

Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg Hamburg University of Applied Sciences

Masterarbeit

David Meier

Modellbasierte Vorentwicklung eines Brennstoffzellensystems für große Verkehrsflugzeuge

Fakultät Technik und Informatik Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau Faculty of Engineering and Computer Science Department of Automotive and Aeronautical Engineering

David Meier

Modellbasierte Vorentwicklung eines Brennstoffzellensystems für große Verkehrsflugzeuge

Masterarbeit eingereicht im Rahmen der Masterprüfung

im Studiengang Flugzeugbau am Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau der Fakultät Technik und Informatik der Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg

in Zusammenarbeit mit: Centerline Design GmbH Spitzenrade 2 24107 Quarnbek

Erstprüfer: Prof. Dr.-Ing. Kay Kochan Zweitprüferin : Prof. Dr. -Ing. Jutta Abulawi

Abgabedatum: 31.08.2023

Zusammenfassung

David Meier

Thema der Masterthesis

Modellbasierte Vorentwicklung eines Brennstoffzellensystems für große Verkehrsflugzeuge

Stichworte

Brennstoffzelle, Wasserstoff, Verkehrsflugzeuge, Erneuerbare Energien, MATLAB, SIMULINK, MBSE, PEM-Brennstoffzelle, Vorauslegung,

Kurzzusammenfassung

Diese Arbeit umfasst den Aufbau eines Modells für ein Brennstoffzellensystem für große Verkehrsflugzeuge in der Umgebung MATLAB/SIMULINK im Rahmen des Kooperationsprojektes MIWa. Das Modell erstellt aus einem, in einer XML-Datei hinterlegtem, Missionsprofil ein System mit den Hauptkomponenten Brennstoffzellenstack, Verdichter und Befeuchter und beruht auf einer Literaturrecherche bezüglich solcher Systeme in Verkehrsflugzeugen. In einer Optimierung soll das System minimale Komponenten- und Gewichtsanzahl erreichen. Das Modell ist mit zwei verschiedenen Flugzeugkonfigurationen und Leistungsanforderungen für verschiedene Flugmissionen getestet. Die Ergebnisse der Simulation zeigen, dass der Antrieb eines Flugzeuges ausschließlich mit elektrischer Energie aus Brennstoffzellen nicht umsetzbar scheint. Hingegen ist der Ersatz der APU und die Entlastung der Triebwerke vorstellbar.

David Meier

Title of the paper

Modelbased preliminary sizing/development of a fuel cell system for large commercial aircrafts

Keywords

Fuel Cell, Hydrogen, Commercial Aircraft, Renewable Energies, MATLAB, SIMULINK, MBSE, PEM-Fuel-Cell, Preliminary Sizing

Abstract

This paper describes the modelling of a fuel cell system for large aircraft by MATLAB/SIMULINK in the project MIWa. The model developes a system with the main components fuel-cell-stack, compressor and humidifier by using a mission profile described in a XML-file and is based on literature research describing such systems in large aircraft. The optimization of the system is aimed for the minimal number of components and minimal weight. The model describes two types of airplane configuartions and flight profiles for different flight missions. The result of the simulation shows that powering an airplane solely with fuel cell produced electric energy seems not feasible. But driving the APU and supporting the engines seems possible.



Aufgabenstellung

für die Masterarbeit

von David Meier (Matrikelnummer:

Erstprüfer: Prof. Dr.-Ing. Kay Kochan Zweitprüfer: Prof. Dr.-Ing. Jutta Abulawi

Thema: Modellbasierte Vorentwicklung eines Brennstoffzellensystems für große Verkehrsflugzeuge

Die aktuell größte Herausforderung der Luftfahrt ist eine deutliche Reduzierung von Emissionen, um auch in Zukunft Luftverkehr zu ermöglichen. Ein Ziel ist dabei die Entwicklung und Inbetriebnahme eines klimaverträglichen Flugzeugs bis 2035. Das größte Potential hinsichtlich Emissionsreduzierung bietet dabei der Einsatz von Antriebssystemen mit Wasserstoff-Brennstoffzellen.

In dem Forschungsprojekt "MIWa" befasst sich die CenterlineDesign GmbH gemeinsam mit der HAW Hamburg und dem DLR Institut für Systemarchitekturen in der Luftfahrt mit der Modellierung von Wasserstoff-Flugzeugsystemen mithilfe des Ansatzes des Model-Based Systems Engineering (MBSE). Dies soll dazu dienen verschiedene Systemarchitekturen frühzeitig bewerten zu können und eine Richtung für spätere Flugzeugentwicklungen aufzuzeigen.

Das Ziel der Arbeit ist es, ein Werkzeug für den Vorentwurf hybridelektrischer Energiesysteme mit Brennstoffzelle für Verkehrsflugzeuge zu entwickeln. Hierbei sollen in CAMEO Systems Modeler ausgewählte Anforderungen an das System definiert werden. Anschließend erfolgt auf Basis dieser Anforderungen eine Parametrisierung eines SIMULINK/SIMSCAPE – Modells des Energiesystems. Mit Hilfe dieses Modells sollen die ausgewählten Anforderungen überprüft werden sowie diverse Größen für den weiteren Vorentwurf (z.B. Wasserstoffbedarf) an CAMEO zurück gegeben werden.

Hierzu ist folgendes Vorgehen geplant:

- Einarbeitung in das Thema hybridelektrische Antriebstränge mit Brennstoffzellen für CS-25 Flugzeuge inkl. Recherche zum Stand der Technik (Flugzeugvorentwurf, Modellierung in Simulink/SIMSCAPE, Brennstoffzellen und deren Betriebsstrategien, ausgewählter Systemanforderungen, ...)
- Auswahl von Systemanforderungen und Erweiterung eines vorhandenen CAMEO-Modells zur Parametrisierung eines SIMULINK/SIMSCAPE-Modells (z.B.: Flugmission, Höhe und Geschwindigkeit, Reichweite, ICOA-Standardatmosphäre und MIL-Std 810, elektrischer Energiebedarf für Antrieb und Systeme, ...)
- Entwicklung eines modularen Modells des hybridelektrischen Energiesystems in SIMULINK/SIMSCAPE
 - Entwicklung einer Modellierungsstrategie des Brennstoffzellensystems in SIMULINK/Simcape und Überprüfen der Systemgrenzen (vorkonditionierte



Wasserstoffzufuhr mit definierter Temperatur, Druck und Massenstrom; für die Abwärme wird eine ideale Wärmesenke berücksichtigt; das elektrische Lastprofil wird in CAMEO als Eingangsdaten vorgegeben; die Luft wird als ideale Quelle gemäß Umgebungsluft betrachtet, ...)

- o Implementierung des Systemmodells und der automatisierten Parametrisierung
- Berechnung von Menge des Wasserstoffs, abzuführende Abwärme und weiterer Größen und Rücktransfer der Ergebnisse in CAMEO als neue Anforderung
- Vergleich der Systemanforderungen in CAMEO mit den Simulationsergebnissen
- Disskussion und Dokumentation der Ergebnisse

Zur Dokumentation gehört jeglicher Programm-Code/Modelle sowie alle Simulationsergebnisse.

Für die Arbeit wird eine Vorlage für Modellierung der Anforderungen an das hybridelektrische Energiesystem in CAMEO sowie für den Datentransfer (XML/CPACS) zwischen den Modellierungswerkzeugen bereitgestellt.

Inhaltsverzeichnis

| Al | Abbildungsverzeichnisvii | | | | |
|--------------------------------------|--|------------------------------|---------|---|------|
| Ta | Tabellenverzeichnisx | | | | |
| Fc | orn | nelve | rzeic | hnis, Abkürzungen und Indizes | xi |
| 1 | | Einle | eitung | 3 | 1 |
| 2 | Brennstoffzellensysteme für kommerzielle Verkehrsflugzeuge | | | 3 | |
| | 2. | 1 | PEM | -Brennstoffzelle | 3 |
| | | 2.1.2 | L | Aufbau und Wirkungsweise der PEMFC | 3 |
| | | 2.1.2 | | Open Circuit Potential und Verluste der PEMFC | 4 |
| | | 2.1.3 | 3 | Betriebsbedingungen und Auswirkungen auf die Leistung einer PEMFC | 6 |
| | 2. | 2 | Syste | emarchitekturen für Flugzeuge | . 11 |
| | 2. | 3 | Grur | ndlegende Gleichungen zur Berechnung zusätzlicher Systemkomponenten | . 20 |
| | | 2.3.2 | L | Systemeinlass | . 20 |
| | | 2.3.2 | 2 | Verdichter des Brennstoffzellensystems | . 22 |
| | | 2.3.3 | 3 | Befeuchter und Wärmetauscher des Brennstoffzellensystems | . 24 |
| 3 | | Syst | eman | ıforderungen | . 28 |
| | 3. | 1 | Rand | bedingungen und Systemgrenzen | . 28 |
| | 3. | 2 | Anfo | rderungen an die Systemarchitektur | . 30 |
| 4 | | Mod | lellier | rung | . 32 |
| | 4. | 1 | Mod | lellierung des MBSE-Modells | . 32 |
| | 4. | 2 | Aufb | au der Kommunikationsschnittstelle | . 33 |
| | 4. | 3 | Bere | chnungsroutine des Systemmodells | . 36 |
| | 4. | 4 | MAT | LAB/SIMULINK-Modell | . 38 |
| | | 4.4.2 | L | Modellierung des Brennstoffzellenstacks | . 43 |
| | | 4.4.2 | 2 | Auslegung Gesamtsystem nach Masse | . 48 |
| 5 | | Opti | mieru | ung des Systemmodells | . 50 |
| | 5. | 1 | Rahr | nenbedingungen und Ablauf der Optimierung | . 50 |
| | 5. | 2 | Date | nbanken der Optimierung | . 52 |
| 6 | | Vari | anter | simulation und Anforderungskontrolle | . 54 |
| 6.1 Variantenbildung im Systemmodell | | antenbildung im Systemmodell | . 54 | | |
| | 6. | 2 | Erge | bnisse verschiedener Flugzeug-Varianten | . 56 |
| | | 6.2.2 | L | Simulationsergebnisse | . 57 |
| | | 6.2.2 | 2 | Komponentenauslegung | . 62 |
| 7 | | Disk | ussio | n und Ausblick | . 65 |
| 8 | 3 Literatur | | | | |
| A | Anhang | | | | |

Abbildungsverzeichnis

| Abbildung 2.1: Struktur von Fluorethylen mit HSO₃-Seitenkette | 4 |
|---|---|
| Abbildung 2.2: Aufbau eines Stacks einer Brennstoffzelle mit Kanälen für Wasserstoff, Sauerstoff und | |
| elektrischen Kontakten | 4 |
| Abbildung 2.3: Polarisationskurve einer Brennstoffzelle mit Anzeige der verschiedenen | |
| Verlustmechanismen und deren Einflussgebiete der Stromdichte | 7 |
| Abbildung 2.4: Verlauf der maximalen Brennstofzelleneffizienz über der Temperatur bei Standarddruck | _ |
| (0.1 MPa) und des Carnot-Prozesses | 7 |
| Abbildung 2.5: Zellspannung einer PEM-Brennstoffzelle bei verschiedenen Drücken (170308kPa) bei | _ |
| 60° C Betriebstemperatur und $SAir = 2.0, SH2 = 1.5$ über der Stromdichte | Э |
| Abbildung 2.6: Zellspannung einer Brennstoffzelle bei verschiedenen Massenströmen über der | |
| Stromdichte | Э |
| Abbildung 2.7: Leitfähigkeit verschiedener poröser Membranen über dem Wassergehalt der | |
| Membranen bei 30°C Betriebstemperatur | Э |
| Abbildung 2.8: Leitfähigkeit in Wasser getauchter poröser Membranen über der Betriebstemperatur | Э |
| Abbildung 2.9: Untersuchte Systemarchitektur für ein Brennstoffzellensystem mit zwei Stacks und einen | า |
| Verdichter12 | 2 |
| Abbildung 2.10: Flugmission der untersuchten Cessna 208 eCaravan mittels des Flughandbuchs der | |
| Cessna 208 Caravan | 3 |
| Abbildung 2.11: Vorschlage der Umrüstung einer Cessna 208 Caravan auf einen Antrieb durch ein | |
| Brennstoffzellensystem mit Positionen und angenommenen Volumen der Systemkomponenten 13 | 3 |
| Abbildung 2.12: Flussbild der Stoffgrößen des untersuchten LED (Long Endurance Demonstrator) mit | |
| Brennstoffzellenstacks, Verdichtern und Wärmetauscher, in der Modellierung genutzte Batterien sind | |
| nicht abgebildet1 | 5 |
| Abbildung 2.13: Elektrisches Antriebssystem des regionalen Zulieferflugzeugs nach dem Vorentwurf von | |
| Fly Zero mit sechsfacher Ausführung des Triebwerk-Brennstoffzellenverbunds | 6 |
| Abbildung 2.14: Vorentwurf des FZR-1 TMS mit den integrierten Systemkomponenten für das | |
| Brennstoffzellensystem unter der Kabine, Tankintegration im Heck und in der Hochdeckerkonfiguration | |
| mit sechs Propellertriebwerken | 3 |
| Abbildung 2.15: Detaillierter Aufbau des Brennstoffzellensystems mit allen vorgesehenen Komponenten | 1 |
| inklusive Abschätzung des Bauraums18 | 3 |
| Abbildung 2.16: Flüssigkeitsgekühltes Brennstoffzellensystem mit Nutzung der Abwärme in anderen | |
| Flugzeugsystemen mittels thermischer Rekuperation19 | Э |
| Abbildung 2.17: Flüssigkeitsgekühltes Brennstoffzellensystem mit Nutzung des kalten | |
| Wasserstoffmassenstroms zur Wärmeregulierung der Brennstoffzellenstacks | Э |
| Abbildung 2.18: Axial-Verdichterkennfeld mit eingezeichneter Pumpgrenze, stationäre Betriebslinie, | |
| Linien konstanter Drehzahl und isentropen Wirkungsgrads2 | 3 |
| Abbildung 2.19: Isentrope (2 $ ightarrow$ 3s) und polytrope Zustandsänderung (2 $ ightarrow$ 3) in einem T-s-Diagramm | |
| einer Verdichtung | 3 |
| Abbildung 2.20: Verlauf des Sättigungsdrucks mit steigender Temperatur für verschiedene Druckniveaus | ; |
| | 6 |
| Abbildung 2.21: h-x-Diagramm (Mollier-Diagramm) mit der spezifischen Enthalpie über dem | |
| Wassergehalt feuchter Luft mit Nass- und Dampfgebiet und Linien konstanter Temperatur und Enthalpie | ē |
| | 7 |
| Abbildung 2.22: Beispielhafte Darstellung eines Wärmetauschers und Befeuchters mit Kühlung des | |
| einströmenden Luftmassenstroms, Befeuchtung durch Wassereinspritzung | 7 |
| Abbildung 3.1: Mission eines Airbus A320Neo mit Startgewicht, Fluggeschwindigkeiten und Steigraten 29 | Э |

| Abbildung 3.2: Freikörperbild eines Flugzeugs im Steigflug mit dem Winkel α , dem Auftrieb A, der |
|--|
| Gewichtskraft G, dem Schub F und dem Widerstand D |
| Abbildung 3.3: Maximale Massen des Airbus A320Neo in der Variante A320-271N 050 BASIC |
| Abbildung 4.1: Modellierte Struktur des Brennstoffzellensystems im MCSE mit externen Schnittstellen 33 |
| Abbildung 4.2: Internes Elussdiagramm des Brennstoffzellensystems mit den Stoff- und Energieflüssen |
| zwischen den einzelnen Komponenten |
| Abhildung 4.3: Allgemeiner Aufhau der XMI-Datei, welche als Schnittstelle zwischen einzelnen MCSE- |
| Modellen und anderen Software-Umgehungen genutzt wird |
| Abbildung 4.4: Berechnungsrouting des Brennstoffzellensystemmodels mit Initialisierung und |
| Optimierung mit der VML Datei als Datengrundlage |
| Abbildung 4 Er Brofile der Umgebungsbedingungen und der nötigen Elugseugleitung für eine |
| Abbildung 4.5: Profile der Omgebungsbedingungen und der notigen Flugzeugieltung für eine |
| exemplarische Flugmission enthommen aus der XIVIL-Schnittstelle mittels MATLAB autbereitet |
| Abbildung 4.6:: Darstellung der Rechenzeit eines Modells mit zunehmender Modellkomplexität mit |
| verschiedenen Brennstoffzellenblöcken |
| Abbildung 4.7: Leistung des Brennstoffzellenmodells Fuel Cell über Wasserstoff- und Luftmassenströme |
| von 0 bis 100 lpm, nach 45 |
| Abbildung 4.8: Spannungs- und Leistungsverlauf über der Strom Stromstärke des in SIMULINK |
| verfügbaren Fuel Cell Stacks mit impemnetierter I-V-Charakteristik nach 46 |
| Abbildung 4.9: Polarisierungs- und Leistungskurve des SIMULINK-Blocks Fuel-Cell-Stack für die höchste |
| Leistungseinstellung |
| Abbildung 5.1: Ablaufroutine der Optimierung des Brennstoffzellensystems |
| Abbildung 5.2: Leistung des Brennstoffzellenblocks FuelCellStack bei einem Systemdruck $pFC = 2 bar$ |
| für verschiedene Sauerstoff- und Wasserstoffmassenströme 52 |
| Abbildung 5.3: Verbrauch des Wasserstoffs in Prozent bei einem Systemdruck $pFC = 2 bar$ für |
| verschiedene Sauerstoff- und Wasserstoffmassenströme 52 |
| Abbildung 5.4: Effizienz des Brennstoffzellenblocks in Prozent bei einem Systemdruck $pFC = 2 bar$ für |
| verschiedene Sauerstoff- und Wasserstoffmassenströme |
| Abbildung 6.1: Flugmissionen für die Variante 1 und 2 mit unterschiedlicher Reichweite Range 1 = 6482 |
| km und Range 2 = 2780km |
| Abbildung 6.2: Beispielhafte Visualisierung für Flugzeugkonfiguration 1 mit elektrischen Triebwerken |
| und einem Brennstoffzellensystem zur Energieversorgung |
| Abbildung 6.3: Beispielhafte Visualisierung für Elugzeugkonfiguration 2 mit hybridem Antriebssystem, 56 |
| Abbildung 6.4: Erbrachte Leistung des Brennstoffzellensystems für die Simulationen V1.1 his V1.4 der |
| ersten Elugzeug/ariante |
| Abbildung 6.5: Erbrachte Leistung des Brennstoffzellensystems für die Simulationen VI.1. bis VI.4 der |
| ersten Elugzeugvariante mit Fokus auf die Startnbase und den Steigflug |
| Abbildung 6 6: Erbrachte Leictung des Brennsteffzellensustems der Simulationskonfiguration V1.2 im |
| Abbildung 6.6. Erbrachte Leistung des Brennstonzenensystems der Simulationskonniguration V1.2 im |
| Vergielen mit der erforderlichen Systemieistung für die Dauer der Flugmission |
| Abbildung 6.7: Verdichterarbeit der ersten Flugzeugvariante für die Simulationskonfigurationen V1.1 bis |
| V1.4 aufgezeichnet für die jeweilige Flugzeit |
| Abbildung 6.8:: Wasserstoffmassenstrom der ersten Flugzeugvariante für die |
| Simulationskonfigurationen V1.1 bis V1.4 60 |
| Abbildung 6.9: Luftmassenstrom der ersten Flugzeugvariante für die Simulationskonfigurationen V1.1 |
| bis V1.4 |
| Abbildung 6.10: Benötigte Leistung der zweiten Flugzeugkonfiguration mit gegenüber der ersten |
| Konfiguration reduzierten Leistungsanforderungen für die Simulationskonfigurationen V2.1 bis V2.4 61 |
| Abbildung 6.11: Erforderliche Leistung und Leistung des Brennstoffzellensystems für die |
| Simulationskonfiguration V2.1 der zweiten Flugzeugkonfiguration |

| Abbildung A 1: Aufbau der Funktion zum Auslesen der Look-Up-Tables im SIMULINK-Modell des | |
|--|----|
| Brennstoffzellensystems | 71 |
| Abbildung A 2: Nutzungsrate des Wasserstoffs der Simulationskonfiguration V1.4 | 72 |
| Abbildung A 3: Modellierungskonfiguration des SIMULINK-Modells | 72 |
| Abbildung A 4: Stofffluss des elektrisches Antriebssystems des regionalen Zulieferflugzeugs nach dem | |
| Vorentwurf von Fly Zero | 73 |
| Abbildung A 5: Darstellung des in SIMULINK aufgebauten Brennszoffzellenmodells mit allen | |
| Subsystemen und -Funktionen. Enthalten ist das Subsystem zum Auslesen der Eingangsdaten (linker | |
| Rand), die Funktionen zur Berechnung des Diffusors, Verdichters und Befeuchters (mittig), die | |
| Umrechnung des Massenstroms in Ipm und das Brennstoffzellensystem (rechter Rand) | 74 |
| Abbildung A 6: Aufbau des alternativen Brennstoffzellensystems in SIMULINK zur Reduzierung der | |
| Rechenzeit der Optimierung | 75 |

Tabellenverzeichnis

| Tabelle 2.1: Stoffmengen- und Massenanteile der Bestandteile trockener Luft 22 |
|---|
| Tabelle 3.1: Charakteristika einer beispielhafter Flugmission eines Airbus A320Neo mit abgeschätzten |
| und berechneten Schub- und Massewerten 30 |
| Tabelle 4.1: Spezifische Parameter des Brennstoffzellensystems einer Komponente zur Ausführung des |
| MATLAB/SIMULINK-Modells, in der XML-Datei gespeichert als component |
| Tabelle 4.2: Spezifische Parameter des Brennstoffzellensystems 36 |
| Tabelle 4.3: Leistungsdaten der hinterlegten PEMFC im Block Fuel-Cell-Stack entnommen aus der |
| Einstellungsmaske des Blocks 47 |
| Tabelle 4.4: Technologische Kennwerte für einen Brennstoffzellenstack bzw. ein Brennstoffzellensystem |
| |
| Tabelle 6.1: Flugmission mit reduzierter Flughöhe basierend auf |
| Tabelle 6.2: Simulationskonfigurationen für die zwei verschiedenen Flugzeugkonfigurationen mit unterschiedlicher Reichweite und Flughöhe |
| Tabelle 6.3: Systemmasse und Anzahl der Komponenten des Brennstoffzellensystems für beide untersuchte Flugzeugvarianten der vier Flugmissionen 63 |
| Tabelle 6.4: Wasserstoffmasse und verfügbare Leistung als Ausgabe an andere Module des |
| Flugzeugmodells, der Wasserstoff ist gasförmig und besitzt konditionierte Zustandsgrößen |

