese bestehen zum einen aus einer Turboprop-Baseline, betrieben mit synthetischem Kerosin, zum anderen aus einem Brennstoffzellen-System, gespeist mit flüssigem Wasserstoff und drittens aus einem hybriden, batterieelektrischen Konzept. Für alle gilt das Entry-into-service (EIS) Jahr 2040. Der Entwurf mit BZ-Antrieb und die Hybrid-Version werden charakterisiert durch eine Antriebsverteilung über dem Flügel mit insgesamt 10 Propeller-Triebwerken, wie in Abbildung 2.8 zu sehen [45]. Ein Beispiel aus der Industrie ist ZeroAvia[®], die Brennstoffzellenantriebe für Regionalflugzeuge entwickeln. Der Antriebsstrang des Modells *ZA600* liefert 600 kW Leistung für ein Flugzeug der 10-20 Sitze Klasse. Die Dornier 228, ausgestattet mit diesem Motor, hatte im Januar 2023 bereits ihren Erstflug. Der Start des kommerziellen Einsatzes ist für 2025 geplant. Im Bereich von Luftfahrzeugen mit 40 bis 80 Passagieren wird zurzeit der Brennstoffzellenantrieb *ZA2000* entwickelt. Dieser generiert eine Leistung von 2 bis 5 MW, um die Flugzeug-Propeller anzutreiben. Das *ZA2000* Modell bewegt sich in einem ähnlichen Leistungsspektrum wie das in dieser erarbeitete Brennstoffzellensystem für die Anwendung Flugzeug. [46]

In dem Modell des DLR EXACT-Projekts werden die FC-Systeme direkt in die 10 Pods an den Flügel integriert. Dies hat die Vorteile der erhöhten Redundanz und der verkürzten Distanz zwischen Stack und elektrischer Lastabnahme der Propeller-Elektromotoren. In den Simulationen der vorliegenden Arbeit weicht die Aufteilung der Antriebsteilsysteme von diesem Konzept ab. Beispielsweise wird die Anzahl der Teilsysteme bzw. Pods variiert. Im Gegensatz zu den vorherigen Anwendungen spielt die Systemmasse eine übergeordnete Rolle in Luftfahrtanwendungen. Der Bauraum in den vorgesehenen Pods ist ebenfalls ein begrenzender Faktor.

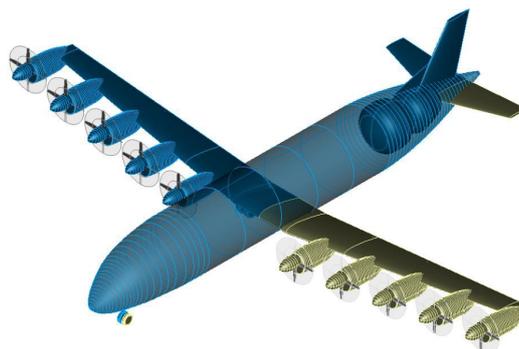


Abbildung 2.8: DLR Exact Flugzeugmodell mit Brennstoffzellen-Antrieb. Aus [47]

3. Methodik

In diesem Abschnitt wird die Methodik und Herangehensweise der vorliegenden Arbeit aufgezeigt. Die Simulationsumgebung und der Ablauf der Simulation werden anhand relevanter Formeln beschrieben. Außerdem werden getroffene Annahmen und Randbedingungen erläutert.

3.1. Analyse Missionsprofile

Die Grundlage für die durchgeführten Simulationen bilden die Missionsprofile, die im Vorgang der Arbeit von anderen DLR-Instituten im *PEMScale1.5*-Projekt erarbeitet worden sind. Diese geben Auskunft über die Leistungsanforderungen der Transportanwendungen. Daran orientiert sich die Auslegung der Brennstoffzellensysteme. Die Profile sind in Abbildung 3.1 zu sehen.

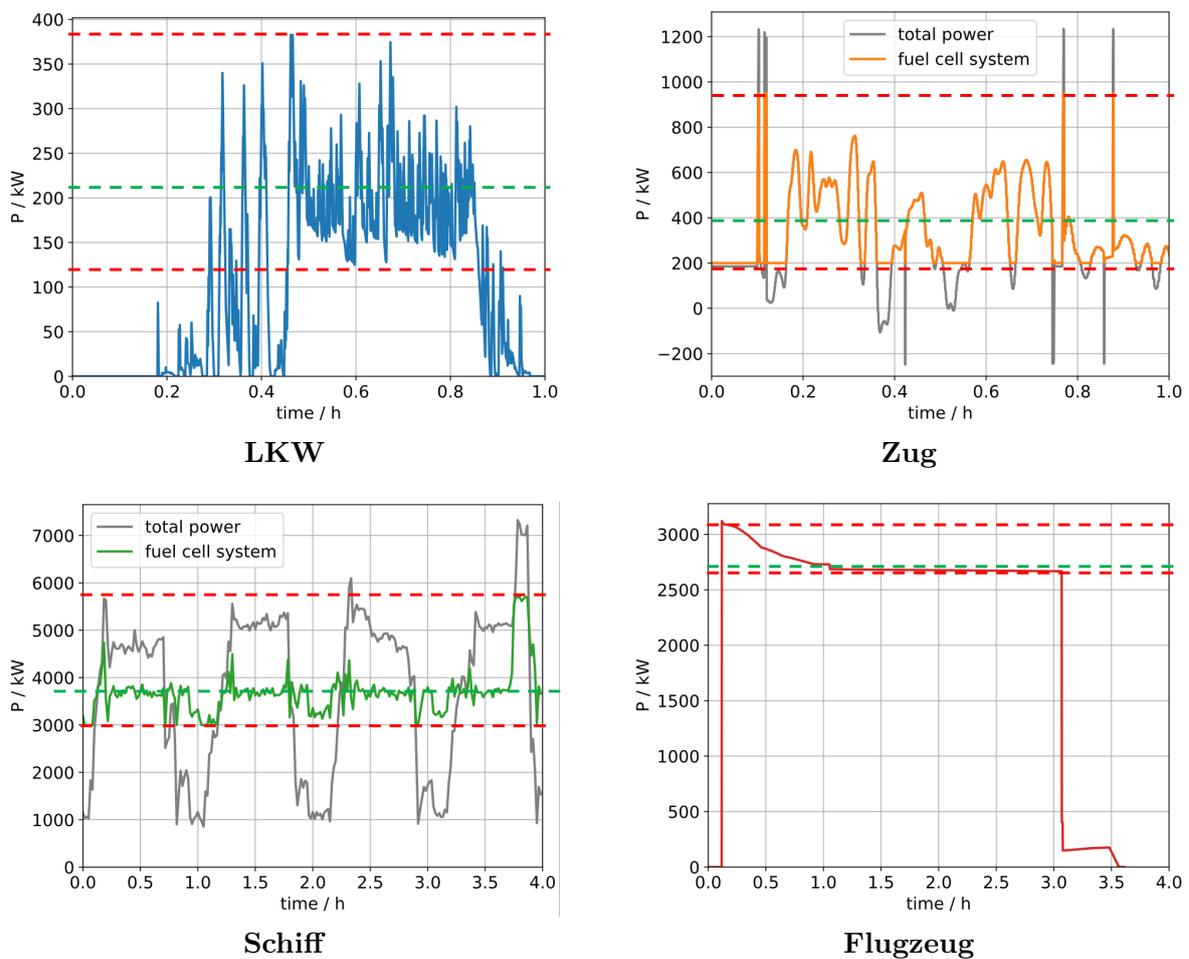


Abbildung 3.1: Leistungsprofile über der Mission aller vier Transportanwendungen.

Die roten horizontalen Linien markieren die Betriebspunkte mit maximaler Leistung $P_{\max,netto}$ und mit minimaler Leistung $P_{\min,netto}$, die für die Auslegung gewählt werden. Der Punkt mittlerer Leistungsanforderung bzw. der Cruise-Punkt $P_{\text{mittel},netto}$ ist mit einer grünen Linie in den Profilen gekennzeichnet. Die Werte zu den Betriebspunkten sind in der folgenden Tabelle 3.1 zu jeder Transportanwendung aufgelistet.

Tabelle 3.1: Erforderliche Netto-Leistung der Transportanwendungen in den gewählten Betriebspunkten Maximum, Mittel und Minimum.

Anwendung	LKW	Zug	Schiff	Flugzeug
$P_{\max,\text{netto}}$ (kW)	383	950	5700	3120
$P_{\text{mittel},\text{netto}}$ (kW)	214	400	3688	2760
$P_{\min,\text{netto}}$ (kW)	125	200	3000	2670

Als Grundlage für das **LKW**-Modell dient der sogenannte *Heavy Heavy-Duty Diesel Truck* (HHDDT). Das Leistungsprofil entstammt einer Simulation, in der aus dem Geschwindigkeitsprofil die entsprechende Leistung errechnet worden ist. Die Beispielmission erstreckt sich in diesem Fall über 60 min. Im ersten Teil befindet sich der Lastentransporter im urbanen Verkehr. Dies spiegelt sich in dem insgesamt niedrigen Leistungsniveau um 100 kW mit kurzen Lasterhöhungen auf über 300 kW wider. Ein Leistungsanstieg kann durch Beschleunigungsinputs des Fahrers oder durch zu bewältigende Steigungen hervorgerufen werden. Im zweiten Teil (ab Minute 30) bewegt sich der LKW hauptsächlich auf Überlandstraßen. Dies spiegelt sich auch im Leistungsprofil wider, das nun auf ca. 200 kW erhöht ist. Das Profil ist charakterisiert durch kurz andauernde Lastspitzen, in denen die Brennstoffzelle die maximale Leistung bereitstellen muss. Die maximale Leistung im gesamten Missionszeitraum beträgt 383 kW. Die gemittelte Leistungsanforderung P_{mittel} liegt bei 214 kW. In dieser Anwendung ist eine Unterstützung durch eine Zusatzbatterie denkbar, um Lastspitzen zu kompensieren und das System nicht zu überdimensionieren. In dieser Auslegung wird dies lediglich für Punkte mit Leistung unter $P_{\min,\text{netto}} = 125$ kW berücksichtigt, um Komplexität gering zu halten und Platzbedarf und Masse einzusparen.

Das Leistungsprofil des **Regionalzugs** unterscheidet sich in einigen Punkten vom HHDDT. Zunächst erstreckt es sich über einen deutlich längeren Zeitraum von etwa 340 min, also fast sechs Stunden. Zudem ist in diesem Profil die Hybridisierung des Brennstoffzellenantriebs mit einer Batterie erkennbar. Sowohl Minima als auch Maxima der Leistungsanforderungen werden gekappt und in diesen Missionsteilen von der Batterie übernommen. Somit entsteht ein klar definierter Leistungsbereich für das BZ-System zwischen 200 kW und 950 kW. Die absolute Maximal-Leistung aus dem Originalprofil beträgt ca. 1200 kW. Damit beträgt der Batterie-Anteil dort 20,8 %. Die Hybridisierung ist hierbei größer als bei der LKW-Anwendung. Die durchschnittliche Leistung über die gesamte Mission wird ermittelt zu $P_{\text{mittel}} = 400$ kW. Der Zug bewegt sich jedoch zum Großteil auf maximalem oder minimalem Leistungsniveau und nicht im Leistungsmittel. Verantwortlich ist dessen Fahrverhalten durch Anhalten an Bahnhöfen und der Fahrt mit konstanter Maximal-Geschwindigkeit. Dies bildet eine zentrale Anforderung an das Brennstoffzellensystem und insbesondere an die Betriebsparameter des Stacks.

Im Gegensatz dazu weist die Mission des **Schiffs** eine veränderte Charakteristik auf. Zunächst wird hier eine verlängerte Missionsdauer von über 4 Stunden. Der Missionsverlauf entstammt einer Diesel-Hybrid-Fähre. Daher ist eine Batterie-Hybridisierung bereits vorgesehen. Das Profil unterteilt sich, wie im Diagramm abgebildet, in die Gesamtleistung des Antriebssystems und dem Teil, den das Brennstoffzellensystem, als Substitut des Dieselmotors, übernimmt. Das Mittel der geforderten Leistung beträgt $P_{\text{mittel},\text{netto}} = 3688$ kW. Der maximale Leistungsbedarf beträgt 7200 kW, beispielsweise nach zirka 3,8 Stunden. Für diese Maxima wird eine Obergrenze für das Brennstoffzellensystem $P_{\max,\text{netto}} = 5700$ kW eingeführt. Zu diesem Zeitpunkt beträgt

der Anteil der Batterie 20,8%. Die Hybridisierungsstrategie für die Fähre sieht vor, dass die Punkte unter 3000 kW von der Batterie übernommen werden. Diese Anpassungen sind notwendig für die Auslegung des generischen Systems. Ein weiterer Vorteil liegt darin, dass das Brennstoffzellensystem genauer ausgelegt werden kann und trotzdem ein weiter Teil der Mission abgedeckt ist. In den Abschnitten mit niedriger Leistung (unter $P_{\min, \text{netto}} = 3000 \text{ kW}$) ist die Stack-Effizienz zwar erhöht, jedoch wären die BoP-Komponenten für diese Punkte überdimensioniert und würden die Systemeffizienz deutlich senken. Bei der Stack-Auslegung für die Anwendung Schiff liegt der Fokus auf der Cruise-Phase der Mission, also der mittleren Leistungsanforderung, da sich das Profil hauptsächlich um P_{mittel} bewegt.

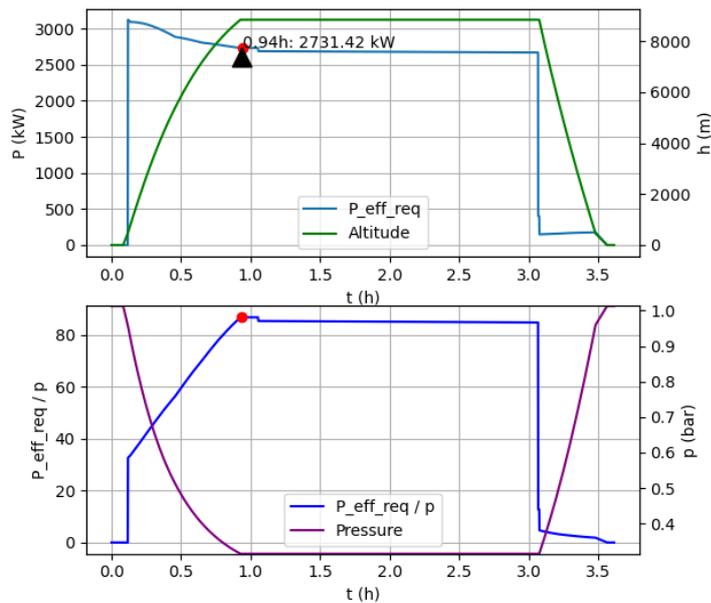


Abbildung 3.2: Missionsprofil und Druckverlauf des modellierten Flugzeugs.

Die Missionsdauer des **Flugzeugs** beträgt zirka 220 min. Das entspricht einer Flugzeit von etwa 3,7 Stunden. Zu beachten ist, dass das simulierte Missionsprofil vom Profil eines Regionalflugzeugs mit konventionellem Antrieb abweicht. Insbesondere die Phase des Steigflugs ist hier auf das Verhalten des Brennstoffzellenantriebs optimiert. Faktoren wie Umgebungsbedingungen und demnach der Kühlung des Systems werden mit einbezogen. Die Steigrate wird mit der Zeit reduziert, um die maximale Leistung gering zu halten. Durch diese Modifizierungen verlängert sich die Steigflugphase auf fast 1 Stunde. Das Ende des Steigflugs (*top of climb*, t.o.c.) wird markiert zum Zeitpunkt $t_{\text{toc}} = 0,94 \text{ h}$, zu sehen in Abbildung 3.2. Das Brennstoffzellensystem muss im Startvorgang (*Takeoff*) die maximale Leistung erbringen. Dies ist erforderlich, da die Triebwerke zu diesem Zeitpunkt den größten Schub generieren, damit das Flugzeug abhebt. Der maximale Leistungsbedarf an das System P_{\max} beträgt laut Profil 3120 kW. Das Flugzeug befindet sich zum Großteil der Mission im Cruise. Daher ist es von Bedeutung, dass sowohl der Stack als auch das BoP-System in diesem Punkt effizient arbeiten. In dem Cruise Design Punkt ist die mittlere geforderte Netto-Leistung 2670 kW. Ein weiterer charakteristischer Missionspunkt beim Flugzeug ist das Ende des Steigflugs (t.o.c.). Nach Abbildung 3.2 liegt der Leistungsbedarf dort bei 2731 kW. Diese Phase ist geprägt durch einen immer noch erhöhten

Leistungsbedarf bei gleichzeitig geringem Umgebungsdruck durch die Flughöhe, auf die das Flugzeug bereits gestiegen ist. Veranschaulicht wird dies durch den gebildeten Faktor aus der Leistung $P_{\text{eff,req}}$ geteilt durch den Umgebungsdruck p . Dieser Wert erreicht im t.o.c. seinen Maximalwert (siehe Abbildung 3.2). Für den Kompressor des BoP-Systems bedeutet das, dass hier das höchste Verdichtungsverhältnis gefordert wird.

Betrachtet man die Umgebungsbedingungen, geht hervor, dass sich die Mission des Flugzeugs deutlich von den anderen Anwendungen unterscheidet. LKW und Zug bewegen sich zwischen Meereshöhe und Pässen in Gebirgsregionen. Der Große St. Bernhard in der Schweiz, mit 2200 m über NN der höchste Pass Europas, wird als größte operative Höhe angenommen [48]. Die Betriebshöhe der Fähre liegt ebenfalls in diesem Bereich, je nach Einsatzort eher im unteren Bereich. Das Flugzeug hingegen steigt im Reiseflug auf bis zu 8839 m nach dem zugrunde liegenden Profil. Dies hat zur Folge, dass der Umgebungsdruck zwischen 0,315 bar und 1,013 bar (nach ISA-Standardatmosphäre) schwankt. Für die anderen drei Anwendungen ist dagegen ein minimaler Luftdruck von 0,750 bar zu erwarten. Bei einem angenommenen Stack-Eingangsdruck $p_{\text{Stack,in}} = 1,5$ bar resultiert ein maximales theoretisches Druckverhältnis Π von 2,0 (LKW, Zug, Schiff) bzw. von 4,8 (Flugzeug). Druckverluste der Komponenten sind hierbei noch nicht eingerechnet. Die Temperaturabnahme mit der Höhe ist zwar für die Anwendungen analysiert worden (Boden: $T_{\text{min}} = -40$ °C; Flughöhe: $T_{\text{min}} = -50$ °C), hat aber keinen Einfluss auf die Systemauslegung. Die maximale Umgebungstemperatur T_{max} beeinflusst die Systemauslegung und explizit das Kühlsystem wesentlich stärker. Um ein breites Anwendungsspektrum der Betriebsorte zu ermöglichen, werden Extrembedingungen herangezogen. Als maximal herrschende Umgebungstemperatur wird $T_{\text{max}} = 40$ °C festgelegt [48]. Die relative Feuchtigkeit rH_{env} liegt je nach Lufttemperatur im Bereich 34-80 %. Die Luftfeuchtigkeit wird jedoch vor dem Stack-Eingang vom Befeuchter passend konditioniert. Eine Zusammenfassung der Umgebungsbedingungen ist in Tabelle 3.2 aufgestellt.

Tabelle 3.2: Umgebungsbedingungen der Transportanwendungen.

	LKW	Zug	Schiff	Flugzeug
H_{max} (m)	2200	2200	2200	8839
Π (-)	2,0	2,0	2,0	4,8
T_{min} (°C)	-40	-40	-40	-50
T_{max} (°C)	40	40	40	40
rH_{env} (%)	34-80	34-80	34-80	34-80

Für die Auslegung des Brennstoffzellensystems werden Extrembedingungen für die Umgebung angenommen. In Europa gelten 40 °C als Höchsttemperatur für den Startfall am Boden für Bahnanwendungen europaweit[49]. Dies ist für die anderen Anwendungen ebenfalls angenommen, um generische Bedingungen herzustellen. Die ISA-Standardtemperatur auf Meereshöhe beträgt allerdings 15 °C. Daraus ergibt sich ein sogenanntes ΔT_{ISA} von 25 K. Aufgrund des generischen Ansatzes wird das ΔT_{ISA} für alle Mobilitätsanwendungen gleichgesetzt. Die Umgebungs-Temperaturen für den weiteren Missionsverlauf werden ebenfalls um ΔT_{ISA} angehoben. Beträgt die Umgebungstemperatur z. B. auf 8839 m Flughöhe nach ISA-Tabelle ca. -50° C, so wird die Temperatur für die Simulationen auf -25° C angehoben.

3.2. Systemkonfigurationen

Zur Lösung der Problemstellung des hochskalierten, generischen Brennstoffzellensystems wird ein dreistufiger Aufbau etabliert, der dem Entwicklungsprozess einen Rahmen gibt. Darin werden drei verschiedenen Herangehensweisen beschrieben, die sich in ihren Systemkonfigurationen unterscheiden. Deren wichtigsten Eigenschaften werden im Folgenden beschrieben.

System 1

Die Stack-Leistung des eingesetzten Basis-Stacks beträgt 250 kW. Das Leistungsniveau ist so gewählt, um eine bessere Vergleichbarkeit mit State-of-the-art Stacks herzustellen. In dieser Konfiguration existiert ein BoP-System für jeden 250kW-Stack, d. h. N_{BoP} entspricht N_{Sys} . Die einzelnen Systeme sind anschließend zu einem Gesamtsystem parallel verschaltet. Die Architektur des Gesamtsystems ist in Abbildung 3.3 veranschaulicht. Darin ist auch der vereinfachte Aufbau von System 1 dargestellt.

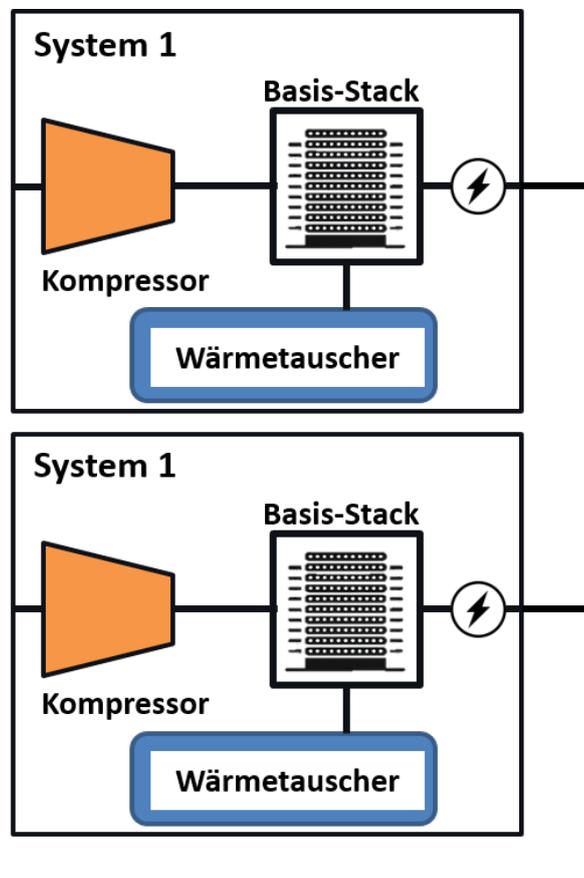


Abbildung 3.3: Layout des Brennstoffzellensystems in Konfiguration 1.

In Tabelle 3.3 ist die Aufteilung der Stacks auf die Systeme nach Anwendung gelistet. P_{max} gibt die erforderliche Gesamt-Leistung je Anwendung an. Darin sind bereits 5 % Sicherheitsaufschlag und die Leistung der BoP-Komponenten mit eingerechnet im Vergleich zu der Netto-Leistung in Tabelle 3.1. N_{Stacks} die Anzahl der Stacks pro Einzelsystem. Die Summe der Einzelsysteme N_{Sys} zusammen ergibt die Leistungsquelle des Gesamtsystems für den Brennstoffzellen-Antrieb

der Transportanwendung. Die genaueren Berechnungen dazu finden sich im Anhang unter Tabelle A.1. Eine ausführliche Erklärung der Berechnungen folgt in Unterabschnitt 3.3 zur Stack-Auslegung.

Tabelle 3.3: Aufteilung der Stacks auf die Systeme in Konfiguration 1.

System 1	LKW	Zug	Schiff	Flugzeug
P_{\max} (kW)	500	1250	7500	4400
N_{Stacks} (pro System)	1	1	1	1
N_{Sys}	2	5	30	20
$P_{\text{Sys,brutto}}$ (kW)	250	250	250	220

System 2

Der Basis-Stack mit 250 kW Leistung liegt auch Systemkonfiguration 2 zugrunde. Die Konfiguration wird charakterisiert durch ein Zusammenfassen mehrerer Stacks in einem System. Dies wird realisiert durch eine parallele oder serielle Verschaltung der FC-Stacks. Die Besonderheit dieser Konfiguration ist, dass ein einziges Hilfsaggregate-System mehrere Stacks mit der Anzahl N_{Stacks} versorgt. In Abbildung 3.4 ist der Aufbau schematisch aufgezeigt.

Die genaue Anzahl der Komponenten der *Balance of Plant*, wie z. B. Kompressoren oder Wärmetauscher, wird im Ergebnis-Teil dieser Arbeit vorgestellt. Bei der Aufteilung auf N_{Sys} Systeme wird darauf geachtet, dass sich die Brutto-Leistungen der Systeme $P_{\text{Sys,brutto}}$ für Zug, Schiff und Flugzeug auf einem ähnlichen Niveau befinden. Dies exkludiert das LKW-System, da dieses mit $P_{\max} = 500$ kW deutlich darunter liegt. Der generische Ansatz ist in der Anzahl der Stacks pro System N_{Stacks} ersichtlich. Für die Anwendungen Zug, Schiff und Flugzeug unterscheiden sich die BZ-Systeme zumindest in der Anzahl der Stacks nicht voneinander.

Tabelle 3.4: Aufteilung der Stacks auf die Systeme in Konfiguration 2.

System 1	LKW	Zug	Schiff	Flugzeug
P_{\max} (kW)	500	1250	7500	4400
N_{Stacks} (pro System)	2	5	5	5
N_{Sys}	1	1	6	4
$P_{\text{Sys,brutto}}$ (kW)	500	1250	1250	1100

System 3

Systemkonfiguration 3 zeichnet sich dadurch aus, dass nur ein einziger Stack pro System benötigt wird. Im Vergleich zu System 2 bleibt die Aufteilung auf N_{Sys} gleich. Hierbei wird nicht mehr der Basis-Stack verwendet, sondern ein leistungsstärkerer Stack mit mehr Zellen entworfen. Aus den Transportanwendungen kristallisieren sich zwei unterschiedliche Leistungsbereiche heraus. Die Anforderung an den Stack für den LKW liegt bei 500 kW. Der Stack für die

verbleibenden Anwendungen muss eine Leistung zwischen 1100 kW und 1250 kW erbringen. Die Leistungsanforderungen und die Aufteilung der Systeme für Konfiguration 3 sind in Tabelle 3.5 gelistet.

Tabelle 3.5: Aufteilung der Stacks auf die Systeme in Konfiguration 3.

System 1	LKW	Zug	Schiff	Flugzeug
P_{\max} (kW)	500	1250	7500	4400
N_{Stacks} (pro System)	1	1	1	1
N_{Sys}	1	1	6	4
$P_{\text{Sys,brutto}}$ (kW)	500	1250	1250	1100

Die Definition der Systemkonfigurationen bildet die Evolution von kleinen Systemen mit Stacks niedriger Leistung bis hin zu Systemen mit parallelen Stacks bzw. großen, leistungsstarken Stacks ab. Die Unterschiede im Aufbau der Systeme nach Konfiguration 2 und 3 sind in Abbildung 3.4 veranschaulicht. In dieser Arbeit wird für jede dieser Systemkonfigurationen und jede Anwendung ein eigenes BoP-System entworfen. Dabei gilt jeweils das Ziel, ein generisches System für möglichst viele Transportanwendungen zu verwenden.