Formelverzeichnis, Abkürzungen und Indizes

| Formelzeichen | Bezeichnung | Einheit |
|---------------------------|---------------------------------------|-----------------|
| а | Aktivität | _ |
| а | Schallgeschwindigkeit | m/s |
| Α | Auftrieb | Ν |
| С | Geschwindigkeit | m/s |
| c_p | Spezifische Wärmekapazität | J / kg K |
| \bar{c}_p | Gemittelte spezifische Wärmekapazität | J / kg K |
| D | Widerstand | Ν |
| Ε | Energie | J |
| Ε | Zellenpotential | V |
| E^{0} | Normalpotential (EMF) | V |
| F | Faraday-Konstante | C/mol |
| F | Schub | Ν |
| G | Gewichtskraft | Ν |
| $ar{g}_f$ | Gibbsche Freie Energie | J |
| $\Delta \overline{h}_{f}$ | Oberer Heizwert | J/kg |
| h | Spezifische Enthalpie | J/kg |
| Н | Enthalpie | J |
| <i>Η</i> | Enthalpiestrom | J/s |
| Ι | Stromstärke bzw. Stromdichte | $A bzw. A/cm^2$ |
| L | Auftrieb | Ν |
| <i>i</i> ₀ | Austausch Stromstärke | A/cm^2 |
| m | Masse | kg |
| <i>ṁ</i> | Massenstrom | kg/s bzw.lpm |
| М | Molare Masse | mol |
| Ма | Machzahl | _ |
| Ν | Anzahl | _ |
| p | Druck | Ра |
| Р | Partialdruck | Ра |
| p_W^s | Sättigungsdruck | Ра |
| Р | Leistung | W |
| Q | Wärme | J |
| Ż | Wärmestrom | W |
| R | Widerstand | Ω |
| R | Universelle Gaskonstante | J/ mol K |
| R _i | Spezifische Gaskonstante | J/kg K |
| S | Stöchiometrisches Verhältnis | _ |
| Т | Temperatur | Κ |
| U | Spannung | V |

| V | Spannung | V |
|-----------|--------------------------------|---------|
| <i></i> V | Volumenstrom | m^3/s |
| W | Arbeit | J |
| W | Widerstand | Ν |
| X | Wasserbeladung | _ |
| α | Winkel | 0 |
| α | Aktivität Wasserstoff | _ |
| β | Aktivität Sauerstoff | _ |
| δ | Aktivität Wasser | _ |
| κ | Isnetropenexponent | _ |
| η | Wirkungsgrad | _ |
| λ | Leitfähigkeit | S/cm |
| μ_f | Maß unverbrauchter Wasserstoff | _ |
| π | Druckverhältnis | _ |
| arphi | Relative Feuchte | _ |
| ξ | Stoffmengenanteil | _ |
| χ | Massenanteil | _ |

| Abkürzung | Bezeichnung | | |
|--------------------------------|--|--|--|
| APU | Auxiliary Power Unit | | |
| EMF | Electromotive force | | |
| EASA | European Unsion Aviation Safety Agency | | |
| FL | Fluglevel | | |
| GUI | Graphical User Interface | | |
| GPU | Ground Power Unit | | |
| HSO3 | Sulfor-Seitenkette | | |
| IAS | Indicated Air Speed | | |
| lpm | Liter pro Minute (Einheit) | | |
| MSL | Mean Sea Level | | |
| MBSE | Model Bases Systems Engineering | | |
| MCSE | Magic Cyber System Engineer | | |
| PAX | Passagieranzahl | | |
| PEMFC | Polymer Exchange Membran Fuel Cell | | |
| PTFE | Polytetrafluorethylen | | |
| SAF | Sustainable Aircraft Fuel | | |
| SOFC | Solid Oxide Fuel Cell | | |
| UAV | Unmanned Aerial Vehicle | | |
| e ⁻ | Elektron | | |
| <i>H</i> ₂ | Wasserstoff | | |
| H^+ | Wasserstoff-Ion | | |
| <i>H</i> ₂ <i>O</i> | Wasser | | |
| 02 | Sauerstoff | | |
| | | | |

| Index | Bezeichnung |
|-------|--------------------|
| ax | axial |
| act | zugeführt |
| Air | Luft |
| con | verbrauchte |
| exit | Ausgang |
| FC | Fuel Cell |
| ges | gesamt |
| in | Eingang |
| ref | Referenz |
| i | Zählindex |
| а | Luft |
| C | Compressor |
| C,s | Isentrop |
| g | gasförmig |
| L | flüssig |
| t | Totale Größen |
| Tr | Tripelpunkt |
| W | Wasser |
| 0 | Umgebung |
| 1 | Eingang |
| 2 | Ausgang |
| 2 | Verdichtereintritt |
| 3 | Verdichteraustritt |

1 Einleitung

Die Luftfahrt steht in den nächsten Jahrzehnten mit Blick auf den Klimawandel und gesetzlichen und gesellschaftlichen Herausforderungen eine Transformation bevor. Die auf fossilen Brennstoffen basierenden Antriebe müssen immer strengere Regularien erfüllen und die Emissionen bis 2050 massiv gesenkt werden (Hadnum, Pacey und Milne, März 2022). Ein Weg dieses Ziel zu erreichen ist die Nutzung alternativer Antriebskonzepte bzw. die Nutzung elektrisch angetriebener Triebwerke. Die Stromversorgung solcher Triebwerke kann beispielsweise durch Batterien oder durch ein Brennstoffzellensystem erfolgen.

Diese Versorgung mit Konzentration auf das Brennstoffzellensystem soll Fokus dieser Arbeit sein, die im Rahmen des Kooperationprojektes MIWa (MBSE-basierte Integration und Variantenbildung von Wasserstoffkryodrucktanksystemen zukünftiger Flugzeugkonfigurationen) angefertigt wird. Partner des Projekts sind die HAW Hamburg, Centerline Design GmbH und das Institut für Systemarchitekturen in der Luftfahrt des DLR. Verfolgt wird die Modellierung eines Flugzeugs mit Wasserstoffkryodrucktank mittels Model Based System Engineering (MBSE) mit einem modularen Ansatz. Die Flugzeugkonfiguration soll durch eine simple Austauschbarkeit der Systemkomponenten analysierbar sein. Hierzu besteht das Modell aus Einzelmodellen, die Module auf unterschiedlicher Ebene der Systemhierarchie repräsentieren. Die Modellierung wird im Magic Cyber System Engineer (MCSE) vorgenommen, dieser verfügt über eine im Kooperationsprojekt aufgebaute Schnittstelle zu vielen anderen Software-Applikationen.

Das Brennstoffzellensystem ist im Antriebssystem eingegliedert und soll auf Grundlage verschiedener Eingabeparameter ausgelegt werden. Dazu wird in der Software MATLAB/SIMULINK ein Systemmodell aufgebaut. Die notwendigen Komponenten für den Betrieb einer Brennstoffzelle in einem großen Verkehrsflugzeug werden zuvor recherchiert und in einem Berechnungsmodell abgebildet. MATLAB/SIMULINK stellt einige Brennstoffzellenblöcke zur Verfügung, diese werden untersucht und ein geeigneter Block in das Simulationsmodell eingebaut.

Betrachtet werden ausschließlich Niedrig-Temperatur-Polymer-Elektrolyt-Membran-Brennstoffzellen (PEM-FC). Diese Art Brennstoffzelle ist zum jetzigen Zeitpunkt technologisch weiter fortgeschritten als andere Brennstoffzellentypen (Bhatti et al., März 2022). Die Leistungsdichte ist für verschiedene Anwendungen, wie z.B. als Stromlieferant des Toyota Mirai (Yoshida und Kojima, 2015), ausreichend. Abzusehen ist, dass durch fortlaufende Forschung an PEM-Brennstoffzellen zukünftige Systeme weiterentwickelt und zudem auf das spezielle Anforderungsprofil eines großen Verkehrsflugzeugs zugeschnitten werden. Dies betrifft ebenfalls die Systemkomponenten, die bezüglich Masse und notwendigen Bauraum aktuell nicht für den Einsatz in einer Flugzeugstruktur optimiert und ausgelegt sind.

Das in dieser Arbeit aufgebaute Brennstoffzellenmodell wird mittels verschiedenen Varianten mit jeweils mehreren Missionsprofilen erprobt. Diese Missionsprofile werden über die entwickelte Schnittstelle dem MATLAB/SIMULINK-Modell zugespielt und auf deren Basis das Brennstoffzellensystem ausgelegt. Dabei kommen aus der Literatur entnommene Technologieparameter zum Einsatz, die die technologische Entwicklung der PEM-Brennstoffzelle abbilden und die Massebestimmung der übrigen Systemkomponenten zulassen. Teil der Auslegung ist eine Optimierung des Brennstoffzellensystems, um die Komponentenzahl und das Systemgewicht zu minimieren. Diese Optimierung nutzt eine aufgebaute Datenbank mit Leistungsdaten des verwendeten Brennstoffzellenblocks in SIMULINK und die Identifizierung optimaler Massenströme zur Deckung der geforderten Systemleistung bei gleichzeitig minimaler Anzahl an Komponenten.

Die Ergebnisse der Optimierung und die Berechnung der Komponentenanzahl wird nach der Berechnung an die Schnittstelle mit der Modellierungssoftware MCSE zurückgegeben und in die modularen Modelle integriert. Die in der Simulation ermittelten Systemparameter werden in nachfolgenden Modulen genutzt, um die dort abgebildeten Systeme auszulegen.

2 Brennstoffzellensysteme für kommerzielle Verkehrsflugzeuge

Brennstoffzellensysteme sind komplexe Anlagen, deren Auslegung eine ausreichende Kenntnis über die Funktionsweise der Brennstoffzelle und der anhängenden Systeme voraussetzt (Larmine, Dicks und Larminie, 2009). Im Folgenden wird die grundlegende chemische Reaktion einer Brennstoffzelle, die notwendigen Betriebseigenschaften und zusätzliche Systeme zur Bereitstellung solcher Betriebseigenschaften erläutert. Dabei wird ein Überblick der in der Literatur untersuchten Systeme geschaffen und wiedergegeben.

2.1 PEM-Brennstoffzelle

Die Polymer-Exchange-Membran Brennstoffzelle (PEMFC) nutzt das in der Bildung eines Wassermoleküls aus Wasserstoff (H_2) und Sauerstoff (O_2) steckende Potential zur Erzeugung einer kontinuierlichen Spannung in Verbindung mit einer anpassbaren Stromstärke zur Erzeugung einer Leistung. Die PEMFC ist eine mögliche Variante verschiedener Brennstoffzellenkonzepte. Aufgrund des höheren technischen Reifegrads, fortgeschrittener Entwicklung und Forschung und einer vergleichsweisen hohen Leistungsdichte wird der Einsatz einer Brennstoffzelle meist auf die Betrachtung einer PEMFC beschränkt (Kurzweil, 2013), (Peters, 2015).

2.1.1 Aufbau und Wirkungsweise der PEMFC

Die chemische Reaktion in einer PEMFC lautet:

$$2H_2 + O_2 = 2H_2O \tag{2.1}$$

Dabei wird diese Reaktion aufgeteilt auf Anode und Kathode. An der Anode findet die Ionisierung von gasförmigem Wasserstoff statt. Zwei Elektronen (e^-) werden pro Molekül freigesetzt und hinterlassen zwei positiv geladene Wasserstoff-Ionen (H^+) (Peters, 2015), (Larmine, Dicks und Larminie, 2009).

$$2 H_2 = 4 H^+ + 4 e^-$$
 (2.2)

An der Kathode läuft die Reduktion von Sauerstoff unter Bildung von Wasser (H_2O) ab.

$$O_2 + 4 e^- + 4 H^+ \to 2 H_2 0 \tag{2.3}$$

Dazu wandern die Wasserstoff-Ionen durch ein Polymer, welches die Anode und Kathode trennt. Die Elektronen werden durch einen geschlossenen Kreislauf zu der Anode geführt und erzeugen eine messbare Spannung. Das Polymer soll dabei möglichst nur den Durchlass der Protonen ermöglichen und einen Transport von Elektronen verhindern. Die Reduktion und Oxidation der Reaktanten wird durch einen Platin-Katalysator angeregt. Der Katalysator sitzt auf einer porösen Elektrode und hat eine möglichst große Oberfläche zur Maximierung der Kontaktfläche mit dem Reaktant (Larmine, Dicks und Larminie, 2009). Das Gas wird dabei durch die Elektrode zugeführt und hat gleichzeitig Kontakt mit der Elektrode und dem Elektrolyt. Der sogenannte Drei-Phasen-Kontakt ist eine Voraussetzung für den Ablauf der Reaktion und Energieumsetzung der Brennstoffzelle. Durch diesen gleichzeitigen Kontakt können freiwerdende Elektronen über die Elektrode und freigesetzte Protonen über das Polymer zur Kathodenseite wandern. Die Fläche der Elektroden ist dabei ein Maß für die Reaktionsrate. Der Stromfluss wird dabei auf die Oberfläche bezogen und in der Einheit Ampere pro Quadratzentimeter angegeben (Kurzweil, 2013), (Larmine, Dicks und Larminie, 2009), (Barbier, 2013).

Die Spannung einer einzelnen Brennstoffzelle beträgt ca. $V_{FC} = 0.7 V$. Um eine ausreichende Spannung für Anwendungszwecke zu generieren, müssen einzelne Verbunde aus Anode, Elektrolyt und Kathode in



(Larmine, Dicks und Larminie, 2009)

Abbildung 2.1: Struktur von Fluorethylen mit HSO₃-Seitenkette Abbildung 2.2: Aufbau eines Stacks einer Brennstoffzelle mit Kanälen für Wasserstoff, Sauerstoff und elektrischen Kontakten

(Larmine, Dicks und Larminie, 2009)

Serie zusammen geschaltet werden. Solche Pakete aus Brennstoffzellen werden als Stacks bezeichnet. Die Kathode einer Zelle liegt direkt an der Anode der nachfolgenden an. Die Gaspfade müssen dabei streng getrennt sein. Bipolar-Platten werden für diese Trennung eingesetzt. Deren Design ist komplex (Kurzweil, 2013), die Platten müssen ausreichende Kanäle für die Reaktanten und Kühlmittel beinhalten. Gleichzeitig müssen eine ausreichende Leitfähigkeit und Kontakt mit der anderspoligen Elektrode sichergestellt sein. Der Aufbau mehrerer in Serie angeordneter Zellen ist in Abbildung 2.2 dargestellt. Wasserstoff und Sauerstoff stehen eigene Strömungskanäle zur Verfügung, die beide in eine Bipolar-Platte eingearbeitet sind (Larmine, Dicks und Larminie, 2009).

Die in dieser Arbeit betrachtete PEMFC operiert bei niedriger Temperatur von T_{FC} = $333.15 \dots 363.15 K = 60 \dots 90 \circ C$, ebenfalls auch Niedrigtemperatur-PEMFC genannt (Barbier, 2013). Die niedrige Betriebstemperatur ist durch die Nutzung eines Polymers als Elektrolyt erforderlich, welches einen bestimmten Wassergehalt aufweisen muss (Kurzweil, 2013), (Larmine, Dicks und Larminie, 2009). Bei der beschriebenen Reaktion werden ca. 50% der gesamten Energie in Wärme gewandelt. Eine durchgehende Kühlung der Stacks ist daher zum Schutz des Polymers notwendig (Larmine, Dicks und Larminie, 2009), (Barbier, 2013).

Das Polymer einer PEMFC ist ein Polytetrafluorethylen (PTFE), welches durch Zusatz der Seitenkette HSO3 sulfoniert wird. In Abbildung 2.1 ist die chemische Zusammensetzung dieser Verbindung mit der Seitenkette gezeigt. Das Polymer ist bis auf die addierte Seitenkette wasserabweisend und bildet durch die Abspaltung des Wasserstoffatoms ein Ionomer (Larmine, Dicks und Larminie, 2009). Durch die Ladungsunterschiede clustern die jeweiligen Enden in der übergeordneten Struktur und bilden hydrophile Zonen. Bei ausreichender Befeuchtung dieser Zonen können die Wasserstoff-Ionen entlang der Struktur wandern (Larmine, Dicks und Larminie, 2009). Die Leitfähigkeit des Polymers ist daher abhängig von der Feuchte des Materials und ein Austrocknen der Struktur behindert die Funktionsweise der PEMFC (Kurzweil, 2013).

Open Circuit Potential und Verluste der PEMFC 2.1.2

Die Einordnung der Leistung, Effizienz und Effektivität einer Brennstoffzelle lässt sich über einen Vergleich der maximalen Energie E der Reaktanten mit dem tatsächlichen Umsatz ermöglichen.

$$E = \frac{-\Delta \bar{h}_f}{2F} = 1.48 V \tag{2.4}$$

F ist die Faraday Konstante und beschreibt die Ladung eines Mols an Elektronen. $\Delta \bar{h}_f$ ist der obere Heizwert von, in dieser Anwendung, Wasserstoff. Die Effizienz einer Brennstoffzelle η_{FC} und im Speziellen der PEMFC lässt sich somit beschreiben nach Gleichung (2.5). μ_f ist ein Maß für ungenutzten Wasserstoff, der die Brennstoffzelle durchströmt, V_c ist die Spannung der Zelle (Larmine, Dicks und Larminie, 2009).

$$\eta_{FC} = \mu_f \ \frac{V_C}{1.48 \, V} \tag{2.5}$$

Polarisationskurven beschreiben die Spannungsabgabe einer Brennstoffzelle über der Stromdichte. In Abbildung 2.3 ist eine solche Kurve dargestellt. Durch verschiedene Verlustmechanismen sinkt die reale Spannung der Brennstoffzelle unter das maximal mögliche Open-Circuit-Potential (Larmine, Dicks und Larminie, 2009). Abhängig von der Stromdichte und somit der Leistung der Brennstoffzelle sind verschiedene Verluste ursächlich für die Spannungsabnahme. Einem steilen Abfall der möglichen Spannung bei geringer Stromdichte folgt eine fast lineare Reduktion im Bereich mittlerer bis großer Stromdichten. Bei großen Strömen nimmt die Rate der Abnahme wieder zu (Peters, 2015), (Larmine, Dicks und Larminie, 2009). Verschiedene Verlustmechanismen sind in den Bereichen ursächlich für diese unterschiedlichen Raten der Spannungsabnahme und werden im Folgenden erläutert.

Aktivierungsverluste

Aktivierungsverluste basieren auf der Langsamkeit der Reaktion. Ein Teil der generierten Spannung der chemischen Reaktion wird für den Elektronen-Transport genutzt. Dieser Verlust wird auch als Überspannung (Overvoltage) bezeichnet und ist nichtlinear (Larmine, Dicks und Larminie, 2009), (Kurzweil, 2013). Die langsamen Elektrodenvorgänge wirken dabei wie zusätzliche Widerstände, welche durch ein höheres Elektrodenpotential als theoretisch nötig, überwunden werden müssen. Die Aktivität an der Elektrode hat einen nennenswerten Einfluss auf den Umfang der Überspannung. Die chemischen Reaktionen gezeigt in Gleichung (2.1) bis (2.3) laufen andauernd ab. Dies gilt allerdings auch für die Umkehrreaktion. Ein ständiger Elektronen-Austausch zwischen Elektrolyt und Elektrode ist die Folge. Ein Maß für diese Aktivität der Elektroden ist die Austausch-Stromdichte (Exchange Current Density) i_0 (Kurzweil, 2013). Bei hohen Austausch-Stromdichten sind Aktivierungsverluste gering und der Abfall zu Beginn der Polarisationskurve einer Brennstoffzelle begrenzt. Bei Wasserstoff-Brennstoffzellen sind vor allem an der Kathode geringe Austausch-Stromdichten vorzufinden (Larmine, Dicks und Larminie, 2009). Unter anderem durch Erhöhung der Betriebstemperatur, die Verwendung potenter Katalysatoren und die Steigerung der Elektrodenreaktionsfläche wird die Austausch-Stromdichte gesteigert. Eine höhere Konzentration an Sauerstoff im Reaktant der Kathodenseite und ein höherer Druck senkt ebenfalls die Aktivierungsverluste durch eine verbesserte Belegung der Elektrode mit Sauerstoff-Molekülen (Larmine, Dicks und Larminie, 2009), (Barbier, 2013).

Fuel Crossover

Die Membran einer PEMFC soll im besten Fall nur den Transport von Wasserstoff-Ionen zulassen. Jedoch wandern geringe Mengen an Elektronen und Wasserstoff-Molekülen durch das Elektrolyt zur Kathode und reagieren dort direkt mit Sauerstoff zu Wasser. In beiden Fällen stehen an der Anode weniger Elektronen zur Verfügung und die Spannung der Brennstoffzelle ist reduziert (Kurzweil, 2013). Gerade bei Niedrigtemperatur-Brennstoffzellen ist diese Art des Verlusts aufgrund der vergleichsweise geringer Austausch-Stromdichte nicht zu vernachlässigen (Larmine, Dicks und Larminie, 2009).

Ohmische Verluste

Der Wanderung der Ionen durch das Elektrolyt und durch die Elektrode steht ein natürlicher Widerstand entgegen. Der Verlust ist proportional mit der Stromstärke bzw. bezogen auf die Elektrodenfläche mit der Stromdichte und daher linear (siehe Gleichung (2.6)). Die negative Steigung der Polarisationskurve in Abbildung 2.3 ist durch die stetige Zunahme der zusätzlich nötigen Spannung zur Überwindung der Widerstände erklärbar (Larmine, Dicks und Larminie, 2009).

$$U = I R \tag{2.6}$$

Die Nutzung leitfähiger Elektronen, optimaler Materialien für Bipolarplatten und Zellverbindungen und ein möglichst dünnes Elektrolyt begrenzen die ohmischen Verluste einer Brennstoffzelle (Peters, 2015), (Larmine, Dicks und Larminie, 2009).

Konzentrationsverluste

Während des Betriebs der Brennstoffzelle sinkt abhängig von der Stromdichte an der Kathode die Konzentration von Sauerstoff und an der Anode die Wasserstoffkonzentration, speziell im Fall der Versorgung der Kathode mit Luft. Bspw. durch Verluste in Leitungen kann bei hoher Reaktantnutzung und hoher Stromdichte die Versorgung nicht konstant gehalten werden und ein Druckverlust an den Elektroden und ein Absinken der Zellspannung ist die Folge (Larmine, Dicks und Larminie, 2009). An der Kathode kann, der in der Luft mehrheitlich enthaltene, Stickstoff die Elektrode verstopfen und das anfallende Wasser kann ebenfalls signifikant die Leistung der Brennstoffzelle beeinflussen. Bei hohen Stromdichten fällt die Polarisationskurve aufgrund dieser Verluste stark ab (Peters, 2015), (Larmine, Dicks und Larminie, 2009), (Barbier, 2013).