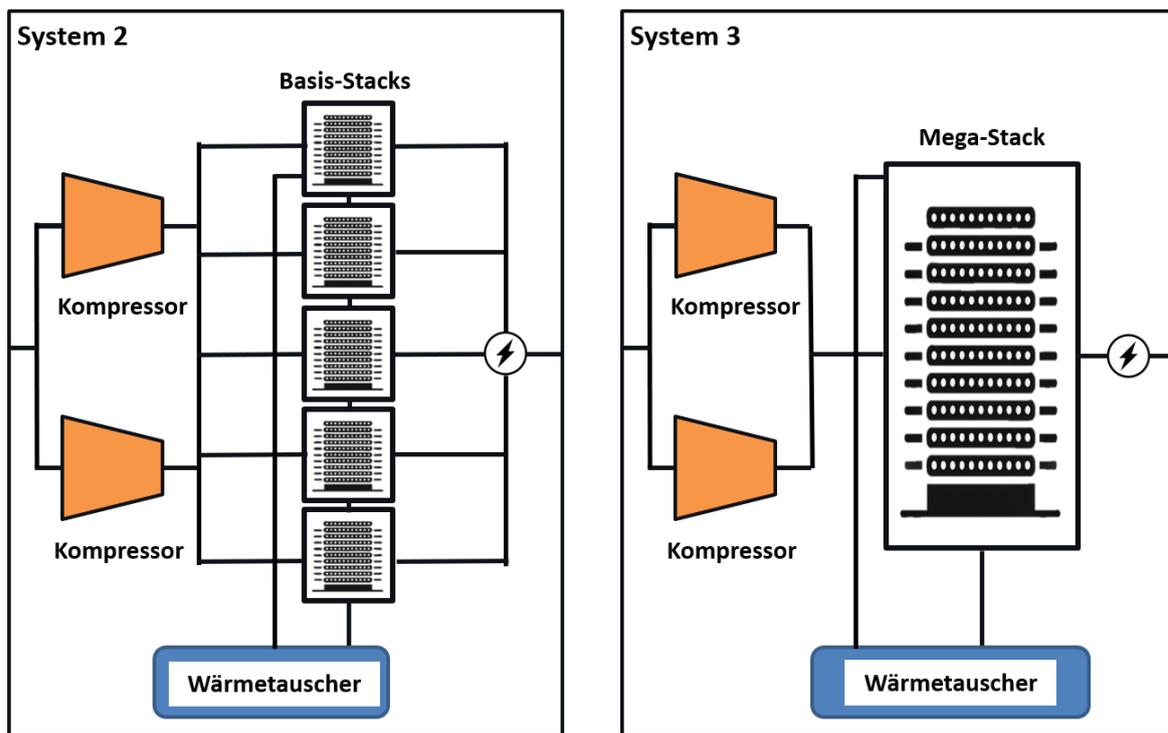


Abbildung 3.4: Vergleich der Systemlayouts von Konfiguration 2 (links) und Konfiguration 3 (rechts).

3.3. Stackauslegung

Zunächst soll eine Basisvariante des Stacks gefunden werden, der in den Systemen 1 und 2 eingesetzt wird. Für den leistungserhöhten Stack aus System 3 ist eine gesonderte Auslegung notwendig. Der Stack bildet die zentrale Einheit des Brennstoffzellensystems und ist für die Leistungsgenerierung verantwortlich. Das BoP-System wird um ihn herum konzipiert. Ziel der Auslegung ist die Bestimmung der Zellzahl und weiterer Stack-Eigenschaften, wie z. B. der Stromdichte, die für die anschließenden Simulationen festgehalten wird.

Zuerst werden die Kennlinien des PowerCell P Stack[®] (siehe Abbildung 2.4), die der Simulation zugrunde liegen, analysiert. Zwar wird der Betriebsdruck im Zusammenspiel mit den BoP-Komponenten in der Simulation optimiert, jedoch muss für die anfängliche Stack-Auslegung ein Stack-Eingangsdruck $p_{\text{Stack,in}}$ festgelegt werden. Ein Druck von $p_{\text{Stack,in}} = 2,0$ bar ist vorteilhaft, da die Leistungsdichte des Stacks höher ist als bei niedrigeren Drücken. Andererseits wird dadurch das geforderte Druckverhältnis erhöht, insbesondere durch die niedrigen Drücke in der Flugzeugmission. Das führt nicht nur zu einem erhöhten Leistungsbedarf des Luftverdichters, sondern schränkt auch die Auswahl an verfügbaren Komponenten stark ein. Daher wurde mit $p_{\text{Stack,in}} = 1,5$ bar ein Betriebsdruck gefunden, bei dem die Stack-Polarisationskurve noch ausreichende Leistungsdichten verspricht bei geringerem Leistungsbedarf für die *Balance of Plant*. Der Stöchiometrie-Faktor für den Luftsauerstoff wird im vorliegenden Fall auf $\lambda_{\text{Luft}} = 1,7$ festgelegt. Diese Annahmen gelten zunächst für alle Anwendungen.

$$P_{\text{ratio}} = \frac{P_{\text{BoP}}}{P_{\text{Sys,brutto}}} \quad (3.1)$$

$$P_{\text{Sys,brutto}} = P_{\text{Sys,netto}} / (1 - P_{\text{ratio}}) \quad (3.2)$$

Der Stack wird so dimensioniert, dass die generierte elektrische Leistung der Brennstoffzellen sowohl die Leistungsanforderungen jeder Anwendung erfüllt, als auch den Leistungsbedarf des BoP-Systems abdeckt. Inklusiv der P_{ratio} bildet sich nach Gleichung 3.2 die geforderte Leistung $P_{\text{Sys,brutto}}$, die die Stacks des Brennstoffzellen-Systems erbringen müssen. Dabei ist $P_{\text{Sys,netto}}$ den Leistungsprofilen und deren Angaben aus Tabelle 3.1 zu entnehmen. Die Systemleistung $P_{\text{Sys,netto}}$ ist die Netto-Leistung des Brennstoffzellensystems, in der bereits die Leistung für die BoP abgezogen ist.

Tabelle 3.6: Erforderliche Leistung in den gewählten Betriebspunkten.

Anwendung	LKW	Zug	Schiff	Flugzeug
P_{max} (kW)	503	1247	7481	4368
P_{mittel} (kW)	268	500	4610	3680
P_{min} (kW)	156	250	3750	3560

Die Werte der geforderten Leistung in den gewählten Betriebspunkten (maximale, mittlere und minimale Leistung) aller Transportmittel sind in Tabelle 3.6 zusammengefasst. Darin ist bereits ein Aufschlag von 5 % auf die Netto-Leistung aus den Missionsprofilen inkludiert. Dieser Aufschlag führt zu einer geringen Überdimensionierung des Stacks. Damit wird sichergestellt, dass die Brennstoffzellen in jedem Fall die geforderte Leistung der Missionsprofile generieren.

Aus vorangegangenen Simulationen wurde die durchschnittliche P_{ratio} jeder Anwendung gewonnen. P_{ratio} ist nach Gleichung 3.1 dabei der Anteil an der gesamten elektrischen Leistung, die alle Hilfsaggregate zusammen verbrauchen. Durch Hinzunahme des Gebläses zur Unterstützung der Wärmetauscher wird eine weitere Komponente und dessen Leistungsbedarf mit berücksichtigt. In der Stack-Vorauslegung werden Annahmen für die P_{ratio} getroffen. Für LKW, Zug und Schiff beträgt der angenommene Anteil jeweils 20 %. Für das Flugzeug ist aufgrund der höheren Anforderungen durch die veränderten Umgebungsbedingungen von einem höheren BoP-Leistungsbedarf auszugehen. Durch den geringeren Luftdruck müssen die Verdichter ein höheres Druckverhältnis aufbringen, was zu einer erhöhten Kompressor-Leistung führt. Der Anteil P_{ratio} beträgt hier somit 25 %. Diese Werte dienen zunächst der Stack-Vorauslegung. Nach dem *Sizing* aller BoP-Komponenten werden mit den dimensionierten Komponenten die tatsächlichen Leistungsbedarfe errechnet. Der Anteil der BoP-Leistung P_{ratio} hat einen großen Einfluss auf die Auslegung. Daher wird das Ziel gesetzt, diesen Anteil durch geeignete Wahl der BoP-Komponenten zu reduzieren.

Eine charakteristische Größe eines Brennstoffzellen-Stapels ist die Gesamtanzahl der Zellen $N_{\text{Zellen,Stack}}$. Diese bestimmt sich aus der Stack-Leistung nach Gleichung 2.2. Die geforderte Leistung pro Stack P_{Stack} ergibt sich nach Gleichung 3.3. Diese bildet sich aus der geforderten Systemleistung der jeweiligen Anwendung $P_{\text{Sys,brutto}}$ geteilt durch die Anzahl der Stacks pro System N_{Stacks} . Die Aufteilung der Systeme je nach Systemkonfiguration ist Tabelle 3.3, Tabelle 3.4 und Tabelle 3.5 zu entnehmen. Die Information über die Anzahl der Stacks ist ebenfalls in diesen Tabellen enthalten.

$$P_{\text{Stack}} = P_{\text{Sys,brutto}}/N_{\text{Stacks}} \quad (3.3)$$

Um die Zellzahl zu erhalten, werden Berechnungen mit variabler Stromdichte angestellt. Der gewählte Bereich der Stromdichte i_{Zelle} erstreckt sich dabei über einen Bereich von 6000 bis 10000 A/m². Dieser Bereich ist bewusst niedrig gewählt, da die Auslegung nach Effizienzoptimierung erfolgt. Betrachtet man die Polarisationskurve einer Brennstoffzelle, so gilt: Je niedriger die Stromdichte i_{Zelle} , desto höher die Zell-Effizienz η_{Zelle} . Die Zell-Effizienz wird dabei im Vergleich zur theoretischen Maximalspannung einer Brennstoffzelle U_{theo} bezogen auf den unteren Heizwert gebildet. Die Effizienz η_{Zelle} soll dabei im Cruise mindestens 50 % betragen. Ein weiteres Kriterium für die Auslegung ist die Gesamt-Stromstärke, die proportional zur Zellfläche A_{Zelle} ansteigt. Hier wird ein Limit von $I_{\text{ges}} = 1200$ A gesetzt. Dies ist zurückzuführen auf die Auswahl von passenden Leitungskabeln und deren Durchmesser, der proportional zum führenden Strom ansteigt [50]. Laut [51] geht ein Ansteigen des Gesamtstroms mit einem Temperaturanstieg einher, der die Strombelastbarkeit der Kabel weiter einschränkt.

Die Fläche einer einzelnen Zelle A_{Zelle} bleibt konstant über alle Systemkonfigurationen hinweg bei 1200 cm². Das bedeutet, dass die maximale Stromdichte nicht über $i_{\text{Zelle}} = 10000$ A/m² hinausgehen soll. Zur Wahl des Spannungsbereichs werden Faktoren wie Degradation und Performance der Brennstoffzelle hinzugezogen. Für Zellspannungen U_{Zelle} über 0,8 V sind vor allem im Dauerbetrieb erhebliche Degradationen durch Korrosion zu erwarten [52]. Daher wird dies als Maximum der Zellspannung gewählt. Der untere Wert der Zellspannung hängt vor allem von der maximal zulässigen Stromdichte i_{Zelle} und der unteren Grenze der Zell-Effizienz η_{Zelle} ab. In dieser Auslegung ist die untere Grenze auf $U_{\text{Zelle}} = 0,55$ V festgelegt. In einer Reihenschaltung der Zellen in einem Brennstoffzellen-Stapel steigt die Gesamt-Spannung eines Stacks U_{Stack} linear mit der Gesamtzahl der Zellen nach Gleichung 3.4.

$$U_{\text{Stack}} = N_{\text{Zellen,Stack}} \cdot U_{\text{Zelle}} \quad (3.4)$$

Die Grenze der zulässigen Gesamtspannung hat den Hintergrund der sogenannten Durchschlagfestigkeit. Sie gibt den Spannungswert an, ab dem die Luft ihre isolierende Wirkung verliert. Elektrische Ladung naheliegender Stromleitungen kann übertreten und es kommt damit zum Kurzschluss. Dieses Phänomen sollte im BZ-System vermieden werden. Die Durchschlagfestigkeit ist abhängig von der Temperatur und dem Luftdruck und verändert sich somit vor allem bei der Anwendung Flugzeug. [53], [54]

Ein Beispiel dazu: Unter ISA-Standardatmosphäre am Boden beträgt die Durchschlagfestigkeit etwa 3000 V/mm. Auf 8839 m Flughöhe liegt die Festigkeit aufgrund des geringeren Luftdrucks und niedrigerer Temperaturen nur noch bei ca. 900 V/mm. Eine Begrenzung auf $U_{\text{Stack}} = 1200$ V führt nun zu einer Schlagweite bzw. einem Mindestabstand der Stromleitungen von 1,33 mm, wobei die Schlagweite nicht als alleiniger Faktor für den Mindestabstand ausreicht. Die Bedingung für U_{Stack} ist lediglich ein Richtwert und gilt nicht ultimativ. Alle Randbedingungen der elektrischen Parameter für die Stack-Auslegung sind in Tabelle 3.7 zusammengefasst.

Tabelle 3.7: Bedingungen der elektrischen Parameter für die Stack-Auslegung.

Parameter	Bedingung
I_{ges} (A)	<1200
i_{Zelle} (A/m ²)	2000...10000
U_{Stack} (V)	<1200
U_{Zelle} (V)	0,55...0,80

Hierbei handelt es sich um eine Vorauslegung des Brennstoffzellen-Stapels. Die Vorauslegung wird für den hochskalierten Stack von Systemkonfiguration 3 wiederholt. Eine erneute Stack-Auslegung ist notwendig, da es sich im Vergleich zum 250kW-Basisstack um einen Stack, je nach Transportart, im Bereich von $P_{\text{Stack}} = 1,1...1,3$ MW handelt. Die tatsächlichen Werte für die elektrischen Parameter im Betrieb der Anwendungen, wie Stromdichte i_{Zelle} , Zellspannung U_{Zelle} etc., werden im Simulationsteil errechnet. Eine erste Abschätzung dafür wird im nächsten Schritt gegeben.

Zum Überprüfen der Einhaltung der Vorgaben werden vor der System-Simulation die elektrischen Parameter berechnet. Dafür werden die Betriebspunkte der Anwendungen (Maxima, Mittelwerte und Minima) aus Tabelle 3.6 zur Hand genommen. Außerdem wird die Aufteilung der Stack-Anzahl auf die Anzahl der Systeme nach Tabelle 3.3, Tabelle 3.4 und Tabelle 3.5 vorausgesetzt. Mit vorgegebener Zellzahl des Stacks $N_{\text{Zellen,Stack}}$ aus dem vorherigen Auslegungsschritt werden die Größen i_{Zelle} , U_{Zelle} , I_{ges} und U_{Stack} für jeden Auslegungspunkt (P_{max} , P_{mittel} , P_{min}) von jeder Anwendung berechnet. Zusätzlich wird die Zell-Effizienz η_{Zelle} für den Cruise-Punkt ermittelt als weiteres Evaluations-Kriterium. Nun wird für jede der drei Systemkonfigurationen überprüft, ob die Bedingungen in Tabelle 3.7 mit dem ausgelegten Stack eingehalten werden. Sind die Bedingungen erfüllt, ist die Stack-Vorauslegung zunächst abgeschlossen. Ergeben sich im Laufe der Simulationen zum BoP-System Konflikte in Verbindung mit dem ausgelegten Stack, z. B. mit der vorausgesetzten Stack-Leistung P_{Stack} oder der angenommenen Stromdichte i_{Zelle} , muss die Stack-Auslegung ggf. angepasst werden. Dies geht mit einer erneuten Bestimmung von $N_{\text{Zellen,Stack}}$, wie beschrieben, einher.

3.4. Simulationsumgebung Airfox

Das vom DLR entwickelte Simulationsprogramm *Airfox* ist ein Python-Skript. Es dient als Werkzeug zur Auslegung von Brennstoffzellensystemen und deren Komponenten. Bei der Entwicklung des Tools arbeiten mehrere Abteilungen des DLR projektbezogen zusammen. Es ist unter anderem aus den Arbeiten in [23] und [32] hervorgegangen und wird seitdem erweitert. Die vorliegende Arbeit trägt durch die Anwendung des Tools ebenfalls zu dessen Weiterentwicklung bei. Im Airfox können die Brennstoffzellensysteme für alle vier Anwendungen gleichzeitig berechnet werden. Dies ist relevant für den Ansatz der generischen Auslegung bei simultaner Betrachtung aller Transportanwendungen.

Abbildung 3.5 stellt den Aufbau des Brennstoffzellensystems dar, wie es im Simulationsprogramm Airfox implementiert ist. Außerdem zeigt sie die Verbindungen zwischen den BoP-Komponenten und die Kreisläufe der Luft- und Wasserstoffversorgung, sowie der Kühlflüssigkeit zur Kühlung des Stacks. In den weißen Feldern sind die Komponenten gekennzeichnet, die für die Simulationen modelliert sind. Die grauen Felder zeigen die Bauteile, die in den durchgeführten Simulationen noch nicht berücksichtigt sind, jedoch ebenfalls Teil des BZ-Systems und dessen Kreisläufe sind.

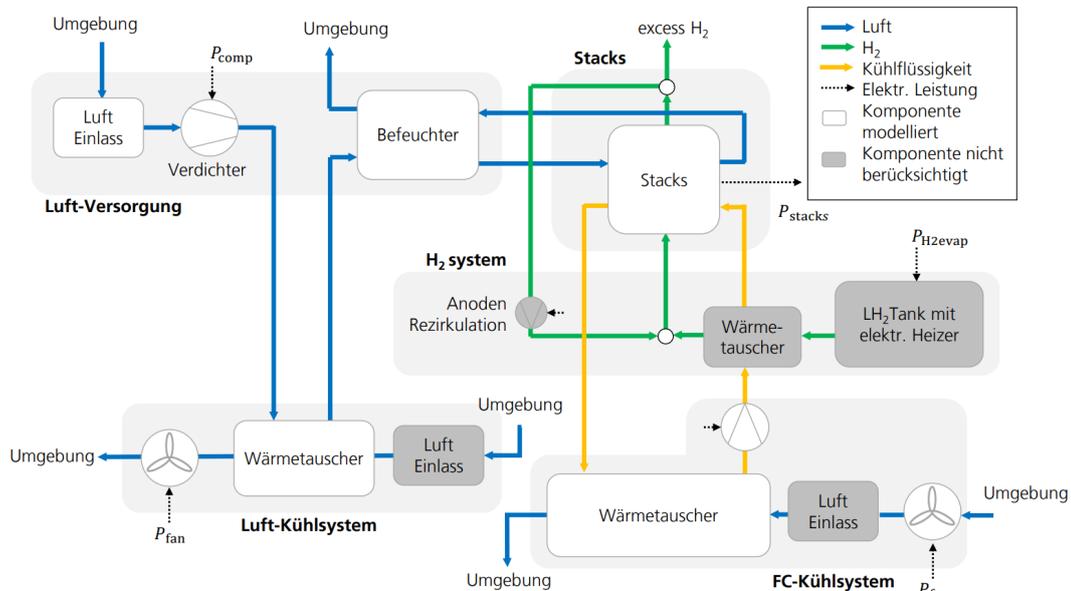


Abbildung 3.5: Layout des Brennstoffzellensystems im Airfox.

Die Auslegung des Brennstoffzellensystems ist in zwei Abschnitte unterteilt: das sogenannte *Sizing* und der *Simulate* Teil. Als Basis für die Berechnungen werden die Missionsdaten der Transportanwendungen aus Abbildung 3.1 eingelesen. Im *Sizing* findet die initiale Dimensionierung der Hauptkomponenten, wie Stack, Wärmetauscher, Kompressor und Befeuchter statt. Auf Basis erster Annahmen werden die Stack-Eingangsrößen wie Stack-Druck $p_{Stack,in}$ und relative Gas-Feuchte rH optimiert. Die wichtigsten Eigenschaften der Komponenten sind in der *parameters*-Datei hinterlegt. Hier erfolgt ebenfalls die Festlegung der Anzahl jeder BoP-Komponente im System. In der Dimensionierungsphase der Komponenten kann auf die Informationen in dieser Datei zurückgegriffen werden. Am Beispiel vom Kompressor sind das der maximal durchlässige Massenstrom \dot{m}_V , der Wirkungsgrad η_V und das Druckverhältnis Π_V .

Wenn das Kennfeld vorhanden ist, können Informationen zum Drehzahlbereich und der Pump- bzw. Schluckgrenzen mit einbezogen werden. Näheres zur Verdichter-Auslegung folgt in Unterabschnitt 3.5.

Anschließend folgt die Simulationsphase. Mithilfe der vorher ausgelegten Komponenten wird das Brennstoffzellensystem unter den Umgebungsbedingungen und den Missionsprofilen der Anwendungen simuliert. Das Tool berechnet die tatsächlichen Betriebsparameter, wie z. B. die Stromdichte i_{Zelle} im Stack, die Wirkungsgrade von Stack und BoP-System sowie der Wasserstoffverbrauch. Weiter werden die relevanten Parameter der Hauptkomponenten ermittelt, z. B. der Druckverlust im FC-Wärmetauscher Δp_c oder der reduzierte Massenstrom des Verdichters $\dot{m}_{V,red}$, um einige Beispiele zu nennen. In diesem Schritt finden auch die Massen- und Leistungsberechnungen der Komponenten statt. Details zu diesen Berechnungen erfolgen im folgenden Unterabschnitt.

3.5. Systemauslegung

Die Auslegung des Brennstoffzellensystems und seiner Hilfsaggregate ist ein Prozess, bei dem die Zielparameiter iterativ eingestellt werden. Zunächst wird der Stack nach den Leistungsprofilen der Transportanwendungen ausgelegt. Danach wird das System zur Versorgung des Stacks gebildet. Dieses orientiert sich an der Architektur der beschriebenen Systemkonfigurationen. Im Anschluss wird eine Auswahl in Frage kommender Komponenten getroffen. Die Komponenten, wie z. B. Kompressor, Befeuchter und Wärmetauscher, werden im Airfox implementiert. In den Simulationen werden nun die Komponenten auf die Systemanforderungen (z. B. Leistung) skaliert. Es folgt die Simulation mithilfe der Missionsprofile der Anwendungen. Danach wird die Performance im Gesamtsystem analysiert. Wichtige Indikatoren wie beispielsweise der Wirkungsgrad der Bauteile bilden dafür eine Bewertungsgrundlage.

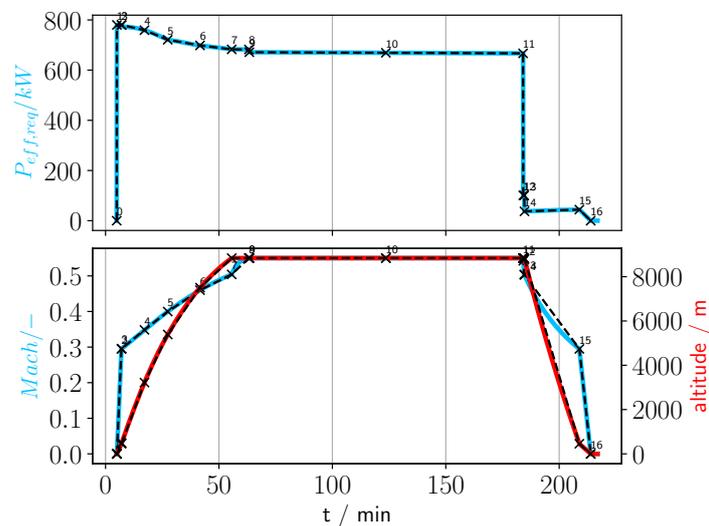


Abbildung 3.6: Auswahl der Auslegungspunkte aus der Flugzeugmission.

Die Wahl der betrachteten Betriebspunkte ist entscheidend für die Auslegung des Brennstoffzellensystems. Dies ist hier am Beispiel des Flugzeugs einmal erläutert. Die im Airfox hinterlegten Punkte der Anwendung Flugzeug sind in Abbildung 3.6 dargestellt. Die Leistungskurve zeigt hier die Anforderungen an eines von vier Systemen. Es ist zu erkennen, dass die Leistungsan-

forderung zwischen Punkt 0 und den ersten schwarz markierten Punkten stark ansteigt. Dies lässt sich darauf zurückführen, dass zwischen den Punkten 1 und 2 der Takeoff des Flugzeugs liegt. In Punkt 1 steht das Flugzeug mit vollem Leistungsabruf der Propeller, aber noch ohne Fluggeschwindigkeit auf der Runway. In Punkt 2, zu erkennen an der Geschwindigkeit $Ma = 0,3$ und Höhe 150 m, ist die Startstrecke schon abgeschlossen. Punkt 3 stellt bereits die geforderte Leistung in der ersten Steigflugphase nach dem Takeoff dar (zu sehen im unteren Schaubild von Abbildung 3.6). Der dynamische Verlauf der Triebwerksleistung im Startlauf ist in der Modellierung nicht abgebildet. Der charakteristische Punkt der Flugzeugmission t.o.c. ist hier als Punkt 7 markiert. Die Betrachtung der Simulationsergebnisse in diesem Punkt sind von besonderer Bedeutung.

Für die weiteren Anwendungen LKW, Zug und Schiff werden ebenfalls charakteristische Punkte gewählt, z. B. Leistungsmaxima und -minima, in denen das *Sizing* und die Simulation gerechnet werden. Die verwendeten Betriebspunkte sind in Abbildung 3.1 dargestellt.

Eine zentrale Auslegungsgröße im *Sizing* Prozess ist die Auslegungsstromdichte $i_{Zelle,Design}$. Diese orientiert sich an der gewählten Stromdichte i_{Zelle} aus der Stack-Auslegung in Unterabschnitt 3.3. Diese wird aufgrund des generischen Kriteriums für alle Anwendungen zunächst gleich gesetzt. Im späteren Verlauf der Systemauslegung kann hier eine Anpassung für bestimmte Anwendung notwendig sein. Dies wird durch die detaillierte Auslegung der Verdichter und Wärmetauscher bedingt. Die genauen Werte für die tatsächliche Stromdichte werden im Ergebnis-Teil noch einmal aufgegriffen.

Ein wichtiger Teil der Simulation ist der Optimierer. Dieser findet die beste Kombination aus Stack-Eingangsdruck $p_{Stack,in}$ und relativer Feuchte rH in einem für die Anwendung charakteristischen Betriebspunkt. Dabei trifft er eine Auswahl aus den folgenden Drücken $p_{Stack,in}$: [1, 1.2, 1.4, 1.5, 1.6, 1.8, 2, 2.5] bar. Für die relative Feuchte im Stack rH stehen 10 %, 20 %, 30 %, 40 %, und 50 % zur Auswahl. Die Kombination aus $p_{Stack,in}$ und rH mit der höchsten resultierenden Systemeffizienz η_{Sys} wird ausgewählt. Dabei kann die Auswahl der optimierten Kombination zwischen *Sizing* und *Simulation* abweichen.

Wie im Grundlagen-Kapitel beschrieben, besteht die BoP in ihren Untersystemen aus einigen Komponenten. Für die Gesamtmasse des BZ-Systems bilden FC-Stack (m_{Stack}), Kompressor (m_V), Befeuchter ($m_{Befeuchter}$), Kühlpumpe (m_{Pumpe}), Wärmetauscher für Stackkühlung ($m_{HX,FC}$) und Luftkühlung ($m_{HX,Luft}$) einen wesentlichen Anteil. Die Massen für die umhüllende Struktur, die Leitungen und Kühlmedien, die Rezirkulationspumpe und die Strom- bzw. Spannungswandler werden in den vorliegenden Simulationen nicht berechnet.