2.1.3 Betriebsbedingungen und Auswirkungen auf die Leistung einer PEMFC

Die in Kapitel 2.1.2 angesprochenen Verluste und Charakteristiken einer Brennstoffzelle haben einen großen Einfluss auf deren Betriebsbedingungen (Wittmann et al., 2022). Die Betriebstemperatur hat bspw. einen Einfluss auf die theoretisch erreichbare Effizienz der Brennstoffzelle (Larmine, Dicks und Larminie, 2009). Die maximal erreichbare Effizienz nach Gleichung (2.5) kann durch die Nutzung der Gibbschen Freien Energie \bar{g}_f präzisiert werden. Diese Energie beschreibt die verfügbare Energie zur Durchführung externer Arbeit. Für eine Brennstoffzelle besteht diese Arbeit in dem Transport von Elek-tronen zur Erzeugung der Zellspannung (Larmine, Dicks und Larminie, 2009). Die Änderung der Freien Gibbschen Energie $\Delta \bar{g}_f$ der chemischen Reaktion einer Brennstoffzelle ergibt sich aus der Differenz der Freien Gibbschen Energie des Produkts Wasser und der Reaktanten Wasserstoff und Sauerstoff, bezogen auf jeweils ein Mol der Stoffe (Larmine, Dicks und Larminie, 2009).

$$\Delta \bar{g}_f = \left(\bar{g}_f\right)_{H_2 0} - \left(\bar{g}_f\right)_{H_2} - \frac{1}{2}\left(\bar{g}_f\right)_{O_2}$$
(2.7)

Diese Differenz ist nicht konstant und ändert sich mit Temperatur und Aggregatzustand. Mit zunehmender Temperatur sinkt die Änderung der Freien Gibbschen Energie. Bezogen auf den Heizwert der Reaktion lässt sich ein Verhältnis und damit ein Effizienzlimit bilden, welches eine reversible, verlustfreie Reaktion voraussetzt (Larmine, Dicks und Larminie, 2009). In Abbildung 2.4 ist der Verlauf dieses Limits über der Betriebstemperatur gezeigt. Dazu ist die Effizienz des Carnot-Prozesses als Vergleich abgebildet. Ein geringe Betriebstemperatur der Wasserstoff-Brennstoffzelle scheint empfehlenswert, jedoch sinken die genannten Verluste bei hohen Temperaturen deutlich und die Zellspannung ist insgesamt größer. Die Limitierung der Niedrigtemperatur-PEMFC besteht durch die maximale Betriebstemperatur bedingt durch die Polymermembran und sollte $T_{FC} = 258.15 K = 85 °C$ nicht übersteigen (Larmine, Dicks und Larminie, 2009).

Der Einfluss durch den Druck und die Konzentration der Reaktanten an den Elektroden ist bereits bei der Diskussion der Verlustmechanismus erwähnt worden. Ersichtlich darstellen lässt sich dieser Einfluss durch die Nerst-Gleichung für Wasserstoffbrennstoffzellen (Larmine, Dicks und Larminie, 2009).

$$E = \frac{-\Delta \bar{g}_{f}^{0}}{2F} + \frac{R T}{2F} \ln \left(\frac{a_{H_{2}} a_{O_{2}}^{\frac{1}{2}}}{a_{H_{2}0}} \right) = E^{0} + \frac{R T}{2F} \ln \left(\frac{a_{H_{2}} a_{O_{2}}^{\frac{1}{2}}}{a_{H_{2}0}} \right)$$
(2.8)

Die Änderung der Freien Gibbschen Energie durch Druck und Konzentration wird durch die Aktivität a veranschaulicht. Die Aktivität ist bei idealen Gasen proportional zum partiellen Druck der Gase bezogen auf einen Standarddruck (meist $p_{ref} = 101300 Pa$). E^0 ist die EMF (electromotive force, auch reversible open circuit voltage, Normalpotential) bei diesem Standarddruck (Kurzweil, 2013), (Larmine, Dicks und



Abbildung 2.3: Polarisationskurve einer Brennstoffzelle mit Anzeige der verschiedenen Verlustmechanismen und deren Einflussgebiete der Stromdichte

(Eytan J Adler und Joaquim R R A Martins, 2023)

(Larmine, Dicks und Larminie, 2009).

Carnot-Prozesses

über der Temperatur bei Standarddruck (0.1 MPa) und des

Larminie, 2009), T die Temperatur und R die Gaskonstante. Eine Erhöhung der Aktivität der Reaktanten steigert die Energiefreisetzung, eine Erhöhung der Aktivität des Produkts Wasser vermindert diese (Larmine, Dicks und Larminie, 2009). Wird die Aktivität eines Stoffes als Verhältnis ausgedrückt, lässt sich Folgendes formulieren:

$$a_{H_2O} = \frac{P_{H_2O}}{P_{H_2O}^0}$$

Eingesetzt in Gleichung (2.8) ergibt sich die Änderung der EMF über den Partialdruck der Reaktanten und des Produkts. Eine weitere Vereinfachung bietet die Formulierung

$$P_{H_2} = \alpha P$$

mit den jeweiligen Konstanten abhängig von der molaren Masse und der Konzentration der Stoffe.

$$E = E^{0} + \frac{R T}{2F} ln \left(\frac{P_{H_{2}} P_{O_{2}}^{\frac{1}{2}}}{P_{H_{2}0}} \right)$$
(2.9)

$$E = E^{0} + \frac{RT}{2F} \ln\left(\frac{\alpha \beta^{\frac{1}{2}}}{\delta}\right) + \frac{RT}{4F} \ln(P)$$
(2.10)

P ist dabei der Druck des Systems und eine Änderung des Drucks beeinflusst nach Gleichung (2.10) direkt die Energieumsetzung der Brennstoffzelle (Larmine, Dicks und Larminie, 2009). α , β , δ sind die Aktivitäten für Wasserstoff, Sauerstoff und Wasser. Je nach Temperatur stellt sich eine anderer Vorfaktor ein, da die universielle Gaskonstante *R* und die Faraday-Konstante *F* unveränderlich sind. Für Brennstoffzellen mit hohen Betriebstemperaturen von 1000°C, wie eine Solid-Oxide-FC (SOFC), ergibt sich ein Vorfaktor von 0.027, welcher mit experimentellen Daten übereinstimmt (Larmine, Dicks und Larminie, 2009). Für Brennstoffzellen mit niedriger Betriebstemperatur ergibt sich für 80°C ein Vorfaktor von 0.007. Der Vergleich mit experimentellen Ergebnissen lässt auf einen deutlich veränderten Faktor von mindestens 0.063 schließen. Dies hängt mit der Abnahme der Verluste bei steigendem Systemdruck zusammen, wie bereits in Kapitel 2.1.2 erwähnt (Larmine, Dicks und Larminie, 2009). Durch den logarithmischen Zusammenhang hat des Weiteren eine Steigerung des Drucks von 0.1 MPa auf 1 MPa denselben Effekt wie eine Steigerung von 1 MPa auf 10 MPa. Ähnlich zu der angestellten Rechnung hat eine Steigerung der Konzentration von Sauerstoff von 0.21 auf 1.0, die Nutzung reinen Sauerstoffs, eine Änderung der Zellspannung von 0.012 V bei 80°C Betriebstemperatur einer PEMFC zur Folge. Realistische Werte weichen ebenfalls durch die

Verminderung der Verluste bei gesteigerter Besetzung der Elektroden deutlich ab und betragen ca. 0.05 V (Larmine, Dicks und Larminie, 2009).

In Abbildung 2.5 sind Polarisationskurven einer Brennstoffzelle für verschiedene Drücke über der Stromdichte gezeigt. Der Einfluss der verschiedenen Verlustmechanismen ist in der Abbildung zu erkennen, der positive Effekt eines gesteigerten Drucks ebenso. Begrenzende Faktoren sind systembedingt. Für einen ausreichenden Druck bei Brennstoffzellensystemen mit Nutzung von Luft an der Kathode ist Arbeit zur Verdichtung des Luftstroms zu verrichten. Die dazu notwendige Leistung muss meist vom System selbst erzeugt werden und steht dementsprechend nicht dem eigentlichen Leistungsabnehmer zur Verfügung (Larmine, Dicks und Larminie, 2009), (Barbier, 2013). Eine Optimierung der Betriebstemperatur der Brennstoffzelle steigert ebenfalls die Leistungsfähigkeit. Bei verschiedenen Verlustmechanismen spielt dies eine Rolle, insbesondere bei den Aktivierungsverlusten (Barbier, 2013).

Eine höhere Konzentration an den Elektroden senkt Konzentrationsverluste, die vor allem bei hohen Stromdichten auftreten, Abbildung 2.6 verdeutlicht dies. Dort sind Polarisationskurven für verschiedene Massenströme einer Brennstoffzelle gezeigt. Mit zunehmendem Massenstrom reduziert sich die Abnahme der Zellspannung im Bereich hoher Stromdichten (Barbier, 2013).

Die Leitfähigkeit der Polymer-Membran hängt von deren Wassergehalt ab. Je nach Zusammensetzung kann eine solche Membran bis zu 50 % des Eigengewichts an Wasser aufnehmen. Durch diese Aufnahme vergrößern sich die Dimensionen des Elektrolyts um bis zu 10%. In der Regel wird die Menge an aufgenommenem Wasser auf die Anzahl an HSO₃-Gruppen im Polymer (vgl. Abbildung 2.1) bezogen (Barbier, 2013).

$$\lambda = \frac{N_{H_2O}}{N_{HSO_3}} \tag{2.11}$$

Ungefähr 22 Wasser-Moleküle werden pro Sulfon-Gruppe aufgenommen. Die Aufnahme dampfförmigen Wassers bei völlig gesättigter Dampfphase liegt bei $\lambda \cong 14$. Die Zunahme der Leitungsfähigkeit des Polymers durch gesteigerten Wassergehalt ist in Abbildung 2.7 gezeigt für verschiedene Membranen. Die Leitfähigkeit wird in Siemens pro Zentimeter (S/cm) angegeben, dabei ist Siemens als Maßeinheit des elektrischen Leitwerts. Bei sehr geringem $\lambda \leq 5$ ist in den Ansammlungen der HSO₃-Seitenketten nicht ausreichend Wasser präsent und der Transport der Wasserstoff-Ionen durch die Membran wird behindert (Barbier, 2013).

Die Temperatur hat ebenfalls Auswirkungen auf die Leitfähigkeit der Membran. Abbildung 2.8 stellt den Zusammenhang steigender Leitfähigkeit über der Temperatur in Kelvin dar. Die Membran ist dabei in Wasser getaucht und daher ausreichend befeuchtet. Bei Zunahme der Betriebstemperatur steigt die Leitfähigkeit der Membran an, Temperaturen über 90°C (263.15 K) sind aufgrund der Gefahr der Verdunstung des Wassers und der Beschädigung der Membran nicht aufgeführt. Optimierte Betriebstemperaturen sind systemabhängig. Bei der Bildung von Wasser freiwerdende Wärme muss aus dem System abgeführt werden. Bei Brennstoffzellen mit einer Leistung größer 5kW geschieht dies mittels Flüssigkühlung. Dabei müssen Kanäle für das Kühlmittel beim Design der Bipolarplatten und die für die Kühlung erforderliche Leistung bei Auslegung des Gesamtsystems berücksichtigt werden (Barbier, 2013).

Die chemischen Reaktionen der Wasserstoff-Brennstoffzelle finden an der Anode und der Kathode statt. Ausreichende Mengen an Wasser- und Sauerstoff müssen dazu an den Elektroden zur Verfügung stehen. Die erforderlichen Massenströme der Reaktanten unterscheiden sich dabei aufgrund der verschiedenen molaren Mengen der an der Reaktion beteiligten Stoffe. Nach Faradays Gesetz können die erforderlichen Massenströme \dot{m} der Reaktanten und die des Produkts Wasser beschrieben werden als:

$$\dot{m}_{H_2} = \frac{I}{2F} M_{H_2} \tag{2.12}$$



Abbildung 2.5: Zellspannung einer PEM-Brennstoffzelle bei verschiedenen Drücken (170...308kPa) bei 60°C Betriebstemperatur und $S_{Air} = 2.0, S_{H_2} = 1.5$ über der Stromdichte





 constant stoich (2.5) -0const. flow (26 sccm/cm²) 1 const. flow (22 sccm/cm²) const. flow (18 sccm/cm²) 0.8 const. flow (14 sccm/cm²) cell potential (V) 0.6 0.4 0.2 0 0 200 400 600 800 1000 1200 1400 1600 current density (mA/cm)

Abbildung 2.6: Zellspannung einer Brennstoffzelle bei verschiedenen Massenströmen über der Stromdichte (Barbier, 2013)



Abbildung 2.8: Leitfähigkeit in Wasser getauchter poröser

Abbildung 2.7: Leitfähigkeit verschiedener poröser Membranen über dem Wassergehalt der Membranen bei 30°C Betriebstemperatur

(Barbier, 2013)

$$\dot{m}_{O_2} = \frac{I}{4F} M_{O_2} \tag{2.13}$$

Membranen über der Betriebstemperatur

(Barbier, 2013)

$$\dot{m}_{H_2O} = \frac{I}{2F} M_{H_2O} \tag{2.14}$$

 $M_{H_2...H_2O}$ ist dabei die molare Masse der Stoffe. Der notwendige Massenstrom kann im Überfluss zugeführt werden. An der Kathode wird damit der Abtransport des entstehenden Wassers sichergestellt. Das stöchiometrische Verhältnis *S* beschreibt das Verhältnis zwischen verbrauchtem (con) und zugeführtem (act) Massenstrom und entspricht ebenfalls dem Verhältnis der Volumenströme \dot{V} (Barbier, 2013).

$$S = \frac{\dot{m}_{act}}{\dot{m}_{con}} = \frac{\dot{V}_{act}}{\dot{V}_{con}}$$
(2.15)

Wasserstoff kann mit einem stöchiometrischen Verhältnis von eins zugeführt werden. Um in Kapitel 2.1.2 angesprochene Konzentrationsverluste auszugleichen, ist zusätzlicher Massenstrom erforderlich. Zusätzlich ist in regelmäßigen Abständen eine Reinigung der Strömungspfade notwendig. Bei der Nutzung reinen Wasserstoffs wird in der Regel eine Rückführung realisiert, um ungenutzte Edukte bei stöchiometrischen Verhältnissen größer eins nicht zu verschwenden. Für Luft, in der Sauerstoff mit einem Anteil von ca. 21% vorliegt, ist ein Stöchiometrisches Verhältnis größer zwei üblich (Kurzweil, 2013), (Larmine, Dicks und Larminie, 2009). Grundsätzlich sorgen höhere stöchiometrische Verhältnisse für eine gesteigerte Leistung der Brennstoffzelle (vgl. Abbildung 2.6) (Barbier, 2013). Die Kathode wird mit einer höheren Konzentration an Sauerstoff versorgt und am Ende des Strömungspfads der Bipolar-Platte ist noch ausreichend Sauerstoff im Luftmassenstrom für die Reaktion an der Elektrode enthalten. Dabei muss allerdings die erforderliche Leistung eines Verdichters, Gebläses oder einer Pumpe berücksichtigt werden, um die Kathode mit einem entsprechendem Massenstrom zu versorgen. Wie für die meisten Betriebsparameter der Brennstoffzelle ist daher eine Optimierung zwischen Aufwand und Nutzen durchzuführen (Larmine, Dicks und Larminie, 2009).

Essenziell für die Funktionsweise der Brennstoffzelle ist ein ausreichender Wassergehalt der Membran. Obwohl Wasser als Endprodukt bei der chemischen Reaktion in der Brennstoffzelle entsteht, ist meist eine Befeuchtung der eingehenden Wasserstoff- und Luftmassenströme nötig. Das entstehende Wasser in der Brennstoffzelle muss mit dem Luftmassenstrom aus der Zelle transportiert werden, da ansonsten eine Flutung und Blockade der Elektrode mit Wassermolekülen droht (Larmine, Dicks und Larminie, 2009). Der Wassergehalt der Massenströme ist daher entscheidend. Dieser darf zu Beginn nicht zu niedrig sein und bei potenziell steigenden Temperaturen in der Brennstoffzelle sollte ein Austrocknen durch trockene Luft nicht eintreten. Gleichzeitig dürfen die Massenströme vor Verlassen der Brennstoffzelle nicht bereits gesättigt sein und Wassermoleküle an der Kathode zurücklassen. Die Wasserbeladung *X* von Luft lässt sich über das Verhältnis der Wassermasse zu Masse trockener Luft angeben (Larmine, Dicks und Larminie, 2009).

$$X = \frac{m_W}{m_a} \tag{2.16}$$

Wichtig für die Einordnung des Effekts der Wassermasse in der Luft ist die relative Feuchte φ der Luft. Diese bezieht den partiellen Druck des Wassers auf den gesättigten Dampfdruck. Der gesättigte Dampfdruck, auch Sättigungsdruck genannt, beschreibt den partiellen Druck des Wassers in einem Gemisch bei einem Gleichgewicht zwischen Verdunstung und Kondensation der Wassermoleküle in diesem Gemisch. Luft ist gesättigt, wenn diese kein Wasser mehr aufnehmen kann (Larmine, Dicks und Larminie, 2009), (Baehr und Kabelac, 2016).

$$\varphi = \frac{P_W}{p_W^s} \tag{2.17}$$

Eine Problematik des gesättigten Dampfdrucks p_W^s ist, dass dieser stark temperaturabhängig ist. Der Sättigungsdruck nimmt mit steigender Temperatur zu (Baehr und Kabelac, 2016). Gesättigte Luft bei niedrigen Temperaturen kann nach einer Temperatursteigerung bei konstantem Druck und ohne Wasserzugabe trocken sein. Für den partiellen Druck des Wassers am Outlet der Brennstoffzelle lässt sich folgende Beziehung aufstellen:

$$P_{W,out} = \frac{(0.420 + \psi S) p_{exit}}{(1 + \psi) S + 0.210} mit \ \psi = \frac{P_{W,in}}{p_{in} - P_{W,in}}$$
(2.18)

 p_{in} und p_{exit} sind die absoluten Drücke der Luft am Ein- und Ausgang, S wie zuvor das stöchiometrische Verhältnis (Larmine, Dicks und Larminie, 2009). Die jeweiligen Faktoren sind bezogen auf die Nutzung von Luft an der Kathode. Angewendet auf reinen Wasserstoff ändert sich Gleichung (2.18) folgendermaßen ab:

$$P_{W,out} = \frac{\psi}{1+\psi} p_{exit} \tag{2.19}$$

Bei gewünschtem partiellem Druck des Wassers am Ausgang der Brennstoffzelle lässt sich der notwendige partielle Druck des Wassers am Einlass berechnen. Sind die Temperatur und Druck des Mediums gegeben, kann die nötige Menge an Wasser bestimmt werden (Larmine, Dicks und Larminie, 2009).

$$m_W = C_{1,i} \frac{P_W}{p - P_W} m_a; C_{1,Air} = 0.622 \text{ für Luft, } C_{1,H_2} = 8,93 \text{ für Wasserstoff}$$
 (2.20)

 $C_{1,i}$ als Konstante stellt das Verhältnis der molaren Massen zwischen Wasser (M = 18) und entweder Luft (M = 28.97) oder Wasserstoff (M = 2.0158) dar. Der nötige Massenstrom des Mediums muss für eine Aussage über den erforderlichen Wassermassenstrom bestimmt werden.

$$\dot{m} = C_{2,i} S \frac{P_{FC}}{V_C} \frac{kg}{s};$$

$$C_{2,Air} = 3.57 \cdot 10^{-7} \text{ für Luft, } C_{2,H_2} = 1.05 \cdot 10^{-8} \text{ für Wasserstoff}$$
(2.21)

 P_{FC} ist die Leistung der Brennstoffzelle, $C_{2,i}$ erneut eine Konstante abhängig von der molaren Masse und der zahlenmäßigen Beteiligung des Fluids an der Reaktion. Bei der Befeuchtung von Luft und Wasserstoff sinkt durch die nötige Verdunstungswärme die Temperatur der Fluide. Dies kann insbesondere hilfreich sein, wenn nach einer Verdichtung die Temperatur von Luft entsprechend hoch ist und die anvisierte Betriebstemperatur der Brennstoffzelle überschreiten würde (Larmine, Dicks und Larminie, 2009).

2.2 Systemarchitekturen für Flugzeuge

Die Funktionsweise einer PEMFC bei Nutzung in einem Flugzeug in großen Flughöhen unterscheidet sich in den Umgebungsbedingungen deutlich von der idealen Betriebsumgebung der Brennstoffzelle. Große Verkehrsflugzeuge befinden sich während der Flugmission in einer Höhe von bis zu 12 km. Druck und Dichte nehmen mit steigender Höhe ab, die Temperatur bis zum Erreichen der Tropopause (Anderson, 2007). Ab dieser Stelle beträgt die Umgebungstemperatur -56.5 °C (Anderson, 2007). Der Umgebungsdruck auf 12 km Flughöhe beträgt 19399 Pa (Anderson, 2007). Um die Anforderungen an einen sicheren Betrieb einer PEMFC in einer solchen Flughöhe sicherzustellen, sind verschiedene Systeme dem Antriebskonzept hinzuzufügen (Larmine, Dicks und Larminie, 2009). Im Folgenden werden solche Systeme vorgestellt.

Schröder et al (Schröder et al., 2021) beschäftigen sich mit optimalen Betriebsbedingungen einer PEMFC in kommerziell genutzten Flugzeugen. Die Brennstoffzelle soll die notwendige elektrische Leistung für die Flugzeugsysteme und die APU (Auxiliary Power Unit – Hilfstriebwerk) liefern. Damit würden die elektrischen Generatoren an den Haupttriebwerken wegfallen und die Triebwerke allein der Schuberzeugung dienen. Ein Ausgleich zwischen Systemgewicht und Effizienz ist angedacht und der Fokus auf die Systembedingungen Stromdichte, Stacktemperatur und -druck, stöchiometrisches Verhältnis des Sauerstoffs und Feuchte gelegt. Die Feuchte des Stacks wird im Besonderen betrachtet, damit weder ein Austrocknen noch eine Flutung der Brennstoffzelle eintritt. Diese Phänomene sind im Betrieb nicht zu vernachlässigen und beeinflussen die Effizienz und das Fluglevel des Systems (Schröder et al., 2021).

In Abbildung 2.9 ist das simulierte Brennstoffzellensystem dargestellt. Zwei Stacks sind vorgesehen unter der Annahme, dass die Effizienz der Komponenten und die jeweiligen optimalen Betriebspunkte nicht von der Anzahl an Stacks und der in den Stacks gebündelten Brennstoffzellen abhängt und entsprechend skaliert werden können (Schröder et al., 2021). Vor der Verdichtung im Kompressor wird die in der strömenden Luft vorhandene kinetische Energie in statischen Druck gewandelt und durch den Staueffekt notwendige Druckverhältnisse reduziert. Bevor die Luft in die Stacks strömt, durchläuft der Fluidmassentrom einen Wärmetauscher und Befeuchter. Das notwendige Wasser wird von den Stacks generiert und mit dem verbrauchtem Luftmassenstrom nach dem Verlassen der Brennstoffzellen in die Befeuchter zurückgeführt. Dort wird das feuchte Gemisch zur Befeuchtung der eintrömenden Luft genutzt (Schröder et al., 2021). Wasserstoff wird dem System mit erforderlichem Druck und erforderlicher Temperatur zum Betrieb der Brennstoffzellenstacks zugeführt. Die Vorkonditionierung des Wasserstoffs beeinträchtigt die Systemperformance nicht und wird durch passive Komponenten berwerkstelligt (Schröder et al., 2021). Eine Rezirkulation des Wasserstoffs ist vorgesehen, um den Wasserstoff-Überschuss nicht zu verschwenden. Der Überschuss ist zur Reduzierung der Konzentrationsverluste eingestellt. Die Brennstoffzellen sind flüssigkeitsgekühlt, das Kühlsystem ist nicht im Detail simuliert. Dieses agiert als Wärmesenke (Schröder et al., 2021).



Abbildung 2.9: Untersuchte Systemarchitektur für ein Brennstoffzellensystem mit zwei Stacks und einem Verdichter (Schröder et al., 2021)

Die Anzahl an Brennstoffzellenstacks ist skalierbar und ein Designparameter. Die Nutzung einer Turbine, um die in der Abluft der Brennstoffzelle vorhandene Energie umzuwandeln, ist angedacht und aufgrund signifikanter Unsicherheiten nicht umgesetzt. Zum aktuellen Zeitpunkt ist unklar, ob durch das zusätzliche Komponentengewicht einer Turbine stromab derBrennstoffzellenstacks ein tatsächlicher Effizienzgewinn eintreten würde (Schröder et al., 2021).

Abu Kasim et al. (Abu Kasim, Chan und Marek, 2022) analysieren eine umgerüstete Cessna 208 Caravan mit Energieversorgung durch mehrere PEMFCs in Kombination mit Turbochargern (Turboladern). Das untersuchte Flugzeug kann bis zu 14 Passagiere transportieren. Durch die unbedruckte Kabine ist die maximale Flughöhe begrenzt auf 10000 ft (3.05 km). Die Reichweite ist mit 1900 km angegeben und hängt von der Masse an mitgeführtem Treibstoff ab. Ein alternatives Antriebssystem muss für die definierte Startphase eine elektrische Leistung von ca. 560 kW erbringen. Die den Stacks zugeführte Luft wird über einen Verdichter auf den nötigen Betriebsdruck gebracht und durch den kalten Wasserstoffmassenstrom gekühlt. Die Befeuchtung des Massenstroms wird durch die Nutzung des entstehenden Wassers in den Brennstoffzellen bewerkstelligt. Zusätzliche Leistung wird durch einen Turbolader bereitgestellt. Die Turbine nutzt dabei das Abgas aus einer Brennkammer, in der ein Gemisch aus Wasserstoff und der Abluft der Stacks verbrannt wird.

Die Turbine liegt auf einer Welle mit dem Verdichter und verringert die erforderliche elektrische Leistung, welche das Brennstoffzellensystems für die Verdichtung der Luft erbringen muss (Abu Kasim, Chan und Marek, 2022). Neben der Abluft der Stacks besteht die Möglichkeit einen Teil der einströmenden Luft nach der Verdichtung direkt zur Brennkammer über einen Bypass umzuleiten. Kritische Betriebszustände des Kompressors bei niedrigen Betriebspunkten werden dadurch vermieden und der Wärmetauscher vor der Brennstoffzelle zur Kühlung der einströmenden Luft ist nur vom erforderlichen Massenstrom der



Abbildung 2.10: Flugmission der untersuchten Cessna 208 eCaravan mittels des Flughandbuchs der Cessna 208 Caravan (Abu Kasim, Chan und Marek, 2022)



Abbildung 2.11: Vorschlage der Umrüstung einer Cessna 208 Caravan auf einen Antrieb durch ein Brennstoffzellensystem mit Positionen und angenommenen Volumen der Systemkomponenten (Abu Kasim, Chan und Marek, 2022)

Brennstoffzellen-Stacks abhängig (Abu Kasim, Chan und Marek, 2022). Das Ergebnis der Auslegung ergibt vier Brennstoffzellenstacks mit je 140 kW Leistungsvermögen (Abu Kasim, Chan und Marek, 2022). Für die erforderliche Redundanz ist das System zweigeteilt, mit je einem Verdichter, Befeuchter und Turbochargerverbund.

Der Vergleich des simulierten Brennstoffzellensystems zu einem elektrischen Antriebssystem mit Energieversorgung durch Batterien bietet sich für die untersuchte Cessna 208 Caravan an, da eine Variante des Flugzeugs (eCaravan) mit einer Tonne Lithium-Batterien zur Versorgung eines elektrischen Motors (560 kW magni500 propulsion system) umgerüstet wurde (Abu Kasim, Chan und Marek, 2022), (Hemmerdinger, 2020). Die Kabine der Cessna ist in dieser Ausführung auf sechs Passagiere reduziert. Ein absolvierter Testflug dauerte eine halbe Stunde, danach mussten die Batterien erneut aufgeladen werden. Mit einer angenommen Energiedichte von 256 Wh/kg entspricht diese Zeit ungefähr der maximal möglichen Flugzeit dieser Variante (Abu Kasim, Chan und Marek, 2022). Die untersuchte Mission für die Brennstoffzellenvariante ist im Vergleich zur batteriebetriebenen Variante um das Dreifache verlängert und die Reichweite beträgt mindestens 350 km. Die gesamte Mission inklusive angenommener Leistung in unterschiedlichen Flugphasen ist in Abbildung 2.10 gezeigt. Für den Steigflug wird durch die maximal notwendige Leistung beim TakeOff eine linear abnehmende Leistung während des Steigvorgangs vorgesehen. In den übrigen Flugphasen Reiseflug, Sink- und Landeanflug sind die erforderlichen Leistungswerte konstant. Die ermittelten Brennstoffzellenstacks und ein abgeschätztes Volumen für einen Flüssigwasserstofftank mit einem Inhalt von 60 kg Wasserstoff samt der zusätzlichen Systeme (Verdichter, Turbocharger, Befeuchter und Wärmeaustauscher) können in die bestehende Struktur der untersuchten Cessna eingebaut und eine identische, eventuell eine reduzierte Flugzeugmasse realisiert werden (Abu Kasim, Chan und Marek, 2022).

Abbildung 2.11 stellt diese Version der Cessna 208 Caravan dar. Die Brennstoffzellen, Befeuchter und der Tank sind im Heck hinter der Kabine und die Verdichter und Turbocharger im Bauraum des Flugzeugmotors der konventionellen Konfiguration installiert. Der Wärmetauscher wird außerhalb der Flugzeugstruktur angebracht, um die Umgebungsluft als Kühlmedium zu nutzen (Abu Kasim, Chan und Marek, 2022). Ähnlich der batterie-betriebenen Variante reduziert sich die Anzahl an Passagieren in der Kabine auf acht. Im Vergleich mit der konventionellen Variante müssten daher zur Bedienung einer Flugmission zwei auf Brennstoffzellen umgerüstete Flugzeuge eingesetzt werden (Abu Kasim, Chan und Marek, 2022).

Bradley (Bradley, 2022) hat eine Übersicht möglicher Systemarchitekturen für den Brennstoffzelleneinsatz in Flugzeugen erstellt. Die einzelnen Komponenten sind als Blackbox idealisiert und lediglich logische Flüsse (Massenstrom, Leistung, elektrischer Strom) und mechanische Verbindungen zwischen den Komponenten sind dargestellt. Neben der alleinigen Nutzung einer Brennstoffzelle mit entsprechend verdichteter Luft ist die Möglichkeit einer Kombination mit Batterien aufgezeigt. Die Batterien dienen als elektrischer Stromspeicher und liefern bei Betriebspunkten mit hohen Leistungs-anforderungen zusätzliche Leistung. Dies tritt bspw. auf den Startfall zu. Die FC-Stacks können in diesem Fall auf einem niedrigeren, effizienteren Betriebspunkt operieren. Während des Reiseflugs lädt überschüssige Energie die Batterien auf. Die Auslegung der Brennstoffzellen orientiert sich in dieser Archtiektur an einem Betriebspunkt, idealerweise dem Reiseflug.

Eine weitere hybride Systemarchitektur kombiniert die Erzeugung elektrischen Stroms mit einem Turbogenerator. Dieser verbrennt Treibstoff und erzeugt mittels eines Generators elektrischen Strom. Die notwendige Leistung kann je nach Flugphase zwischen Brennstoffzellensystem und Turbogenerator aufgeteilt werden. Wie beim hybriden System mit Batterietechnologie lassen sich dadurch für die jeweiligen Komponenten optimale Betriebspunkte finden bzw. eine Auslegung für diese Betriebspunkte bewerkstelligen. Eine Kombination der beiden hybriden Systeme mit drei verschiedenen Energiequellen ist ebenfalls denkbar. Die Optimierung der einzelnen Komponenten steht wiederum im Vordergund (Bradley, 2022). Weitere Konfigurationen sehen die Integration der Brennstoffzelle in ein konventionelles Flugtriebwerk vor. Die warme Abluft der Brennstoffzelle reduziert den Treibstoffverbrauch in der Brennkammer und die Leistung der Brennstoffzelle treibt zusätzlich den Verdichter an (Bradley, 2022).

Guida und Minutillo (Guida und Minutillo, 2017) haben den Ansatz eines More-Electric-Aircraft durch den Einsatz einer Brennstoffzelle untersucht. Dabei steht die Bezeichnung More-Electric-Aricraft für den Betrieb verschiedener Flugzeugsysteme mit elektrischer Energie, die zuvor über hydraulische und pneumatische Systeme angesteuert wurden (Klußmann und Malik, 2004). Um die Triebwerke, die in der Regel den elektrischen Strom während eines Flugs über Generatoren erzeugen (Bräunling, 2015), zu entlasten, wird diese Leistung durch eine Brennstoffzelle erbracht. Das Brennstoffzellensystem is anstatt



Abbildung 2.12: Flussbild der Stoffgrößen des untersuchten LED (Long Endurance Demonstrator) mit Brennstoffzellenstacks, Verdichtern und Wärmetauscher, in der Modellierung genutzte Batterien sind nicht abgebildet (Guida und Minutillo, 2017)

der APU (Auxiliary Power Unit -Hilfstriebwerk) im Heck des Flugzeugs installiert wird (Guida und Minutillo, 2017). Der Leistungsbedarf der zu ersetzenden APU beläuft sich auf 220 kW und wird durch das System LED (Long Endurance Demonstrator) ersetzt. Dieses besteht aus einem PEM-Brennstoff-zellenstack mit 40 Zellen und einer maximalen Leistungsausgabe von 1000 W. Daneben ist ein Verdichter, Wasserstofftanks, Wärmetauscher und Batterien vorgesehen. Das System ist modular aufgebaut und kann für eine höhrere Leistungsabgabe erweitert werden. Das Brennstoffzellensystem ist luftgekühlt und selbst-befeuchtend (Guida und Minutillo, 2017). Über einen Zeitraum von sechs Stunden soll das entworfene System zur Erprobung des LED eine Leistung von 24 kW erbringen.

Die optimale LED-Konfiguration für diese Anforderung besteht aus 28 FC-Stacks, fünf der verwendeten Verdichtern, sechs der untersuchten Wasserstofftanks, sechs Batterien und einem Wärmetauscher. Der Stofffluss im System mit Visualisierung der Komponenten ist in Abbildung 2.12 gegeben. Analyseergebnisse des Modells zeigen, dass eine spezifische Energiedichte von 0.51kWh/kg mit dem Demonstrator erreicht werden kann und die Energiedichte eines LiPo-Batteriesystems nach 1.5 h Simulationszeit überschritten wird (Guida und Minutillo, 2017).

Universal Hydrogen hat einen erfolgreichen Testflug einer modifizierten ATR 72 absolviert (Green Car Congress, 3. März 2023). Ein Triebwerk des Zubringer-Flugzeugs ist durch eine Brennstoffzellenantriebssystem ersetzt, das andere ist aus Sicherheitsgründen ein konventionelles Turboprop-Triebwerk. Der Wasserstoff ist im gasförmigen Zustand an Bord gelagert und hat dementsprechend einen Einfluss auf den verfügbaren Bauraum für die Payload. Der Testflug dauerte 16 Minuten und das Flugzeug stieg auf 3500 MSL (Mean Sea Level) (Green Car Congress, 3. März 2023). Laut Universal Hydrogen sollen 2025



Abbildung 2.13: Elektrisches Antriebssystem des regionalen Zulieferflugzeugs nach dem Vorentwurf von Fly Zero mit sechsfacher Ausführung des Triebwerk-Brennstoffzellenverbunds (Beddoes, März 2022)

erste Auslieferungen an Kunden beginnen. Das Brennstoffzellensystem nutzt keine Batterien und ein Konzept ähnlich Abbildung 2.9 (Bradley, 2022).

In einer Studie hat das Research-Projekt Fly Zero einen Vorentwurf für ein regionales Zubringerflugzeug vorgestellt. Der Entwurf umfasst das gesamte Flugzeug mit Analyse der Performance und Auswirkungen auf die postulierte Flugmission. Das Antriebssystem ist in Abbildung 2.13 dargestellt. Eine Aufteilung der notwendigen Schuberzeugung auf sechs Propellertriebwerke, die jeweils von einem PEMFC-Stack versorgt werden, ist vorgesehen. Um Ausfallsicherheiten zu erfüllen, sind Luftund Wasserstoffversorgung und das Wassermanagement zweifach implementiert. Jeder Brennstoffzellenstack hat eine vorgeschaltete Befeuchtung. Die Nutzung von Batterien ist aufgrund der geringen Energiedichte nicht zielführend (Beddoes, März 2022). Eine Überdimensionierung der Brennstoffzellen bezogen auf die Leistungsanforderungen mit einem ausgefallenem Triebwerk während des Startvorgangs ist stattdessen vorgesehen (Beddoes, März 2022). Abbildung A 4 verdeutlicht die

verschiedenen Ströme innerhalb des Systems. Die Komplexität eines Bennstoffzellensystems wird in dieser Darstellung deutlich. Da das Projekt eine komplette Vorauslegung eines neu konzipierten Flugzeugs vornimmt, sind neben dem Brennstoffzellensystem etliche weitere Flugzeugsysteme- und komponenten dimensioniert. Eine Darstellung des vorgeschlagenen VerkehrsFlugzuegs bietet Abbildung 2.14 Die installierten Komponenten des Brennstoffzellen sind in Abbildung 2.15 gezeigt. Dieses ist unter der Kabine installiert und durch eine Erweiterung der Flugzeugstruktur verkleidet. Die Gesamtmasse des Brennstoffzellensystems beträgt 5500 kg und damit ca. die doppelte Masse eines konventionellen Triebwerks mit 2600 kg (Beddoes, März 2022).

Im Rahmen der Entwicklung des Vorentwurfs für das Zubringerflugzeug sind einige Studien zur technologischen Entwicklung der Systemkomponenten durchgeführt worden (Bhatti et al., März 2022), (Hadnum, Pacey und Milne, März 2022). Ein technologischer Report zum Brennstoffzellensystem erörtert die Entwicklung der Brennstoffzellenstacks und der benötigten Systeme. Nach diesen Schätzungen hat das gesamte System im Jahr 2035 eine Leistung von 2.5-3 kW pro Kilogramm und im Jahr 2050 eine Leistung von 3-3.5 kW/kg bei der Nutzung von Niedrigtemperatur-PEMFC. Die Leistung des Stacks ohne zusätzliche Komponenten wird auf 9kW/kg im Jahr 2030 bis 16 kW/kg im Jahr 2050 geschätzt. Damit einhergehend sinken die Kosten der einzelnen Komonenten pro kW und des Systems und die Lebensdauer verlängert sich. Die Untersuchung zeigt ebenfalls das Potential anderer Brennstoffzellentypen wie Hochtemperatur-PEMFC, die kein Polymer als Elektrolyt nutzen. Für das Jahr 2050 wird eine Leistung von 5-6 kW/kg für das gesamte System vorhergesagt. Die Vorhersagen für die kommenden Jahre liegen aufgrund des Rückstands in der Entwicklung hinter denen der NT-PEMFC (Bhatti et al., März 2022).

Witmann et al. (Wittmann et al., 2022) haben die Luftversorgung von PEM-Brennstoffzellen in großen Flughöhen untersucht. Im Fokus steht die optimale Konditionierung der Luft stromauf der Brennstoffzelle bzgl. der Betriebsparameter Feuchte, Druck, Sauerstoff-Stöchiometrie und Temperatur. Mit 7 km und 18 km sind zwei verschiedene Flughöhen betrachtet und das Brennstoffzellensystem (insbesondere das Luftsystem) ist an den jeweiligen Zustand angepasst. Die grundlegende Architektur umfasst einen mehrstufigen Verdichter stromauf und eine mehrstufige Turbine stromab der Brennstoffzelle. Erkenntnisse zu Kondensationseffekte in der Turbine bei Nutzung der in der Abluft der Brennstoffzelle enthaltenen Energie fließen in die Modellierung dieser Komponenten mit ein (Wittmann et al., 2022). Neben der Kompression und der Expansion des Luftmassenstroms ist eine Befeuchtung oder Kühlung stromauf der Brennstoffzelle und jeweils ein Wasserabscheider vor einer Turbinenstufe vorgesehen. Abhängig von der Stromdichte stellen sich unterschiedliche Optima für die freien Betriebsparameter ein, getrieben durch die Zunahme der Verluste der Brennstoffzelle bei hohen Stromdichten und die dadurch notwendige Steigerung des Betriebsdrucks und der Sauerstoff-Stöchiometrie. In einer abschließenden Analyse ist der Bedarf verschiedener Komponenten des Gesamtsystems untersucht. Der Wegfall des Wärmetauschers bei Nutzung einer Befeuchtung und einer Turbine bzw. der Wegfall des Befeuchters mit und ohne Einsatz einer Turbine ist näher betrachtet. Für beide Flughöhen stellt sich eine optimale normierte Systemleistung bei Nutzung einer Befeuchtung und einer Turbine ein, speziell in 18 km Höhe hat die Verdichterleistung selbst bei geringem Systemdruck und geringer Sauerstoff-Stöchiometrie einen signifikanten parasitären Einfluss auf die Systemleistung (Wittmann et al., 2022). Weitere Faktoren wie Gewicht und Komplexität der Systemarchitekturen sind nicht berücksichtigt.

Gong et al. (Gong et al., 2018) untersuchen mittels Hardware-In-the-Loop (HWIL) die Auswirkungen von verschiedenen Lastanforderungen an eine PEMFC in Kombination mit Batterien und Kondensatoren. Der Brennstoffzellen-Batterien-Kondensator-Hybrid ist als Hardware-Komponente mit der Simulation des dynamischen Verhaltens eines unbemannten Luftfahrzeugs (Unmanned Aerial Vehicle – UAV) gekoppelt. Das hybride System erfährt erhöhte Lastanforderungen während Steigflügen auf eine maximale Flughöhe von 100 m. Das Batteriesystem unterstützt in diesen Flugphasen die Brennstoffzelle, im stationären Flug lädt überschüssige Energie die Batterien auf. Die Spannung der Brennstoffzelle im Verbund mit einer



Abbildung 2.14: Vorentwurf des FZR-1 TMS mit den integrierten Systemkomponenten für das Brennstoffzellensystem unter der Kabine, Tankintegration im Heck und in der Hochdeckerkonfiguration mit sechs Propellertriebwerken (Beddoes, März 2022)



Abbildung 2.15: Detaillierter Aufbau des Brennstoffzellensystems mit allen vorgesehenen Komponenten inklusive Abschätzung des Bauraums (Beddoes, März 2022)

Batterie sinkt von 20-21 V im Sinkflug auf unter 16 V im Steigflug, der Flugphase mit den höchsten Leistungsanforderungen. Der Einsatz eines Kondensators entlastet die Brennstoffzelle und reduziert die Änderungsrate der Brennstoffzellenspannung. Dies erhöht die Lebensdauer der PEMFC (Gong et al., 2018).

Mit Blick auf Windlasten verstärkt sich der positive Effekt des Einsatzes eines hybriden Systems mit Batterien und Kondensator im Hinblick auf Schwankungen der Brennstoffzellenspannung. Durch die geringe Größe und Masse des UAVs haben die simulierten Windlasten von bis zu 12.9 m/s einen



Abbildung 2.16: Flüssigkeitsgekühltes Brennstoffzellensystem mit Nutzung der Abwärme in anderen Flugzeugsystemen mittels thermischer Rekuperation (Colpan und Kovač, 2022)



erheblichen Einfluss auf die maximale Leistungsanforderung an das Antriebsystem (600 W zu zuvor 350 W). Der positive Effekt auf die Schwankung der Brennstoffzellenspannung skaliert mit der Kondensatorkapazität. Gewicht und Kosten der Komponenten sind begrenzende Faktoren in der Dimensionierung des Systems (Gong et al., 2018).

Colpan und Kovač (Colpan und Kovač, 2022) haben in einem Werk zu Brennstoffzellen- und Wasserstoff-Einsatz in der Luftfahrt einige Möglichkeiten der Nutzung eines Brennstoffzellensystems zum Antrieb eines Passagierflugzeuges gesammelt. Dazu kommt die Möglichkeit der Lagerung des Wasserstoffs an Bord. Bereits einige Prototypen sind erfolgreich mit einem Brennstoffzellensystem gestartet, die jüngsten eine Piper Malibu in 2020 mit einem 250 kW Batterie-Wasserstoff hybriden Antriebssystem von Zeroavia. Das beschriebene Flugzeug hat eine Kapazität von sechs Passagieren und ist mit einem Brennstoffzellensystem mit einer Leistungsfähigkeit von 100 kW ausgestattet. Ein Prototyp mit einer Kapazität von 19 PAX und einem 600 kW Brennstoffzellensystem ist in 2021 angekündigt worden. Weitere Ankündigungen betreffen Brennstoffzellensysteme mit einer Leistungsfähigkeit von 1 MW (Universal Hydrogen und Deutsche Aircraft), installiert in einer Bombardier DHC-8/400 respektive einer Dornier 328, bis zum Mitte des aktuellen Jahrzehnts (Colpan und Kovač, 2022).

(Colpan und Kovač, 2022) geben ebenfalls Beispiele der Wärmeregulierung eines Brennstoffzellensystems und deren Komponenten an. Unterschieden wird in luftgekühlte und flüssigkeitsgekühlte Systeme. Luftgekühlte Systeme besitzen den Nachteil eines großen Widerstands durch den Wärmetauscher und die Abwärme kann nicht in anderen Systemen genutzt werden. Für die Kühlung mit Flüssigkeiten sind zwei Möglichkeiten vorgestellt. Einmal die Nutzung von Kühlmittel in einem geeigeneten System, gezeigt in Abbildung 2.16 und einmal die Erwärmung des zugeführten Wasserstoffs zum Brennstoffzellensystem durch dessen Abwärme, dargestellt in Abbildung 2.17. Das System mit einem entwickeltem Kühlkreislauf sieht die Erwärmung von Wasser, bspw. für den Einsatz in der Galley, und die Nutzung des anfallenden Wassers in der Brennstoffzelle als Verbrauchswasser an Bord vor. Bei der Erwärmung des Wasserstoffs fällt dieser Nutzen weg. Die übrigen Systemkomponenten umfassen in beiden Fällen einen Verdichter und einige Wärmetauscher.

Renouard-Vallet et al (Renouard-Vallet et al., 2010)geben in einer Übersicht die Vorteile des Ersatzes der ineffizienten Flugzeugsysteme der APU und der RAT (Ram Air Turbine -Staulufttriebwerk) durch ein Brennstoffzellensystem. Insbesondere die APU hat eine im Vergleich zu den konventionellen Triebwerken und auch zu einem Brennstoffzellensystem geringe Effizienz von 20 % und geringer. Am Boden mit ausgestellten Triebwerken wird die für die Flugzeugsysteme benötigte Energie durch eine solche APU bereitgestellt, sollte keine GPU (Ground Power Unit – Bodenstromversorgung) zur Verfügung stehen. Mit Hinblick auf die Reduktionen der Emissionen und der Vermeidung von Emissionen am Boden ist der

Austausch der APU vielversprechend. Ebenso kann die beim Ausfall aller Triebwerke genutzte RAT durch ein auf Brennstoffzellen basierenedem Sicherheitssystem ersetzt werden (Renouard-Vallet et al., 2010).