Definitionsgemäß ist hier der Wasserstofftank als extern vom BZ-System zu betrachten. Die Auslegung des Wasserstofftanks ist kein zentraler Bestandteil dieser Arbeit. Jedoch wird in der Simulation die von den Brennstoffzellen benötigte Wasserstoffmenge ebenfalls mit berechnet. Mit einem angenommenen, gravimetrischen Wirkungsgrad η_{Tank} von 20 % kann die Tankmasse bestimmt werden. $\eta_{Tank} = \frac{m_{H2}}{m_{Tank}}$ gibt das Verhältnis der beinhaltenen Wasserstoffmasse m_{H2} zur Tankmasse m_{Tank} an. Die erforderliche Tankmasse stellt in der Analyse und dem Vergleich der Systemkonfigurationen ein zusätzliches Bewertungskriterium. Somit bestimmt sich die Gesamtmasse des Brennstoffzellensystems m_{Sys} nach Gleichung 3.5.

$$m_{Sys} = m_{Stack} + m_V + m_{Befeuchter} + m_{Pumpe} + m_{HX,FC} + m_{HX,Luft} (+m_{Tank}) \quad (3.5)$$

Für die anschließende Analyse der Systemkonfigurationen und deren Vergleich untereinander ist die BoP-Leistung P_{BoP} und ihr Anteil an der Gesamtleistung P_{ratio} eine wichtige Größe. Die BoP-Leistung setzt sich aus den Einzelleistungen der Hilfsaggregate des BZ-Systems

zusammen. Dabei werden wieder nur die wesentlichen Komponenten betrachtet, die zu einem relevanten Leistungsanteil beitragen. Dies betrifft die Anteile der Verdichter (P_V), der Pumpe des Kühlkreislaufs (P_{Pumpe}) und zudem der Fans für beide Wärmetauscher ($P_{\text{Fan,HX,FC}}$ bzw. $P_{\text{Fan,HX,Luft}}$). Der Zusammenhang zwischen der erforderlichen Leistung des Gebläses und den Wärmetauschern wird detaillierter im Unterabschnitt zum Kühlsystem erläutert. Somit bildet sich die Gesamtleistung der Balance of Plant P_{BoP} nach Gleichung 3.6.

$$P_{\text{BoP}} = P_V + P_{\text{Pumpe}} + P_{\text{Fan,HX,FC}} + P_{\text{Fan,HX,Luft}} \quad (3.6)$$

Ein weiterer bedeutsamer Aspekt für die gesamte BoP-Leistung P_{BoP} und die Gesamtmasse des FC-Systems m_{Sys} ist die Anzahl der einzelnen Komponenten. Für einige Systemkomponenten ist die Anzahl bereits festgelegt. Beispielsweise wird nur eine Pumpe für das Kühlsystem dimensioniert. Das Gleiche gilt für die Wärmetauscher, wobei jeweils einer im Stack-Kühlkreislauf und einer für die Luftkühlung eingesetzt wird. Für die weiteren Komponenten wird im *Airfox* die benötigte Anzahl zu den gestellten Anforderungen berechnet, z. B. die Anzahl der Verdichter N_V zum geforderten Luft-Massenstrom \dot{m}_V . Die Reduzierung der Zahl erforderlicher Einheiten ist ein vordergründiges Ziel der Systemauslegung. Dies hat zur Folge, dass die Systemmasse m_{Sys} sinkt, da u. a. weniger Bauteile pro Subsystem verbaut werden müssen.

Kathodensystem

Der Luftverdichter stellt eine wesentliche Komponente in der Auslegung der *Balance of plant* von Brennstoffzellensystemen dar und übt einen maßgeblichen Einfluss auf die Systemeffizienz aus. Im Rahmen dieser Arbeit wird eine Auswahl geeigneter Kompressoren getroffen, die auf ihre Eignung für verschiedene Anwendungen hin untersucht und in Simulationen getestet werden. Im Rahmen der Analyse wird insbesondere untersucht, in welchen Punkten das Kennfeld des Kompressors während der jeweiligen Mission arbeitet. Das Kennfeld wird durch die Umhüllenden Pumpgrenze (*surge line*) und Schlucklinie (*choke line*) bzw. Stopfgrenze charakterisiert. Diese Linien definieren die Grenzen des führenden Massenstrom-Bereichs, während die minimale und maximale Drehzahllinie die untere und obere Abgrenzung des erreichbaren Druckverhältnisses des Kompressors darstellen. Um die Effizienz des Verdichters zu optimieren, ist es empfehlenswert, die Arbeitspunkte auf den Effizienzinseln des Kennfeldes zu positionieren. Eine Position nahe der Pumpgrenze führt zu einem niedrigen Wirkungsgrad. Zur Veranschaulichung ist in Abbildung 3.7 ein typisches Verdichter-Kennfeld dargestellt.

Die Anforderungen an den Kompressor, wie das Verdichtungsverhältnis $\Pi_V = \frac{p_{\text{inlet}}}{p_{\text{Stack,in}}}$ und der Verdichter-Massenstrom \dot{m}_V , ergeben sich aus den Missionsprofilen der jeweiligen Anwendung. Die genannten Anforderungen variieren in Abhängigkeit von der jeweiligen Anwendung, wie in Unterabschnitt 2.4 dargelegt. Im Rahmen dieser Arbeit wird das Ziel verfolgt, für jede Systemkonfiguration die am besten geeigneten Komponenten zu identifizieren. Gleichzeitig gilt der generische Ansatz, sodass derselbe Kompressor in verschiedenen Mobilitätstypen zum Einsatz kommen kann.

Nach erfolgter Simulation werden die Arbeitspunkte der jeweiligen Mission im Verdichter-Kennfeld ausgegeben. Die ermittelten Werte resultieren aus einer Optimierung, die die Anpassung des Verdichters beinhaltet. Hierbei wird sichergestellt, dass in jedem Missionspunkt die erforderliche Sauerstoffmenge für den Brennstoffzellenstapel auf den Eingangsdruck $p_{\text{Stack,in}}$ konditioniert wird. Im Anschluss erfolgt eine Evaluierung der Lage der Betriebspunkte. Dabei wird ein hoher Verdichter-Wirkungsgrad angestrebt. Idealerweise liegen die Arbeitspunkte auf den mittigen Effizienzinseln des Kennfeldes, um den maximalen Wirkungsgrad zu erreichen.

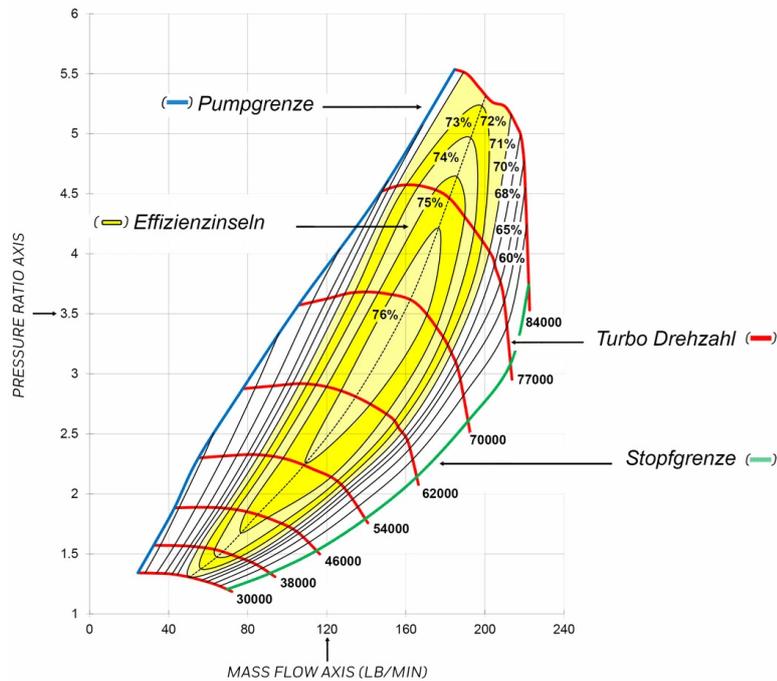


Abbildung 3.7: Exemplarisches Verdichter-Kennfeld. Aus [55]

Das große Spektrum der einzelnen Missionspunkte führt dazu, dass die Punkte nicht vollständig im Kennfeld liegen. Bei der Analyse wird nun eine Bewertung der Punkte durchgeführt, ob es sich um kritische Missionsphasen, wie z. B. denen des Steigflugs (*top of climb*, t.o.c.) oder den Design-Punkt des Cruise, handelt. Diesen Punkten wird eine erhöhte Wichtigkeit zugeschrieben. Daher sollten sie mittig im Kennfeld liegen und nicht nahe der Schluck- und Pumplinie. Um die Punkte in dieses Fenster zu bekommen steht das Hilfstool *compressor scale* im Airfox zur Verfügung. Mit dem Setzen des Wertes kann ein Skalierungsfaktor für den Verdichter gesetzt werden. Ist dieser Wert >1 , wird das Verdichter-Kennfeld auf horizontaler Ebene vergrößert. Bei einem Faktor <1 dementsprechend geschmälert. Die Skalierung betrifft zudem ausschließlich den Verdichter-Massenstrom, nicht jedoch das Druckverhältnis. Dieses bleibt konstant. Die berechnete Verdichter-Masse ist weiterhin proportional zum Massenstrom $\dot{m}_{V,max}$. Außerdem gilt die Annahme, dass der Kompressor bei gleichbleibender Performance hergestellt werden kann.

Ein weiterer entscheidender Faktor für die Simulation des Kompressors ist die korrekte Einstellung der Design-Stromdichte $i_{Zelle,Design}$. Nach erfolgter Simulation wird die berechnete Stromdichte des Stacks betrachtet. Weicht diese von dem vorher festgelegten Auslegungswert ab, muss $i_{Zelle,Design}$ angepasst werden. Damit verringert sich die Ungenauigkeit zwischen Dimensionierung (*Sizing*) und Simulation (*Simulate*). Demnach werden die Betriebspunkte im Verdichter-Kennfeld genauer gesetzt.

Die Eigenschaften der verwendeten Kompressoren entstammen den Datenblättern aus der vorangegangenen Komponenten-Recherche. Die Daten decken jedoch nicht vollständig die benötigten Informationen über die Verdichter ab. Es fehlen beispielsweise genaue Angaben zur Masse der Turbokompressoren oder ihrer Elektromotoren. Als Datenquelle dient die Komponenten-Recherche, u. a. für Kompressoren aus Tabelle 6 in [56]. Diese zeigt die Ergebnisse einiger marktpräsender Brennstoffzellen-Verdichter von Herstellern wie Rotrex[®] und Fischer

Fuel Cell Compressors[®]. Darin ist die Gesamt-Masse m_V angegeben, in der bereits die Einzelmassen von Turbokompressor, Elektromotor und Leistungsumwandler inkludiert sind. Aus den Recherche-Ergebnissen ist eine Ausgleichsgerade gebildet worden, um für beliebige, eingesetzte Turbokompressoren die Masse zu berechnen. Dafür wird der maximale Durchsatz an Luft-Massenstrom des Verdichters $\dot{m}_{V,\max}$ benötigt. Die Gleichung der Ausgleichsgerade lautet folgendermaßen:

$$m_V = 61,2 \cdot \dot{m}_{V,\max} + 3,607 \text{ kg} \quad (3.7)$$

Dabei ist $\dot{m}_{V,\max}$ in kg/s angegeben und m_V in kg. Diese Rechnung wird nun auch auf die in dieser Arbeit gewählten Kompressoren angewandt. Die je nach Transportanwendung verwendeten Turbokompressoren sind die Modelle Rotrex C38R, Garrett Motion G45-1500 und G47-1850. Die verfügbaren Daten der gewählten Kompressoren, wie deren maximaler Luftdurchsatz $\dot{m}_{V,\max}$ und einzelne Netto-Bauteil-Masse $m_{V,i}$ ist in Tabelle 3.8 aufgelistet. Darin enthalten ist auch die mithilfe von Gleichung 3.7 berechnete Gesamtmasse m_V . Als weitere Kern-Eigenschaft ist das maximal erreichbare Verdichtungsverhältnis Π_V mit angegeben. Zur besseren Vergleichbarkeit wird der Rotrex EK40 Kompressor aus der Recherche in [56] mit aufgeführt.

Tabelle 3.8: Eigenschaften der für die Auslegung gewählten Turbokompressoren. Daten basieren auf [57], [58], [59] und [60]

Modell	Π_V (-)	$\dot{m}_{V,\max}$ (kg/s)	$m_{V,i}$ (kg)	m_V (kg)
Rotrex EK40	2,8	0,30	6,0	32,80
Rotrex C38R	3,4	0,84	6,4	55,02
Garrett G45-1500	4,9	1,00	-	64,81
Garrett G47-1850	5,2	1,35	-	86,23

Es ist anzumerken, dass die gewählten Kompressoren, im Vergleich zu den Kompressoren aus [56], in einem höheren Bereich liegen, sowohl für den Massenstrom $\dot{m}_{V,\max}$ als auch für das Druckverhältnis Π_V . Die Datenlage für Verdichter in diesem Bereich ist noch nicht umfangreich, da nur wenige Kompressoren dieser Klasse auf dem Markt sind. Daher werden für diese Arbeit die Daten der kleineren Kompressor-Klasse als Basis genommen und für die größere Klasse skaliert. Die damit verbundene Unsicherheit spiegelt eine der Herausforderungen in der Auslegung für skalierte Systeme wider.

Weiter ist in der Simulation festgelegt, dass pro Stack je ein Befeuchter eingebaut wird, um eine ausreichende Befeuchtung für jeden Stack zu gewährleisten. Nach erfolgter Marktrecherche sind derzeit keine Befeuchter bekannt, die für FC-Leistungen über 200 kW konzipiert sind. Ein limitierender Faktor ist die Kapazität des Befeuchters, welche Wassermenge vom Stackauslass zur trockenen Zuluft transportiert werden kann. Im Modell wird dafür ein Faktor von 50 % angenommen.

Kühlsystem

Die Modellierung sieht vor, dass jeweils ein Wärmetauscher (HX) für das Stack-Kühlsystem und ein Wärmetauscher für die Kühlung der Kathodenluft ausgelegt wird. Sie orientiert sich ebenfalls an den vorherigen Arbeiten in [32]. Je nach Anwendung können die Parameter des

Wärmetauschers für das *Sizing* angepasst werden. Die Parameter sind das untere und obere Limit der Anzahl der Fins pro Segment und der Druckunterschied Δp_h für die heiße Seite und Δp_c für die kalte Seite des Wärmeübertragers. Außerdem kann der Temperaturunterschied ΔT_c auf der kalten Seite festgelegt werden. Die Parameter lassen sich sowohl für den Stackkühler als auch den Luftkühler modifizieren.

Ferner wird das Optimierungsziel (*objective*) eingestellt, nach dem die Wärmetauscher ausgelegt werden. Zur Auswahl stehen *mass*, minimiert die HX-Masse, und *volume*, optimiert die Wärmetauscher für das kleinstmögliche Volumen. Das Ziel *front area* dimensioniert nach dem minimalen Flächenverbrauch der Vorderseite. Eine verkleinerte Fläche führt zu niedrigerem Strömungswiderstand. Der entstehende Drag wird als dimensionierend angesehen. Daher ist in den durchgeführten Simulationen die Option *front area* gesetzt. Der Widerstand spielt vor allem für die Anwendung Flugzeug eine zentrale Rolle. Nach dem generischen Auslegungsprinzip wird die Option jedoch für alle Anwendungen gleich gesetzt. Standardmäßig sind die HX-Parameter, wie in Tabelle 3.9 zu sehen, eingestellt.

Tabelle 3.9: Standard-Parameter der Wärmetauscher.

Kühlkreislauf	FC-Kühlung	Luft-Kühlung
$N_{\text{fins,min}}$	5000	500
$N_{\text{fins,max}}$	100 000	10 000
Δp_h (bar)	0,5	0,1
Δp_c (bar)	0,03	0,03
ΔT_c (K)	15	40

Die Anpassung der HX-Parameter ist ein interaktiver Prozess. Nach einer erfolgreichen Simulation können die errechneten, tatsächlichen Werte der Werte-Sammlung entnommen werden. Daraufhin werden die voreingestellten Parameter mit den aktuellen Werten verglichen und gegebenenfalls angepasst. Je näher die Werte beieinander liegen, desto höher ist die Genauigkeit im initialen *Sizing* des Wärmetauschers. Die Differenz zwischen *Sizing* und Simulation verringert sich, d. h. die Auslegung wird genauer. Das Vorgehen der Anpassung ist anhand Abbildung 3.8 beschrieben.

Zu sehen sind die vom implementierten Optimierer gewählten Punkte, nach dem der Wärmetauscher für die Stack-Kühlung dimensioniert wird. Hier wird exemplarisch die Anwendung Zug in Systemkonfiguration 2 gewählt. Die Auswahl des Design-Punktes erfolgt nach dem festgelegten Optimierungsziel. Wie beschrieben ist der Modus *front area*, also mit dem Ziel der Reduzierung der vorderen Wärmetauscher-Fläche, eingestellt. Der Design-Punkt ist mit einem orangen Stern markiert. Das Diagramm bildet alle möglichen Punkte mit einer Kombination aus einer bestimmten Lamellen-Anzahl N_{fins} im Bereich 100 000 bis 200 000 (x-Achse) und dem Druckunterschied Δp_h für die heiße Seite (linkes Schaubild) und Δp_c für die kalte Seite (rechtes Schaubild). Die Farbgebung der Punkte gibt Aufschluss über die Größe der vorderen HX-Fläche $A_{\text{HX,FC}}$. Die rote horizontale Linie stellt den maximal, vorgegebenen Druckunterschied der Kaltseite $\Delta p_{c,\text{set}}$ dar. Dieser Wert kann im Entwurfsprozess angepasst werden. Ziel ist es nun, diesen Parameter so weit zu reduzieren, dass er möglichst nah am tatsächlichen, simulierten Druckunterschied Δp_c liegt. Dies spiegelt sich in einem geringen Abstand zwischen der roten Horizontalen und dem Design-Punkt wider. Die Auslegung des FC-Wärmetauschers

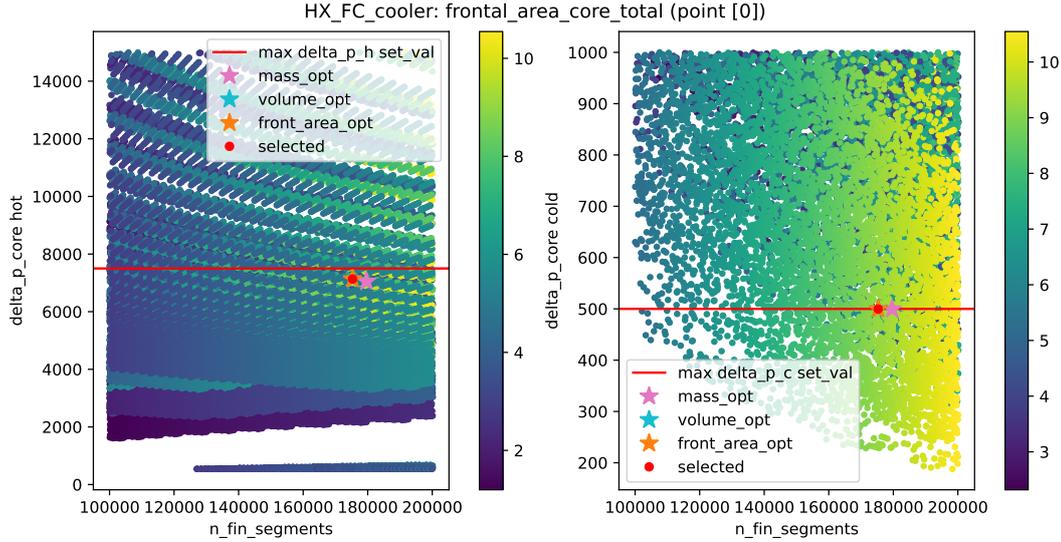


Abbildung 3.8: Auslegungspunkt des FC-Wärmetauschers für Systemkonfiguration 2.

durchläuft sowohl die *Sizing*- als auch die *Simulate*-Phase der Auslegung. Im Gegensatz dazu wird der Wärmetauscher des Luftkreislaufs nur anhand der voreingestellten Parameter ($\Delta p_{c,set}$ etc.) dimensioniert und nicht vollständig im zweiten Schritt simuliert. Dies würde zu viel Rechenkapazität einfordern.

Zur Unterstützung des Kühlsystems wird, wie im Abschnitt 2 beschrieben, ein mit Umgebungsluft betriebener Fan eingebaut. Der Leistungsbedarf für den Fan soll in der Simulation berücksichtigt werden. Als Grundlage für die Implementierung des Bauteils gilt die Beschreibung nach [32]. Die elektrische Leistung für den Fan wird mithilfe der Ausgangsparameter des Wärmetauschers zur Kühlung der FC-Stacks berechnet, weil der Fan direkt abhängig von der Kühlleistung des Wärmetauschers ist. Die elektrische Leistung $P_{el,Fan}$, die das Gebläse zusätzlich erfordert, berechnet sich nach Gleichung 3.8. Dabei ist \dot{m}_{Inlet} der Luft-Massenstrom, der durch den Lufterinlass zur Kühlung zur Verfügung steht. Δp_c ist der Druckunterschied auf der kalten Seite und $\rho_{HX,out}$ ist die Dichte der feuchten Luft am Ausgang des Wärmetauschers. η_{Fan} ist der Wirkungsgrad des Fans und wird auf 40% festgelegt.

$$P_{el,Fan} = \dot{m}_{Inlet} \frac{\Delta p_c}{\rho_{HX,out} \eta_{Fan}} \quad (3.8)$$

Zu sehen ist, dass die Fan-Leistung $P_{el,Fan}$ direkt von dem Druckverlust Δp_c , der an der kalten Seite des Wärmetauschers entsteht, abhängig ist. Somit wird dieser Größe eine besondere Bedeutung zugeschrieben. Durch Anpassung der HX-Parameter ist Δp_c beeinflussbar, insbesondere durch $\Delta p_{c,set}$ und dem Temperaturunterschied an der kalten Seite ΔT_c . Das Gebläse leistet den restlichen erforderlichen Druckunterschied Δp , der nicht vom Luft-Einlass (*Inlet*) erbracht werden kann. Ist die Druckrückgewinnung durch das *Inlet* ausreichend, so wird der Fan ausgeschaltet. Dies ist bei höheren Anströmgeschwindigkeiten der Fall. Beim Flugzeug sind das etwa 70 m/s. Das bedeutet z. B. für das Flugzeug, dass der Fan nur für Taxi, Takeoff und dem ersten Design Punkt im Steigflug eingeschaltet ist. Bei den anderen Anwendungen, in denen diese Anströmgeschwindigkeit nicht erreicht wird, sind die Fans dauerhaft aktiv.

Elektrische Verschaltung

Den erhöhten Leistungsanforderungen an die Brennstoffzellensysteme, insbesondere für die Anwendungen Zug, Schiff und Flugzeug über 1 MW, wird mit angepassten Systemkonfigurationen begegnet. In Konfiguration 2 werden, im Gegensatz zu Konfiguration 1, mehrere Stacks in einem System zusammengefasst und miteinander verschaltet. System 2 ist ein sogenanntes *Multi Stack Fuel Cell System* (MSFCS). Es existieren zwei Haupt-Verschaltungsarten, die serielle (in Reihe) und die parallele Anordnung der Stacks im Gesamtsystem. Darüber hinaus existieren hybride Formen, wie die seriell-parallele und die Kaskaden-Schaltung [39].

Die Brennstoffzellen in einem Stapel sind in Reihe geschaltet. Somit entspricht der Gesamtstrom des Stacks I_{Stack} dem Strom einer einzelnen Zelle I_{Zelle} . Dieser bildet sich nach folgendem Ausdruck und ist abhängig von der Stromdichte i_{Zelle} und der Fläche A_{Zelle} der Einzelzelle: $I_{\text{Zelle}} = i_{\text{Zelle}} \cdot A_{\text{Zelle}}$. Die Gesamtspannung eines Stacks U_{Stack} ist abhängig von der Zellzahl eines Stapels $N_{\text{Zellen,Stack}}$. Sie bildet sich somit aus der Zellspannung U_{Zelle} nach Gleichung 3.4: $U_{\text{Stack}} = N_{\text{Zellen,Stack}} \cdot U_{\text{Zelle}}$.

Bei der seriellen Verschaltung der Stacks im System ist der Gesamt-Strom gleich des Stroms eines einzelnen Stacks: $I_{\text{Sys}} = I_{\text{Stack}}$. Dies ist unabhängig von der Stack-Anzahl N_{Stacks} im System. Für die Gesamt-Spannung im BZ-System U_{Sys} gilt jedoch der Zusammenhang nach Gleichung 3.9. Bedingung ist, dass die miteinander, elektrisch verbundenen Stacks baugleich sind, d. h. die gleiche Zellzahl $N_{\text{Zellen,Stack}}$ aufweisen.

$$U_{\text{Sys}} = N_{\text{Stacks}} \cdot U_{\text{Stack}} \quad (3.9)$$

Im Gegensatz dazu steht die parallele Verschaltung der Stacks. Hierbei bleibt die Gesamt-Spannung U_{Sys} konstant über alle Stacks hinweg: $U_{\text{Sys}} = U_{\text{Stack}}$. Der Gesamtstrom I_{Sys} hingegen ist die Summe der Stack-Ströme I_{Stack} . Daher gilt Gleichung 3.10 wie folgt:

$$I_{\text{Sys}} = N_{\text{Stacks}} \cdot I_{\text{Stack}} \quad (3.10)$$

Passend zu jeder Systemkonfiguration wird eine jeweilige Verschaltungsoption gewählt. Die Vorgaben der elektrischen Randbedingungen in Tabelle 3.7 unterstützen die Entscheidungsfindung. Daraus ergibt sich für Systemkonfiguration 2, dass nur die serielle Schaltung oder eine Mischform angewendet werden kann. Eine reine Reihenschaltung bringt ebenfalls Nachteile mit sich, z. B. eine ungleiche Belastung der Stacks. Außerdem kann der Ausfall eines Stacks zum Ausfall des gesamten Verbundes führen. Dagegen würde eine reine parallele Anordnung der Stacks zu sehr hohen Gesamtströmen führen, die die gesetzten Bedingungen verfehlen.

Für die Systemkonfigurationen 1 und 3 spielt der Verschaltungstyp keine besondere Rolle, da jeweils nur ein Stack pro System betrieben wird. Lediglich für die Anordnung der Einzelsysteme zu einem Gesamtsystem ist eine genauere Betrachtung notwendig. Dies gilt für die Transportanwendungen Schiff und Flugzeug. Diese erfordern aufgrund des erhöhten Leistungsniveaus laut Tabelle 3.3 und Tabelle 3.5 die Aufteilung der Gesamtleistung P_{max} auf N_{Sys} Einzelsysteme.

4. Ergebnisse

In diesem Kapitel werden zuerst die Ergebnisse der Rechnungen zur Stack-Auslegung präsentiert. Anschließend folgen die Simulations-Resultate der drei verschiedenen Systemkonfigurationen. Zur besseren Verständlichkeit wird die Bezeichnung Systemkonfiguration 1 bis 3 häufig auf System 1 bis 3 gekürzt. Die Begriffe sind jedoch als gleichbedeutend zu verstehen.

4.1. Stackauslegung

In dieser Arbeit wurden zwei verschiedene Stack-Varianten entworfen. Zum einen handelt es sich um den Basis-Stack mit ca. 250 kW Leistung für die Systemkonfigurationen 1 und 2, zum anderen um den leistungserhöhten BZ-Stapel mit ca. 1250 kW Leistung.

Zunächst wird auf den Basis-Stack genauer eingegangen. Dieser wird in allen Transportanwendungen gleichermaßen eingesetzt. Daher gilt der Auslegungspunkt zunächst für alle Anwendungen. Die geforderte Mindestleistung des Stacks aus Tabelle 3.3 beträgt je 250 kW für LKW, Zug und Schiff, respektive 220 kW für das Flugzeug-System. Dabei gilt für System 1 $P_{\text{Stack}} = P_{\text{Sys,brutto}}$. Für System 2 wird $P_{\text{Sys,brutto}}$ nach Gleichung 3.3 auf N_{Stacks} aufgeteilt. Die Parameter des Stacks für den Kathodendruck $p_{\text{Stack,in}} = 1,5$ bar sind in Tabelle 4.1 aufgelistet.

Tabelle 4.1: Parameter des Basis-Stacks im Auslegungspunkt.

Parameter	Wert
P_{Stack}	261 kW
$N_{\text{Zellen,Stack}}$	425
$i_{\text{Zelle,Design}}$	8000 A/m ²
U_{Zelle}	0,64 V
η_{Zelle}	51,5 %
I_{Stack}	960 A
U_{Stack}	272 V

Die Bedeutung der Auslegungsstromdichte $i_{\text{Zelle,Design}}$ wurde bereits aufgezeigt. Die Berechnungen wurden mit variierender Stromdichte zwischen 6000 und 11000 A/m² durchgeführt. Sie ergeben, dass für diesen Stack $i_{\text{Zelle}} = 8000$ A/m² geeignet ist, da die Zelleffizienz vergleichsweise hoch ist. Dabei liegt die Zellspannung mit $U_{\text{Zelle}} = 0,64$ V gleichzeitig im zulässigen Bereich. Dafür werden die Randbedingungen aus Tabelle 3.7 beachtet. Außerdem ist zu beachten, dass der Auslegungspunkt für maximale Leistung (P_{max}) und damit maximale Stromdichte ausgelegt wird. Für die Betriebspunkte mit niedrigerer Leistung (P_{mittel} und P_{min}) muss ein Bereich mit höherer Zellspannung mit berücksichtigt werden, der trotzdem innerhalb der Randbedingungen für die Zellspannung U_{Zelle} liegt. Die Stack-Leistung P_{Stack} erhöhte sich von den angestrebten 249 kW auf 261 kW. Grund dafür ist die Anpassung der Zellzahl auf $N_{\text{Zellen,Stack}} = 425$ in der Systemauslegung. Mit der vergrößerten Zellfläche $A_{\text{Zelle}} = 1200$ cm² bzw. 0,12 m² ergibt sich ein Gesamtstrom von $I_{\text{Stack}} = 960$ A. Betrachtet man die Polarisationskurve bei $p_{\text{Stack,in}} = 1,5$ bar ist die Zellspannung $U_{\text{Zelle}} = 0,64$ V bei gegebener Stromdichte $i_{\text{Zelle,Design}}$. Aus der Zellzahl im Stack $N_{\text{Zellen,Stack}}$ berechnet sich die Gesamtspannung nach Gleichung 3.4 zu $U_{\text{Stack}} = 272$ V.

Für die Systemkonfiguration 3 sind modifizierte Stacks erforderlich. Nach ersten Abschätzungsrechnungen nach Gleichung 3.3 ist eine Stack-Leistung von mindestens 500 kW für den LKW, je 1250 kW für Zug und Schiff und 1100 kW für das Flugzeug (aus Tabelle 3.5) notwendig. Tabelle 4.2 zeigt die Parameter im Entwurfspunkt der Stack-Auslegung für System 3. Dabei wird die Zellfläche $A_{\text{Zelle}} = 1200 \text{ cm}^2$ konstant gehalten. Stack 1 steht für den BZ-Stapel, der im LKW eingesetzt wird, Stack 2 für die restlichen Transportanwendungen.

Tabelle 4.2: Parameter der Stacks für System 3 im Auslegungspunkt.

	Stack 1	Stack 2
P_{Stack} (kW)	522	1306
$N_{\text{Zellen,Stack}}$	850	2125
$i_{\text{Zelle,Design}}$ (A/m ²)	8000	8000
U_{Zelle} (V)	0,64	0,64
η_{Zelle} (%)	51,5	51,5
I_{Stack} (A)	960	960
U_{Stack} (V)	544	1360

Die Stromdichte des großen Stacks bleibt ebenfalls gleich zum Basis-Stack mit $i_{\text{Zelle}} = 8000 \text{ A/m}^2$, um bessere Vergleichbarkeit zu schaffen und die Stack-Auslegung konsistent zu gestalten. Daraus resultiert der Stack-Strom $I_{\text{Stack}} = 960 \text{ A}$. Aus der Kennlinie des Stacks ergibt sich für beide Varianten die Zellspannung $U_{\text{Zelle}} = 0,64 \text{ V}$ und der Zell-Wirkungsgrad $\eta_{\text{Zelle}} = 51,5 \%$. Aufgrund der unterschiedlichen Zellzahlen ($N_{\text{Zellen,Stack}}$) wird eine Stack-Spannung $U_{\text{Stack,1}} = 544 \text{ V}$ für Stack 1 und $U_{\text{Stack,2}} = 1360 \text{ V}$ für Stack 2 ermittelt. Dies gilt für die angenommenen Betriebspunkt. Die tatsächlichen Werte, die im *Simulate* berechnet, können davon abweichen. Die Gesamtspannung für Stack 2 liegt um 120 V über der gesetzten Bedingung in Tabelle 3.7. Die Brennstoffzellen generieren eine Leistung von $P_{\text{Stack,1}} = 522 \text{ kW}$ bzw. $P_{\text{Stack,2}} = 1306 \text{ kW}$.

Die Überprüfung der elektrischen Betriebsparameter erfolgt im nächsten Schritt. Dabei werden für jede Anwendung die voraussichtlich auftretenden, elektrischen Parameter in den Betriebspunkten P_{max} , P_{mittel} und P_{min} berechnet. Die Basis bilden die zuvor ausgelegten BZ-Stacks aus Tabelle 4.2 und Tabelle 4.2. Anhand der Systemkonfiguration 1 sind die Ergebnisse dieser Studie in Tabelle 4.3 dargestellt. Die Ergebnisse auf Stack-Ebene unterscheiden sich nicht von denen der Systemkonfiguration 2. Die Resultate der Studien von Systemkonfiguration 3 sind im Anhang zu finden (Tabelle A.5).

Die elektrischen Randbedingungen werden weitestgehend eingehalten. Eine Ausnahme bilden die minimalen Stromdichten i_{min} beim LKW und Zug, die unter dem festgelegten Wert von 2000 A/m^2 liegen. Die Anwendungen LKW, Zug und Schiff weisen Gemeinsamkeiten im Punkt des Leistungsmaximums auf (i_{max} , U_{min} , $I_{\text{Stack,max}}$). Dies ist zurückzuführen auf die Auslegung nach diesem Betriebspunkt. Die weiteren Parameter unterscheiden sich teils stark voneinander. Während beispielsweise i_{Zelle} beim Schiff zwischen 3315 A/m^2 und 7480 A/m^2 schwankt, liegt i_{Zelle} beim Zug zwischen 1236 A/m^2 im minimalen und 7480 A/m^2 im maximalen Betriebspunkt. Diese Unterschiede gründen auf den verschiedenen Leistungsbereichen der Anwendungen (vgl. Abbildung 3.1). Sie verdeutlichen die unterschiedlichen Anforderungen an die Auslegung des generischen Systems.

Tabelle 4.3: Betriebsparameter des Stacks exemplarisch für Systemkonfiguration 1.

Parameter	LKW	Zug	Schiff	Flugzeug
i_{mittel} (A/m ²)	3581	2596	4186	5136
U_{mittel} (V)	0,73	0,76	0,72	0,70
η_{mittel} (%)	58,6	60,3	57,6	56,1
i_{max} (A/m ²)	7480	7480	7480	6291
U_{min} (V)	0,66	0,66	0,66	0,68
i_{min} (A/m ²)	1985	1236	3315	4942
U_{max} (V)	0,77	0,79	0,74	0,71
$I_{\text{Stack,max}}$ (A)	898	898	898	755
$U_{\text{Stack,max}}$ (V)	327	337	314	300

4.2. Systemkonfiguration 1

Die Systemkonfiguration 1 gilt als State-of-the-art Referenz. In diesem Konzept bildet ein einzelner 250 kW-Stack zusammen mit den BoP-Komponenten ein Brennstoffzellensystem. Es sind mehrere Einzelsysteme im Antrieb notwendig, um die Leistungsanforderungen der Transportanwendungen zu erfüllen. Die Aufteilung erfolgt der Systeme nach Tabelle 3.3. Im Kapitel Methodik findet sich auch der schematische Aufbau der verschiedenen Konfigurationen. In Konfiguration 1 erfolgt die System-Auslegung nach einer gemeinsamen Stromdichte $i_{\text{Zelle,Design}}$ für die Anwendungen LKW, Zug und Schiff. Für das Flugzeug wird die Auslegungsstromdichte im Zuge der Dimensionierung von Verdichter und Wärmetauscher angepasst. Die genauen Werte für die Stromdichte finden sich im Anhang unter Tabelle A.6. Die Einstellparameter und die verwendeten Kompressoren je Anwendung sind dort ebenfalls gelistet.

In den Simulationen ist ein Optimierungsprozess inkludiert. Nach Betrachtung der Systemeffizienz η_{Sys} wird die bestmögliche Kombination aus rH und $p_{\text{Stack,in}}$ gesucht. In Abbildung 4.1 ist das Optimierungsergebnis anhand des Beispiels Flugzeug in dem dimensionierenden Betriebspunkt im Cruise (Index 13) dargestellt.

Alle eingefärbten Felder im Schaubild sind technisch mögliche Kombinationen. Die Farbskala auf der rechten Leiste gibt den resultierenden System-Wirkungsgrad η_{Sys} an. Die Paarung mit dem höchsten Wirkungsgrad ist mit einem roten Punkt markiert. Diese wird in diesem Punkt für alle weiteren Berechnungen der Simulation vorausgesetzt. In dem vorliegenden Beispiel liegt die Systemeffizienz bei ca. 42 %. Die vorherige Annahme eines Stack-Eingangsdruks von $p_{\text{Stack,in}} = 1,5$ bar für die Stack-Auslegung lässt sich somit bestätigen. Dennoch lassen die Simulations-Einstellungen eine Variation von Druck und relativer Feuchte für den weiteren Missionsverlauf zu. Beispielsweise schwankt bei der Anwendung Zug der Druck $p_{\text{Stack,in}}$ zwischen 1,0 und 1,6 bar, um den maximalen Systemwirkungsgrad zu erreichen.

Das *Sizing* und das *Simulate* ergeben, dass in diesem BZ-System von jeder Komponente jeweils eine eingesetzt wird: 1 Stack, 1 Kühlpumpe, 1 Befeuchter und je 1 Wärmetauscher für Stack-Kühlung und Luftkühlung. Zusätzlich ist je 1 Gebläse für die beiden Wärmetauscher vorgesehen. Diese finden in der Massenaufstellung jedoch noch keine Berücksichtigung. Außerdem wurde der Einsatz von verschiedenen Kompressor-Modellen geprüft. In früheren Modellen wurde der Kompressor vom Typ *EMTC-120k* von Fischer Fuel Cell Compressors[®] eingesetzt. Dieser weist jedoch nicht ausreichende Eigenschaften für höhere Leistungsklassen auf, wie z. B.

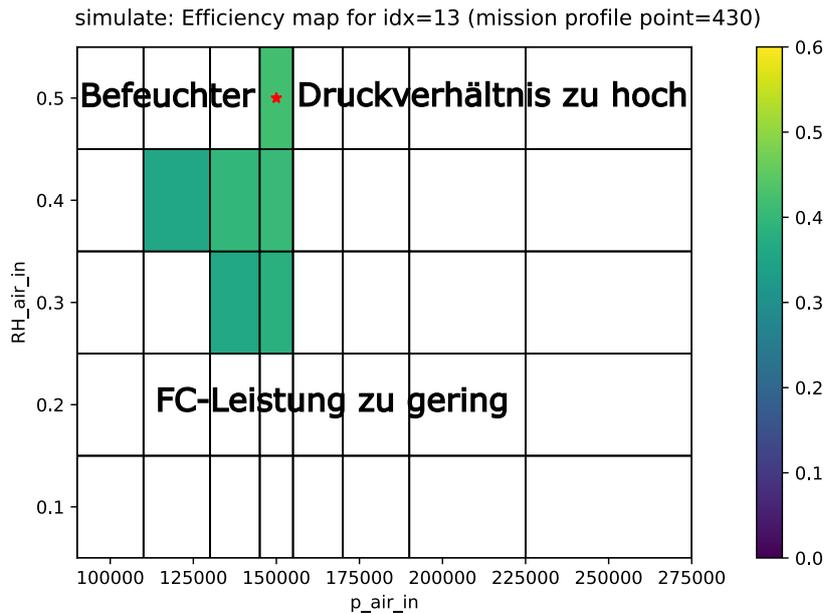


Abbildung 4.1: Optimierte Stack-Parameter des Flugzeug-Systems.

einen maximalen Massenstrom von $\dot{m}_{V,max} = 0,15$ kg/s [61]. Daher konnte ein passenderer Kompressor auf dem Markt gefunden werden, der den Anforderungen besser entspricht. Die Ergebnisse der Systemmassen jeder Anwendung sind in Abbildung 4.2 dargestellt. Darin werden die Systeme mit Fischer und mit Rotrex Kompressor verglichen. In den Schaubildern werden die Anwendungen mit ihren englischen Begriffen bezeichnet. Für alle folgenden Abbildung gilt die Übersetzung LKW (*truck*), Zug (*train*), Schiff (*ship*) und Flugzeug (*aircraft*).

Die Simulationen ergeben, dass das System mit dem Fischer Modell drei Luftverdichter für die Anwendungen LKW, Zug und Schiff benötigt. Mit dem *Rotrex C38R* beinhaltet das System nur 1 Kompressor. Dies resultiert aus dem höheren, aufnehmenden Massenstrom von $\dot{m}_{V,max} = 0,84$ kg/s. Zu beachten ist, dass für System 1 der Rotrex Kompressor auf 50 % der Originalgröße reduziert wird, da in der Simulation nur ein maximaler Luft-Massenstrom von $\dot{m}_V = 0,31$ kg/s tatsächlich für die Stack-Versorgung notwendig ist. Aus der Analyse der Simulationsergebnisse des Verdichters geht hervor, dass alternativ auch der Rotrex EK40C ohne Skalierung verwendet werden kann. Die Eigenschaften dieses Kompressortyps sind in Tabelle 3.8 gelistet. Dies gilt jedoch ausschließlich für Konfiguration 1.

Im Flugzeugsystem wird aufgrund des höheren, geforderten Verdichtungsverhältnis ($\Pi_V = 4,5$) ein anderer Kompressor eingesetzt. Das Modell G45-1500 von Garrett Motion[®] weist laut Tabelle 3.8 ein maximales Druckverhältnis von $\Pi_{V,max} = 4,9$ und einen maximalen Massenstrom von $\dot{m}_{V,max} = 1,0$ kg/s auf. Davon ist in Systemkonfiguration 1 ein Kompressor ausreichend. Der G45-Kompressor ist wie auch der Rotrex C38R auf die Hälfte seiner Größe reduziert.

In der Massenaufstellung in Abbildung 4.2 bildet je ein Balken pro Anwendung die Systemmasse ab. Darin enthalten ist der Stack (blau markiert) nach Tabelle 4.1 mit 425 Zellen und damit einer berechneten Masse von 132 kg. Die weiteren massebehafteten Komponenten sind die Kompressoren (orange), der Befeuchter (grün), die Pumpe des Kühlkreislaufs (rot), der Luft-Wärmetauscher (lila) und der Stack-Wärmetauscher (braun). Die Massenanteile der beiden Systemvarianten unterscheiden sich nicht, außer in Bezug auf den Verdichter. Die drei Fischer Kompressoren kommen zusammen auf eine Masse von 31 kg, der größere Rotrex Kompressor

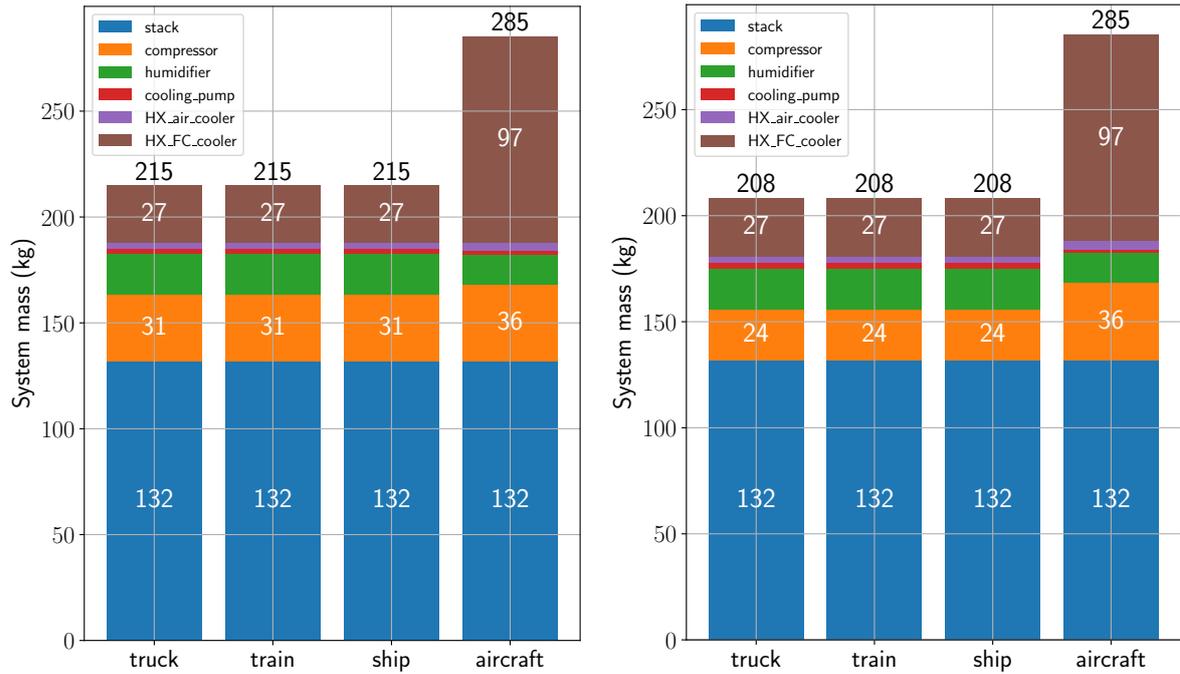


Abbildung 4.2: Vergleich der Massenaufteilung von System 1 mit den Kompressoren *Fischer EMTC-120k* (links) und *Rotrex C38R* (rechts).

auf 24 kg. Somit beträgt die Gesamtsystemmasse $m_{\text{Sys}} = 215$ kg bzw. 208 kg (LKW, Zug, Schiff). Im Einsatz z. B. im Schiff, bei insgesamt 30 Systemen, liegt die Masseneinsparung bei 210 kg. Außerdem verringert sich die Komplexität und der Wartungsaufwand bei geringerer Anzahl an Komponenten. Aus diesen Gründen wird das BZ-System für die Anwendungen LKW, Zug und Schiff mit dem *Rotrex C38R* ausgelegt. Die Gesamtmasse vom Flugzeugsystem ist mit $m_{\text{Sys}} = 285$ kg um 77 kg größer als bei den anderen Anwendungen. Dies liegt an dem größeren Kompressor (*G45-1500*) und der veränderten Auslegung des FC-Wärmetauschers. Dafür kann der Luft-Wärmetauscher kleiner dimensioniert werden. Auffällig ist, dass die Systemmasse für LKW, Zug und Schiff jeweils gleich groß ist. Dies belegt, dass in Systemkonfiguration 1 für diese drei Anwendungen das gleiche, generische System konzipiert werden kann. Der Unterschied liegt lediglich in der Gesamtzahl der Systeme N_{Sys} .

Ein weiterer wichtiger Aspekt in der Systemsimulation sind die Leistungsanteile der BoP-Komponenten an der Stack-Leistung, die P_{ratio} . Dieser Anteil sei in Abbildung 4.3 über der Mission aller Anwendungen aufgetragen. Die Missionsdauer auf der x-Achse ist zur Übersichtlichkeit dimensionslos dargestellt. Die Kurven haben einen unstetigen Verlauf, da nur die simulierten Punkte geplottet werden. Außerdem werden im rechten Schaubild die absoluten Werte der erforderlichen Leistung für die Hilfsaggregate P_{BoP} gezeigt. Dafür werden die Missionspunkte mit der höchsten BoP-Leistung betrachtet. Die Leistung P_{BoP} berechnet sich nach Gleichung 3.8.

Zunächst lassen sich die Annahmen überprüfen, die eingangs für die P_{ratio} der Anwendungen getroffen worden sind. Das Flugzeug verzeichnet dabei den höchsten Wert (22,5%), vor allem ab Erreichen der Cruise-Höhe ab zirka ein Viertel der Mission. Grund dafür, ist die hohe Leistung des Verdichters aufgrund des gestiegenen Druckverhältnisses Π_V . Im Gegensatz ist nur am Anfang der Mission ein Anstieg der Fan-Leistung zu erkennen ($P_{\text{el,Fan}} = 2,52$ kW). Im weiteren Verlauf wird diese Null. Daraus geht hervor, dass das Gebläse beim Flugzeug nur in

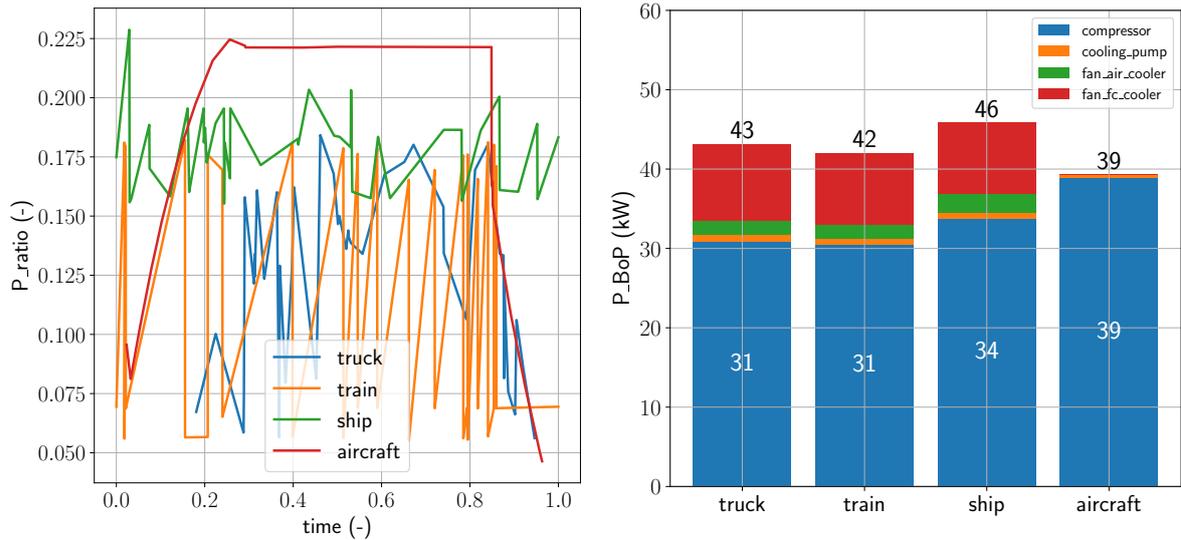


Abbildung 4.3: Anteil der BoP-Leistung P_{ratio} (links) und Aufteilung der BoP-Leistung P_{BoP} (rechts) in System 1.

der Startphase eingeschaltet werden muss, den Rest der Mission arbeitet der Wärmetauscher mit der angeströmten Luft. Bei den anderen Anwendungen muss der Fan über die gesamte Mission zur Unterstützung eingeschaltet sein. Die BoP-Leistung des Schiffs erreicht in den Maxima ebenfalls bis zu 22,5 %. Sie liegt jedoch im Mittel mit 18 % unter dem Wert (20 %), der in der Stack-Auslegung angenommen worden ist. Die Werte sind zum Teil zurückzuführen auf die Leistung des Gebläses $P_{el,Fan}$. Diese erreicht in einigen Punkten bis zu 12 kW. Der Anteil des Fans von fast 5 % der Stack-Leistung ist daher nicht zu vernachlässigen. Die P_{BoP} vom Zug schwanken aufgrund der Profil-Charakteristik stark. Sie liegen mit maximal 18 % für System 1 jedoch ebenfalls unter der Annahme (20 %). Gleiches gilt für die Anwendung LKW. In absoluten Werten ausgedrückt beträgt die maximale BoP-Leistung aller Komponenten zusammen: 43,2 kW (LKW), 42,3 kW (Zug), 45,8 kW (Schiff) und 39,3 kW (Flugzeug).

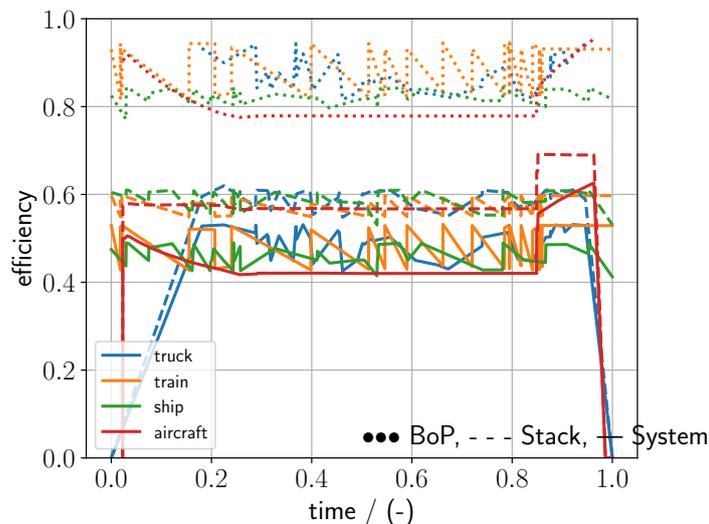


Abbildung 4.4: Verlauf der Effizienzen in System 1.

Das abschließende Kriterium dieser Systemanalyse ist die Effizienzverteilung. Dabei wird für jede Anwendung der Wirkungsgrad durch Abzug der P_{ratio} (gepunktete Linie), des BZ-Stacks η_{Stack} (gestrichelt) und der kumulierte Wirkungsgrad des Systems η_{Sys} (durchgezogen) berechnet. Die Verläufe der Wirkungsgrade über der Missionsdauer sind in Abbildung 4.4 veranschaulicht.

Die Effizienzen der BoP η_{BoP} aller Anwendungen ordnen sich im Bereich 78 % bis 94 % ein. Dabei bildet das Flugzeug-System den schlechtesten Wert (im Cruise ca. 78 %). Zieht man den Stack-Wirkungsgrad η_{Stack} in Betracht, so liegen alle Anwendungen nah beieinander (57 % bis 61 %). Damit konnte die Annahme aus der Stack-Auslegung mit einer Effizienz $>50\%$ bestätigt werden. Die Effizienz liegt nach der Simulation sogar höher als in der Auslegung, wo die Stack-Effizienz 51,5 % betrug. Für den Gesamtwirkungsgrad des Systems η_{Sys} ergibt das einen Bereich von 42 % bis 53 %. Im Durchschnitt beträgt die Effizienz für LKW und Zug ca. 48 %, fürs Schiff ca. 45 %. Für das Flugzeug wird in der dominierenden Cruise-Phase der Systemwirkungsgrad $\eta_{Sys} = 42\%$ ermittelt.

4.3. Systemkonfiguration 2

Die Systemkonfiguration 2 ist, wie in Abschnitt 3 beschrieben, eine Weiterentwicklung von Konfiguration 1. Im Unterschied dazu handelt es sich hierbei um ein Multi-Stack-System, d. h. es werden $N_{Stacks, Sys}$ pro BZ-System zusammengefasst. Diese werden gemeinsam von einer *Balance of Plant* versorgt. Die Architektur mit Auskunft über $N_{Stacks, Sys}$ und N_{Sys} pro Transporttyp ist Tabelle 3.4 zu entnehmen. Die resultierenden Ergebnisse für die Systemmasse sind in Abbildung 4.5 dargestellt. Darin werden die Massenaufstellungen jeder Transportanwendung verglichen.

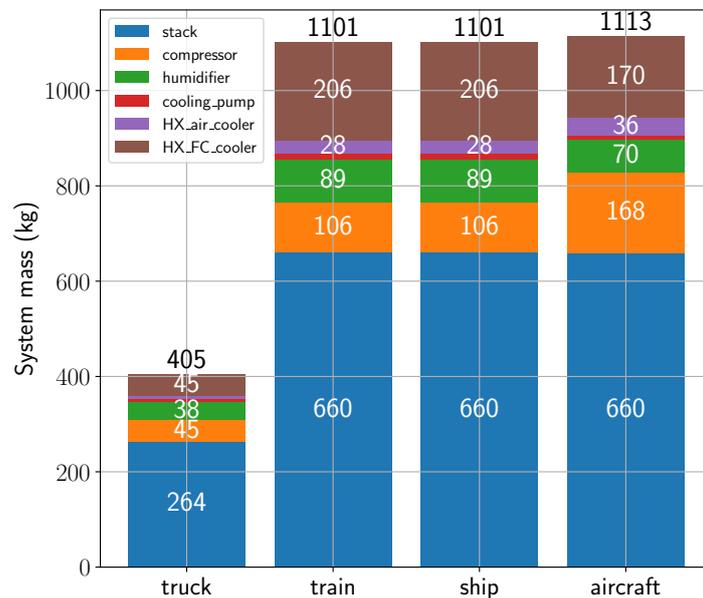


Abbildung 4.5: Massenaufteilung in Systemkonfiguration 2.