Der Vorteil eines Brennstoffzellensystems an Bord bzw. die Rechtfertigung für die zusätzliche Systemmasse ist die Multifunktionalität durch die Nutzung der beim Betrieb einer Brennstoffzelle anfallenden Nebenprodukte. Das bei der chemischen Reaktion enstehende Wasser kann beispielsweise für die Toilettenspülung und in der Klimaanlage genutzt werden. Damit würde sich die Tankgröße für mitzuführendes Wasser reduzieren. Das Abgas der Brennstoffzelle ist durch den Verbrauch an der Anode arm an Sauerstoff und kann dadurch zur Feuerbekämpfung oder zur Abbdichtung des Treibstofftanks genutzt werden. Dieser muss nach neuen Regularien inert sein. Weitere vorgeschlagene sekundäre Anwendungen eines Brennstoffzellensystems sind die Nutzung der Abwärme zum Enteisung von Flugzeugstrukturen, das Aufheizen von Wasser zur Verwendung in der Galley, das Starten und die Entlastung der Triebwerke (Renouard-Vallet et al., 2010).

Das vorgeschlagene und analysierte System für einen Einbau in bestehende Flugzeugstrukturen besteht aus einem Versorgungssystem für Luft und Wasserstoff, einem Befeuchter, einem Kühlsystem, den Brennstoffzellenstacks und einem Verteilsystem der elektrischen Leistung (Renouard-Vallet et al., 2010).

2.3 Grundlegende Gleichungen zur Berechnung zusätzlicher Systemkomponenten

Nach Kapitel 2.2 sind verschiedene Komponenten für eine technische Realisierung eines Brennstoffzellensystems zum Antrieb eines Verkehrsflugzeuges nötig. Das grundlegende System besteht aus einem Verdichter und Befeuchter/Wärmetauscher-Verbund, welche die anodenseitige Luft auf Betriebsbedingungen der Brennstoffzelle konditioniert. Dem Verdichter ist ein aerodynamisch ausgelegter Einlauf vorgeschaltet, die Brennstoffzellenstacks selbst sind an elektrische Leistungsabnehmer gekoppelt. Die elektrische Energie wird über Leitungen an Zwischenspeicher, Bordsysteme und elektrische Motoren zum Antrieb der Triebwerke geleitet.

Die nötigen grundlegenden Gleichungen zur Berechnung der Systemkomponenten sind im Folgenden aufgeführt. In der Regel erfolgt dies auf thermodynamischer Ebene. Abmaße, Bauraum und Masse der Komponenten werden nicht detailliert berechnet und anhand in Kapitel

2.3.1 Systemeinlass

Der Einlass des Systems dient dem Einströmen der von den FC-Stacks benötigten Luft. Durch die über den Verlauf der Flugmission veränderliche Fluggeschwindigkeit ist die Geometrie aerodynamisch für den Betriebspunkt ausgelegt, ohne Widerstände in anderen Flugphasen stark ansteigen zu lassen (Anderson, 2007), (Schlichting und Truckenbrodt, 1967), (Seddon und Goldsmith, 1999). Eine Orientierung bietet der Einlauf des Systems zur Bereitstellung der bedruckten Kabinenluft der Boeing 787, welches entkoppelt von den Triebwerken des Flugzeuges ist und einen effizienteren Betrieb durch Verzicht auf Entnahme der Druckluft an verschiedenen Stufen des Triebwerkverdichters in Aussicht stellt (Sinnett, 2007).

Der Einlass ist ein Diffusor, die einströmende Luft wird verlangsamt und ein statischer Druckaufbau findet statt (Bräunling, 2015), (Boyce, 1999). Für eine thermodynamische Beschreibung der Komponenten ist die Kenntnis des Zustandes der Umgebungsluft nötig. Üblicherweise entspricht dieser Zustand Standardwerten nach der ICAO-Standardatmosphäre. Über Einbezug der Fluggeschwindigkeit c_0 können Totalwerte (Index t) bestimmt werden (Bräunling, 2015), (Schlichting und Truckenbrodt, 1967, Anderson, 2007). Dazu wird die Machzahl Ma_0 der Strömung genutzt, berechnet aus der temperaturabhängigen Schallgeschwindigkeit a_0 (Bräunling, 2015), (Anderson, 2007). Gleichung (2.22) gibt diesen Zusammenhang von statischen und totalen Werten der Zustandsgrößen für die Totaltemperatur T_t an. An der Rechnung beteiligt ist der Isentropenexponent κ , der nach Gleichung (2.26) ermittelt wird.

$$T_t = T\left(1 + \frac{\kappa - 1}{2}Ma^2\right)$$
(2.22)

$$Ma_0 = \frac{c_0}{a_0} = \frac{c_0}{\sqrt{\kappa T R_i}}$$
(2.23)

Der Einlass samt Diffusor wird als adiabates System angenommen, die Totaltemperatur bleibt konstant (Bräunling, 2015). Durch Reibung entsteht ein Totaldruckverlust, das Totaldruckverhältnis π_n des Einlasses ergibt sich aus Eintrittsdruck zu Austrittsdruck (Anderson, 2007). Dies entspricht der allgemeinen Beschreibung eines Druckverhältnisses nach Gleichung (2.24) mit dem Totaldruck p_t .vor und nach der Zustandsänderung (n + 1) (Bräunling, 2015).

$$\pi_n = \frac{p_{t,n+1}}{p_{t,n}}$$
(2.24)

Das Druckverhältnis lässt sich mit Gleichung (2.25) mit Kenntnis des Verhältnisses von Totaltemperatur zu statischer Temperatur T berechnen. In Kombination mit dem Isentropenexponenten κ kann das Druckverhältnis von Totaldruck zu statischem Druck p bestimmt werden (Bräunling, 2015).

$$\frac{p_t}{p} = \left(\frac{T_t}{T}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \tag{2.25}$$

Der Isentropenexponent ist temperaturabhängig. Bei Änderung der spezifischen Wärmekapazität bei konstantem Druck c_p und der spezifischen Gaskonstante R_i verändert sich der Isentropenexponent nach Gleichung (2.26) (Bräunling, 2015), (Boyce, 1999).

$$\kappa = \frac{1}{1 - \frac{R_i}{c_p}} \tag{2.26}$$

Folglich lässt sich der Totaldruck p_t nach Gleichung (2.25) unter Einbeziehung von Gleichung (2.22) und Gleichung (2.26) berechnen (Bräunling, 2015), (Anderson, 2007).

$$p_t = p \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M a^2 \right)^{\frac{c_p}{R_i}}$$

Statische Größen und die Strömungsgeschwindigkeit eines Zustandspunkts sind mit Kenntnis der Machzahlbestimmbar. Die Strömungsgeschwindigkeit ist axial und wird vor dem Eintritt in den Verdichter als konstant und nicht veränderlich angenommen. Dies gilt nur für die axiale Komponente der Strömungsgeschwindigkeit (Bräunling, 2015).

Die spezifische Wärmekapazität bei konstantem Druck c_p ist essentiell für die vorgestellten Berechnungen. Die Luftbestandteile haben jeweils individuelle spezifische Wärmekapazitäten, die temperaturabhängig sind (Baehr und Kabelac, 2016), (Stephan et al., 2010). In (Bräunling, 2015) sind für verschiedene Stoffe, u. a. für die Bestandteile von Luft, Werte für die spezifische Wärmekapazität bei konstantem Druck über einen Temperaturbereich von 100 bis 3000 K angegeben. Die spezifische Wärmekapazität zweier unterschiedlicher Temperaturen kann in ausreichender Näherung aus dem Mittelwert der spezifischen Wärmekapazitäten der entsprechenden Temperaturen gebildet werden (Gleichung (2.27)). (Bräunling, 2015).

$$\bar{c}_p \approx \frac{c_p(T_1) + c_p(T_2)}{2}$$
 (2.27)

Mittels linearer Interpolation findet sich die spezifische Wärmekapazität einer Temperatur zwischen zwei Stützpunkten, vorausgesetzt das Intervall zwischen den Stützpunkten ist ausreichend gering (Bräunling, 2015).

$$c_{p,x}(T_x) = c_{p,1} + (c_{p,2} - c_{p,1}) \frac{T_x - T_1}{T_2 - T_1}$$
(2.28)

Je nach Zusammensetzung der einströmenden Luft ändert sich die spezifische Wärmekapazität (Baehr und Kabelac, 2016). In der Modellierung wird stets von einer konstanten Luftzusammensetzung nach Tabelle 2.1 ausgegangen (Baehr und Kabelac, 2016). Die Wasserbeladung bzw. die Feuchte der Luft ist dabei ausgeklammert, in der Modellierung jedoch nicht ignoriert. Die gegebene Tabelle enthält die Stoffbezeichnung der einzelnen Gase, die mehrheitlich in der Umgebungsluft auftreten. Für diese Gase sind der Stoffmengenanteil χ , der Massenanteil ξ und die Molare Masse M angegeben.

Ähnlich der spezifischen Wärmekapazität ändert sich die spezifische Gaskonstante R_i je nach Gaszusammensetzung. Die universelle Gaskonstante R wird durch die Molare Masse M des Gemisches geteilt. Über die in Tabelle 2.1 gegeben Massenanteile und jeweiligen Molaren Massen der Stoffe berechnet sich nach Gleichung(2.29) die spezifische Gaskonstante für trockene Luft (Baehr und Kabelac, 2016), (Stephan et al., 2010), wobei n die Anzahl an Stoffen im Gemisch und k die Zählvariable der Summe ist.

$$R_{i} = \frac{R}{M} = R \sum_{k}^{n} \frac{\xi_{k}}{M_{k}} \operatorname{mit} R = 8.31446 \frac{J}{mol \, K}$$
(2.29)

Die Umrechnung von Massenanteilen ξ zu Stoffmengenanteilen χ ist gegeben durch Gleichung (2.30) (Stephan et al., 2010). Dies ist notwendig bei einer prozentualen Angabe bspw. der Wassermenge feuchter Luft und einer Diskrepanz der molaren Massen der einzelnen Stoffe (Stephan et al., 2010), welche im Fall von Luft auftritt.

$$\chi_i = \frac{M}{M_i} \,\xi_i = \frac{\xi_i}{M_i \,\sum \frac{\xi_k}{M_k}} \tag{2.30}$$

| Stoffbezeichnung | Stoffmengenanteil | Massenanteil | Molare Masse [kg/kmol] |
|--------------------------------------|-------------------|--------------|------------------------|
| Stickstoff (N ₂) | 0.78081 | 0.75514 | 28.0134 |
| Sauerstoff (O ₂) | 0.20942 | 0.23135 | 31.9988 |
| Argon (Ar) | 0.00934 | 0.01288 | 39.9480 |
| Kohlenstoffdioxid (CO ₂) | 0.00041 | 0.00062 | 44.0100 |
| Neon (Ne) | 0.00002 | 0.00001 | 20.1797 |

Tabelle 2.1: Stoffmengen- und Massenanteile der Bestandteile trockener Luft (Baehr und Kabelac, 2016), in Berechnungen zur Bestimmung von Stoffeigenschaften sind die Anteile von Kohlenstoffdioxid und Neon vernachlässigt

Bei der Bestimmung der Totaltemperatur mit Kenntnis der statischen Temperatur mittels Gleichung (2.22) wird die gemittelte spezifische Wärmekapazität \bar{c}_p benötigt. Um diese nach Gleichung (2.27) und Gleichung (2.28) zu berechnen, müssen wiederum die Temperaturen T_1 und T_2 bekannt sein. In der Regel ist dies bei einer Zustandsänderung nicht der Fall, die Endtemperatur des neuen Zustands muss ermittelt werden. Mit Wahl eines Startwerts führt in diesem Fall eine Iteration zum gesuchten Zielwert. Entweder wird die zweite Temperatur oder die gemittelte spezifische Wärmekapazität geschätzt und bspw. nach Gleichung (2.22) die Totaltemperatur berechnet. Mit der neuen Totaltemperatur wird eine neue gemittelte spezifische Wärmekapazität und eine neue Temperatur bestimmt. Die Iteration wird fortgeführt, bis die Differenz der Totaltemperatur des vorherigen Iterationsschrittes und der Totaltemperatur des darauffolgenden Schrittes kleiner als ein gewähltes Kriterium ist (Bräunling, 2015).

2.3.2 Verdichter des Brennstoffzellensystems

Der Verdichter des Brennstoffzellensystems ist dem Einlass nachgelagert und hebt das Druckniveau der einströmenden Luft auf den gewünschten Betriebsdruck der Brennstoffzellenstacks. In einer abschließenden Systemauslegung muss der Typ des Verdichters festgelegt werden; grundsätzlich sind die in konventionellen Triebwerken genutzten Axial- und Radialverdichter eine Option (Bräunling, 2015). Schraubenverdichter sind ebenfalls eine Möglichkeit, letztere sind allerdings aufgrund der Betriebslautstärke und der Masse bezogen auf den Massendurchsatz nicht zu favorisieren (Bräunling, 2015). Axial- und




Abbildung 2.18: Axial-Verdichterkennfeld mit eingezeichneter Pumpgrenze, stationäre Betriebslinie, Linien konstanter Drehzahl und isentropen Wirkungsgrads (Bräunling, 2015)

Abbildung 2.19: Isentrope (2 \rightarrow 3s) und polytrope Zustandsänderung (2 \rightarrow 3) in einem T-s-Diagramm einer Verdichtung (Bräunling, 2015)

Radialverdichter haben ebenfalls deutliche Unterschiede, bspw. in der Stirnfläche und damit ebenfalls im Massendurchsatz. Das Druckverhältnis einer Stufe eines Radialverdichters ist deutlich größer als das einer

Axial-Verdichterstufe, eine kompaktere Bauweise ist daher möglich (Bräunling, 2015). Sobald der notwendige Massenstrom ansteigt, fällt die Wahl in der Regel auf einen Axialverdichter (Bräunling, 2015), (Otis, 1997).

Die grundlegenden thermodynamischen Zustandsänderungen sind von der Art des Verdichters unberührt. Durch die Zugabe von Arbeit in die Strömung wird das Druckniveau des Luftmassenstroms angehoben, bei Axial-und Radialverdichtern bestimmt die Drehzahl der Schaufelblätter bei gegebenen Massenstrom das erreichbare Druckverhältnis π_C (Bräunling, 2015), (Otis, 1997). Abbildung 2.18 stellt ein beispielhaftes Verdichterkennfeld dar. In einem Verdichterkennfeld sind die Betriebszustände eines Verdichters

abgebildet. Das Feld ist begrenzt durch die Pump- und Schluckgrenze des Verdichters. Die Pumpgrenze beschriebt das maximale Druckverhältnis für einen gegeben Massenstrom *m*, bevor durch einen Strömungsabriss an den Verdichterschaufeln eine Rückströmung droht und der Verdichter beschädigt werden kann. Die Schluckgrenze beschreibt den maximalen Massenstrom bevor eine Verdichterstufe aufgrund des hohen Massenstroms blockiert und Schallgeschwindigkeit am Ausgang der Stufe herrscht (Bräunling, 2015). Zusätzlich sind in dem Verdichterkennfeld Linien mit konstanter Drehzahl und konstantem isentropen

Wirkungsgrad $\eta_{C,s}$ gegeben. Mittels eines solchen Kennfelds lässt sich ein optimaler Betriebspunkt des Verdichters identifizieren und für verschiedene Massenströme und Drehzahlen das Druckverhältnis bzw. die notwendige Drehzahl für ein gewünschtes Druckverhältnis bei einem bestimmten Massenstrom ermitteln (Bräunling, 2015), (Otis, 1997).

Mit einer Druckerhöhung steigt die Temperatur des Fluids. Unter Einbeziehung des isentropen Verdichterwirkungsgrads $\eta_{C,s}$ wird mittels Gleichung (2.31) die Totaltemperatur am Auslass des Verdichters bzw. einer Stufe bestimmt.

$$T_{t,2} = T_{t,1} \left(1 + \frac{\pi_C \frac{\kappa - 1}{\kappa} - 1}{\eta_{C,s}} \right)$$
(2.31)

Der Isentropenexponent κ wird wie in Kapitel 2.3.1 ersetzt durch Gleichung (2.26).

$$T_{t,2} = T_{t,1} \left(1 + \frac{\pi_c^{\frac{R_i}{c_p}} - 1}{\eta_{c,s}} \right)$$

Der isentrope Verdichterwirkungsgrad $\eta_{C,s}$ ist das Verhältnis einer isentropen zu einer polytropen Zustandsänderung (Bräunling, 2015). Bei einer isentropen Zustandsänderung bleibt die Entropie im System konstant. Dissipative Verluste, beispielsweise durch Reibung, werden vernachlässigt. Bei Betrachtung eines T-S-Diagramms (Temperatur-Entropie-Diagramm), gezeigt in Abbildung 2.19, fällt bei einer Druckänderung die bei polytroper Zustandsänderung höhere Temperatur auf. Mit der Temperatursteigerung geht eine Volumenerhöhung einher, effektiv wird dadurch das Druckverhältnis reduziert und mehr Arbeit ist zur Erreichung des Druckniveaus nötig (Bräunling, 2015). Übliche Werte für den isentropen Verdichtungswirkungsgrad betragen $\eta_{C,s} = 0.8...0.9$ (Bräunling, 2015).

Die Verwendung der spezifischen Wärmekapazität, in der modifizierten Variante der Gleichung (2.31), zur Bestimmung der Totaltemperatur am Verdichteraustritt führt auf eine Iteration mit Abschätzung von \bar{c}_p , zuvor erläutert in Kapitel 2.3.1. Eine wesentliche Annahme ist die konstante Axialgeschwindigkeit im gesamten Verdichter. Für den Betrieb und die Leistung der Brennstoffzellenstacks ist der Druck der einströmenden Luft nach Kapitel 2.1.3 wichtig. Mittels der Axialgeschwindigkeit c_{ax} lässt sich die statische Temperatur bei Kenntnis der Totaltemperatur bestimmen (Bräunling, 2015).

$$T = T_t \frac{c_{ax}^2}{2 \, \bar{c}_p} \tag{2.32}$$

Die Iteration zur Bestimmung der spezifischen Wärmekapazität muss bei Verwendung von Gleichung (2.32) ebenfalls genutzt werden. Der statische Druck ist anschließend durch den polytropen Zusammenhang zwischen Temperatur- und Druckverhältnis nach Gleichung (2.25) berechenbar (Stephan et al., 2010), (Baehr und Kabelac, 2016).

Die notwendige Arbeit zur Verdichtung der Luft beschränkt die zum Antrieb des Flugzeugs zur Verfügung stehende Energie. Je nach Flughöhe und herrschendem Umgebungsdruck bei Annahme eines möglichst konstantem Brennstoffzellenbetriebsdrucks variiert das Druckverhältnis des Verdichters und somit das Temperaturverhältnis. Die erforderliche Arbeit des Verdichters w_c ist linear abhängig von der Differenz der Eintritts- und Austrittstemperatur des Verdichters (Bräunling, 2015) und nimmt daher bei steigenden Druckverhältnissen zu (Otis, 1997).

$$w_{c} = \bar{c}_{p} \left(T_{t,2} - T_{t,1} \right) \tag{2.33}$$

Die spezifische Wärmekapazität in Gleichung (2.33) ist in der zuvor angestellten Iteration zur Bestimmung der Verdichteraustrittstemperatur bestimmt worden. Die erforderliche Leistung des Verdichters P_C wird über den Luftmassenstrom \dot{m}_{Air} bestimmt (Bräunling, 2015), (Otis, 1997), (Boyce, 1999).

$$P_{C} = w_{C} \, \dot{m}_{Air} = \dot{m}_{Air} \, \bar{c}_{p} \left(T_{t,2} - T_{t,1} \right) \tag{2.34}$$

Diese Leistung muss vom Brennstoffzellensystem erbracht werden und reduziert die den Flugzeugsystemen zur Verfügung stehende Leistung (Larmine, Dicks und Larminie, 2009).

2.3.3 Befeuchter und Wärmetauscher des Brennstoffzellensystems

Nach dem Verlassen des Verdichters ist die Luftströmung auf dem gewünschten Druckniveau, der Totaldruck wird im weiteren Strömungspfad durch Reibung sukzessive reduziert. Durch geschickte Auslegung des Leitsystems lässt sich das statische Druckniveau durch Verzögerung der Strömung erhalten (Schlichting und Truckenbrodt, 1967). Die Temperatur der Strömung liegt in der Regel durch die Verdichtung deutlich über der Betriebstemperatur der Brennstoffzelle, der Luftmassenstrom muss daher gekühlt werden (Kurzweil, 2013), (Larmine, Dicks und Larminie, 2009). Gleichzeitig ist nach Kapitel 2.1 eine ausreichende Feuchte der Luft für die Leistungsfähigkeit einer Brennstoffzelle wichtig, eine Befeuchtung des Luft- und eventuell des Wasserstoffmassenstroms verhindert ein Austrocknen der Zellen eines FC-Stacks (Kurzweil, 2013), (Larmine, Dicks und Larminie, 2009), (Peters, 2015).

Bereits in Kapitel 2.1.3 sind die Besonderheiten des Luft-Wasser-Gemisches bezüglich des Sättigungsdruckes von Wasser in Luft angesprochen worden. Gleichung (2.20) beschreibt die relative Feuchte φ , das Verhältnis des aktuellen Partialdrucks des Wasserdampfs zum Sättigungsdruck. Der Sättigungsdruck ist von der Temperatur abhängig und steigt mit dieser an (Baehr und Kabelac, 2016). Daher nimmt die relative Feuchte bei steigender Temperatur bei gleichbleibendem Dampfpartialdruck p_w ab. Die Wasserbeladung X beschreibt hingegen die Masse des vorhandenen Wassers in der Luft und bleibt ohne Zugabe oder Entnahme von Wasser bei einer Zustandsänderung oder in einem Zustand konstant (Baehr und Kabelac, 2016), (Stephan et al., 2010), (Heintz, 2017). Gleichung (2.35) bezieht die Masse des Wassers auf die Masse der trockenen Luft.

$$X = \frac{m_w}{m_{Air}}$$
(2.35)

Die Gesamtmasse bzw. ein Gesamtmassenstrom berechnet sich folglich unter Addition der Wassermasse $m_{Water} = m_{Air} X$.

$$m = m_{Air} (1 + X)$$
 bzw. $\dot{m} = \dot{m}_{Air} (1 + X)$ (2.36)

Die Wasserbeladung kann alternativ als Funktion des Sättigungsdrucks p_W^S und der relativen Feuchte dargestellt werden (Baehr und Kabelac, 2016), (Stephan et al., 2010).

$$X = 0.622 \frac{p_W^s(T)}{\frac{p}{\varphi} - p_W^s(T)}$$
(2.37)

Der Vorfaktor 0.622 ergibt sich aus den Gaskonstanten für trockene Luft und Wasserdampf. Mit steigender Temperatur liegt bei identischer relativer Feuchte eine größere Wasserbeladung vor. Eine Drucksteigerung des Gemisches lässt die Wasserbeladung sinken (Baehr und Kabelac, 2016). Visualisiert sind diese Zusammenhänge in Abbildung 2.20 (Temperatur gegeben in °C). Luft nimmt nach der Abbildung eine größere Menge an Wasser dampfförmig auf, je höher die Temperatur und desto niedriger der Druck der Luft ist (Baehr und Kabelac, 2016).