Im Vergleich der Anwendungen ergibt sich für die Massenverteilung ein verändertes Bild als in System 1. Das LKW-System ist mit $m_{Sys} = 405$ kg leichter als die Systeme der anderen Anwendungen, weil für die geringere Stack-Leistung (500 kW gegenüber 1250 kW) nur zwei ($m_{Stacks} = 264$ kg) statt fünf Stacks ($m_{Stacks} = 660$ kg) notwendig sind. Für Zug und Schiff wird

die gleiche Systemmasse berechnet ($m_{\text{Sys}} = 1101 \text{ kg}$). Die identische Massenaufteilung schließt darauf, dass für Zug und Schiff die gleichen BZ-Systeme eingesetzt werden können. Die Masse des Flugzeugsystems wird zu $m_{\text{Sys}} = 1113 \text{ kg}$ ermittelt, mit veränderter Massenverteilung gegenüber den anderen Anwendungen.

Ein Grund für die verschiedene Auslegung der Wärmetauscher ist das unterschiedliche Leistungsniveau zwischen dem LKW-System und dem System der anderen Anwendungen. Dafür wurde die Anzahl der Lamellen N_{fins} erhöht, um die Wärmeabfuhr zu steigern. In den Simulationen stellte sich der Druckverlust, insbesondere an der kalten Seite p_c , als entscheidender Parameter, u. a. für die Bemessung der Fan-Leistung, heraus. Die genauen Angaben zu den HX-Parametern sind Tabelle A.8 und Tabelle A.9 im Anhang zu entnehmen.

Im Vergleich zu System 1 wird für das Flugzeug ein anderer Kompressor von Garrett Motion eingesetzt. Das Modell *G47-1850* kann mit $\dot{m}_{V,\text{max}} = 1,3 \text{ kg/s}$ mehr Massenstrom aufnehmen als der *G45-1500* aus System 1. Im Flugzeug-System sind davon zwei Stück verbaut. Für die Anwendungen LKW, Zug und Schiff wird weiterhin der Kompressor *Rotrex C38R* benutzt. Im Zug- und Schiffssystem werden davon zwei eingesetzt, um die Kathodenluft der 5 Stacks auf den erforderlichen Druck $p_{\text{Stack,in}}$ zu verdichten. Im LKW-System genügt ein Verdichter dieses Typs. Eine Übersicht über die Anzahl der verbauten Komponenten in Systemkonfiguration 2 liefert Tabelle 4.4.

Tabelle 4.4: Anzahl der Komponenten je Anwendung in System 2.

Parameter	LKW	Zug	Schiff	Flugzeug
N_{Stacks}	2	5	5	5
N_V	1	2	2	2
$N_{\text{Befeuchter}}$	2	5	5	5
$N_{\text{HX,FC}}$	1	1	1	1
$N_{\text{HX,Air}}$	1	1	1	1

Im folgenden sollen die Betriebspunkte im Kompressor-Kennfeld näher betrachtet werden. In Abbildung 4.6 sind die Kennfelder des Rotrex- und des Garrett-Verdichters dargestellt. Darin sind die Betriebspunkte, aus Druckverhältnis Π_V (p_ratio) und reduziertem Massenstrom \dot{m}_V (\dot{m}_{reduced}), gekennzeichnet. Das Kennfeld des Rotrex C38R ist mit durchgezogener Linie, das Kennfeld des für das Flugzeug verwendeten Garrett G47 ist mit Strichlinie dargestellt.

Zu sehen ist, dass die Punkte des Schiffs (grün) auf einer horizontalen Linie verlaufen, das Druckverhältnis Π_V bleibt konstant. Für LKW und Zug, auf blauer bzw. oranger Linie, variiert der Stack-Druck $p_{\text{Stack,in}}$ und damit auch Π_V . Die Betriebspunkte liegen fast alle zwischen Pump- und Schluckgrenze des Verdichters, jedoch über einen weiten Massenstrombereich verteilt. Die Annahme eines konstanten Verdichter-Wirkungsgrads ist somit nur bedingt zulässig. Im Flugzeug (rot) liegen die relevanten Betriebspunkte auf der Linie mit dem höchsten Wirkungsgrad η_V des Kompressors. In diesem Fall kann die Annahme eines Kompressor-Wirkungsgrads von $\eta_V = 75\%$ (vgl. Abbildung A.3) bestätigt werden. Die Punkte außerhalb des Kennfelds sind die Betriebspunkte während dem Sinkflug des Flugzeugs. Dabei ist nur eine geringe Leistung und damit ein geringer Luftdurchsatz notwendig. In diesen Punkten wird durch einen Bypass nach dem Verdichter sichergestellt, dass genügend Luft durch den Verdichter gefördert wird, um die Pumpgrenze nicht zu überschreiten.

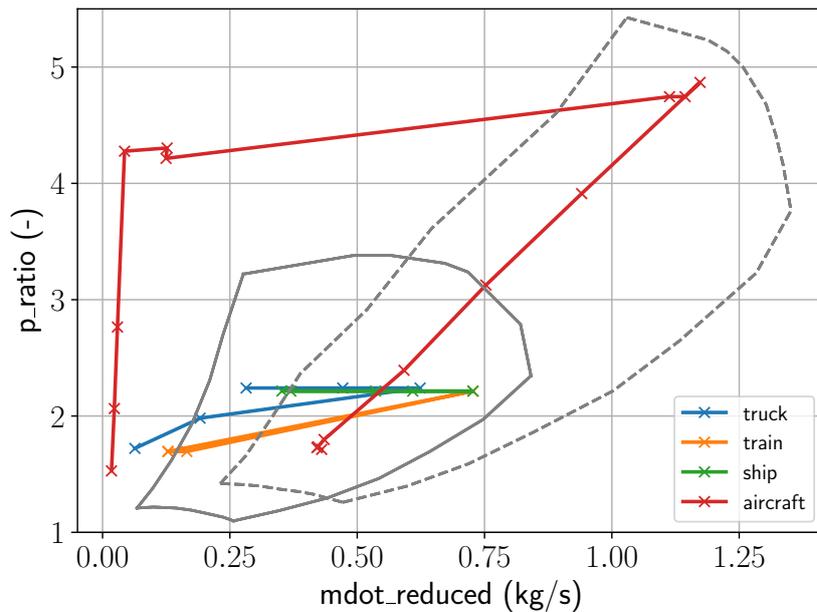


Abbildung 4.6: Betriebspunkte in den Kennfeldern der ausgewählten Verdichter für System 2.

Anschließend wird die BoP-Leistung P_{BoP} genauer analysiert. Abbildung 4.7 zeigt zum einen den Verlauf des BoP-Leistungsanteils an der generierten Stack-Leistung P_{ratio} und zum anderen die Anteile der Komponenten des BZ-Systems an P_{BoP} . Dabei werden die Simulationenpunkte mit der maximalen BoP-Leistung ausgewählt. Für das Flugzeug ist das z. B. der t.o.c, also am Ende des Steigflugs.

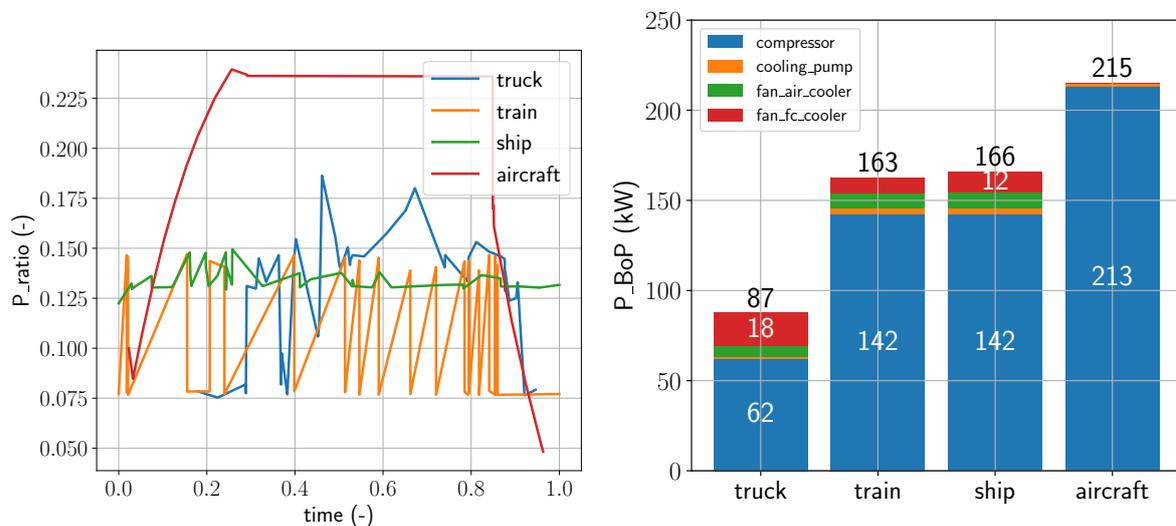


Abbildung 4.7: Verlauf von P_{ratio} (links) und Aufteilung auf die Komponenten (rechts) in System 2.

Beiden Schaubildern entnimmt man, dass im Vergleich der Anwendungen für das Flugzeug die höchste BoP-Leistung notwendig ist (ausgenommen der Missionsanfang). Alle Systeme der Mobilitätstypen besitzen die Gemeinsamkeit, dass der Kompressor (blau) den größten Anteil an P_{BoP} einnimmt. Am Beispiel Schiff sind das 142 kW von 166 kW BoP-Leistung (85%).

Die zweitgrößte Komponente bildet das Gebläse für den FC-Wärmetauscher. Es sollte nicht vernachlässigt werden, dass die Verteilung abhängig ist vom gewählten Betriebspunkt. Beim Flugzeug ist der Anteil des Fans im Takeoff deutlich größer. Dennoch ist die Tendenz in allen Punkten erkennbar, dass der Verdichter in allen Anwendungen den größten Anteil bildet.

Die Frage der elektrischen Verschaltung stellt insbesondere für Systemkonfiguration 2 eine Herausforderung dar. Aufgrund des hohen Stack-Stroms mit $I_{\text{Stack}} = 960 \text{ A}$ können die elektrischen Bedingungen aus Tabelle 3.7 mit einer reinen Parallelschaltung mit einem einzigen DC/DC-Wandler für alle Stacks nicht eingehalten werden. Nach Gleichung 3.10 bedeutet dies einen Gesamtstrom von $I_{\text{Sys}} = 4800 \text{ A}$ für das Zug-System (bestehend aus fünf Stacks). Eine Option für eine Parallelschaltung ist die Verwendung je eines DC/DC-Inverters pro Stack, der den Strom bei gleichzeitiger Spannungserhöhung reduziert. Dies bringt jedoch eine nicht zu vernachlässigende Erhöhung der Systemmasse mit sich. Eine Reihenschaltung der BZ-Stacks repräsentiert eine Alternative bezüglich der elektrischen Verschaltung. Dabei bleibt der Gesamtstrom bei $I_{\text{Sys}} = 960 \text{ A}$ konstant. Bei fünf Stacks erhöht sich die Systemspannung nach Gleichung 3.9 auf $U_{\text{Sys}} = 1360 \text{ V}$. Diese liegt geringfügig über der maximal vorgesehenen Gesamtspannung von 1200 V . Denkbar ist in dieser Konfiguration eine hybride Form aus serieller und paralleler Verschaltung, indem zwei oder mehr Stacks zu einem Strom-/Spannungswandler zusammengefasst werden. Vorteile dieses Konzepts sind die Einsparung an der Anzahl von Invertern bei gleichzeitiger Erhaltung von Redundanz bei Ausfall eines Stacks (im Vergleich zur reinen Reihenschaltung).

4.4. Systemkonfiguration 3

Die Systemkonfiguration 3 zeichnet sich durch den Einsatz des sogenannten Mega-Stacks aus. Die genauen Eigenschaften dieses Stacks wurden in Tabelle 4.2 spezifiziert. Der Mega-Stack ist dafür verantwortlich, die für die jeweilige Anwendung erforderliche Leistung zu generieren. Im Gegensatz zu System 2 handelt es sich hier um ein *Single Stack System*, das für die Anwendungen Zug, Schiff und Flugzeug im Megawatt-Bereich liegt. Diese Analyse bezieht sich auf die Ergebnisse der Auslegung des gesamten BoP-Systems, das diesen Stack versorgt. Zunächst werden erneut die Massen der BoP-Komponenten und des gesamten BZ-Systems pro Anwendung berechnet. Diese werden in Abbildung 4.8 gegenüber gestellt.

Trotz derselben Anforderungen an die Systemleistung wie in Konfiguration 2 ist die Gesamt-Systemmasse m_{Sys} in System 3 gesunken. Grund dafür ist die geringere Stackmasse m_{Stack} . Dies resultiert aus dem nicht-linearen Anstieg der Zellzahl N_{Zellen} im Stack. In der Gesamtbeurteilung des BZ-Systems in Konfiguration 3 wird die Zellzahl auf 2000 Zellen festgelegt. Die geringere Stackmasse wird gegenüber einer geringfügig schlechteren Zelleffizienz vorgezogen, die aus einer höheren, tatsächlichen Stromdichte resultiert. Die Simulationen ergeben, dass für Zug, Schiff und Flugzeug 2000 Zellen ausreichen, um die Leistungsanforderungen zu erfüllen. Das sind 125 Brennstoffzellen weniger als die zunächst angenommene Zellzahl in Tabelle 4.2, die auf einem proportionalen Anstieg von N_{Zellen} beruht.

Für den Stack des LKW-Systems konnte die Zellzahl von 850 auf 825 gesenkt werden. Damit beträgt die Stackmasse nun 247 kg und die Systemmasse $m_{\text{Sys}} = 385 \text{ kg}$. Das ergibt eine Reduktion um 20 kg gegenüber Konfiguration 2. Für die Anwendungen Zug und Schiff wird die Stackmasse $m_{\text{Stack}} = 587 \text{ kg}$ ermittelt. Die Systemmasse beträgt 987 kg , d. h. 114 kg weniger als in System 2. Es gilt weiterhin, dass für Zug und Schiff die gleichen BZ-Systeme eingesetzt werden können. Im Fall Flugzeug (gleicher Stack) liegt die Masse des Gesamtsystems bei $m_{\text{Sys}} = 998 \text{ kg}$. Das bedeutet eine Reduktion von 115 kg . Die Anzahl der anderen Kompo-

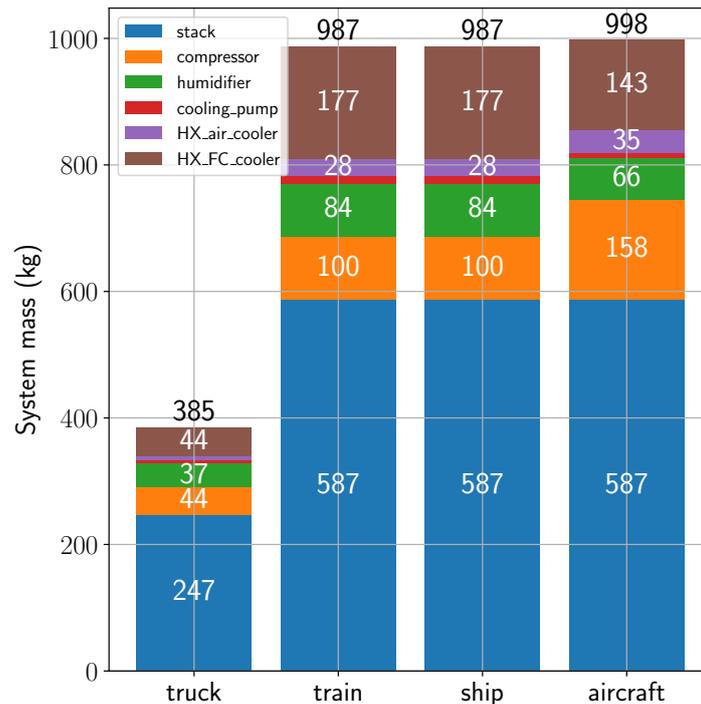


Abbildung 4.8: Aufteilung der Massen in Systemkonfiguration 3.

nenten bleibt gleich, wie in Tabelle 4.4, mit Ausnahme der Befeuchter. Hierbei wird für jede Anwendung ein großer Befeuchter eingesetzt.

Die verringerte Systemmasse ist nicht nur auf die Stack-Dimensionierung zurückzuführen. Andere Komponenten, wie die Kompressoren, sind ebenfalls leichter in der Auslegung. Für Zug und Schiff beträgt die Masse der zwei Verdichter $m_V = 100$ kg statt 106 kg. Für das Flugzeug wird auch ein Rückgang der Masse um 10 kg verzeichnet. Die Betriebspunkte des Kompressors haben eine ähnliche Verteilung wie in System 2 (vgl. Abbildung 4.6). In Abbildung 4.8 ist weiter zu sehen, dass der Wärmetauscher im Stack-Kühlkreislauf für alle Transportanwendungen den zweitgrößten Massenanteil nach dem BZ-Stack bildet.

Wie in den anderen Systemkonfigurationen wird auch hier die BoP-Leistung analysiert. In diesem Fall wird die Abhängigkeit der P_{BoP} von der Wahl des betrachteten Betriebspunkts aufgezeigt. Dies wird anhand der Anwendung Flugzeug erläutert. Dazu sind in Abbildung 4.9 die Aufstellungen der BoP-Anteile jeder Anwendung dargestellt. Für LKW, Zug und Schiff handelt es sich jeweils um die Betriebspunkte mit maximaler Leistung für die Hilfsaggregate. Für das Flugzeug-System wird einmal der Takeoff-Fall (links) und zum anderen der t.o.c. als Vergleichspunkt hinzugezogen.

In absoluten Werten liegt die BoP-Leistung des LKW-Systems bei maximal 93 kW. Damit ist $P_{ratio} \approx 20\%$. Für Zug und Schiff wurden $P_{BoP} = 173$ kW bzw. 177 kW berechnet. Dies entspricht einem Anteil von 15 %, respektive 16 %. Im Flugzeug-System unterscheidet sich die BoP-Leistung nach gewählten Betriebspunkt deutlich. Zwischen Takeoff und Ende des Steigflugs steigt P_{BoP} von 94 kW auf 218 kW. Dies entspricht einem Anstieg von $P_{ratio} \approx 11\%$ auf $P_{ratio} \approx 24\%$. Die Anteile der einzelnen Komponenten ändert sich ebenfalls. Beim Start des Flugzeugs sind die Fans eingeschaltet und haben zusammen eine Fan-Leistung von $P_{el,Fan} = 20,3$ kW. Im zweiten Betriebspunkt werden die Fans nicht benötigt und sind

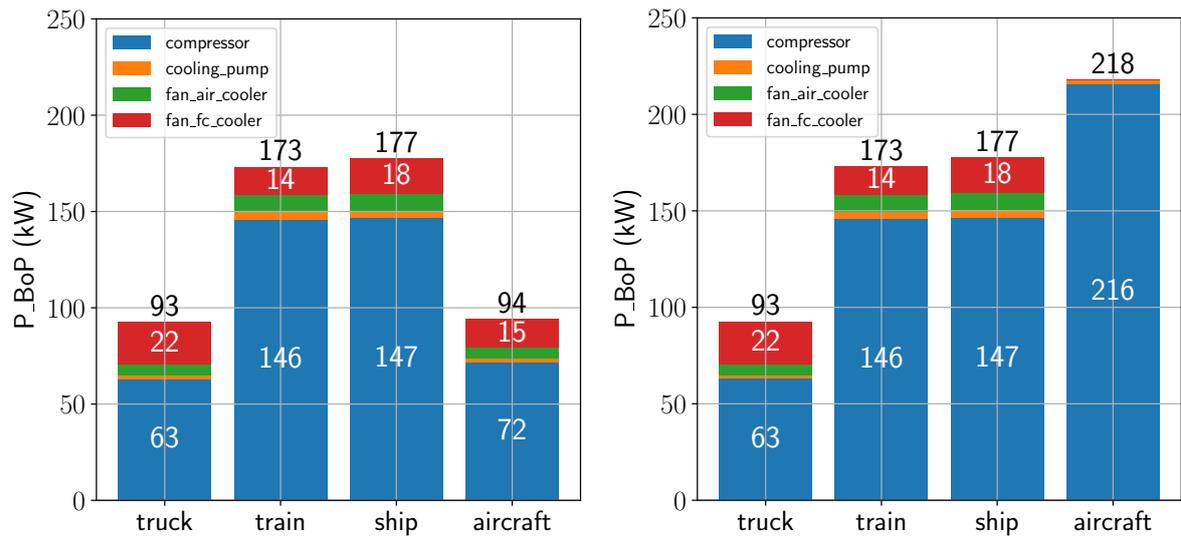


Abbildung 4.9: Vergleich der BoP-Leistungen für System 3 in verschiedenen Betriebspunkten.

ausgeschaltet. Dementsprechend ist keine $P_{el,Fan}$ erforderlich. Dagegen steigt die Leistung für die Verdichter von 72 kW auf 216 kW, also das Dreifache, an. Dies ist in den steigenden Anforderungen an den Kompressor, bezüglich Druckverhältnis, begründet. Zusammengefasst ist ersichtlich, dass für jede Anwendung die Kompressoren den größten Anteil an der BoP-Leistung verzeichnen.

5. Vergleich und Diskussion

In diesem Kapitel wird zunächst ein Vergleich der in dieser Arbeit ausgelegten Systeme mit kommerziellen BZ-Systemen gezogen. Anschließend folgt eine Evaluation auf Stackebene und danach auf Systemebene. Zum Abschluss soll die Forschungsfrage bezüglich der Umsetzbarkeit generischer Systeme beantwortet werden.

5.1. Kommerzielle Systeme

Zur Einordnung in den Stand der Technik werden Brennstoffzellensysteme aus der Industrie hinzugezogen. Diese werden in ihren technischen Spezifikationen mit den Ergebnissen der vorliegenden Simulationen verglichen. In Abschnitt 2 wurden bereits einige Hersteller von Brennstoffzellen-Stacks vorgestellt. Auf dem Markt existieren jedoch noch keine generischen Brennstoffzellensysteme, die für die vier Transportanwendungen dieser Arbeit gleichermaßen eingesetzt werden können.

Für den folgenden Vergleich wird Systemkonfiguration 1 als Basis des generischen Systems angenommen. Um eine bessere Vergleichbarkeit mit den kommerziellen Systemen herzustellen, müssen die Massenanteile für Struktur, Leitungen und sonstige Komponenten abgeschätzt werden. Als Referenz dafür werden die Angaben des PowerCellution[®] Heavy Duty System 100 (MS-100) aus [62] hinzugezogen. Dieses System wurde für Mobilitätsanwendungen bis zu 2000 m operativer Höhe konzipiert, das dem Umgebungsbereich der hier untersuchten Boden-Anwendungen entspricht. Es hat demnach eine Stack-Leistung von $P_{\text{Sys,brutto}} = 125 \text{ kW}$ und eine maximale Systemleistung von $P_{\text{Sys,netto}} = 100 \text{ kW}$. Dies entspricht ca. 50 % der Systemleistung von Konfiguration 1. Den technischen Daten zufolge hat das MS-100-System insgesamt eine Masse von $m_{\text{Sys}} = 170 \text{ kg}$. In Abbildung 4.2 wird eine Masse des BZ-Systems für LKW, Zug und Schiff von $m_{\text{Sys}} = 208 \text{ kg}$ ermittelt (bei doppelter Leistung). Das System 1 wird nun halbiert und somit auf die Leistung des MS-100-Systems skaliert. Die Differenz der beiden Massen zwischen System 1 und MS-100-System bildet nun den Anteil m_{misc} für die *miscellaneous components*, also den Komponenten, deren Masse in den Simulationen nicht berechnet wurde. Für System 1 ergibt sich die Masse $m_{\text{misc}} = 132 \text{ kg}$. Dies entspricht einem Anteil f_{misc} an der Systemmasse von 38,8 %. Die angenäherte, realistische Gesamtmasse des Systems in Konfiguration 1 beträgt somit 340 kg. Dabei handelt es sich jedoch lediglich um eine Abschätzung anhand kommerzieller Systeme in ähnlicher Leistungsklasse.

Tabelle 5.1: Vergleich von System 1 mit kommerziellen Systemen

	P_{Sys} (kW)	m_{Sys} (kg)	$P_{\text{Sys}}/m_{\text{Sys}}$ (kW/kg)
System 1	200	340	0,59
PowerCell MS-100	100	170	0,59
ZeroAvia [22]			
SuperStack Flex [®]	150	100	0,88
Ballard [63]			
FC move - XD [®]	120	238	0,50
Cellcentric [41]	150	230	0,65

In Tabelle 5.1 werden kommerzielle Systeme im Spektrum 100 - 150 kW Systemleistung P_{Sys} mit dem in dieser Arbeit konzipierten System 1 verglichen. Wendet man die Leistungsdichte $P_{\text{Sys}}/m_{\text{Sys}}$ als Vergleichskriterium an, so liegt das MS-100 System (als Referenz für System 1) mit 0,59 kW/kg im Mittel der kommerziellen Systeme. Die Systeme von Cellcentric und ZeroAvia zeichnen sich durch eine höhere Leistungsdichte aus (0,65 bzw. 0,88 kW/kg). Dabei ist jedoch nicht bekannt, ob alle BoP-Komponenten im ZeroAvia-System in der angegebenen Systemmasse m_{Sys} inkludiert sind. Das Ballard Systems bildet mit 0,50 kW/kg den niedrigsten Wert im Vergleich mittels Leistungsdichte.

Bei diesem Vergleich ist zu beachten, dass die Zellfläche A_{Zelle} der kommerziellen Stacks kleiner ist als die der in dieser Arbeit verwendeten Brennstoffzellen. Die Zellfläche von 1200 cm² ist etwa fünfmal so groß als bei aktuellen kommerziellen Systemen [64]. Dies führt zu den Unterschieden im Gesamtstrom I_{Stack} . Der Strom von System 1 ist mit 960 A fast dreimal so hoch als beim PowerCell Stack ($I_{\text{Stack}} = 380 \text{ A}$) [62].

Momentan bieten die Hersteller von BZ-Systemen auf die jeweilige Anwendung zugeschnittene Lösungen an. Ballard ist spezialisiert auf maritime Systeme und ZeroAvia entwickelt explizit BZ-Antriebe für Flugzeuge. Daher ist ein Vergleich mit denen in dieser Arbeit ausgelegten, generischen Systemen nur zum Teil möglich. In Flugzeugsystemen, wie beispielsweise ZeroAvia, werden andere Kompressortypen eingesetzt. Darüber hinaus bietet beispielsweise ZeroAvia mit dem SuperStack[®] System ein MSFCS an, das aus vier Stacks besteht. Die Nettoleistung liegt dabei bei $P_{\text{Sys}} = 400 \text{ kW}$. Weitere Hersteller, wie Ballard oder Powercell, entwickeln zurzeit Multi-Stack-Systeme, um den Leistungsbereich eines einzelnen Systems zu erhöhen und auf mehrere Anwendungen auszuweiten [65].

5.2. Stackebene

Aus den Simulationen geht hervor, dass die Stromdichte $i_{\text{Zelle,Design}}$ bedeutenden Einfluss auf die Stack-Auslegung hat. Die Erkenntnisse aus vorherigen Untersuchungen, z. B. in [48] und [14], konnten in dieser Arbeit bestätigt werden. Darin wird der Zusammenhang zwischen gewählter Stromdichte und Zellzahl im Stack N_{Zellen} aufgezeigt. In [14] wurden in Bezug auf die Hochskalierung der Stack-Leistung P_{Stack} Untersuchungen zu verschiedenen Kombinationen aus $i_{\text{Zelle,Design}}$, N_{Zellen} und der Zellfläche A_{Zelle} angestellt. Diese sind in Abbildung 5.1 dargestellt. Dabei wurde die erforderliche Zellzahl zu jedem der Leistungsniveaus 250, 500, 750 und 1000 kW berechnet. Die Zellspannung wurde bei $U_{\text{Zelle}} = 0,7 \text{ V}$ festgehalten.

Die Berechnungen wurden zum einen mit der Stromdichte 1,25 A/cm² (Strichlinie) und zum anderen mit 1,5 A/cm² (durchgezogene Linie) durchgeführt. Die horizontale Gerade markiert die Ergebnisse zu einer Zellfläche von 1200 cm², die auch in der vorliegenden Arbeit vorausgesetzt wurde. Im Vergleich der Ergebnisse aus dem Schaubild für 250 kW Leistung (blau) mit der Zellzahl von Systemkonfiguration 1 (gleiches Leistungsniveau) sind Unterschiede zu erkennen. Diese resultieren aus der höheren verwendeten Stromdichte für die Berechnungen im Gegensatz zu System 1 (siehe Tabelle 4.1). Nach Abbildung 5.1 sind für die gleiche Leistung und Zellfläche zirka 225 Zellen notwendig. Das sind 200 Zellen weniger als für den Basis-Stack in System 1. Dort wurde nach der Stromdichte $i_{\text{Zelle,Design}} = 0,8 \text{ A/cm}^2$ ausgelegt.