Die spezifische Enthalpie h feuchter Luft kann genutzt werden, um eine Zustandsänderung durch Zugabe von Wasser zu beschreiben. Die spezifische Enthalpie ist dabei die Enthalpie bezogen auf die Masse bzw. den Massenstrom der trockenen Luft (Baehr und Kabelac, 2016), (Barbier, 2013). Die spezifische Enthalpie feuchter Luft setzt sich aus der spezifischen Enthalpie von trockener Luft h_{Air} und der von Wasser h_W zusammen (Gleichung (2.38)).

$$h^* = \frac{\dot{H}}{\dot{m}_{Air}} = h_{Air} + X h_W \text{ mit } \dot{H} = \dot{m}_{Air} h_{Air} + \dot{m}_W h_W$$
(2.38)

Die spezifische Enthalpie eines Stoffes lässt sich über das Produkt der spezifischen Wärmekapazität und einer Temperaturdifferenz angeben (Bräunling, 2015), (Baehr und Kabelac, 2016). Bei Betrachtung eines Luft-Wasser-Gemisches ist der Bezug auf den Tripelpunkt von Wasser $T_{Tr} = 273.16 K$ üblich. Für Luft ändert sich die ausformulierte Gleichung (2.39) nicht, für Wasser ändert sich diese je nach Aggregatzustand (siehe Gleichung (2.40)) (Baehr und Kabelac, 2016). Im Folgenden wird nur der flüssige und gasförmige Zustand betrachtet, Eis als dritten Aggregatzustand des Wassers wird vernachlässigt.



Abbildung 2.20: Verlauf des Sättigungsdrucks mit steigender Temperatur für verschiedene Druckniveaus (Baehr und Kabelac, 2016)

$$h_{Air} = \bar{c}_{p,Air} (T - T_{Tr})$$
 (2.39)

$$h_{W,g} = \bar{c}_{p,G,W} (T - T_{Tr}) + \Delta h_V (T_{Tr}) \text{ für gasförmiges Wasser}$$

$$h_{W,l} = c_{p,W} (T - T_{Tr}) \text{ für flüssiges Wasser}$$
(2.40)

Für ungesättigte feuchte Luft ergibt sich aus der Kombination der oben genannten Gleichungen eine Beschreibung für die spezifische Enthalpie eines idealen Gasgemisches aus Luft und Wasserdampf bei Temperaturen oberhalb des Gefrierpunkts (Baehr und Kabelac, 2016).

$$h(T,X) = \bar{c}_p (T - T_{Tr}) + X \left(\Delta h_v(T_{Tr}) + c_{p,G,W} (T - T_{Tr}) \right)$$
(2.41)

 $\Delta h_v(T_{Tr}) = 2500.9 \, kJ/kg$ ist die spezifische Verdampfungsenthalpie von Wasser bei der Tripelpunkttemperatur (Baehr und Kabelac, 2016). Die spezifischen Wärmekapazitäten der gasförmigen Fluide ändern sich mit der Temperatur, die des flüssigen Wassers bleibt konstant mit $c_{p,W} = 4.191 \, kJ/(kg \, K)$.

Die Enthalpien unterschiedlicher Zustände werden mit Gleichung (2.41) berechnet und verglichen. In einem h-x-Diagramm, auch Mollier-Diagramm genannt, können die Zustände eingetragen werden. Dabei sind die Gebiete ungesättigter und gesättigter Luft durch eine Linie (in Abbildung 2.21 *saturation line*) getrennt. Zusätzlich sind in dem Diagramm Linien konstanter Temperatur (in °C) und spezifischer Enthalpie eingetragen. Beispielhaft ist in Abbildung 2.21 die Zugabe von Wasser zu relativ trockener Luft dargestellt, die Temperatur liegt deutlich unter der gewünschten Sättigungstemperatur (Barbier, 2013). Durch eine Aufstellung des kalorischen Gleichgewichts unter Einbeziehung der Enthalpie beider Zustände und der Enthalpie des zugegebenen flüssigen Wassers wird die nötige zu- oder abzuführende Wärmeenergie quantifizierbar. In Gleichung (2.42) ist Q die Wärme bzw. \dot{Q} der Wärmestrom und H die jeweilige Enthalpie (Baehr und Kabelac, 2016). Mittels eines Wärmetauschers wird die Energie- bzw. Wärmedifferenz





Abbildung 2.21: h-x-Diagramm (Mollier-Diagramm) mit der spezifischen Enthalpie über dem Wassergehalt feuchter Luft mit Nass- und Dampfgebiet und Linien konstanter Temperatur und Enthalpie (Barbier, 2013)

Abbildung 2.22: Beispielhafte Darstellung eines Wärmetauschers und Befeuchters mit Kühlung des einströmenden Luftmassenstroms, Befeuchtung durch Wassereinspritzung (Zhang et al., 2013)

bereitgestellt. Der Wärmetauscher an sich sorgt für eine weitere Reduzierung des Totaldrucks durch Reibungsverluste. Je mehr Kontaktfläche mit dem Medium hergestellt wird, desto größer ist dieser Verlust (Schlichting und Truckenbrodt, 1967). Ein Beispiel für einen Wärmetauscher in einem Brennstoffzellensystem ist in Abbildung 2.22 gezeigt.

$$\begin{aligned} H_{air,1} &+ H_{H_2O} &+ Q &= H_{air,2} \\ \dot{H}_{air,1} &+ \dot{H}_{H_2O} &+ \dot{Q} &= \dot{H}_{air,2} \end{aligned}$$

$$(2.42)$$

Der Wärmetauscher ist im Verbund mit einem Befeuchter aufgebaut und kühlt die einströmende Luft ab. Das Wasser wirbt dabei durch eine Düse eingespritzt.

Die Befeuchtung des Wasserstoffmassenstroms basiert auf identischen Überlegungen. Lediglich die Berechnung des Sättigungsdrucks des Wassers nach Gleichung (2.37) ändert sich durch einen verschiedenen Vorfaktor ab (Baehr und Kabelac, 2016).

$$X = 8.937 \frac{p_W^s(T)}{\frac{p}{\varphi} - p_W^s(T)}$$
(2.43)

3 Systemanforderungen

Das Systemmodell soll verschiedene Anforderungen erfüllen und auf Basis bestimmter Eingabeparameter (spezifiziert in Kapitel 4.2) gewünschte Leistungsdaten, Systemumfang und Massenströme ausgeben. Dazu sind Systemgrenzen und Randbedingungen definiert worden und allgemeine Anforderungen aus der Luftfahrt für große Verkehrsflugzeuge als Standard implementiert.

3.1 Randbedingungen und Systemgrenzen

Die Systemgrenze des Brennstoffzellensystemmodells ist unterschieden für die beiden Reaktanden Wasserstoff und Sauerstoff bzw. Luft. Grundsätzlich erhält das System den Luftmassenstrom von der Umgebung, entsprechend besitzt die einströmende Luft Umgebungsbedingungen und ist nicht vorkonditioniert. Diese Umgebungsbedingungen ändern sich mit der Flughöhe und eine dauerhafte Anpassung des Systeminputs ist daher vorgesehen.

Das Vorkonditionierung des Wasserstoffs wird nicht weiter betrachtet, dieser strömt gasförmig zur Brennstoffzelle und besitzt den gewünschten Betriebsdruck und die gewünschte Betriebstemperatur des Brennstoffzellensystems. Beide Parameter sind vor dem Start der Simulation anzugeben. Lediglich eine mögliche Befeuchtung des Wasserstoffmassenstroms wird in der Modellierung untersucht.

Die Abwärme und das Kühlsystem der Brennstoffzellenstacks wird ebenfalls nicht näher betrachtet. Die Abwärme, falls vom Systemmodell berechnet, wird an eine Wärmesenke übergeben. Ebenso wird die Leitung der elektrischen Energie vom Brennstoffzellensystem an einen Stromwandler oder eine Verteilungseinheit vom Modell ausgegrenzt. Die elektrische Energie wird in den Stacks gewandelt und mittels elektrischer Leitungen über die Systemgrenzen geführt.

Als Randbedingungen sind verschiedene, teilweise bereits genannten, Systemparameter für die Simulation anzugeben. Die angestrebte Variantenbildung bestimmt die nötige Flugzeugleistung in Kombination mit den Umgebungsbedingungen. Dafür ist ein Missionsprofil vonnöten, welches diese Randbedingungen konkretisiert. Ein solches Missionsprofil ist unterteilt in die einzelnen Flugphasen und beinhaltet die durchschnittliche Geschwindigkeit, die Flughöhe zu Beginn und Ende, die Dauer und die Leistungsanforderung der jeweiligen Phase. Ein beispielhaftes Missionsprofil ist in Abbildung 3.1 dargestellt. Die notwendige, vom System zu erbringende, Leistung gibt Auskunft über die Variante der untersuchten Flugzeugkonfiguration. Eine hybride Konfiguration mit Batterien oder konventionellen Triebwerken stellt eine geringere Leistungsanforderung an das Brennstoffzellensystem als eine Konfiguration mit vollständiger Leistungsversorgung durch Brennstoffzellenstacks.

Entnommen ist das dargestellte Missionsprofil von (Eurocontrol) als Performance-Werte eines Airbus A320Neo, welches im Kooperationsprojekt MIWa als Referenzflugzeug dient (Centerline Design, DLR und HAW Hamburg, 2022). Die gegeben Performance-Daten umfassen verschiedene Flugphasen mit Angabe der Steigrate, der Fluggeschwindigkeit (Inidicated Air Speed – IAS) und der Fluglevel. Diese Daten werden verarbeitet und mittels einfacher Rechnungen und Annahmen durchschnittliche Schubwerte für die Flugphasen ermittelt. Das Flugzeug wird freigeschnitten und die Basisgleichungen der Flugmechanik angewandt (Siegel, 2019).

$$F = W \tag{3.1}$$

$$A = G \tag{3.2}$$

Durch die Steigrate ist das Flugzeug in den meisten Flugphasen bis auf den Reiseflug angestellt, Gleichung (3.2) muss dementsprechend den Steigwinkel mit einbeziehen.



Abbildung 3.1: Mission eines Airbus A320Neo mit Startgewicht, Fluggeschwindigkeiten und Steigraten (Eurocontrol)

$A = G \cos \alpha$

Zur Berechnung des Widerstands des Flugzeugs wird vereinfacht auf die Gleitzahl verwiesen. Diese ist für einen Airbus A320 ca. L/D = A/W = 18. Für ein angestelltes Flugzeug verändert sich Gleichung (3.1) durch die zusätzlich nötige Schubleistung der Sinuskomponente des Steigwinkels.

$$F = W + \sin \alpha G$$

Die Performance-Daten gliedern die Flugphasen weiter auf, als es für die Modellierung praktikabel ist. Für den Take-Off, den Steigflug und Sinkflug werden jeweils nach Dauer der einzelnen Abschnitte gemittelte Schubwerte bestimmt.

$$F_{Phase} = \frac{\sum F_i t_i}{t_{ges}}$$
(3.3)

Die Kenntnis der Masse des Flugzeugs zur Berechnung der Gewichtskraft *G* ist Voraussetzung für diese vereinfachte Bestimmung des Schubs einzelner Flugphasen. Als Startwert wird das maximale Fluggewicht der Airbus A320Neo Variante A320-271N 050 Basic (MOD 161258) aus (EASA -- Eurpean Union Aviation Safety Agency, 2022) gewählt. Die in Abbildung 3.3 gezeigte Tabelle gibt maximale Massen für das Taxiing zur Startposition (Max ramp weight), den Start (Max Take-off Weight), die Landung (Max Landing Weight) und ohne Treibstoff (Max Zero Fuel Weight) an. Im Verlauf des Fluges reduziert sich die Masse des Treibstoffs und somit die Masse des Flugzeuges. Folglich wird weniger Schub in den jeweiligen Flugphasen benötigt. Um diesen Effekt nicht zu vernachlässigen, wird der Spezifische Treibstoffverbrauch (Specific fuel consumption – SFC) des PW1100G (Geilich, 2019), das vom Airbus A320Neo genutzte Triebwerk, mit dem Schub und der Phasendauer multipliziert und für die folgende Phase vom Gesamtgewicht abgezogen. Für den Reiseflug wird aufgrund der langen Dauer eine Iteration durchgeführt. Das mittlere Gewicht wird geschätzt und damit der notwendige Schub und der verbrauchte Treibstoff berechnet. Mit der Treibstoffmasse wird die Massenschätzung überprüft, angepasst



Abbildung 3.2: Freikörperbild eines Flugzeugs im Steigflug mit dem Winkel α , dem Auftrieb A, der Gewichtskraft G, dem Schub F und dem Widerstand D

| VARIANT | 050 BASIC |
|-----------------------|-----------|
| | (MOD |
| | 161248) |
| Max. ramp weight | 73 900 |
| Max. Take-off Weight | 73 500 |
| Max. Landing Weight | 66 300 |
| Max. Zero Fuel Weight | 62 800 |

Abbildung 3.3: Maximale Massen des Airbus A320Neo in der Variante A320-271N 050 BASIC (EASA -- Eurpean Union Aviation Safety Agency, 2022)

und die Rechnung wiederholt, bis eine ungefähre Übereinstimmung erreicht ist. Da etliche Werte nur auf groben Schätzungen basieren, ist das Abbruchkriterien bewusst groß gewählt. Für die anderen Flugphasen Start, Steig- und Landeflug ist diese Iteration wegen der vergleichsweisen kurzen Flugdauer vernachlässigbar. Die Dauer der einzelnen Phasen wird aus den Informationen zur Steigrate und der Differenz zwischen Start- und Endhöhe der Flugphasen berechnet.

| Flugphase | Take-Off | Steigflug | Reiseflug | Sinkflug und Landung |
|---------------------------|----------|-----------|-----------|----------------------|
| Starthöhe [m] | 0 | 1500 | 10500 | 12000 |
| Endhöhe [m] | 1500 | 10500 | 12000 | 0 |
| Masse [kg] | 73500 | 72800 | 66000 | 60000 |
| Steigrate [m/min] | 600 | 400 | - | 460 |
| Dauer [min] | 4 | 26 | 402 | 27 |
| Geschwindigkeit [m/s] | 86 | 172 | 232 | 175 |
| Schub [kN] | 110 | 70 | 36 | 10 |
| Äquivalente Leistung [kW] | 11100 | 14000 | 9800 | 2000 |

Tabelle 3.1: Charakteristika einer beispielhafter Flugmission eines Airbus A320Neo mit abgeschätzten und berechneten Schubund Massewerten (Eurocontrol)

Tabelle 3.1 enthält die entnommenen, abgeschätzten und berechneten Daten der Flugmission. Die Berechnung erfolgt nicht in dem eigentlichen Systemmodell, sondern wird in dem verlinkten MCSE-Modell (Magic Cyber Systems Engineer) durchgeführt. In Kapitel 4.2 wird die Zuweisung dieser Randbedingungen für das System in Form verarbeitbarer Parameter genauer erläutert. Diese berechneten Daten umfassen ebenfalls die Leistungsanforderungen an das Brennstoffzellensystem. Die Flugzeugsysteme und die Kabinenausstattung des Referenzflugzeugs geben den Leistungsbedarf direkt an. Für die Triebwerke kann eine äquivalente Triebwerksleistung nach (Bräunling, 2015) ermittelt werden.

$$P_{Engine} = \frac{F_{Phase} c_0}{0.85} \tag{3.4}$$

Dabei sind etwaige mechanische Verluste durch die Nutzung eines Elektromotors noch nicht miteinbezogen. Die Berechnung des Leistungsbedarfs der Triebwerke und die Festlegung eines solchen Verlustes erfolgt im Modul *Engines* des modellierten Flugzeugsystems (Centerline Design, DLR und HAW Hamburg, 2022).

3.2 Anforderungen an die Systemarchitektur

Anforderungen an die Systemarchitektur leiten sich hauptsächlich aus den getroffenen Anforderungen für das Antriebssystem des Flugzeugs im Rahmen des Kooperationsprojektes MIWa ab. Diese orientieren sich an den Zulassungsvorschriften für große Verkehrsflugzeuge nach der CS 25 (EASA -- Eurpean Union Aviation Safety Agency, 2021) und beinhalten vor allem sicherheitsrelevante Aspekte der Luftfahrt. Etliche

der modellierten Anforderungen betreffen den realen Umsatz der untersuchten Geometrie und lassen sich nicht ohne erheblichen Aufwand auf die Modellierungsebene eines futuristischen Flugzeugkonzeptes übertragen (Centerline Design, DLR und HAW Hamburg, 2023a).

Eine maßgebliche Anforderung an die Modellierung einer Flugzeugvariante ist die Redundanz des Antriebssystems und die für den Ausfall eines Triebwerks vorgesehenen minimalen Leistungsanforderungen wie bspw. der Steigrate mit Triebwerksausfall während des Take-Off. Durch die Orientierung an den Leistungsdaten des Airbus A320Neo sind diese sicherheitsrelevanten Anforderungen durch das gesamte Antriebssystem erfüllt und werden in der Modellierung überprüft (siehe Kapitel 4.1). Andere sicherheitsrelevante Anforderungen, wie Positionierung im Flugzeug, Abstand zu anderen Flugzeugsystemen oder Art des Versorgungssystems, können wegen des Entwicklungscharakters des Flugzeugsystems und der untergeordneten, oberflächlich betrachteten Module nicht hinreichend beantwortet werden. Diese Fragestellungen müssen bei der physischen Entwicklung, dem Prototypenbau und der Erprobung genauer untersucht werden.

Neben der Redundanz des Antriebsystems beeinflussen daher hauptsächlich die gewünschte Passagierzahl das Brennstoffzellensystem. Der verfügbare Bauraum soll bestmöglich ausgenutzt und die Masse des Systems minimiert werden. Speziell Brenstoffzellenstacks befinden sich in einem Technologiestadium, welches Entwicklungssprünge und die deutliche Steigerung der Leistungsdichte in der Zukunft vermuten lässt. Ebenfalls werden die übrigen Systemkomponenten an den Einsatz in einem Brennstoffzellensystem angepasst. Masse und Bauraum dieser Komponenten sollte daher ebenfalls abnehmen (Beddoes, März 2022). Aus diesem Grund ist eine genaue Abschätzung der Systemmasse und des -bauraums nur mit aktuell verfügbaren und geschätzten, auf Technolgiesprüngen basierenden Komponentenkennwerten möglich. Die durchzuführende Optimierung des Systems bezieht sich direkt auf diese Anforderung der mitzuführenden Passagiere und versucht die Systemkomponenten und damit die Masse und den Bauraum des Brennstoffzellensystems zu minimieren.

4 Modellierung

Die Modellierung des Brennstoffzellensystems erfolgt in zwei verschiedenen Programmen. Im Kontext des Kooperationsprojektes MIWa (MBSE-basierte Integration und Variantenbildung von Wasserstoffkryodrucktanksystemen zukünftiger Flugzeugkonfigurationen) ist das Brennstoffzellensystem Teil des Powersystems der untersuchten Flugzeugkonfiguration. Das Modell ist nach dem MBSE-Ansatz (Modell Based Systems Engineering) aufgebaut, welcher das gesamte System betrachtet und alle möglichen Zustände analysiert. Nicht nur die Systemkomponenten samt den inneren Flüssen werden hierarchisch analysiert, sondern ebenfalls der Kontext und die Nutzung des Systems betrachtet. Dies führt zu einem vollumfänglichen Verständnis des untersuchten Systems und verhindert die Ausblendung wichtiger Funktionen, bspw. Schutz gegen unbeabsichtigte und/oder gefährliche Nutzung der Komponenten (Scherer, 2016)

4.1 Modellierung des MBSE-Modells

Die Modellierung des Brennstoffzellensystems nach MBSE-Standard erfolgt in der Software MAGIC CYBER SYSTEMS ENGINEER (MCSE) Version 2022x. Unterteilt wird das Modell durch eine Ordnerstruktur, die der Systematik des EVA-Prinzips folgt. Dieses Prinzip trennt Eingang, Verarbeitung und Ausgabe eines Modells voneinander ab (Kuhr, 1991) und sieht Verlinkungen zwischen den Ordnern vor (Tecklenburg und Haritos, 2009). Damit ist es möglich, Inhalte eines Modells in einem anderem zu nutzen, ohne das gesamte Modell zu laden. Dies spart Rechenzeit und Speicherplatz. Angewendet wird das Prinzip u.a. in CAD-Umgebungen bei der Konstruktion eines aus vielen Komponenten bestehenden Systems (Tecklenburg und Haritos, 2009).

Um diesen Ansatz auf die Modellierung im MCSE anzuwenden, ist der Aufbau der einzelnen Modelle einheitlich gestaltet. Unterteilt ist die Modellstruktur in die Ordner *Input, Model, Output* und *Support. Input* und *Output* dienen dem Einlesen externer Daten durch eine XML-Schnittstelle respektive dem Speichern generierter Daten in der XML-Datei. Der genaue Aufbau der genutzten Schnittstelle wird in Kapitel 4.2 erklärt. Im *Input* sind neben der Einlese-Routine die Anforderungen an das modellierte System abgespeichert. Diese werden aus einer separaten EXCEL-Datei eingelesen. Welche Daten aus der Schnittstelle eingeladen werden müssen, ist je nach Modell unterschiedlich. Die Routine muss entsprechend angepasst werden (Centerline Design, DLR und HAW Hamburg, 2023a).

Dier Ordner *Model* eines Modells ist unterteilt in die Unterordner *Structure, Execution, Instances* und *Traceability. Structure* beinhaltet verschiedene Diagramme, die nach der SysML zur Beschreibung eines Systems dienen. Im Kooperationsprojekt MIWa sind dies aktuell ein Kontextdiagramm, ein Zustandsdiagramm, die Systemarchitektur, die internen Informations-, Stoff- und Energieflüsse und ein Parametrikdiagramm. Das Kontextdiagramm dient der Analyse des Umfelds des Systems, das Zustandsdiagramm fokussiert die einzelnen Zustände verschiedener Phasen der Lebensdauer eines Systems. Der aktuelle Stand des Projekts konzentriert sich auf die Betriebsphase des Wasserstoffflugzeugs, daher ist ausschließlich diese Phase modelliert. Die Systemarchitektur verdeutlicht den hierarchischen Aufbau des Systems mit enthaltenen Komponenten und Subsystemen. Interaktionen zwischen diesen Komponenten und Subsystemen werden in dem internen Flussdiagramm abgebildet (Centerline Design, DLR und HAW Hamburg, 2023b).

In Abbildung 4.1 ist die Architektur des Brennstoffzellensystem-Modells gezeigt. Die Modellierung erfolgt durch Blöcke, welche u. a. Eigenschaften (*Properties*) und Werte (*Values*) erhalten können. In der Abbildung sind ebenfalls die internen und externen Verbindungen (*Ports*) des Systems zu erkennen, diese werden mittels Schnittstellen (*Interfaces*) modelliert. Abbildung 4.2 stellt den Mehrwert solcher Interfaces dar, das interne Flussdiagramm veranschaulicht den Fluss zwischen den einzelnen Komponenten und nutzt die Schnittstellen als Verbindung zwischen den strukturellen Blöcken. Je nach Detailgrad kann die



Abbildung 4.1: Modellierte Struktur des Brennstoffzellensystems im MCSE mit externen Schnittstellen (Centerline Design, DLR und HAW Hamburg, 2023b)



m : Fuel Stack Cooling System [1..*]

hydrogen Refactorisation : Hydrogen Refactor [1..*]

ibd [Block] Fuel Cell System [Fuel Cell System Internal Flows]

Hye

cooling Syst

Hydrog

tifier [1..*]

fuel Cell Stack : Fuel Cell Stack [1..*]

Modellierung umfangreich werden Da im Kooperationsprojekt kein Prototypenbau oder Testung vorgesehen ist, wird die Modellierung der Systeme bewusst simpel gehalten und punktuell präzisiert.