Für den Mega-Stack in System 3 lässt sich ebenfalls ein Vergleich ziehen. Nach der Stack-Auslegung in System 3 sind 850 Zellen erforderlich, um die Stack-Leistung $P_{\text{Stack}} = 500 \text{ kW}$ der LKW-Anwendung zu erreichen. Im Vergleich dazu sind mit erhöhter Stromdichte (rote Linie in Abbildung 5.1) lediglich halb so viele, also 425 Zellen, notwendig. Daraus ist der umgekehrt proportionale Zusammenhang zwischen Stromdichte und Zellzahl zu erkennen (bei konstanter

Zellfläche und -spannung). Wird die Auslegungsstromdichte $i_{\text{Zelle,Design}}$ erhöht, so sinkt die erforderliche Zellzahl N_{Zellen} im Stack.

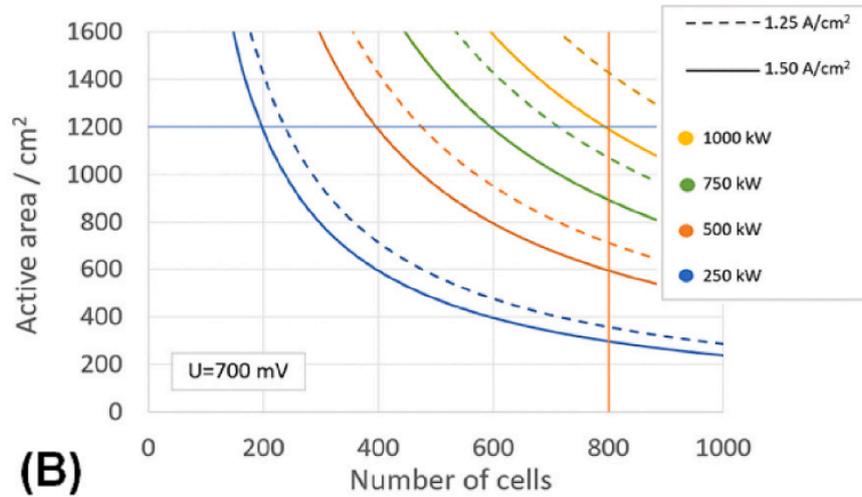


Abbildung 5.1: Abhängigkeit der Zellzahl von Zellfläche und Stromdichte. Aus [14].

In dieser Arbeit wurde der Stack nicht isoliert betrachtet, sondern auch die Auswirkungen der Stack-Parameter auf die Systemauslegung mit einbezogen. Für die Stack-Auslegung wurde daher ein Effizienz-optimierter Ansatz gewählt. Dieser unterscheidet sich vom Massen-optimierten Ansatz, z. B. aus [14], darin, dass eine wesentlich niedrigere Stromdichte als Auslegungsparameter verwendet wurde. Dies hat zur Folge, dass höhere Zellspannungen und -Wirkungsgrade zu erwarten sind als bei höherer Stromdichte. Zur Veranschaulichung der Unterschiede in der Auslegungsphilosophie wird im Folgenden eine Beispielrechnung für den Mega-Stack in System 3 durchgeführt. Dabei wurden zunächst die erforderlichen Stack-Parameter für eine Stack-Leistung von $P_{\text{Stack}} = 1250 \text{ kW}$ berechnet. Die Ergebnisse davon sind in Tabelle 5.2 aufgelistet.

Tabelle 5.2: Vergleich der Stack-Auslegung für System 3 mit variabler Stromdichte.

$i_{\text{Zelle,Design}}$ (A/m ²)	8000	12500	12500
P_{Stack} (kW)	1250	1250	1250
$p_{\text{Stack,in}}$ (bar)	1,5	1,5	3,0
N_{Zellen} (-)	2000	1555	1280
η_{Zelle} (%)	51,5	42,7	52,0
I_{Stack} (A)	960	1500	1500
U_{Stack} (V)	1280	830	830

In der ersten Spalte stehen die Ergebnisse für den in System 3 verwendeten Stack mit der Auslegungsstromdichte $i_{\text{Zelle,Design}} = 8000 \text{ A/m}^2$. Aus den Simulationen ergibt sich eine Zahl von 2000 Brennstoffzellen. In Spalte 2 und 3 sind die Ergebnisse für $i_{\text{Zelle,Design}} = 12500 \text{ A/m}^2$ aufgestellt. Der Unterschied liegt im Stack-Druck mit 1,5 bar bzw. 3,0 bar. Entsprechend reduziert sich die Zellzahl auf 1555, respektive 1280 Zellen. Die Variante mit $p_{\text{Stack,in}} = 3,0 \text{ bar}$

ist jedoch nicht realisierbar, da das mögliche Druckverhältnis des hier gewählten Kompressors $\Pi_{V,\max}$ überschritten wird. Außerdem werden die Unterschiede in der Effizienz des Stacks deutlich. Bei niedriger Stromdichte ist die Effizienz mit $\eta_{\text{Zelle}} = 51,5\%$ signifikant höher als mit hoher Stromdichte ($\eta_{\text{Zelle}} = 42,7\%$). Obwohl die Stackspannung U_{Stack} aufgrund der geringeren Zellzahl kleiner ist, liegt der Gesamtstrom mit $I_{\text{Stack}} = 1500\text{ A}$ deutlich über den elektrischen Randbedingungen. Diese werden bei der Auslegung nach niedriger Stromdichte eingehalten. Weiter werden die Auswirkungen von $i_{\text{Zelle,Design}}$ auf die Systemauslegung untersucht. Dafür werden die BZ-Systeme in Konfiguration 3 am Beispiel Zug verglichen. In Abbildung 5.2 werden die Systemmassen der Auslegung nach der Stromdichte $i_{\text{Zelle,Design}} = 8000\text{ A/m}^2$ und 12500 A/m^2 präsentiert. Dabei wird zum einen die Masse des BZ-Systems inklusive der BoP-Komponenten berechnet. Zum anderen wird die Systemmasse mit zusätzlicher Tankmasse ermittelt. Die Tankmasse wird mithilfe der Annahmen aus Unterabschnitt 3.5 abgeschätzt.

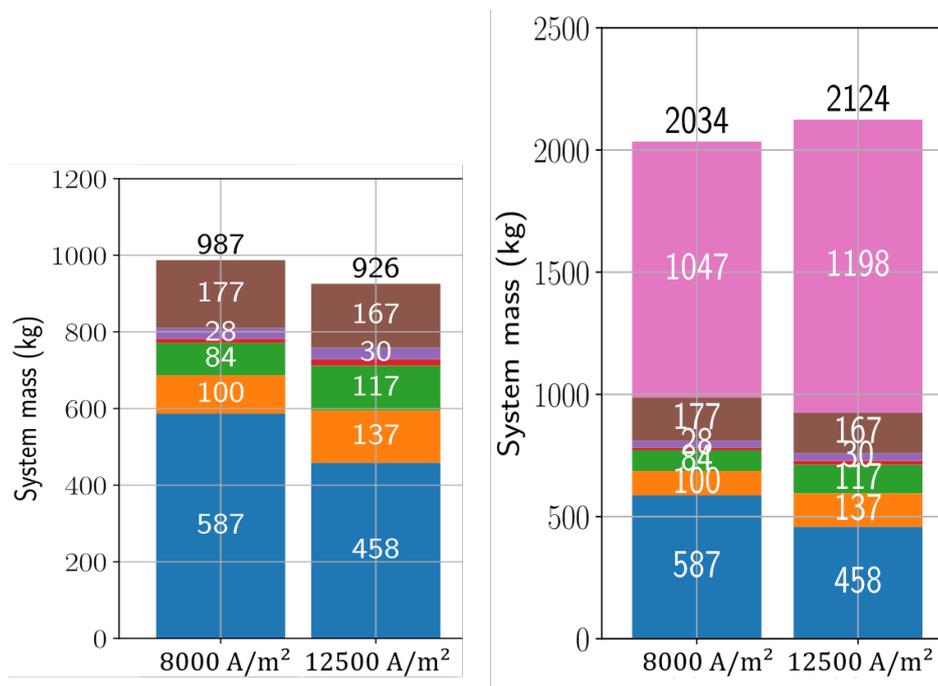


Abbildung 5.2: Massenvergleich bei variierender Stromdichte des BZ-Systems ohne (links) und mit Wasserstofftank (rechts).

Im linken Schaubild ist zu erkennen, dass die Systemmasse m_{Sys} bei höherer Stromdichte sinkt (926 kg gegenüber 987 kg). Dies ist auf die kleinere Stackmasse zurückzuführen, da die Zellzahl um 445 Zellen geringer ausfällt. Der Stack ist somit mit $m_{\text{Stack}} = 458\text{ kg}$ um 129 kg leichter als bei niedriger Stromdichte. Im Gegensatz dazu steigt bei hoher Stromdichte die Verdichtermasse um 37 %, da aufgrund des ineffizienteren Stacks mehr Luft durch den Verdichter gefördert werden muss. Dies führt zu einem größeren Verdichter. Außerdem ist die Masse des Luft-Wärmetauschers um 39 % höher. Relativ gesehen zur Zellzahl steigt auch die Masse des FC-Wärmetauschers. Bezieht man die Tankmasse (rechtes Diagramm) mit ein, so ist das System mit höherer Stromdichte in Summe schwerer. Durch die verschlechterte Stack-Effizienz benötigen die Brennstoffzellen mehr Wasserstoff, um die gleiche Leistung bereitzustellen. Für die Zugmission ist daher ein 1198 kg schwerer Wasserstofftank (pink) erforderlich. Das sind 151 kg mehr als beim System, das mit niedriger Stromdichte ausgelegt ist.

Im Vergleich beider Stromdichten sollen nicht nur die resultierenden Massen betrachtet werden. Die BoP-Leistung steigt im gleichen Betriebspunkt von $P_{\text{BoP}} = 173 \text{ kW}$ auf 323 kW . Dies hat mehrere Gründe. Zum einen erhöht sich die Anzahl der benötigten Kompressoren pro System von 2 auf 3. Zum anderen liegt es an der gestiegenen Fan-Leistung aufgrund des vergrößerten Wärmetauschers für die Luftkühlung nach dem Kompressor. Das bedeutendste Kriterium ist jedoch die Systemeffizienz η_{Sys} . In diesem Vergleich sinkt sie von mindestens 44 % auf 37 %. Ein niedrigerer Wirkungsgrad bedeutet eine erhöhte Wärmeabgabe des Stacks und Systems, die abgeführt werden muss und stellt eine größere Belastung für das Thermal-Management dar. Bei einer System-Leistung von 1000 kW sind das, in absoluten Zahlen ausgedrückt, 70 kW weniger elektrische Antriebsleistung bzw. mehr Wärmestrom. Als Konsequenz aus den genannten Beobachtungen wird die Effizienz-optimierte Auslegung nach niedriger Stromdichte gegenüber dem Massen-optimierten Ansatz (hohe Stromdichte) präferiert.

Als potenzielle Lösung zur Reduzierung der Zellzahl gilt die Erhöhung des Stackdrucks $p_{\text{Stack,in}}$. Der limitierende Faktor dabei ist das maximale Druckverhältnis des Verdichters. Aufgrund des generischen Ansatzes wird der Stack für jede Anwendung mit dem gleichen Stackdruck ausgelegt. Der niedrige Umgebungsdruck von ca. $0,3 \text{ bar}$ in Flughöhe führt dazu, dass sich im Flugzeug-System höchstens ein Druck von $p_{\text{Stack,in}} = 1,5 \text{ bar}$ bereitstellen lässt ($\Pi_V = 5,0$). Daher ist dieser Druck für die Auslegung der Stacks gewählt worden. Es ist jedoch denkbar, für die Anwendungen LKW, Zug und Schiff einen höheren Stackdruck von z. B. $2,0 \text{ bar}$ anzunehmen, da deren Missionen auf geringerer Höhe (max. 2200 m Höhe) durchgeführt werden. Dies stelle eine teil-generische Auslegung dar, die das Flugzeug exkludiert. Somit könnte alternativ zur Bestimmung der Zellzahl in der Stack-Vorauslegung ein Stack-Druck von $2,0 \text{ bar}$ statt $1,5 \text{ bar}$ angenommen werden. In der Simulation wurde durch den Optimierer bereits der Stack-Druck gewählt, aus dem das effizienteste System resultiert.

5.3. Systemebene

Im Folgenden werden die Systemkonfigurationen 1, 2 und 3 miteinander verglichen. Die Evaluation erfolgt systematisch nach ausgewählten Bewertungskriterien. Im Fokus stehen dabei die Gesamtmasse und Komplexität, die elektrischen Parameter, die Charakteristika der Verdichter und die System-Integration in die Transportanwendungen.

Gesamtmasse und Komplexität

Zur Vergleichbarkeit aller Konfigurationen wird die Gesamtmasse des Antriebssystems berechnet. Diese besteht aus den Systemmassen von N_{Sys} BZ-Systemen, die für die Leistungsbereitstellung jeder Anwendung verantwortlich sind. Die Werte für die Systemmassen m_{Sys} entstammen den Ergebnissen aus Abschnitt 4. Die Gesamtmasse berechnet sich nach $m_{\text{ges}} = N_{\text{Sys}} \cdot m_{\text{Sys}}$. Darin wird der misc-Faktor für sonstige Komponenten, wie im Vergleich mit den kommerziellen Systemen, nicht berücksichtigt. Dieser fällt für größere Systeme, wie System 2 und 3, vermutlich geringfügiger aus. Es kann jedoch keine wissenschaftlich geprüfte Aussage darüber getroffen werden. Daher wird die in den Simulationen berechnete Systemmasse m_{Sys} als Basis für die Berechnungen herangezogen. Die Ergebnisse der Gesamtmassen m_{ges} pro Anwendung sind in Tabelle 5.3 aufgestellt.

Im Vergleich der Anwendungen ist zu sehen, dass die Gesamtmasse aller BZ-Systeme zusammen m_{ges} mit der Leistungsanforderung $P_{\text{max,netto}}$ jeder Anwendung ansteigt. Zum Beispiel hat das Zug-System eine 2,5-fache höhere Leistungsanforderung als das des LKWs (950 kW zu 383 kW).

Tabelle 5.3: Vergleich der Systemkonfigurationen in Bezug auf die Gesamtmasse m_{ges} .

m_{ges} (kg)	System 1	System 2	System 3
LKW	416	405	385
Zug	1040	1101	987
Schiff	6240	6606	5922
Flugzeug	5700	4452	3992

In Konfiguration 1 steigt die Gesamtmasse somit von 416 kg auf 1040 kg um den Faktor 2,5 an. Im Vergleich der Systemkonfigurationen zeigt sich bei allen Anwendungen, dass die Gesamtmasse bei Konfiguration 3 am geringsten ist. Der Vergleich zwischen Konfiguration 1 und 2 fällt differenzierter aus. Für LKW und Flugzeug baut das Gesamtsystem nach Konfiguration 2 leichter (3 % bzw. 22 %). Dabei sind die Werte für das Flugzeug nur bedingt repräsentativ, da in System 1 die Wärmetauscher relativ groß dimensioniert worden. Das Zug- und Schiffssystem ist insgesamt ca. 6 % schwerer als nach Konfiguration 1. Da die Systeme für Zug und Schiff über alle Konfigurationen hinweg als generische Systeme behandelt werden können, wird zur Analyse des Massenvergleichs das Beispiel Zug genommen. Darin werden die Massen der Systemkomponenten je Konfiguration genauer aufgeschlüsselt. Die Ergebnisse dieses Vergleichs sind in Abbildung 5.3 dargestellt.

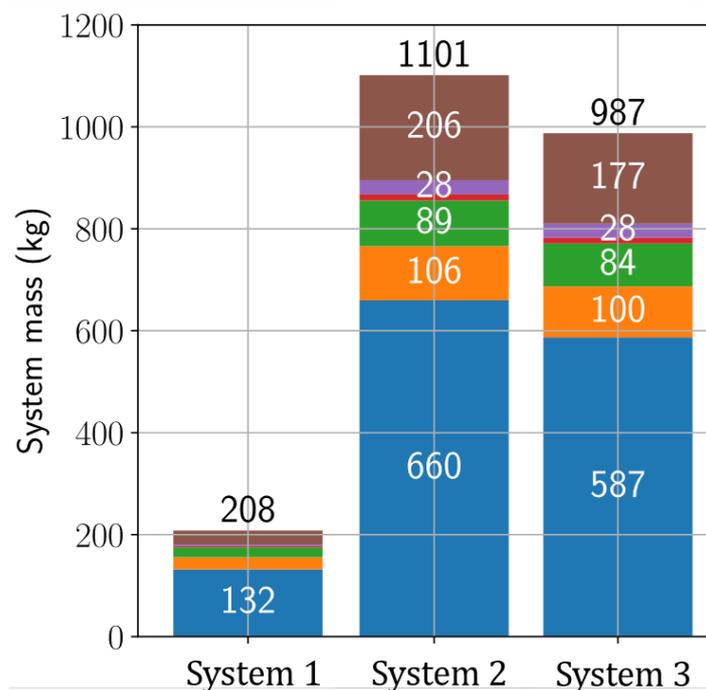


Abbildung 5.3: Massenvergleich aller Systeme am Beispiel Zug.

In System 1 erreichen 5 Einheiten zusammen dieselbe Leistung wie System 2 und 3. Daher müssen die Massen-Werte im Vergleich um den Faktor 5 multipliziert werden. Betrachtet man den Stack (blau), so ist ein Rückgang zwischen Konfiguration 2 und 3 zu erkennen. Dies geht auf die reduzierte Zellzahl zurück. Ein wichtiger Aspekt zur Beurteilung der verschiedenen

Konfigurationen sind die Skalierungseffekte der Systemkomponenten, die bei der Erhöhung der Systemleistung auftreten. In den Simulationsergebnissen wurde gezeigt, dass die Zellzahl ausgehend vom Basis-Stack zum Mega-Stack ($P_{\text{Stack}} > 1 \text{ MW}$) nicht-linear ansteigt. System 2 und 3 erfüllen dabei die gleichen Leistungsanforderungen pro System $P_{\text{Sys,netto}}$ für jede Anwendung. Im Mega-Stack von System 3 sind 2000 Zellen verbaut. Dies entspricht 125 Zellen weniger als der 5x 425 Zellen der Stacks in System 2.

In Bezug auf den Verdichter ist dieser Massenanteil (orange) in Konfiguration 3 am geringsten (100 kg zu 106 kg), obwohl die Anzahl der Kompressoren für beide Konfigurationen gleich bleibt. In System 1 ist fünf Mal jeweils ein Kompressor für die Verdichtung zuständig. Daher ist dort die summierte Kompressormasse am höchsten im Vergleich zu den anderen Konfigurationen ($m_{V,\text{ges}} = 120 \text{ kg}$). Dieser Zusammenhang lässt sich mit der Gleichung für die Verdichtermasse Gleichung 3.7 erklären. Dabei bauen, bei gleichem Massenstrom $\dot{m}_{V,\text{max}}$, wenige große Verdichter leicht als mehrere kleine Verdichter aufgrund der Masse für Zusatzbauteile jedes einzelnen Verdichters, wie z. B. Elektromotoren. Der Vergleich der Wärmetauscher für die Stackkühlung (braun) ist gegensätzlich verschieden. Dort ist die Masse von 5 Systemen mit $m_{\text{HX,FC}} = 135 \text{ kg}$ unter derer von System 2 und 3. Dort beträgt die Masse eines FC-Wärmetauschers $m_{\text{HX,FC}} = 206 \text{ kg}$ bzw. 177 kg . Die Massenunterschiede der weiteren Komponenten, wie Kühlpumpe oder Luft-Wärmetauscher sind zu vernachlässigen.

Unterschiede zeigen sich auch in der Größe der BoP-Leistung P_{BoP} . Zur besseren Vergleichbarkeit wurden konsistent über jede Konfiguration die gleiche Auswahl an Missionspunkte mit maximaler BoP-Leistung gewählt. Wie in Abbildung 5.4 zu sehen, beträgt die maximale BoP-Leistung für den Zug 163 kW in System 2 und 173 kW in System 3. Die kumulierte P_{BoP} in Konfiguration 1, bestehend aus 5 Systemen, beträgt insgesamt 215 kW. Über alle Systeme hinweg macht der Verdichter den größten Anteil an der Leistung aus. Die Leistungsanteile der anderen Komponenten sind über alle Konfigurationen ähnlich verteilt.

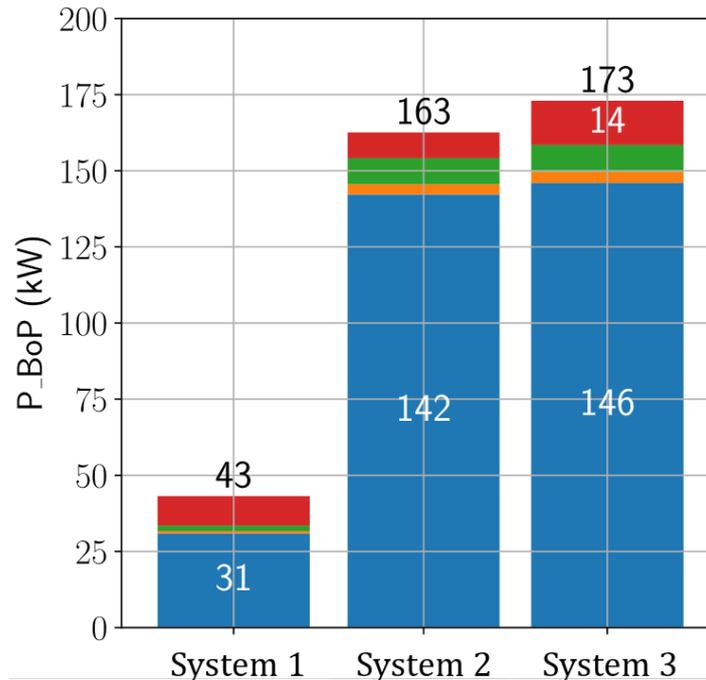


Abbildung 5.4: Vergleich der BoP-Leistung aller Systeme am Beispiel Zug.

Die Ergebnisse zeigen, dass die Anzahl der Systemkomponenten, z. B. vom Kompressor, entscheidenden Einfluss auf die Leistung der BoP und somit auf die P_{ratio} hat. Eine Reduktion der Komponentenzahl im Gesamtsystem, wie in Konfiguration 2 und 3, scheint vorteilhaft. Außerdem verringert sich damit die Systemkomplexität. Diese ist in Konfiguration 1 durch die Vielzahl der Systeme N_{Sys} wesentlich höher als für System 2 und 3. Beispielsweise werden für den Flugzeugantrieb $N_{\text{Sys}} = 20$ Systeme in Ausführung 1 benötigt. Im Gegensatz dazu sind es jeweils nur $N_{\text{Sys}} = 4$ Systeme für System 2 und 3, die zusammen verbunden werden, um die gleiche Leistung zu generieren. Ein Vorteil von System 1 ist die erhöhte Redundanz bei Ausfall eines Brennstoffzellensystems. Dies kann jedoch beim Flugzeug und beim Schiff, mit 4 bzw. 6 Systemen insgesamt, ebenfalls gewährleistet werden. Dagegen ist für die Anwendungen LKW und Zug die Systemredundanz nur in Konfiguration 1 gegeben.

Elektrische Parameter

In Tabelle 5.4 sind die elektrischen Betriebsparameter der Anwendung Flugzeug gelistet, die für jede Systemkonfiguration ermittelt werden. Das Flugzeug befindet sich während seiner Mission zum Großteil in der Cruise-Phase. Daher sind die Werte in diesem Betriebspunkt maßgebend. Die Betriebsparameter des Stacks sind für System 1 und 2 jeweils gleich, da in beiden der Basis-Stack verwendet wird. Durch die geringere Zellzahl des Mega-Stacks in System 3 ist die Stromdichte leicht erhöht und sowohl Zellspannung als auch Zelleffizienz geringfügig niedriger.

Tabelle 5.4: Betriebsparameter des Stacks exemplarisch für die Anwendung Flugzeug im Vergleich aller 3 Systemkonfigurationen.

	System 1	System 2	System 3
i_{cruise} (A/m ²)	4942	4942	5305
U_{cruise} (V)	0,71	0,71	0,70
η_{cruise} (%)	57,0	57,0	56,8
$I_{\text{Stack,max}}$ (A)	757	757	816
$U_{\text{Stack,max}}$ (V)	300	300	1398
$I_{\text{Sys,max}}$ (V)	757	757	816
$U_{\text{Sys,max}}$ (V)	300	1500	1398

Größere Unterschiede der Konfigurationen untereinander zeigen sich erst für Gesamtstrom- und Spannung auf Stack- bzw. Systemebene. In System 1 entsprechen durch die Einzel-Stack-Architektur die Werte des Stacks denen des BZ-Systems. Mit $I_{\text{Sys,max}} = 757$ A und $U_{\text{Sys,max}} = 300$ V liegen die Werte innerhalb der elektrischen Randbedingungen (vgl. Tabelle 3.7). Die Gesamtspannung in System 1 ist im Vergleich mit den anderen Konfigurationen am niedrigsten. Bei der parallelen Verschaltung der einzelnen Einheiten zum gesamten Antriebssystem wird der Gesamtstrom jedoch steigen. Sollen beim Flugzeug alle $N_{\text{Sys}} = 20$ Systeme parallel verschaltet werden, so müssen Inverter zur Stromwandlung eingebaut werden. Der Gesamtstrom ohne elektrischen Wandler beläuft sich auf 15140 A, das die Kapazitäten der Elektronik überschreitet. Eine denkbare Option ist das Zusammenfassen von vier oder fünf BZ-Systemen zu einem Inverter und einer damit einhergehende Mischung aus serieller und paralleler Verschaltung, da die Gesamtspannung weiter erhöht werden kann.

In System 2 hängt die Gesamtspannung des Einzelsystems von der Verschaltung der Stacks ab. In der Reihenschaltung bleibt der Gesamtstrom konstant. Damit ist $I_{\text{Sys}} = I_{\text{Stack}} = 757 \text{ A}$. Die Systemspannung addiert sich somit zu 1500 V. Diese liegt über den gesetzten Randbedingungen, könnte jedoch durch Beachtung der veränderten Durchschlagweite (Durchschlagfestigkeit) technisch umgesetzt werden. Werden die Stacks im System dagegen parallel verschaltet, bleibt die Gesamtspannung konstant bei $U_{\text{Sys,max}} = 300 \text{ V}$. Der kumulierte Strom würde mit $I_{\text{Sys,max}} = 3785 \text{ A}$ jedoch weit über den zulässigen Bereich hinausgehen. Die parallele Anordnung könnte in System 2 nur mit einem Spannungswandler je Stack realisiert werden. Dies führe zu einer immensen Massensteigerung und damit zu keiner sinnvollen Systemauslegung. Allerdings ist für Konfiguration 2 eine hybride Variante aus serieller und paralleler Verschaltung eine mögliche Option neben der reinen Reihenschaltung. Dabei werden 2 oder 3 Stacks zu einem Inverter zusammengefasst. Die Ströme wären dennoch höher und das System, wegen der Inverter, schwerer als bei einer Reihenschaltung. Ein Vorteil der hybriden Anordnung ist die erhöhte Ausfallredundanz. Auf Ebene des gesamten Antriebssystems sind beim Flugzeug die 4 Systeme aufgrund der Einbettung in die Pods als elektrisch unabhängig voneinander zu betrachten. Ist eine Batterie zur Unterstützung zwischengeschaltet, bedarf es eines DC/DC-Wandlers.