Die *Structure* der Modelle ist statisch. Ausführbare Aktionen, wie Rechnungen und Simulationen, sind im Ordner *Execution* abgelegt. Dieser ist individuell an den Nutzen des MCSE-Modells angepasst und kann sich deutlich von den anderen Modellen des Flugzeuggesamtsystems unterscheiden. Bspw. kann eine Aktivität (*Activity*) externe Software ausführen. Der *Execution*-Ordner des Brennstoffzellenmodells enthält die Übergabe relevanter Parameter aus dem *Input* an das MATLAB-Modell und den Ausführungsbefehl für das Hauptskript, welches die übrigen MATLAB-Skripte und das SIMULINK-Modell ablaufen lassen. Die relevanten Parameter werden zusammen mit dem Aufbau der XML-Datei in Kapitel 4.2 beschrieben.

Weiterer Bestandteil der *Execution* ist die Zuweisung von Werten zur Anforderungsanalyse. Diese sind im Ordner *Traceability* mit entsprechenden Eigenschaften der in der Architektur definierten Blöcke verknüpft. Durch die Bildung von Instanzen dieser Blöcke mit angesprochener Zuweisung wird im MCSE automatisch die Anforderung überprüft und das Ergebnis (*pass, fail*) ausgegeben. Über eine Instanzentabelle können etliche Varianten eines Systems, Subsystems oder Blocks übersichtlich hinsichtlich der Systemanforderungen verglichen und eingeordnet werden (Centerline Design, DLR und HAW Hamburg, 2023b).

4.2 Aufbau der Kommunikationsschnittstelle

Die Schnittstelle für den Austausch zwischen MCSE- und dem MATLAB-Modell wird durch eine XML-Datei ermöglicht. Dieses Dateiformat wird im Kooperationsprojekt MIWa als Schnittstelle zwischen verschiedenen Software-Umgebungen genutzt. Bspw. ist eine Interaktion mit den CAD-Programmen CATIA und SO-LIDWORKS möglich, die Programmiersprache PYTHON kann ebenfalls mit einer XML-Datei interagieren. Die Nutzung des Formats lässt die Einbindung verschiedenster Software-Tools zu und verhindert die Festlegung auf eine notwendige Software-Umgebung, die ggf. hohe Lizenzkosten verursacht (Centerline Design, DLR und HAW Hamburg, 2023a).

Die verwendete XML-Datei ist gegliedert in Hierarchieebenen, die der modularen Struktur des Flugzeugsmodells entsprechen. Der derzeitige Stand zum Abschluss der Anfertigung der vorliegenden Arbeit sieht die Abbildung dieser Strukturen in der Datei vor. In Abbildung 4.3 ist der Aufbau der beim Modellieren und Simulieren des FC-Systemmodells genutzten XML-Datei gezeigt. Jede untersuchte Variante bekommt

nozzle : Nozzle [1..*]

rator [1..*]

| Versionsnummer und Variantenname | <pre>-> <agate version="1.0"></agate></pre> | | | |
|---|--|--|--|--------------------------------|
| <aircraft></aircraft> | | | | |
| Anforderungen | | | <req< th=""><th>uirements>…</th></req<> | uirements>… |
| | | | <th>quirements></th> | quirements> |
| Modulübergreifende Parameter | | | <par< th=""><th>ameters>…</th></par<> | ameters>… |
| | | | <th>rameters></th> | rameters> |
| Modul Kabine ———————————————————————————————————— | | | <cab< th=""><th>in></th></cab<> | in> |
| | | | <th>bin></th> | bin> |
| Modul Leistungserzeugung | | | <pow< td=""><td>ersystem></td></pow<> | ersystem> |
| Constitute Aufordanum son das Mardula | | | | <requirements>…</requirements> |
| Spezielle Anforderungen des Moduls | | | | |
| Modulspezifische Parameter | | | | <parameters>…</parameters> |
| | | | | |
| Komponenten des Moduls | | | | <components></components> |
| | | | | <component>…</component> |
| | | | | |
| | | | | |
| | | | | wersystem> |
| | <cargobay>…</cargobay> | | | gobay>… |
| | | | | |
| | | | | |
| | | | | |

Abbildung 4.3: Allgemeiner Aufbau der XML-Datei, welche als Schnittstelle zwischen einzelnen MCSE-Modellen und anderen Software-Umgebungen genutzt wird

(Centerline Design, DLR und HAW Hamburg, 2023a)

einen eindeutigen Namen und Versionsnummer zugeordnet, die sich auf die Anzahl der Aktualisierungen der XML-Datei bezieht. Im Fall der iterativen Auslegung bestimmter Systemkomponenten wird bei jedem Iterationsdurchlauf die XML-Datei einer Variante neu befüllt und eine aufsteigende Versionsnummer abgespeichert. Wichtige Anforderungen wie Top-Level-Requirements und modulübergreifende Parameter folgen direkt nach dem Header der XML (*aicraft*). Anschließend folgen die Module des zweite Systemslevels mit *cabin, powersystems* und *cargobay*. Jedes Modul besitzt eigene relevante Anforderungen und Parameter, die die übrigen Module nicht betreffen. Alle Komponenten der Module folgen diesen spezifischen Kenngrößen. Ganze Module des dritten Systemlevels, wie das Brennstoffzellensystem oder das System zur Speicherung des Wasserstoffs, und einzelne Komponenten, wie Passagiersitze und Lavatories des Kabinenmoduls, werden unter dem Reiter *components* des jeweiligen Moduls des zweiten Systemlevels gespeichert (Centerline Design, DLR und HAW Hamburg, 2023a).

Das Brennstoffzellensystem wird unter *components* des Reiters *powersystems* geführt. Jeder Komponente werden bestimmte Parameter standardgemäß zugeordnet. Darunter fallen der Name, der Typ, die Masse, die Abmaße, die Position in Relation zum globalen Koordinatensystem (Ursprung 2.54 m vor Flugzeugnase) und die Lage des Schwerpunkts im lokalen Koordinatensystem aufgespannt durch die *Boundary Box*, die durch die Dimensionen der Komponente vorgegeben wird (Centerline Design, DLR und HAW Hamburg, 2023b). Neben diesen Standardparametern enthält die Komponente der Brennstoffzelle alle Parameter, die aus der Vorgabe der Flugmission resultieren. Für die Ausführung des nachfolgenden Simulink-Modells werden Eingangswerte benötigt, die Bezeichnungen dieser Parameter mit Bedeutung, Einheit und Standardwert sind in Tabelle 4.1 aufgezeigt. Für die wichtigen Kennwerte der Flugmission, die Leistung, Geschwindigkeit und Dauer der Flugphasen, sind keine Standardwerte vorgegeben. Diese ergeben sich für jede Analyse aus der Flugmission.

| Parametername | Parameter | Einheit | Standardwert |
|---------------------|---|-----------|--------------|
| startingaltitude | Höhe Startflugplatz | Meter | 0m |
| landingaltitude | Höhe Landeflugplatz | Meter | 0m |
| Maxaltitude | Maximale Flughöhe | Meter | 12000m |
| startingtemperature | Temperatur Startflugplatz | Kelvin | 288.15K |
| landingtemperature | Temperatur Landeflugplatz | Kelvin | 288.15K |
| startingpressure | Druck Startflugplatz | Pascal | 1013hpa |
| landingpressure | Druck Landeflugplatz | Pascal | 1013hpa |
| takeoffhumidity | Durchschnittsfeuchtigkeit während TakeOff | - | 0% |
| takeoffpower | Durchschnittsleitung während TakeOff | Watt | - |
| takeoffmachnumber | Durchschnittsgeschwindigkeit während | Meter/Se- | - |
| | TakeOff | kunde | |
| takeofftime | Dauer Steigflug | Minuten | - |
| climbhumidity | Durchschnittsfeuchtigkeit während Steigflug | - | 0% |
| climbpower | Durchschnittsleitung während Steigflug | Watt | - |
| climbvelocity | Durchschnittsgeschwindigkeit während | Meter/Se- | - |
| | Steigflug | kunde | |
| climbtime | Dauer Steigflug | Minuten | - |
| cruisehumidity | Durchschnittsfeuchtigkeit während Reise- | - | 0% |
| - | flug | | |
| cruisepower | Durchschnittsleitung während Reiseflug | Watt | - |
| cruisemachnumber | Durchschnittsgeschwindigkeit während Rei- | Meter/Se- | - |
| | seflug | kunde | |
| cruisetime | Dauer Reiseflug | Minuten | - |
| approachhumidity | Durchschnittsfeuchtigkeit während Landan- | - | 0% |
| | flug | | |
| approachpower | Durchschnittsleitung während Landeanflug | Watt | - |
| approachmachnumber | Durchschnittsgeschwindigkeit während | Meter/Se- | - |
| | Landanflug | kunde | |
| approachtime | Dauer Landeanflug | Minuten | - |
| etacompisentrop | Isentroper Verdichtungswirkungsgrad | - | 0.9 |
| pt3 | Totaldruck am Verdichterauslass | Pascal | 200000Pa |
| temperaturefc | Betriebstemperatur Brennstoffzelle | Kelvin | 353.15K |
| humidityfc | Angestrebte Feuchte der Reaktanten | - | 0.8 |
| pressureh2 | Druck Wasserstoff | Ра | 200000Pa |

Tabelle 4.1: Spezifische Parameter des Brennstoffzellensystems einer Komponente zur Ausführung des MATLAB/SIMULINK-Modells, in der XML-Datei gespeichert als *component*

Die Befüllung einer Version einer Variante der XML-Datei wird wie zuvor beschrieben durch Aktivitätsdiagramme der MCSE-Modelle realisiert Bei Berechnungen außerhalb des MCSE erfolgt dies ggf. bereits in der verwendeten Software. Vorgesehen ist die Entwicklung einer GUI (Graphical User Interface), die die Auslegung und Berechnung über den MCSE automatisch startet. Standardwerte für verschiedene Komponenten sind in Zukunft in der GUI angegeben und können abgeändert werden. Definierende Parameter einer Variante sind davon ausgenommen. Insbesondere die Flugmission, die u. a. die Dauer der einzelnen Flugphasen bestimmt, ist entscheidend für die Auslegung der verschiedenen Flugzeugsysteme und Module. Diese Parameter müssen zwangsläufig vor Start der Analyse einer Flugzeugkonfiguration gegeben sein.

Zum Zeitpunkt der Erstellung dieser Arbeit ist eine GUI nicht aufgebaut. Die Parameter sind nach Kapitel 4.1 in MCSE-Aktivitätsdiagrammen angegeben, werden in die XML-Datei geschrieben und gespeichert. Sind mehrere Brennstoffzellensysteme nach der Auslegung vorgesehen, wird der Block des Typs *FuelCell* mit allen spezifischen Parametern kopiert und erneut in die XML-Datei eingefügt.

Die Ergebnisse der Berechnung des Brennstoffzellensystems in MATLAB/SIMULINK werden für die Auslegung anderer Module der Flugzeugvariante benötigt und sind daher in der XML-Datei zu speichern. Diese Parameter sind ebenfalls spezifisch für die Komponente *FuelCell*, werden neu erstellt und der Komponente angehängt. Die Bezeichnung der Parameter ist in Tabelle 4.2 aufgezeigt. Diese Routine kann durch eine Aktivität im MCSE mit Weitergabe der in MATLAB erstellten Variablen im Workspace durch die Einbindung der Software in die MCSE-Umgebung erfolgen. Alternativ wird die XML-Datei direkt in der MAT-LAB-Umgebung befüllt.

| Parametername | Parameter | Einheit |
|--------------------------|---|---|
| availablepowerfuelcell | Verfügbare Leistung des Brennstoffzellen- systems | Watt [W] |
| systemmassfc volumeh2 | Masse des Brennstoffzellensystems Notwendiges Wasserstoffvolumen | Kilogramm [kg] Liter [l] bzw. Kubikmeter [m ³] |

Tabelle 4.2: Spezifische Parameter des Brennstoffzellensystems

4.3 Berechnungsroutine des Systemmodells

Die Berechnungsroutine des Systemmodells ist abhängig von der Initialisierung des MATLAB-Modells. In Kapitel 4.1 wurde bereits die Möglichkeit des Aufrufens einer MATLAB-Engine im MCSE erwähnt. Als Alternative erfolgt der Start über ein Python-Skript. Diese Methode wird im Kooperationsprojekt MIWa für verschiedene Operationen genutzt, bspw. für die Optimierung des Kryowasserstofftankmodells oder den automatisierten Ablauf des gesamten Modells über eine GUI.

Je nach Methode verändert sich der Lesevorgang der XML-Datei. Falls die Routine über eine Aktivität im MCSE gestartet wird, werden einige Parameter aus Tabelle *4.1* direkt über Inputs in die Aktivität übergeben. Durch die Implementierung des MATLAB-Engines im MCSE sind diese Parameter im Folgenden als Variablen im Workspace der MATLAB-Funktion zwischengespeichert. Erfolgt der Start über ein externes Python-Skript müssen alle genutzten Parameter aus der XML-Datei ausgelesen werden. Im Anschluss läuft die Routine identisch ab. Die Reihenfolge ist in Abbildung 4.4 gezeigt. Die verarbeiteten Parameter der Eingabe werden in die entsprechenden Blöcke im SIMULINK-Modell geschrieben und die Einstellungen der Simulation angepasst. Notwendige Informationen für den Betrieb des Systems werden berechnet wie die nötige Luft und Sauerstoffmassenströme. Im Anschluss wird die Simulation gestartet und die einzelnen Submodelle erfüllt. Die einzelnen Modelle werden in Kapitel 4.4 genauer beschrieben. Die Hauptfunktion wird zur Vollständigkeit im Folgenden genannt.



Abbildung 4.4: Berechnungsroutine des Brennstoffzellensystemmodels mit Initialisierung und Optimierung mit der XML-Datei als Datengrundlage

Die Simulation des SIMULINK-Modells startet mit der kontinuierlichen Weitergabe der sich verändernden Umgebungsbedingungen an die modellierten Komponenten. Anschließend werden über das Diffusor-, das Verdichter- und das Befeuchter/Wärmetauscher-Modell die Zustandseigenschaften der den Brennstoffzellenstacks zugeführten Fluiden Luft und Wasserstoff berechnet. Der Brennstoffzellenstack wird über einen in SIMULINK vorgefertigten Block simuliert. Verschiedene Blöcke stehen zur Auswahl. Die für diese Arbeit getroffene Wahl wird im weiteren Verlauf erläutert. Die Ausgabe des Brennstoffzellenmodells umfasst die Spannung und die Stromstärke, die bei der Reaktion generiert werden. Aus diesen beiden Größen lässt sich die Leistung des Stacks berechnen. Diese wird mit der nötigen Systemleistung abgeglichen. Im ersten Durchlauf der Simulation ist eine Abweichung zwischen nötiger und vorhandener Leistung zu erwarten. Daher wird eine Optimierung des SIMULINK-Modells durchgeführt. Diese basiert auf einer erstellten Datenbank und wird in Kapitel 5 erläutert. Die Optimierung resultiert in notwendigen Massenströmen und der notwendigen Anzahl an Brennstoffzellenstacks, die die Komponentenanzahl des Systemmodells bestimmen. In einer abschließenden MATLAB-Funktion werden mittels verschiedener Annahmen zur Komponentenmasse die Auswirkungen einer Nutzung des Systems in einem Flugzeug abgeschätzt. Abschließend werden die Ergebnisse in die XML-Datei zurückgespielt bzw. bei direkter Interaktion mit dem MBSE-Modell im MCSE die Variablen im Workspace der MATLAB-Umgebung an die Aktivität der MCSE-Umgebung übergeben und abgespeichert.

4.4 MATLAB/SIMULINK-Modell

Das in MATLAB und SIMULINK/SIMSCAPE (Version R2023a) aufgebaute Modell besteht aus einer Kombination aus in MATLAB ausgeführten Funktionen und Modellen bzw. Untermodellen (*Submodel*), die anhand verschiedener Blöcke zeitbasierte Simulationen durchführen. Die Aufbereitung der Eingangsdaten einer XML-Datei erfolgt durch eine MATLAB-Funktion, welche Anpassungen an dem übergeordneten SI-MULINK-Modell vornimmt. Eine Optimierung findet zwischen definierten Parametern eine Lösung für geforderte Leistungswerte, in MATLAB bestimmt eine abschließende Funktion die Größe und Anzahl der einzelnen Systemkomponenten, verarbeitet die in dem SIMULINK-Modell berechneten Ergebnisse und speichert diese in einer für das CAMEO-Modell nutzbaren Form in der XML-Datei ab.

Im Folgenden werden die Funktionen bzw. Submodelle der einzelnen Komponenten des Systems beschrieben und der Ablauf der Berechnungen erläutert. Abbildungen der in SIMULINK genutzten Blöcke und der Aufbau der Modelle sind beigefügt.

SystemInput

Die Startparameter des Systems werden über die angesprochene XML-Datei eingefügt oder über eine *Activity* in der *Execution* des MCSE-Modells an die Funktion weitergegeben. Grundlegende Parameter sind die Höhe des Start- und Landplatzes des Flugzeugs, die Umgebungsbedingungen dieser Orte und die Dauer der jeweiligen Flugphasen. Als relevante Flugphasen sind der Start (Take-Off), der Steigflug (Climb), der Reiseflug (Cruise) und der Sinkflug inklusive Landeanflug (Approach) definiert. Die Implementierung von Standardwerten, entnommen aus (Bräunling, 2015) und (Anderson, 2007), erlaubt die Erstellung von Temperatur-, Druck- und Dichteverläufen für die gesamten Flugdauer. Abweichungen der Umgebungsbedingungen von den Standardwerten am Start- und Zielflugplatz werden berücksichtigt und in die jeweiligen Verläufe eingefügt.

Weitere notwendige Profile der Systemeigenschaften sind die Luftfeuchte, die Fluggeschwindigkeit und die notwendige Leistung des Flugzeugs. Diese Werte werden als konstant in den einzelnen Flugphasen angesehen. Durchschnittswerte sind für die Fluggeschwindigkeit und die Flugzeugleistung aus der Missionsanalyse extrahiert, die einströmende Umgebungsluft wird in der Regel als trocken angesehen (Bräunling, 2015).

Der Ablauf der Funktion *function_XMLread* findet in MATLAB statt und konzentriert sich auf die Verarbeitung der zuvor genannten Parameter aus der XML-Datei. Zunächst werden höhenabhängige Profile erstellt, die im Falle der Umgebungstemperatur, -dichte und des Umgebungsdrucks mittels eines Kurvenfits angenähert sind. Der genutzte Kurvenfit basiert auf einem Polynom dritten Grades. Die notwendige Flugzeugleistung, die Luftfeuchte und Fluggeschwindigkeit sind in den einzelnen Flugphasen konstant und werden zu unstetigen Funktionen zusammengesetzt. Die verschiedenen Parameterprofile sind höhenabhängig. Für eine zeitliche Abhängigkeit wird zunächst mittels der Dauer und der maximalen Höhe der einzelnen Flugphasen die Steigrate der Phasen berechnet. Die Steigrate ermöglicht die Berechnung des Höhenprofils der Flugphasen, welche man als Argument in die gefitteten Funktionen für Temperatur, Dichte und Druck einsetzen kann.

Die Ausgabe dieser Funktion besteht aus in der MATLAB-Umgebung genutzten *Arrays*, die die Werte der verschiedenen Parameter der Flugphasen von Start bis Landung enthält. Ein beispielhafter Plot der beschriebenen Parameter über den Verlauf der Flugzeit ist in Abbildung 4.5 dargestellt. Die zeitweise als konstant angenommenen Parameter wie Flugzeugleistung (links oben) oder Fluggeschwindigkeit (rechts oben) sind durch Sprünge der Graphen am Übergang der Flugphasen identifizierbar. Die Temperaturänderung (rechts unten) erfolgt linear bis 11km Höhe, Ausnahmen treten bei abweichenden Temperaturen an Start- und Landeplatz auf. An den Flugphasenübergängen ändert sich aufgrund der unterschiedlichen Steigraten die Steigung des Temperatur-und Druckprofils (links unten). Stetigkeitssprünge sind in diesen Graphen nicht vorhanden.

Neben den Profilen der Umgebungsbedingungen und den Leistungsanforderungen an das Brennstoffzellensystem werden in der Funktion gewünschte und zuvor in der Variantenbildung festgelegte Parameter des Systems aus der XML-Datei ausgelesen. Dazu zählen u. a. der isentrope Verdichterwirkungsgrad, der mechanische Wirkungsgrad des Verdichters, die gewünschte Betriebstemperatur und der gewünschte Druck der Luft und des Wasserstoffs am Brennstoffzelleneinlass sowie die gewünschte Feuchte der Fluide am Einlass.

Massenstromberechnung

Die Ausgabe des gesamten Brennstoffzellensystems ist ein Leistungsprofil. Um das in SIMSCAPE vorhandene Brennstoffzellen-Modell nutzen zu können, ist eine Angabe des Massenstroms der Reaktanden Sauerstoff und Wasserstoff notwendig, Sauerstoff dabei als Bestandteil einströmender Luft. Mittels Gleichung (2.21) ist eine Abschätzung der nötigen Leistung zur Erreichung der geforderten Brennstoffzellenleistung notwendig. Als Zellspannung wird der in (Larmine, Dicks und Larminie, 2009) genutzte Wert ($V_{FC} = 0.65$) verwendet.

Der Ablauf der Funktion *functionMassflowApproximation* in MATLAB sieht zunächst eine Annahme der jeweiligen stöchiometrischen Verhältnisse vor. Für Wasserstoff ist dieses größer eins, bei Luft ist mindestens ein Verhältnis größer zwei einzustellen. Angesprochene Konzentrationsverluste und Verluste durch Wanderung von Wasserstoffmolekülen und Elektronen durch die Membran werden dadurch ausgeglichen. Die Berechnung der nötigen Massenströme erfolgt in der Funktion wird abgeschlossen mit der Ausgabe der Massenströme für alle Zeitpunkte der Flugmission.

Zuweisung und Start des SIMULINK-Modells

Die Zuweisung der im *function_XMLread* eingelesenen Parameter erfolgt in einer MATLAB-Datei, die den Startpunkt der Simulation darstellt. In der Funktion *startmatlabmodel* wird die Eingabe für die Simulation mittels des Befehls *function_XMLread* generiert und die erstellten Variablen Blöcken im SIMULINK-Modell zugeordnet. Die Massenstromberechnung wird ebenfalls ausgeführt, die nötige Flugzeugleistung ist der erforderliche Input. In diesem Modell werden die höhenabhängigen Parameter wie die Umgebungsbedingungen mittels zeitbasierter *Lock-Up-Tables* implementiert. Die Vektoren dieser Blöcke werden mit in Strings umgewandelte Arrays der jeweiligen Parameter und der Flugzeit ersetzt. Dies betrifft die Lock-Up-



Abbildung 4.5: Profile der Umgebungsbedingungen und der nötigen Flugzeugleitung für eine exemplarische Flugmission entnommen aus der XML-Schnittstelle mittels MATLAB aufbereitet

Tables für die Umgebungstemperatur, den Umgebungsdruck, die Luftfeuchte der Umgebung, die nötige Flugzeugleistung, die Fluggeschwindigkeit und die berechneten Massenströme. Einstellbare Systemparameter, wie die gewünschte Brennstoffzellentemperatur. sind im SIMULINK-Modell über einen *Constant-Block* als Konstanten eingefügt. Die Werte (*Value*) dieser Blöcke werden ebenfalls angepasst, basierend auf den aus der XML-Datei ausgelesenen Parametern (siehe SystemInput). Die Simulationszeit des Modells wird an die Flugzeit in Minuten angepasst und das Modell gestartet. Die Konfiguration der Simulation ist in Abbildung A 3 dargestellt. Durch die Definition der ganzen Minuten als Schritte in der Simulation ist die Schrittgröße auf eins festgelegt.