In System 3 ist ein großer Stack vorhanden. Aufgrund der hohen Zellzahl (2000 Zellen) ist die Gesamtspannung mit $U_{\text{Sys,max}} = 1398 \text{ V}$ erhöht, liegt jedoch unter der von Konfiguration 2. Dazu erkennt man in Tabelle 5.4 die erhöhte Stromdichte i_{cruise} im Vergleich zu Konfiguration 1 und 2 aufgrund der reduzierten Zellzahl. In dieser Konfiguration entspricht $I_{\text{Stack,max}}$ gleich $I_{\text{Sys,max}}$ und $U_{\text{Stack,max}}$ gleich $U_{\text{Sys,max}}$, da nur ein Stack pro System eingesetzt wird. Der Gesamtstrom $I_{\text{Sys,max}}$ ist größer als bei den anderen Konfigurationen, jedoch noch innerhalb der Randbedingungen. In dieser Konfiguration können die BZ-Systeme ebenfalls in die elektrisch unabhängigen Pods integriert werden, das einen Vorteil gegenüber System 1 bedeutet.

Komponente Verdichter

Einen bedeutenden Teil der Systemauslegung hat die Auswahl passender Luftverdichter für die BZ-Systeme eingenommen. Auf die umfangreiche Literatur- und Marktrecherche verfügbarer Kompressoren folgte die Simulation mit ausgewählten Komponenten. Dabei sind einige wichtige Erkenntnisse zu benennen.

Die Forschung und Entwicklung von Turbokompressoren für Brennstoffzellensysteme ist zurzeit sehr dynamisch. Jedoch waren zum Zeitpunkt der Simulationen nur wenige Kompressoren verfügbar, die den geforderten Massenstrom in System 1 für LKW, Zug und Schiff mit einem einzigen Kompressor abdecken können. Das Druckverhältnis von ca. 2,0 bis 2,5 konnte mit State-of-the-art Komponenten nur mit weniger Luftmassenstrom pro Verdichter erreicht werden. Der in den durchgeführten Simulationen verwendete Turbolader (C38R) entstammt Rotrex[®], der für stationäre BZ-Systeme entwickelt wurde. Für den Einsatz in mobilen Anwendungen sind Modifikationen, beispielsweise an den Lagern notwendig, um die Luft-Reinheit zu gewährleisten. Eine Alternative stellt das Modell EK40-3425 von Rotrex dar, dessen Eigenschaften dem Betrieb der Anwendungen entspricht.

Für den im Flugzeug-System eingesetzten Turbolader-Verdichter von Garrett Motion[®] müssen ebenfalls Modifikationen u. a. an den Lagern vorgenommen werden. Sowohl der G45-1500 als auch das G47-1850 Modell sind ursprünglich für den Automotive-Bereich entwickelt worden. Diese erreichen beide das für die Flugzeugmission geforderte Druckverhältnis $\Pi_V = 5,0$. Die Variante G47 lässt höhere Massenströme zu als der G45 und wird daher für Systemkonfiguration 2 und 3 verwendet.

Die Verdichter-Auswahl wurde so getroffen, dass die Betriebspunkte in den Grenzen des charakteristischen Verdichter-Kennfelds liegen. In jeder Konfiguration musste für das Flugzeug ein anderer Kompressor gewählt werden als für die weiteren Anwendungen, da sich die Mission deutlich unterscheidet. Für LKW, Zug und Schiff konnte dagegen in jeder Konfiguration das Modell Rotrex C38R verwendet werden. Ziel der Kompressor-Wahl ist, die Anzahl der Komponenten zu reduzieren. Das hängt eng mit der Lage der Punkte im Verdichter-Kennfeld zusammen. Daher wurde für das Flugzeug in System 2 und 3 das G47-Modell gewählt, gegenüber dem G45 Verdichter aus System 1. Mit den gestiegenen Anforderungen des Megawatt-Systems in 2 und 3 erhöht sich der zu verdichtende Luftmassenstrom. Mit dem G47 sind nur zwei statt drei Kompressoren erforderlich. Dies reduziert Systemmasse und -komplexität. Genauso fiel die Wahl auf den C38R Kompressor für LKW, Zug und Schiff, siehe dafür die Ergebnisse von Systemkonfiguration 1. In Konfiguration 1 ist davon ein einziger Kompressor notwendig. Es ist jedoch in der Gesamtbilanz vorteilhafter, einen um 50 % verkleinerten Rotrex-Kompressor zu verwenden anstatt 3 kleinere Fischer-Kompressoren. Darin lässt sich die Hypothese bestätigen, die auch aus [56] mit der daraus entstehenden Ausgleichsgerade für die Kompressormasse hervorgeht. In der Summe ist es aufgrund der geringeren Masse m_V zu empfehlen, einen größeren Verdichter zu verwenden als mehrere kleinere Verdichter, die zusammen den gleichen Massenstrom \dot{m}_V fördern. Ein weiterer Vorteil ist, dass der Wirkungsgrad mit der Größe des Verdichters steigt.

In Konfiguration 2 und 3 werden jeweils zwei Stück des Rotrex C38R eingesetzt. Dies ist möglich durch die Eigenschaft des Verdichters, mehr Massenstrom aufzunehmen als andere Verdichtertypen. Das ursprüngliche Ziel der Auslegung, für System 2 und 3 nur jeweils einen einzigen Kompressor einzusetzen, konnte nicht erfüllt werden. Dabei ist auf die fortschreitende Entwicklung von FC-Verdichtern abzuwarten oder eine spezielle Anfertigung für die benötigten Massenströme zu beauftragen. In diesem Aspekt sei ein Projekt aus der DLR-Forschung zu nennen. Mit dem sogenannten Schnelllaufenden Radialverdichter können ein Druckverhältnis von $\Pi_V = 6,0$ und ein maximaler Massenstrom von $\dot{m}_{V,\max} = 3,5 \text{ kg/s}$ erreicht werden [66]. Die zugeführte Verdichter-Leistung ist dabei vergleichbar mit den kommerziellen Kompressor-Modellen, jedoch fehlt bisher ein geeigneter Elektromotor. Dennoch können diese Erkenntnisse gerade für Kompressoren im Einsatz von Megawatt-Systemen benutzt werden.

Zusammenfassend ist festzustellen, dass derzeit keine Turbokompressoren auf dem Markt sind, die die Anforderungen von Brennstoffzellensystemen im Megawattbereich erfüllen. Das höchste erreichbare Verdichtungsverhältnis aktueller Komponenten liegt unter $\Pi_V = 3,0$, was für das Flugzeugsystem nicht ausreicht. Bei kommerziellen Produkten können zweistufige Kompressoren oder Kompressoren mit zusätzlicher Turbine eine Option zur Erhöhung des Verdichtungsverhältnisses darstellen [30]. Dieser Verdichtertyp befindet sich jedoch bei einigen Herstellern wie z. B. Rotrex oder Fischer noch im Entwicklungsstadium. Eine Reduzierung des Stackdrucks $p_{\text{Stack,in}}$ zur Verringerung des Druckverhältnisses ist dagegen eine unerwünschte Option. Je niedriger der Stackdruck, desto schlechter die Performance des BZ-Stacks. Umgekehrt ist es vorteilhaft, wenn aus einem höheren Stackdruck eine höhere Stack-Leistung resultiert. Eine mögliche Lösung zur Erhöhung des Luftmassenstroms ist der Einsatz von Axialverdichtern. Um das gleiche Druckverhältnis wie bei Radialverdichtern zu erreichen, müssen mehrere Stufen verbaut werden. Dies führt zu einem erhöhten Platzbedarf. Dabei stellt sich die Frage, wie eine solche Komponente in das System integriert werden kann, wenn das Volumen als einschränkendes Kriterium betrachtet wird. Zudem ist die Datenlage zu Axialverdichtern für BZ-Systeme sehr begrenzt, und der Ansatz wird von Kompressor-Herstellern nicht verfolgt. Aus diesem Grund wurde der Einsatz von Axialverdichtern in den Simulationen nicht weiter berücksichtigt.

Systemintegration

Ein weiterer zu berücksichtigender Aspekt ist die Integration der BZ-Systeme in die Transportanwendungen. Durch die Simulationen werden zwar nur Annäherungen zu Flächen- und Volumenverbrauch gegeben, aber damit werden Unterschiede der Konfigurationen aufgezeigt. In diesem Punkt haben die Anwendungen unterschiedliche Vorgaben. Während beim Schiff Massen- und Volumenbeschränkungen keine zentrale Rolle spielen, muss vor allem beim Flugzeug auf Leichtbau und geringen Platzbedarf geachtet werden. Aber auch im LKW ist der verfügbare Bauraum begrenzt.

Im Simulationsprogramm werden die Komponenten als einfache geometrische Formen, wie Würfel, Quader oder Zylinder angenommen. Das gesamte BZ-System mit den BoP-Komponenten wird im Modell in einen Würfel integriert. Dessen Volumen berechnet sich in einfacher Weise aus den Einzel-Volumina der Systemkomponenten. Für die Bewertung der drei Konfigurationen werden die Volumina der Flugzeugsysteme verglichen. In System 1 wird ein Würfel mit einer Seitenlänge von 0,434 m modelliert. Das Volumen des BZ-Systems beträgt somit $V_{\text{Sys}} = 0,0818 \text{ m}^3$, also 81,8 L. Davon sind beim Flugzeug 20 Systeme erforderlich. In Konfiguration 2 wird ein Volumen von $V_{\text{Sys}} = 397 \text{ L}$ ermittelt. Eine Seite ist dort 0,73 m lang. Davon werden insgesamt 4 Systeme benötigt. Für Ausführung 3 wird ein Systemvolumen von $V_{\text{Sys}} = 337 \text{ L}$ mit der Seitenlänge 0,696 m berechnet. Dort kommen ebenfalls 4 Systeme zum Einsatz, um die Leistungsanforderungen zu erfüllen. Werden alle N_{Sys} Systeme miteinbezogen, ist für das System in Ausführung 3 der geringste Gesamt-Volumenbedarf zu verzeichnen.

Der Wärmetauscher der Stackkühlung ist bei der System-Dimensionierung die Komponente mit dem größten Flächenverbrauch. Daher soll diese Komponente über die verschiedenen Konfigurationen verglichen werden. Die Dimensionierung erfolgt nach den in Unterabschnitt 3.5 beschriebenen Methoden. Das errechnete Systemvolumen ist keine Einschränkung, da eine Platzierung des Wärmeübertragers außerhalb des Systems möglich ist, wenn die HX-Dimensionen größer als die Systemabmessungen sind. Im Vergleich stellt die Vorderfläche des Wärmetauschers die entscheidende Größe dar. In System 1 beträgt die Vorderfläche $A_{\text{HX,FC}} = 0,997 \text{ m}^2$. Die Höhe wird zu 1,24 m ermittelt. Für das Flugzeugsystem in Konfiguration 2 ist die HX-Fläche $A_{\text{HX,FC}} = 4,43 \text{ m}^2$, mit einer Höhe von 2,60 m. In System 3 wird der Wärmetauscher mit der Fläche $A_{\text{HX,FC}} = 3,97 \text{ m}^2$ und einer Höhe von 2,46 m dimensioniert. Die vordere Fläche des Luft-Wärmetauschers fällt deutlich kleiner aus und ist in dieser Betrachtung nicht ausschlaggebend. Zum Vergleich mit den Flugzeug-Werten wird das Beispiel des LKW-Wärmetauschers in Konfiguration 3 gegeben. Dort beträgt die Fläche $A_{\text{HX,FC}} = 1,39 \text{ m}^2$, mit einer Höhe von 1,36 m. Dies gilt als praktisch umsetzbar in der Zugmaschine des LKWs. Die Dimensionen des Flugzeugsystems in Konfiguration 2 und 3 sind dagegen in der technischen Umsetzung zu beachten. Dafür muss beispielsweise die Triebwerksgondel passend ausgelegt werden.

Generisches System

Die zentrale Forschungsfrage dieser Arbeit ist, inwieweit generische Brennstoffzellensysteme für verschiedene Transportanwendungen ausgelegt werden können. Aus den Simulationsergebnissen jeder Konfiguration geht hervor, dass sich das Flugzeugsystem zum Großteil von den anderen Anwendungen unterscheidet. In Konfiguration 1 und 2 findet für jeden Mobilitätstyp der gleiche Basis-Stack Verwendung. Lediglich die Anzahl der Stacks pro System ist in Konfiguration 2 verschieden. Für den LKW werden nur zwei Stacks benötigt, für die anderen Anwendungen jeweils fünf. In Konfiguration 3 können für Zug, Schiff und Flugzeug der gleiche Mega-Stack eingesetzt werden. Weitere Unterschiede werden im verwendeten Kompressor

sichtbar. Während für LKW, Zug und Schiff in jeder Konfiguration der gleiche Kompressortyp verwendet werden kann, ist für das Flugzeug ein anderer Verdichtertyp notwendig. Insgesamt stellt System 1 die Konfiguration dar, in der die meisten Anwendungen von BZ-Systemen mit den gleichen BoP-Komponenten angetrieben werden. Konfiguration 2 und 3 können aufgrund des unterschiedlichen Leistungsbedarfs der Anwendungen nicht voll-generisch ausgelegt werden. Über alle Konfigurationen hinweg bleibt festzuhalten, dass für den Zug und das Schiff dasselbe BZ-System in gleicher Zusammensetzung der Komponenten verwendet werden kann. Lediglich die Anzahl der Systeme N_{Sys} unterscheidet die Antriebe der Anwendungen voneinander (Zug: 1; Schiff: 4 Systeme). Für LKW und Flugzeug mussten jeweils spezifische Systeme ausgelegt werden. Der Grund dafür liegt unter anderem in der Dimensionierung des Kühlsystems, bestehend aus Wärmetauschern und Gebläsen.

Grundsätzlich zeigen sich in der Realisierung des generischen Systems einige Unterschiede und Kompromisse im Vergleich mit Anwendung-optimierten Systemen. Zunächst wurden Randbedingungen wie operative Höhe, und damit der Umgebungsdruck für LKW, Zug und Schiff aufgrund des generischen Ansatzes gleich gesetzt. Daraus ergaben sich einige Kompromisse in der Auslegung. Beispielsweise würde ohne diese Vorgabe ein kleinerer Kompressor mit geringerem Druckverhältnis für das Schiffssystem ausreichen, da in der Regel nicht auf so hoch gelegenen Gewässern gefahren wird. Andererseits bietet die Aufteilung auf N_{Sys} Systeme mit gleicher Anzahl Stacks pro System $N_{\text{Stacks, Sys}}$, wie in Konfiguration 2, die Möglichkeit einheitliche Systeme für mehrere Anwendungen zu konzipieren. Diese Systeme zeichnen sich durch den gleichen Leistungsumfang und teilweise einheitlicher BoP-Komponenten aus.

6. Fazit und Ausblick

Zum Abschluss werden die wichtigsten Erkenntnisse aus den Simulationen zusammengefasst. Daraus können Schlussfolgerungen und Handlungsempfehlungen abgeleitet werden. Außerdem wird ein kurzer Ausblick auf zukünftige Forschungsschwerpunkte gegeben.

Im Rahmen der Arbeit wurden drei unterschiedliche Systemkonfigurationen erarbeitet, die die Leitlinien einer Hochskalierung der Brennstoffzellensysteme bilden. Nach dem generischen Ansatz wurden Systeme für die Transportanwendungen ausgelegt. Dabei konnten gemeinsame Komponenten identifiziert, aber auch Differenzen der Anwendungen herausgearbeitet werden. Anhand einer entwickelten Methodik wurden passende Randbedingung für die Auslegung festgelegt. Die erarbeiteten Systementwürfe wurden anhand der Simulationsergebnisse systematisch nach gemeinsamen Kriterien evaluiert.

6.1. Schlussfolgerungen

In der Stack-Auslegung wurde eine vergleichsweise niedrige Stromdichte ($i_{\text{Zelle}} = 8000 \text{ A/m}^2$) gewählt. Damit konnte ein höherer Wirkungsgrad und ein geringerer Wasserstoff-Verbrauch im Vergleich zur Auslegung mit höherer Stromdichte erzielt werden. Dadurch ist, insbesondere für den Megawatt-Stack, eine hohe Zellzahl von 2000 Zellen erforderlich. Die Erhöhung der Zellfläche der Brennstoffzellen auf 1200 cm^2 führt zu einer signifikanten Leistungssteigerung der Stacks und ist ein wichtiger Schlüssel für den Einsatz von BZ-Systemen in Anwendungen mit hohen Leistungsbedarfen.

Im State-of-the-art System 1 mit 200 kW Nettoleistung konnte ein generisches System für LKW, Zug und Schiff realisiert werden. Für das Flugzeug kann nur der gleiche Basis-Stack verwendet werden. Alle weiteren BoP-Komponenten wurden aufgrund der verschiedenen Profil-Charakteristik zu den anderen Anwendungen in abgeänderter Form ausgelegt. Eine generische Auslegung ist hier denkbar, geht jedoch mit deutlichen Leistungseinbußen einher, wie z. B. einer Begrenzung der Flughöhe. Im Rahmen der Hochskalierung der Systemleistung (Konfiguration 2 und 3) konnte kein generisches System für alle Anwendungen ausgelegt werden. Dieser Ansatz bietet sich nur für die Anwendung in Zug und Schiff an, da diese die meisten Gemeinsamkeiten in Leistungsanforderung und Umweltbedingungen aufweisen.

Bei der Bewertung der Ergebnisse sind die Einschränkungen der Modellierung zu beachten. Aufgrund begrenzter Rechenkapazität kann die Mission der Anwendungen nur in einzelnen, diskreten Punkten betrachtet werden. Der Auswahl der simulierten Missionspunkte kommt eine besondere Bedeutung zu. Sie hat maßgeblichen Einfluss auf die transienten Simulationsergebnisse, wie z. B. der Wasserstoffverbrauch. Zudem mussten für die Dimensionierung der Systemkomponenten einige Annahmen getroffen werden. Zum Beispiel wurde ein konstanter Wirkungsgrad für die gewählten Verdichter angenommen. Die getroffenen Annahmen mindern jedoch nicht die Aussagekraft von Trends und Unterschieden im Vergleich der Systemkonfigurationen. Es ist dennoch festzuhalten, dass die Betriebsbedingungen des Stacks und die Auslegungsparameter der Komponenten, wie Verdichter und Wärmetauscher den Vergleich der Konfigurationen beeinflussen.

Eine zentrale Fragestellung dieser Arbeit ist, welche Auswirkungen das Zusammenfassen von Systemkomponenten zu einem leistungsstärkeren BZ-System hat. Diese Frage spiegelt sich im Vergleich zwischen System 1 und 2 bzw. 3 wider. Dabei handelt es sich um die Entwicklung von mehreren Einzelsystemen zu leistungsstärkeren Multi-Stack-Systemen (System 2), die eine Leistung über 1 MW aufweisen. Ein weiterer Trend ist aus den Ergebnissen erkennbar. Die Gesamtmasse aller Systeme zusammen nimmt von Konfiguration 1 bis 3 stetig ab. Aus den

Ergebnissen geht weiter hervor, dass die Anzahl der Kompressoren und damit deren Anteil an der Systemmasse nicht-linear mit der erhöhten Leistung ansteigt. In System 2 werden nur zwei größere Kompressoren eingesetzt, statt der fünf Kompressoren aus System 1. Aus dieser Sicht erscheint ein Zusammenfassen mehrerer Komponenten in einem BoP-System als sinnvoll, da dadurch sowohl die Systemmasse als auch die BoP-Leistung deutlich reduziert werden konnte.

6.2. Ausblick

Die Entwicklung generischer Systeme sollte weiter verfolgt werden. Es wurde gezeigt, dass sich diese Systeme vor allem für Anwendungen auf ähnlichen Leistungsniveau für Transporte auf Straße, Schiene und auf dem Wasser anbieten. Die Erweiterung auf Flugzeugsysteme beschränkt sich auf gemeinsame Stack-Konzepte. Die Auslegung von Systemkomponenten muss gesondert erfolgen, um den veränderten Anforderungen gerecht zu werden.

Der Trend zur Entwicklung von Multi-Stack-Systemen wurde durch die vorgestellten Vorteile bestätigt. Zusammen mit der Erhöhung der aktiven Zellfläche kann die Gesamtleistung von Brennstoffzellensystemen signifikant auf über 1 MW erhöht werden. Herausforderungen dabei liegen in der Findung geeigneter Komponenten des BoP-Systems, u. a. des Kompressors. Die hier verwendeten Kompressoren entstammen teilweise aus dem Automotive-Bereich und müssen für die Anwendung in BZ-Systemen optimiert werden. Insbesondere die Entwicklung von Kompressoren mit Turbinenstufe eröffnet weitere Möglichkeiten in der Systemauslegung [67]. Die führenden Hersteller von Kompressoren für BZ-Systeme entwickeln zurzeit passende Produkte, auch im Bereich zweistufiger Verdichter, um das Druckverhältnis weiter zu steigern. Diese Entwicklung ist vorteilhaft gerade für die Anwendung in Flugzeugsystemen, wo ein hohes Verdichtungsverhältnis erforderlich ist.

Für den Entwurf eines Einzel-Stack-Systems im Megawatt-Bereich ist ein großer Stack mit erhöhter Zellzahl erforderlich. Dies bringt ebenfalls Herausforderungen in der technischen Umsetzung und im Umgang mit hohen Strömen und Spannungen mit sich. In der Stack-Konzeption existieren jedoch bereits Lösungsansätze zur Erhöhung der Zellzahl. In DLR-Studien konnte schon jetzt gezeigt werden, dass die Anzahl der Zellen von bisher 450 auf über 900 Zellen gesteigert werden kann [14]. Dafür werden strukturelle Modifikationen am Brennstoffzellen-Stack untersucht. Auf industrieller Seite bestätigen Hersteller, wie z. B. EKPO[®] mit ihrem Modell *NM-20*, dass Zellzahlen über 600 Zellen in der Praxis möglich sind [68]. Vergleicht man die Technologiereife der Systemvarianten, weist Konfiguration 2 insgesamt einen höheren Reifegrad auf als Konfiguration 3. Es lässt sich damit mittelfristig umsetzen, wohingegen System 3 als perspektivische Lösung anzusehen ist. Multi-Stack-Systeme, wie in Konfiguration 2, verkörpern dabei den nächsten Entwicklungsschritt von BZ-Systemen in mobilen Anwendungen. Die Simulationen aus der Arbeit stellen eine Grundlage für spätere Labor- und Praxistests dar. Darin sollen die hier gewonnen Erkenntnisse in der realen Umgebung überprüft werden. Beispiele angewandter Forschung finden sich auf dem Forschungsschiff *Coriolis* als Teil des *PEMScale1.5*-Projekts oder auch in *BALIS*, das auf Luftfahrtanwendungen spezialisiert ist. In vielen weiteren gemeinsamen Projekten wird die Zusammenarbeit mit Partnern aus Forschung und Industrie gestärkt. In naher Zukunft sind weitere Effizienzsteigerungen in der Brennstoffzellentechnologie aufgrund neuer Materialzusammensetzungen zu erwarten. Außerdem wird das Interesse an dieser Technologie, auch durch staatliche Investitionen und Förderprogrammen, zunehmend ansteigen. Diese Arbeit reiht sich in ein in eine Vielzahl von laufenden Forschungsarbeiten, die die Umsetzung von Brennstoffzellenantrieben in Mobilitätsanwendungen weiter vorantreiben, um klimaneutralen Verkehr zu ermöglichen.

Literaturverzeichnis

- [1] statista. *Transportation emissions worldwide - statistics & facts*. URL: <https://www.statista.com/topics/7476/transportation-emissions-worldwide/#topicOverview> (besucht am 03.12.2024).
- [2] statista. *Distribution of carbon dioxide emissions produced by the transportation sector worldwide in 2022, by sub sector*. URL: <https://www.statista.com/statistics/1185535/transport-carbon-dioxide-emissions-breakdown/> (besucht am 03.12.2024).
- [3] Kommission, Europäische. *Der europäische Grüne Deal - Erster klimaneutraler Kontinent werden*. URL: https://commission.europa.eu/strategy-and-policy/priorities-2019-2024/european-green-deal_de (besucht am 11.12.2024).
- [4] Council, Hydrogen. *How hydrogen empowers the energy transition*. <https://hydrogencouncil.com/wp-content/uploads/2017/06/Hydrogen-Council-Vision-Document.pdf> . Zugriff 03.10.24.
- [5] EUROCONTROL. *Data Snapshot No. 4 on CO2 emissions by flight distance*. URL: <https://www.eurocontrol.int/sites/default/files/2021-02/eurocontrol-data-snapshot-co2-by-distance.pdf> (besucht am 03.12.2024).
- [6] e.V., DLR. *BALIS - Brennstoffzellenbasierter Antriebsstrang für Luftfahrzeuge 1,5+ MW*. URL: <https://www.dlr.de/de/tt/forschung-transfer/forschungsinfrastruktur/testeinrichtungen/balis> (besucht am 03.12.2024).
- [7] David A. Cullen, K Neyerlin. „New roads and challenges for fuel cells in heavy-duty transportation“. In: *Nature Energy* 6.5 (2021).
- [8] StaSHH. *STASHH: Standard Sized FC module for Heavy Duty applications*. <https://stashh.eu/> . Zugriff 20.10.24.
- [9] Larminie, James, Dicks, Andrew und McDonald, Maurice S. *Fuel cell systems explained*. Bd. 2. J. Wiley Chichester, UK, 2003.
- [10] GmbH, DiLiCo engineering. *Brennstoffzellen*. <https://www.dilico.de/de/brennstoffzellen.php> . Zugriff 23.09.24.
- [11] Lee, Kwan-Soo u. a. „An operationally flexible fuel cell based on quaternary ammonium-biphosphate ion pairs“. In: *Nature energy* 1.9 (2016), S. 1–7.
- [12] Bruijn, Frank A de, Dam, VAT und Janssen, GJM. „Durability and degradation issues of PEM fuel cell components“. In: *Fuel cells* 8.1 (2008), S. 3–22.
- [13] Knöri, Torsten u. a. „Fuel cell technology adapted for cargo pedelecs“. In: *Proceedings EFCF 2019-Low-Temperature Fuel Cells, Electrolysers & H2 Processing* (2019).
- [14] Rocha, Cristovao u. a. „A review on flow field design for proton exchange membrane fuel cells: Challenges to increase the active area for MW applications“. In: *Renewable and Sustainable Energy Reviews* 192 (2024), S. 114198.
- [15] McLean, G u. a. „Application of micro-scale techniques to fuel cell systems design“. In: *Proceedings of the 10th Canadian Hydrogen Conference Quebec City*. Citeseer. 2000, S. 349–358.
- [16] Hoff, Tim u. a. „Implementation of fuel cells in aviation from a maintenance, repair and overhaul perspective“. In: *Aerospace* 10.1 (2022), S. 23.

- [17] Wang, Yifei u. a. „A review on unitized regenerative fuel cell technologies, part-A: Unitized regenerative proton exchange membrane fuel cells“. In: *Renewable and Sustainable Energy Reviews* 65 (2016), S. 961–977.
- [18] Su, HN, Liao, SJ und Xu, LM. „Design, fabrication and preliminary study of a mini power source with a planar six-cell PEM unitised regenerative fuel cell stack“. In: *Fuel Cells* 9.5 (2009), S. 522–527.
- [19] Wu, CW u. a. „A systematic review for structure optimization and clamping load design of large proton exchange membrane fuel cell stack“. In: *Journal of Power Sources* 476 (2020), S. 228724.
- [20] GmbH, EKPO Fuel Cell Technologies. *Datenblatt PEMFC stack module NM5-EVO*. <https://www.ekpo-fuelcell.com/en/products-technology/fuel-cell-stacks> . Zugriff 26.09.24.
- [21] Group, Powercell. *P Stack Physical Data*. URL: <https://powercellgroup.com/wp-content/uploads/2023/10/p-stack-v-222.pdf> (besucht am 18.11.2024).
- [22] ZeroAvia, Inc. *Data Sheet SuperStack Flex Fuel cell Power System*. <https://zeroavia.com/wp-content/uploads/2024/05/SuperStack-Flex-Datasheet-6-digital.pdf> . Zugriff 26.09.24.
- [23] Schröder, Matthias u. a. „Optimal operating conditions of PEM fuel cells in commercial aircraft“. In: *International Journal of Hydrogen Energy* 46.66 (2021), S. 33218–33240.
- [24] Benesch, Robert und Jacksier, Tracey. „Hydrogen and material quality issues for PEM fuel cells“. In: *2005 IEEE Vehicle Power and Propulsion Conference*. IEEE. 2005, S. 646–651.
- [25] Bugbee, Bruce und Blonquist, Mark. „Absolute and relative gas concentration: understanding oxygen in air“. In: (2006). February 27, S. 1–9.
- [26] Arsie, Ivan u. a. „Steady-state analysis and energetic comparison of air compressors for PEM fuel cell systems“. In: *International Conference on Fuel Cell Science, Engineering and Technology*. Bd. 42479. 2006, S. 353–364.
- [27] ZeroAvia, Inc. *Data Sheet ZeroAvia ZA600 Compressor*. <https://zeroavia.com/wp-content/uploads/2024/05/Compressor-Datasheet-7-digital.pdf> . Zugriff 28.09.24.
- [28] Fröhlich, Patrik. „Development of an oil free turbo compressor for mobile fuel cell applications—challenges and results“. In: *Konferenzband der ersten FC³ Fuel Cell Conference, Chemnitz, Germany*. 2019, S. 123–138.
- [29] Wu, Yue u. a. „Review of recent developments in fuel cell centrifugal air compressor: Comprehensive performance and testing techniques“. In: *International Journal of Hydrogen Energy* 48.82 (2023), S. 32039–32055.
- [30] AG, FISCHER FUEL CELL COMPRESSOR. *FFCC Teaser Brochure*. https://www.fischer-fuelcell-compressor.com/fileadmin/user_upload/02_FFCC/DOKUMENTE/230315_EN_FFCC_Teaser_Brochure.pdf . Zugriff 28.09.24.
- [31] Chu, Deryn und Jiang, Rongzhong. „Performance of polymer electrolyte membrane fuel cell stack“. In: *ECS Proceedings Volumes* 1998.1 (1998), S. 470.
- [32] Schröder, Matthias, Becker, Florian und Gentner, Christoph. „Optimal design of proton exchange membrane fuel cell systems for regional aircraft“. In: *Energy Conversion and Management* 308 (2024), S. 118338.

- [33] SE, BASF. *GLYSANTIN*. URL: <https://www.glystantin.com/global/de> (besucht am 10. 12. 2024).
- [34] Sahoo, Dillip Kumar, Ram, Sri Gowtham und Prasath, Sriram. „Numerical investigation on cooling rate in proton exchange membrane fuel cell using propylene glycol fluid“. In: *Thermal Science* 27.5 Part A (2023), S. 3621–3634.
- [35] Kösters, Till Lennart u. a. „Comparison of phase-change-heat-pump cooling and liquid cooling for PEM fuel cells for MW-level aviation propulsion“. In: *International Journal of Hydrogen Energy* 47.68 (2022), S. 29399–29412.
- [36] Kim, Dong Kyu u. a. „Parametric study on interaction of blower and back pressure control valve for a 80-kW class PEM fuel cell vehicle“. In: *International Journal of Hydrogen Energy* 41.39 (2016), S. 17595–17615.
- [37] Javaherdeh, Kourosch u. a. „Experimental and numerical investigations on louvered fin-and-tube heat exchanger with variable geometrical parameters“. In: *Journal of Thermal Science and Engineering Applications* 9.2 (2017), S. 024501.
- [38] Zhou, Su u. a. „A review on proton exchange membrane multi-stack fuel cell systems: architecture, performance, and power management“. In: *Applied Energy* (2022). URL: <https://api.semanticscholar.org/CorpusID:246401281>.
- [39] Abuzant, Sondos u. a. „A review of multi-stack PEM fuel cell systems: Advantages, challenges and on-going applications in the industrial market“. In: *2017 IEEE Vehicle Power and Propulsion Conference (VPPC)*. IEEE. 2017, S. 1–6.
- [40] Dépature, Clément u. a. „Simulation model of a multi-stack fuel cell system“. In: *2013 15th European Conference on Power Electronics and Applications (EPE)*. IEEE. 2013, S. 1–10.
- [41] Cellcentric. *Technologie - Brennstoffzellen für schwere Nutzfahrzeuge*. <https://www.cellcentric.net/technologie> . Zugriff 14.10.24.
- [42] Cellcentric. *Europapremiere auf der IAA Transportation: cellcentric bietet exklusive Einblicke in das NextGen Brennstoffzellensystem für nachhaltigen Schwerlasttransport*. <https://www.cellcentric.net/news/europapremiere-auf-der-iaa-transportation> . Zugriff 14.10.24.
- [43] GmbH, NOW. *Die Deutsche Bahn und Siemens Mobility testen den Einsatz von Wasserstoff für die Schiene*. <https://www.now-gmbh.de/projektfinder/h2goesrail/> . Zugriff 14.10.24.
- [44] Norled. *MF Hydra sails on zero-emission liquid hydrogen*. <https://www.norled.no/en/mf-hydra-sails-on-zero-emission-liquid-hydrogen/> . Zugriff 14.10.24.
- [45] Atanasov, Georgi. „Comparison of Sustainable Regional Aircraft Concepts“. In: (2022).
- [46] ZeroAvia. *ZeroAvia’s Engine Family*. <https://zeroavia.com/products-services/> . Zugriff 14.10.24.
- [47] Atanasov, Georgi. „70 PAX Fuel Cell Aircraft D70-FCLH2-2040“. In: *EXACT Mid-Term Review* (2022).
- [48] Schnörer, Lukas. „Systemauslegung und Simulation von Brennstoffzellensystemen für ausgewählte Transportanwendungen“. Diss. Universität Stuttgart, 2023.
- [49] Normung e.V., Deutsches Institut für. *DIN EN 50591:2019-12*. URL: <https://www.dinmedia.de/de/norm/din-en-50591/298583400> (besucht am 12. 12. 2024).

- [50] Division, HUBER+SUHNER Wire+Cable. *Bahnkabel Radox 4/9 GKW-AX, Strombelastbarkeit für Aderleitungen*. Version 2514. CH-8330 Pfäffikon, 2005.
- [51] KG, Coroplast Fritz Müller GmbH & Co. *Automotive Leitungen ungeschirmt für elektrische Fahrzeugantriebe - Technische Informationen*. Version A2. D-42279 Wuppertal, 2017. URL: <https://media.iewc.com/SpecificationSheets/32056218.pdf>, %20Zugriff%2011.11.24.
- [52] Song, Jie u. a. „Degradation investigation of electrocatalyst in proton exchange membrane fuel cell at a high energy efficiency“. In: *Molecules* 26.13 (2021), S. 3932.
- [53] Bruce, FM. „Calibration of uniform-field spark-gaps for high-voltage measurement at power frequencies“. In: *Journal of the Institution of Electrical Engineers-Part II: Power Engineering* 94.38 (1947), S. 138–149.
- [54] Lehr, Jane und Ron, Pralhad. „Electrical breakdown in gases“. In: (2018).
- [55] Technik, STK Turbo. *Turbolader*. <https://www.turbolader.net/turbo.html> . Zugriff 02.10.24.
- [56] Sain, Chetan K, Hänsel, Jeffrey und Kazula, Stefan. „Conceptual Design of Air and Thermal Management in a Nacelle-Integrated Fuel Cell System for an Electric Regional Aircraft“. In: *AIAA AVIATION 2023 Forum*. 2023, S. 3875.
- [57] Rotrex A/S. *Rotrex Technical Data Sheet EK40*. <https://rotrex-fuel-cell-compressor.com/wp-content/uploads/2024/11/Rotrex-Technical-Datasheet-EK40-Rev1.10.pdf> [Zugriff: 17.11.2024].
- [58] Rotrex A/S. *Rotrex™ C38R Supercharger Range - Technical Data Sheet*. <https://www.rotrex-deutschland.de/cmsdaten/images/pdf/Rotrex-Technical-Datasheet-C38R-Range-V1.0.pdf> [Zugriff: 17.11.2024].
- [59] Garrett Motion Inc. *GARRETT G45-1500 76MM Features*. <https://www.garrettmotion.com/de/racing-and-performance/performance-catalog/turbo/g-series-g45-1500/> [Zugriff: 17.11.2024].
- [60] Garrett Motion Inc. *GARRETT G47-1850 88-120MM Features*. <https://www.garrettmotion.com/racing-and-performance/performance-catalog/turbo/g-series-g47-1850-88120mm/> [Zugriff: 17.11.2024].
- [61] AG, "FISCHER FUEL CELL COMPRESSOR. *Factsheet KOMPRESSOR EMTC(T)-120K GEN4*. URL: https://www.fischer-fuelcell-compressor.com/fileadmin/user_upload/02_FFCC/DOKUMENTE/EMTC_T_-120k_Gen4_DE.pdf (besucht am 21.11.2024).
- [62] PowerCellution. *Heavy Duty System 100*. URL: <https://powercellgroup.com/wp-content/uploads/2022/06/heavy-duty-system-100-v221.pdf> (besucht am 27.11.2024).
- [63] Systems, Ballard Power. *FC move-XD*. URL: https://www.ballard.com/wp-content/uploads/2024/11/Ballard-Data-Sheet-FCmove-XDv2_20241007_landscape-1.pdf (besucht am 27.11.2024).
- [64] GmbH, EKPO Fuel Cell Technologies. *Fact Sheet PEMFC stack module NM12 Single*. URL: <https://www.ekpo-fuelcell.com/de/produkte-technologien/brennstoffzellenstacks> (besucht am 27.11.2024).
- [65] Systems, Ballard Power. *FC move*. URL: <https://www.ballard.com/fcmove/> (besucht am 27.11.2024).

- [66] Antriebstechnik, DLR - Institut für. *Schnelllaufender Radialverdichter*. URL: <https://www.dlr.de/de/at/forschung-und-transfer/forschungs-und-testinfrastruktur/verdichter-pruefstaende/schnelllaufender-radialverdichter> (besucht am 04.12.2024).
- [67] Filsinger, Dietmar, Kuwata, Gen und Ikeya, Nobuyuki. „Tailored centrifugal turbomachinery for electric fuel cell turbocharger“. In: *International Journal of Rotating Machinery* 2021.1 (2021), S. 3972387.
- [68] Professional, Springer. „IAA Transportation“. In: *ATZheavy duty* 17.2 (1. Aug. 2024), S. 6–6. ISSN: 2524-8790. DOI: 10.1007/s35746-024-1374-4. URL: <https://doi.org/10.1007/s35746-024-1374-4>.

A. Anhang

Stackauslegung

Detaillierte Informationen zu den Leistungsanforderungen jeder Anwendung und zu den Berechnungen in der Stack-Auslegung

Tabelle A.1: Berechnung der Aufteilung in System 1 nach den Leistungsanforderung der Anwendungen.

	incl. 5 %	incl. P_{ratio}	per System
LKW			
P_{ratio}	0.2		
P_{stack} (W)	2.50×10^5		
P_{max} (W)	3.83×10^5	402150	201075
N_{sys}	1.61	2.00	
P_{cr} (W)	214000	214000	107000
P_{min} (W)	125000	125000	62500
Zug			
P_{ratio}	0.2		
P_{max} (W)	9.50×10^5	1246875	249375
N_{sys}	4.90	5.00	0
P_{cr} (W)	4.00×10^5	500000	100000
P_{min} (W)	2.00×10^5	250000	50000
Schiff			
P_{ratio}	0.2		
P_{stack} (W)	2.50×10^5		
P_{max} (W)	5.70×10^6	7481250	249375
N_{sys}	29.93	30.00	
P_{cr} (W)	3688000	4610000	153666.67
P_{min} (W)	3.00×10^6	3750000	125000
Flugzeug			
P_{ratio}	0.25		
P_{max} (W)	3.12×10^6	4368000	218400
N_{sys}	17.50	18.00	1
P_{climb} (W)	2.76×10^6	3680000	184000
P_{cr} (W)	2.67×10^6	3560000	178000

Tabelle A.2: Berechnung der Aufteilung in System 2 nach den Leistungsanforderungen der Anwendungen.

	P_{req}	P_{Brutto} (inkl. P_{ratio})	per System	per Stack
LKW				
P_{ratio}	0.2			
Anzahl N			1	2
P_{max} (W)	383000		502687.5	251343.75
P_{cr} (W)	214000		267500	133750
P_{min} (W)	125000		156250	78125
Zug				
P_{ratio}	0.2			
Anzahl N			1	5
P_{max} (W)	9.50×10^5		1246875	249375
P_{cr} (W)	4.00×10^5		500000	100000
P_{min} (W)	2.00×10^5		250000	50000
Schiff				
P_{ratio}	0.2			
Anzahl N			6	5
P_{max} (W)	5.70×10^6		7481250	1250000
P_{cr} (W)	3.69×10^6		4610000	768333.33
P_{min} (W)	3.00×10^6		3750000	625000
Flugzeug				
P_{ratio}	0.25			
Anzahl N			4	5
P_{TO} (W)	3.12×10^5		436800	1090000
P_{climb} (W)	2.73×10^5		364133.33	920000
P_{cr} (W)	2.67×10^5		356000	890000

Tabelle A.3: Berechnung der Aufteilung in System 3 nach den Leistungsanforderungen der Anwendungen.

	P_{req}	P_{Brutto} (inkl. P_{ratio})	per System/Stack
LKW			
P_{ratio}	0.2		
Anzahl N			1
P_{max} (W)	383000		502687.5
P_{cr} (W)	214000		267500
P_{min} (W)	125000		156250
Zug			
P_{ratio}	0.2		
Anzahl N			1
P_{max} (W)	9.50×10^5		1246875
P_{cr} (W)	4.00×10^5		500000
P_{min} (W)	2.00×10^5		250000
Schiff			
P_{ratio}	0.2		
Anzahl N			6
P_{max} (W)	5.70×10^6	7481250	1.25E+06
P_{cr} (W)	3.69×10^6	4610000	768333.3333
P_{min} (W)	3.00×10^6	3750000	625000
Flugzeug			
P_{ratio}	0.25		
Anzahl N			4
P_{TO} (W)	3.12×10^5	436800	1.09E+06
P_{climb} (W)	2.73×10^5	364133.3333	920000
P_{cr} (W)	2.67×10^5	356000	890000

Systemauslegung

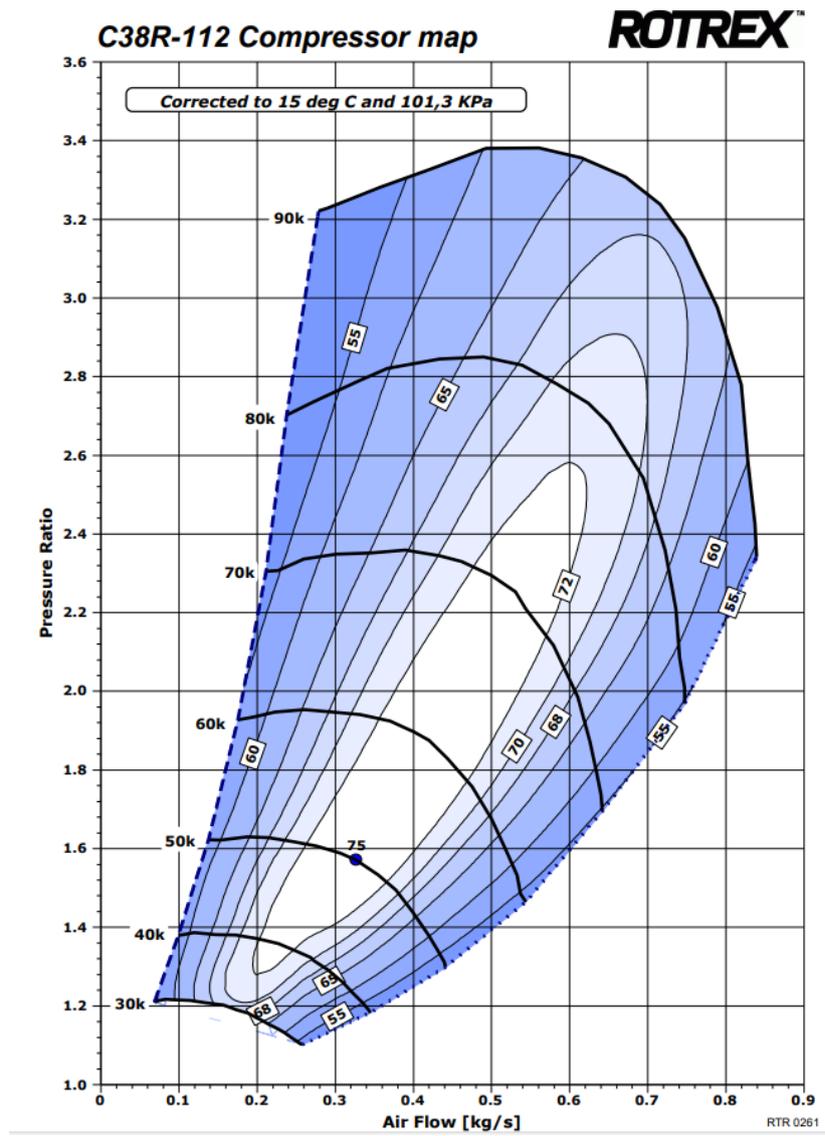


Abbildung A.1: Kompressor-Kennfeld Rotrex C38R. Von [58]

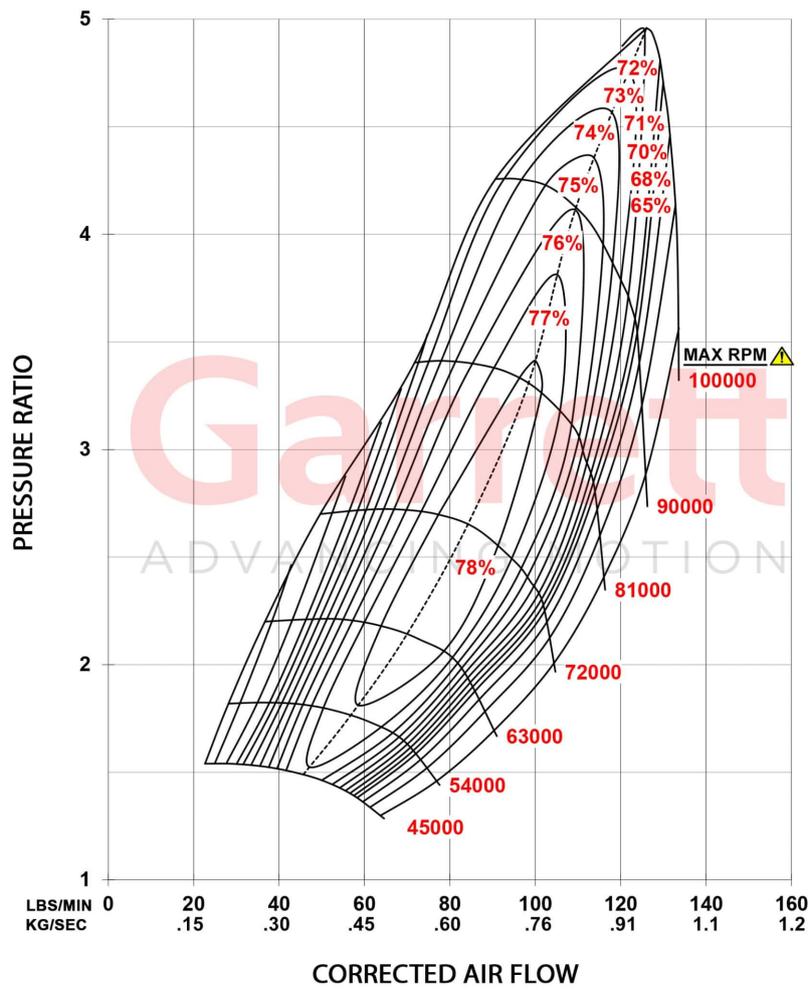


Abbildung A.2: Kompressor-Kennfeld Garrett Motion G45-1500. Von [59]

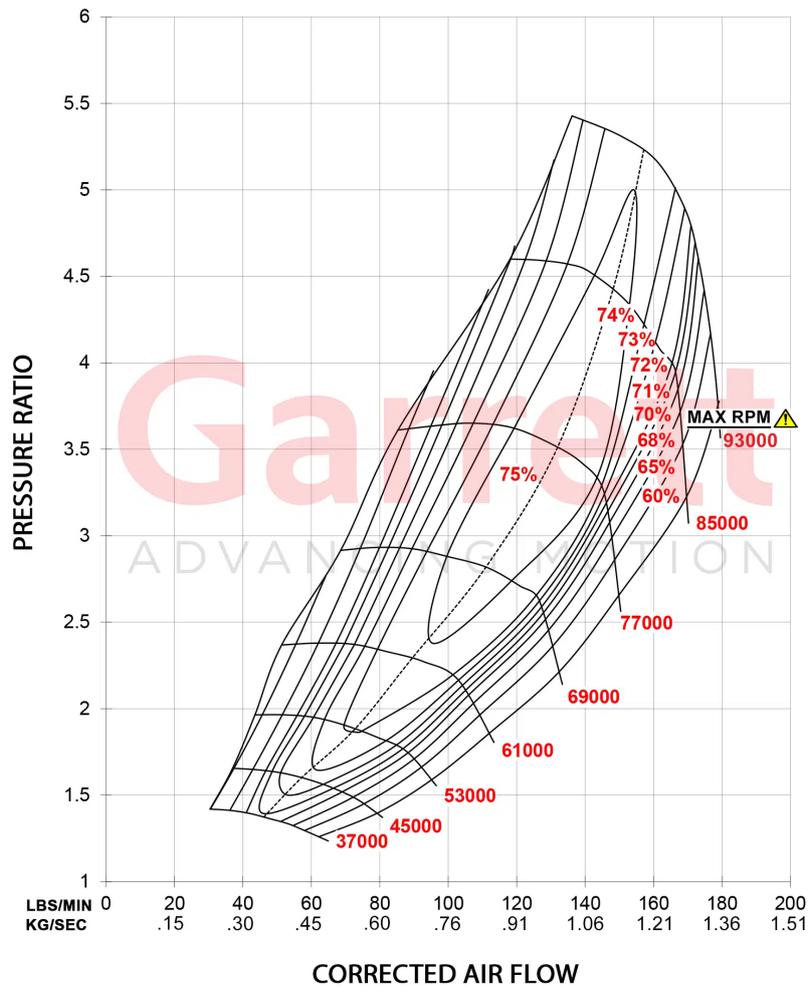


Abbildung A.3: Kompressor-Kennfeld Garrett Motion G47-1850. Von [60]

Ergebnisse Stack

Tabelle A.4: Betriebsparameter des Stacks exemplarisch für Systemkonfiguration 2.

Parameter	LKW	Zug	Schiff	Flugzeug
i_{mittel} (A/m ²)	3581	2596	4774	5136
U_{mittel} (V)	0.73	0.76	0.72	0.70
η_{mittel} (%)	58.6	60.3	57.6	56.1
i_{max} (A/m ²)	7520	7480	7480	6305
U_{min} (V)	0.65	0.66	0.66	0.68
i_{min} (A/m ²)	1985	1236	3315	4942
U_{max} (V)	0.77	0.79	0.74	0.71
$I_{\text{Stack,max}}$ (A)	902	898	898	757
$U_{\text{Stack,max}}$ (V)	327	337	314	300

Tabelle A.5: Betriebsparameter des Stacks exemplarisch für Systemkonfiguration 3.

Parameter	LKW	Zug	Schiff	Flugzeug
i_{mittel} (A/m ²)	3581	2596	4174	5136
U_{mittel} (V)	0.73	0.76	0.72	0.70
η_{mittel} (%)	58.6	60.3	57.6	56.1
i_{max} (A/m ²)	7520	7480	7480	6305
U_{min} (V)	0.65	0.66	0.66	0.68
i_{min} (A/m ²)	1985	1236	3315	4942
U_{max} (V)	0.77	0.79	0.74	0.71
$I_{\text{Stack,max}}$ (A)	902	898	898	757
$U_{\text{Stack,max}}$ (V)	655	1686	1571	1501

Ergebnisse Systemauslegung

Tabelle A.6: Auslegungs Stromdichte $i_{\text{Zelle,Design}}$ aller 3 Konfigurationen

$i_{\text{Zelle,Design}}$ (A/m ²)	LKW	Zug	Schiff	Flugzeug
System 1	7500	7500	7500	5500
System 2	7500	7000	7000	5500
System 3	7500	7000	7000	5500

Tabelle A.7: Auslegungsparameter der verwendeten Kompressoren in allen 3 Konfigurationen

Konfiguration	Kompressor-Typ	Skalierungsfaktor
System 1	Rotrex C38R & Garrett G45	0,5
System 2	Rotrex C38R & Garrett G47	1,0
System 3	Rotrex C38R & Garrett G47	1,0

Tabelle A.8: Angepasste HX-Parameter der Stackkühlung.

	LKW	Zug	Schiff	Flugzeug
N_{fins}	36827	175175	175175	182082
$\Delta p_{\text{h,set}}$ (Pa)	6000	7500	7500	7500
$\Delta p_{\text{c,set}}$ (Pa)	500	500	500	500
ΔT_{c} (K)	20	15	15	15

Tabelle A.9: Angepasste HX-Parameter der Luftkühlung.

	LKW	Zug	Schiff	Flugzeug
N_{fins}	5455	9697	9697	16364
$\Delta p_{\text{h,set}}$ (Pa)	5000	3000	3000	5000
$\Delta p_{\text{c,set}}$ (Pa)	1500	1500	1500	3000
ΔT_{c} (K)	20	30	30	30

Eidesstattliche Erklärung und Urheberrecht bei studentischen Arbeiten¹

Hiermit räume ich, Felix Maximilian Fuchs, 3382916, Silberburgstr. 60, 70176 Stuttgart, der Universität Stuttgart, Institut für Flugzeugbau, ein kostenloses, zeitlich und räumlich unbeschränktes, einfaches Nutzungsrecht an der von mir erstellten Masterarbeit mit dem Titel

Auslegung von generischen Brennstoffzellensystemen mit Stacks großer Zellfläche für ausgewählte Transportanwendungen

und den im Rahmen dieser Arbeit entstandenen Arbeitsergebnissen ein. Ich erkläre, die Arbeit selbständig verfasst und bei der Erstellung dieser Arbeit die einschlägigen Bestimmungen, insbesondere zum Urheberrechtsschutz fremder Beiträge, eingehalten zu haben. Soweit meine Arbeit fremde Beiträge (z. B. Bilder, Zeichnungen, Textpassagen) enthält, erkläre ich, dass diese Beiträge als solche gekennzeichnet sind (z. B. Zitat, Quellenangabe) und ich eventuell erforderlich gewordene Zustimmungen der Urheber zur Nutzung dieser Beiträge in meiner Arbeit eingeholt habe. Für den Fall der Verletzung Rechte Dritter durch meine Arbeit, erkläre ich mich bereit, der Universität Stuttgart einen daraus entstehenden Schaden zu ersetzen bzw. die Universität Stuttgart auf deren Aufforderung von eventuellen Ansprüchen Dritter freizustellen.

Das der Universität Stuttgart hiermit eingeräumte Nutzungsrecht erstreckt sich auf sämtliche bekannte Nutzungsarten und umfasst neben dem Recht auf Nutzung der Arbeitsergebnisse in Forschung, Lehre und Studium, insbesondere das Recht der Vervielfältigung und Verbreitung, das Recht zur Bearbeitung und Änderung inklusive Nutzung, Vervielfältigung und Verbreitung der dabei entstehenden Ergebnisse, sowie insbesondere das Recht der öffentlichen Zugänglichmachung im Internet sowie das Recht der Weiterübertragung auf einen Dritten ohne meine erneute Zustimmung.

Mir ist bekannt, dass die Einräumung des Nutzungsrechts der öffentlichen Zugänglichmachung auch beinhaltet, dass mein Name im Zusammenhang mit dem Titel der oben genannten Arbeit auf den Webseiten der Universität Stuttgart genannt werden kann. Mir ist auch bekannt, dass – sofern meine Arbeit selbst nicht im Internet zugänglich gemacht wird – die Einräumung des Nutzungsrechts der öffentlichen Zugänglichmachung auch umfasst, dass die Universität Stuttgart auf ihren Webseiten meinen Namen im Zusammenhang mit dem Titel der oben genannten Arbeit (z. B. in Listen über am Institut abgeschlossene studentische Arbeiten) nennen kann.

Außerdem übertrage ich der Universität Stuttgart das Eigentum an einem von mir der Bibliothek des Instituts für Flugzeugbau kostenlos zur Verfügung gestellten Exemplars meiner oben genannten Arbeit und räume der Universität Stuttgart auch für dieses Exemplar die oben genannten Nutzungsrechte ein.

Ort, Datum, Unterschrift

¹ Basierend auf dem Dokument „Einräumung von Nutzungsrechten an einer studentischen Arbeit“ der Zentralen Verwaltung der Universität Stuttgart vom 29.09.2016