AmbientOverTimeSubsystem

Der erste aktive Block im SIMULINK-Modell beinhaltet die *Look-Up-Tables* für die mit der Flugzeit veränderlichen Umgebungs- und Betriebsparameter. Ein *Look-Up-Table*-Block (1D) hat einen Input, der eine lineare oder geglättete Interpolation einer Datengrundlage anstößt. Diese Datengrundlagen sind zum einen der zeitliche Verlauf in Minuten und der jeweilige veränderliche Parameter. Die aktuelle Flugzeit wird über eine Rampe mit einer Steigung von einer Minute pro Simulationsschritt in das System eingegeben und den *Look-Up-Tables* zugewiesen. Ein *PS Saturation*-Block begrenzt die maximale Ausgabe der Rampe auf das Ende des Fluges bzw. die maximale Flugdauer. Zugewiesen wird diese in der zuvor beschriebenen Funktion, die Steigung der Rampe bleibt unverändert. Pro Simulationsschritt schreitet die Flugzeit weiter voran und wird an die *Look-Up-Tables* weitergegeben. Nach der Interpolation leiten die Blöcke das Ergebnis an *Outports* weiter an das Hauptmodell. Der Aufbau des Modells in SIMULINK ist in Abbildung A 1 gezeigt.

Diffusormodell

Das Diffusormodell ist in SIMULINK über einen Matlab-Funktion-Block integriert. Die hinterlegte Funktion

functionlnlet_simulink wird in MATLAB ausgeführt, dazu wird diese als externe Funktion mittels *coder.extrinsic* deklariert. Der Lufteinlass des Systems ist dem eines Triebwerkkreisprozesses nachempfunden und beachtet den Totaldruckverlust durch Reibeffekte und den Staueffekt durch die Aufweitung des Querschnitts. Die in Kapitel 2.3.1 vorgestellten Gleichungen werden zur Berechnung des Zustandes der einströmenden Luft genutzt. Für die Abbildung der Zustandsänderung im Einlauf bzw. Diffusor bietet sich die MATLAB-Umgebung an. Speziell die Iterationen zur Bestimmung der spezifischen Wärmekapazität und der statischen Temperatur verdeutlichen die Vorteile der Berechnung in der MATLAB-Umgebung, welche übersichtlicher und mit deutlich reduziertem Aufwand umgesetzt werden können.

Der Ablauf der Funktion sieht zunächst die Berechnung des Sättigungsdrucks von Wasser bei herrschender Umgebungstemperatur vor. Dazu werden als Eingangsgrößen die Umgebungsbedingungen, genauer die Temperatur, der Druck, die Fluggeschwindigkeit, die Dichte und die relative Feuchte, in die Funktion eingelesen. Der Sättigungsdruck wird in einer separaten Funktion ermittelt; diese ist ebenfalls als extern deklariert.

Die Funktion zur Bestimmung des Sättigungsdrucks *functionSaturationPressure* benötigt als Eingabe die Temperatur des Fluids. Hinterlegt in der Funktion sind die Sättigungsdrücke für einen Temperaturbereich von T = 273.15...573.15 K. Eine lineare Interpolation ermittelt auf Basis der Eingangstemperatur den Sättigungsdruck des Wassers und gibt diesen aus. Für Temperaturen unter 0°C wird ein gemittelter Wert als Sättigungsdruck verwendet (Heintz, 2017).

Anschließend wird mit Kenntnis des Sättigungsdrucks die Wasserbeladung berechnet. Falls die relative Feuchte null beträgt, ist die einströmende Luft trocken und befindet sich kein Wasser in der Luft. Die Wasserbeladung an dieser Stelle gilt bis zum Befeuchter für die einströmende Luft, da weder im Diffusor noch im Verdichter Wasser in die Strömung injiziert wird. Mit der Wasserbeladung lassen sich die Gaskonstante R und die spezifische Wärmekapazität $c_{p,0}$ bestimmen, ebenfalls über externe Funktionen.

Die Gaskonstante von Luft und Wasserstoff wird mit der Funktion *calculateGasconstant* respektive *calculateGasconstantHydrogen* berechnet. In beiden Funktionen ist die Gaszusammensetzung in Masseanteilen samt der molaren Masse der Komponenten hinterlegt. Die hinterlegten Werte sind in Tabelle 2.1 angegeben. Mit Kenntnis der Wasserbeladung, die ebenfalls eine Angabe in Masseanteilen ist, wird die molare Masse des Gemisches bestimmt nach Gleichung (2.29). Die universelle Gaskonstante wird anschließend durch die ermittelte molare Masse dividiert und als Ergebnis die Gaskonstante bei beliebiger Wasserbeladung ausgegeben.

Die Berechnung der spezifischen Wärmekapazität eines Fluids für das Berechnungsmodell in MATLAB ist in drei Funktionen aufgeteilt. Luft, Wasserstoff und gasförmiges Wasser besitzen eine mit der Temperatur veränderliche Wärmekapazität. Als Eingabe sind zwei Temperaturen und im Falle von Wasserstoff und Luft die Wasserbeladung notwendig. Hinterlegt ist jeweils ein Datensatz an Werten der spezifischen Wärmekapazität für den Temperaturbereich T = 100...1000 K. Für beide Eingangstemperaturen wird durch lineare Interpolation eine spezifische Wärmekapazität ermittelt und der Mittelwert aus beiden Ergebnissen gebildet. Falls Wasser in der Luft oder dem Wasserstoff enthalten ist, wird für beide Temperaturen die spezifische Wärmekapazität des gasförmigen Wassers bestimmt und anteilig addiert zu der des übrigen Fluids. Die Summe wird anschließend durch die Luftmasse samt Wassermasse geteilt. Für gasförmiges Wasser fällt dieser Schritt weg und der Mittelwert wird nach Bestimmung der beiden spezifischen Wärmekapazitäten ausgegeben.

Die Funktion zur Berechnung der spezifischen Wärmekapazität benötigt zwei Temperaturen. Diese können aufgrund der Mittelwertbildung identisch sein. Für den Zustand vor dem Diffusoreintritt wird die Umgebungstemperatur verwendet. Mit der Gaskonstante und der Wärmekapazität wird nach Gleichung (2.26) der Isentropenexponent κ_0 gebildet und mit der aus der Geschwindigkeit, Temperatur,

Gaskonstante und Dichte berechneten Machzahl die Totaltemperatur T_{t0} ermittelt (Gleichungen (2.22) und (2.23)). Aufgrund der beschriebenen Temperaturabhängigkeit der Wärmekapazität muss die angesprochene Iteration zur Bestimmung der Totaltemperatur verwendet werden. Für das Diffusormodell muss das Quadrat der Differenz der berechneten Totaltemperatur und der des vorherigen Iterationsschritts ($T_{t2} - T_{t2,x}$) < 10⁻⁹ sein. Der Totaldruck p_{t0} wird berechnet und der Totaldruckverlust des Diffusors mit $\pi_I = 0.9$ angenommen. Diese Annahme ist (Bräunling, 2015) entnommen und erlaubt die Bestimmung des Totaldrucks p_{t2} kurz vor dem Eintritt der Strömung in den Verdichter. Die Zustandsänderung findet adiabat statt, diese Annahme ist ebenfalls (Bräunling, 2015) und (Boyce, 1999) entnommen. Diese Annahme bedeutet, dass kein Wärmefluss über die Systemgrenze des Diffusors stattfindet und die Totaltemperatur am Einlass und Auslass des Verdichters identisch ist. Die Temperaturerhöhung durch Reibungseffekte bzw. Dissipation wird vernachlässigt.

Vor dem Verdichter wird die Machzahl für die Modellierung unabhängig von den Umgebungsbedingungen und dem Systemzustand auf $Ma_2 = 0.3$ festgelegt. Diese Annahme ist üblich und von (Bräunling, 2015), (Boyce, 1999) und (Otis, 1997) zur Synthese des Kreisprozesses eines Triebwerks angewendet. Die Machzahl erlaubt wie zuvor die Berechnung der statischen Temperatur, erneut muss die Iteration aufgrund der in Gleichung (2.22)(2.32) genutzten spezifischen Wärmkapazität angewandt werden. Die geforderte maximale Differenz zwischen den Ergebnissen der Iterationsschritte bleibt identisch. Der statische Druck vor dem Verdichter wird zur Vollständigkeit halber ebenfalls berechnet und abschließend die axiale Strömungsgeschwindigkeit bestimmt (Gleichung (2.23)). Diese axiale Strömungsgeschwindigkeit gilt bis zum Einlauf in die Brennstoffzellenstacks und ist auch über den Verdichterverlauf konstant (Bräunling, 2015). Dies betrifft nur die axiale Strömungskomponente. Vertikale und Strömungskomponenten in Umfangsrichtung verändern sich im Verdichter. Dies hat allerdings auf die in dieser Arbeit angestellte Simulation keinen Einfluss und wird nicht berücksichtigt.

Die Ausgabe der Funktion bzw. des Blocks im SIMULINK-Modell umfasst die Axialgeschwindigkeit, die Totaltemperatur, statische Temperatur, statischer und Totaldruck und die Wasserbeladung vor dem Eintritt in den Verdichter.

Verdichtermodell

Der grundlegende Aufbau des Submodells ist ähnlich dem Diffusormodell. Ein Matlab-Function-Block enthält die als extern deklarierte Funktion *functionCompressor_simulink*. Die Zustandsbedingungen und die axiale Strömungsgeschwindigkeit werden dem Block zugeteilt und an die Funktion übergeben, zusätzlich sind der isentrope Verdichterwirkungsgrad und der gewünschte Betriebsdruck der Brennstoffzelle als Totaldruck als Eingabe notwendig. Je nach Umgebungsbedingungen ändert sich durch den gewünschten Totaldruck das Verdichterdruckverhältnis π_C . Eine tiefergreifende Analyse des Verdichtersystems mit Implementation eines Kennfeldes, der Betrachtung des Betriebspunkts und der möglichen Veränderung des isentropen Wirkungsgrades wird aufgrund der Unkenntnis über die Dimensionen und Art des Verdichters nicht durchgeführt.

Mit dem Druckverhältnis wird mit Gleichung (2.31) die Totaltemperatur T_{t3} berechnet. Da in der Gleichung die spezifische Wärmekapazität genutzt wird, muss erneut die zuvor im Diffusor verwendete Iteration genutzt werden, das Konvergenz-Kriterium bleibt identisch. Durch die konstante axiale Strömungsgeschwindigkeit werden die statischen Größen der Temperatur T_3 und des Drucks p_3 berechnet (Gleichung (2.32)). Erneut wird die statische Temperatur durch die Iteration mit anzupassender spezifischer Wärmekapazität bestimmt. Abschließend wird die nötige Arbeit des Verdichters für die abschließende Leistungsbilanz berechnet. Analog des Diffusormodells werden die externen Funktionen zur Bestimmung der spezifischen Wärmekapazität und der Gaskonstante genutzt. Die Wasserbeladung ändert sich im Vergleich zum Diffusor nicht. Ausgabe des Matlab-Function-Blocks ist der statische Druck und der Totaldruck, die statische und Totaltemperatur und die spezifische Arbeit des Verdichters.

Befeuchtermodell

Der Befeuchter sorgt für die gewünschte Temperatur und für den Betrieb der Brennstoffzelle notwendigen Wassergehalt in der zuströmenden Luft und dem Wasserstoff. Gleichzeitig ist ein Wärmetauscher zum Erreichen der Betriebstemperatur der Brennstoffzelle vorgesehen. Der *Matlab-Function*-Block ruft die Funktion *functionhumidifier_simulink* auf, die ebenfalls mittels *coder.extrinsic* als externe Funktion deklariert ist. Eingangsgrößen sind die Zustandsgrößen von Wasserstoff und Sauerstoff (Druck und Temperatur), die Massenströme, die Wasserbeladung beim Verlassen des Verdichters und die gewünschten Betriebsparameter der Brennstoffzelle (Temperatur, relative Feuchte).

Zunächst wird mittels der Betriebstemperatur der Sättigungsdruck mit der Funktion *functionSaturation-Pressure* bestimmt. Anschließend wird der Zustand vor der Befeuchtung betrachtet und die spezifische Wärmekapazität von Luft, Wasser und Wasserstoff mittels der im Diffusormodell beschriebenen Funktionen zur Bestimmung der Wärmekapazitäten ermittelt. Eingabe für die Medien Luft und Wasserstoff sind zwei Temperaturen und die Wasserbeladung, die Funktion zur Bestimmung der spezifischen Wärmekapazität von Wasser benötigt lediglich zwei Temperaturen. Bei diesem Simulationsschritt liegt kein Zustandswechsel und nur eine Temperatur vor. Diese wird zweimal an die Funktionen übergeben. Durch die Mittelwertbildung zweier identischer spezifischer Wärmekapazitäten erfolgt dennoch die korrekte Ausgabe. Mit der spezifischen Wärmekapazität werden die spezifischen Enthalpien nach Gleichung (2.41) bestimmt. Der vorkonditionierte Wasserstoff besitzt dabei bereits die Betriebstemperatur der Brennstoffzelle und ist trocken ($x_{H_2} = 0$). Der Tripelpunkt wird auf $T_{Tr} = 273.16 K$ festgelegt. Die spezifische Enthalpie des Luftmassenstroms nutzt die Ausgangsgrößen des Verdichtermodells, genauer die Wasserbeladung x_3 und die Temperatur T_3 .

Die Wasserbeladung nach der Befeuchtung richtet sich nach der gewünschten und in der XML-Datei angegeben Feuchte für den Betrieb der Brennstoffzelle. Mit Kenntnis des Sättigungsdrucks von Wasser bei der Zieltemperatur, der Feuchte und des Drucks des Fluids kann nach Gleichung (2.37) die Wasserbeladung berechnet werden. Für Luft und Wasserstoff stellen sich unterschiedliche Vorfaktoren ein (Luft: 0.622, Wasserstoff: 8.937). Um nach dem Zustandswechsel die spezifische Enthalpie zu ermitteln, werden die veränderten spezifischen Wärmekapazitäten analog zum bereits dargelegten Vorgehen bestimmt. Anschließend werden die spezifischen Enthalpien berechnet. Das hinzugefügte Wasser hat im flüssigen eine vom gasförmigen Zustand abweichende Enthalpie. Die spezifische Enthalpie von flüssigem Wasser ist konstant ($c_W = 4191 J/(kg K)$). Für den Zustandswechsel wird der nötige Wärmestrom für die Befeuchtung von Luft und Wasserstoff nach Gleichung (2.42) bestimmt. Die dafür nötigen Massenströme werden ebenfalls zur Bestimmung des nötigen Wassermassenstroms eingesetzt. Dieser ergibt sich aus der Differenz der Wasserbeladung beider Zustände.

4.4.1 Modellierung des Brennstoffzellenstacks

Für die Modellierung des Brennstoffzellenstacks stellt die Toolbox SIMULINK/SIMSCAPE verschiedene Blöcke zur Abbildung des Systemverhaltens einer Brennstoffzelle zur Verfügung. In (MathWorks, 2022) beschreibt der Entwickler die Integration der verschiedenen Systemkomponenten in ein komplexes Brennstoffzellenmodell. Dieses Modell ist in Abbildung 4.6 auf der rechten Seite der Darstellung zu sehen. Allgemein stellt diese Abbildung die Zunahme der Rechenzeit bei Verwendung verschiedener Brennstoffzellenblöcke und die Implementationslevel physikalischer und chemischer Zusammenhänge, bspw. der Gasdynamik dar (MathWorks, 2022).





Abbildung 4.6:: Darstellung der Rechenzeit eines Modells mit zunehmender Modellkomplexität mit verschiedenen Brennstoffzellenblöcken (MathWorks, 2022)

Das detaillierteste Modell bildet alle in der in dieser Arbeit aufgebauten Modellierung genutzten Module ab und erweitert das Modell um die Abbildung der Elektroden, dem Polymer und einem Kühlsystem (MathWorks, 2022). Die Modellierungskomplexität ist auseichend für die Nachbildung eines physischen Systems mit Kenntnis der Geometrie-Parameter. Für die Anwendung im Rahmen dieser Arbeit ist dieses Modell zu komplex. Fehlende Kenntnisse über den genauen Aufbau der Brennstoffzelle, bspw. der Elektrodenfläche, und der weiteren Systemmodule inklusive des Kühlsystems, welches in dieser Arbeit aufgrund der Komplexität bewusst ausgeklammert ist, lassen die Nutzung dieses Blocks als nicht sinnvoll erscheinen. Als Vergleichsmodell in der Standardkonfiguration kann das Modell trotzdem dienen. Als Input ist ein Lastprofil vorgesehen, dieses kann durch die Leistungsanforderungen des Flugzeugs ausgetauscht werden. Dabei können die Zustandsbedingungen der Sauerstoff- und Wasserstoffquellen manipuliert werden, um die Temperatur und Druckabnahme mit zunehmender Flughöhe nachzustellen.

Neben dem detaillierten Brennstoffzellensystem bietet MathWorks einen Basisblock mit den Grundgleichungen der chemischen Reaktion zwischen Sauerstoff und Wasserstoff mit Nominalwerten (MathWorks, 2023a). In Abbildung 4.6 ist dieser Block auf der linken Seite dargestellt. Als Ausgabe bietet dieser Block elektrische Ausgänge, die in einem Beispielmodell mit einem externen Widerstand verknüpft sind und einem Leistungssensor, der die Stromstärke und die Spannung des Brennstoffzellenblocks misst und durch eine Multiplikation die Leistung berechnet. Grundlage für diesen Block sind Gleichungen aus (Larmine, Dicks und Larminie, 2009), (Do et al., 2020) und (Motapan, Tremblay und Dessaint, 2009). Der Basisblock in der einfachen Konfiguration lässt keine Beeinflussung des Drucks der Reaktanden, der Betriebstemperatur oder der Massenströme an Anode und Kathode zu. Dies lässt sich mittels der Auswahl der detaillierten Berechnung des Blockes ändern und dieser erhält mit dem Druck des Wasserstoffs, des Sauerstoffs und der Massenströme zusätzliche Eingänge. Abbildung 4.6 zeigt das Beispielmodell des Fuel Cell Systems-Modells (MathWorks, 2023d) mit Konstanten für den Druck der Reaktanden und einer Rampe für die Massenströme. Mit Start der Simulation steigt der Luft- und Wasserstoff-Massenstrom an. Dabei ist ein festes Verhältnis zwischen beiden Massenströmen in dem Modell hinterlegt, dieses beträgt in der Standardeinstellung drei. Dies bedeutet die dreifache Menge an Luftmassenstrom wird der Brennstoffzelle zugespielt im Vergleich zum Wasserstoff-Massenstrom. Das feste Verhältnis zwischen den Massenströmen kann durch eine zusätzliche Rampe beseitigt und so unabhängige Massenströme implementiert werden.



Abbildung 4.7: Leistung des Brennstoffzellenmodells Fuel Cell über Wasserstoff- und Luftmassenströme von 0 bis 100 lpm, nach

(MathWorks, 2023a)

Der vereinfachte Block besitzt mehrere Einschränkungen. Die Vorstellung des Blocks bzw. des Systems im Internetauftritt (MathWorks, 2023d) zeigt Ergebnisse für die Spannung, die Stromstärke und die Leistung des Systems bei unterschiedlichen Drücken der Reaktanden mit der implementierten Massenstromzunahme durch eine Rampe (die Verknüpfung zwischen Wasserstoff und Luft ist gegeben). Die Graphen zeigen für alle Drücke den Anstieg der Stromstärke, der bei zunehmendem Massenstrom auch zu vermuten ist. Die Spannung steigt jedoch auch kontinuierlich an und fällt nicht mit zunehmender Stromstärke ab. Mit fortschreitender Simulationszeit nimmt der Massenstrom zu und auch die Spannung des Brennstoffzellensystems steigt kontinuierlich an. Dabei folgt diese dem Verlauf der Stromstärke. Bei Betrachtung einer Polarisationskurve ist ein gegensätzlicher Verlauf der Spannung und der Stromstärke zu erwarten. Das komplexe Brennstoffzellensystem zeigt ein solches Verhalten (MathWorks, 2023e).

Das Systemverhaltens des Blocks wird weiter analysiert, in dem verschiedenen Massenströme bei verschiedenen Drücken dem Block zugeführt und die Leistung durch den im Modell platzierten Sensor an den MATLAB-Workspace übermittelt wird. Die Ergebnisse dieser Analyse bestätigen die Verläufe gezeigt in (MathWorks, 2023d). Bei den maximalen Massenströmen gibt das Systemmodell jeweils die maximale Leistung aus. Abbildung 4.7 zeigt einen 3D-Plot der Leistung über den Sauerstoff und Wasserstoff-Massenströmen. Deutlich ist das Maximum der Leistung zu erkennen. Auffällig ist, dass bei konstantem Luftmassenstrom eine Steigerung des Wasserstoffmassenstroms einen deutlichen Effekt auf die Leistungsausgabe des Blocks hat. Im Gegensatz dazu erzeugt eine Steigerung des Luftmassenstroms bei konstantem Wasserstoffmassenstrom eine verminderte Steigerung der Leistung. Nur für große Wasserstoffmassenströme steigt die Leistung bei kleinen Luftmassenströmen sprunghaft an, wenn die Luftzufuhr erhöht wird.

Die Nachbildung der Charakteristik der Polarisationskurve einer Brennstoffzelle wurde daher in einem weiterem Systemmodell durchgeführt. Das von MathWorks bereitgestellte Beispiel findet sich unter (MathWorks, 2023b). Das gegebene Modell fügt den Spannungsverlauf bei steigender Stromstärke eine zeitabhängige Spannungseingabe ein. Dabei ist der Verlauf der Spannungskurve laut (MathWorks, 2023b) einem nicht beschriebenen Datenblatt entnommen. Diese zeitabhängige Ausgabe der Spannung ist durch eine *Look-Up-Table* realisiert. Durch den Ersatz der zeitbasierten Argumente durch die Stromstärke der Brennstoffzelle kann die Charakteristik des Brennstoffzellenblocks nachgebildet werden. Zusätzlich ist in



Abbildung 4.8: Spannungs- und Leistungsverlauf über der Strom Stromstärke des in SIMULINK verfügbaren Fuel Cell Stacks mit impemnetierter I-V-Charakteristik nach

(MathWorks, 2023c)

dem Modell eine parallele Anordnung mehrerer Stacks vorgesehen und simuliert damit eine parallele Schaltung mehrerer Brennstoffzellenstacks.

Abbildung 4.8 zeigt den Verlauf der Zellspannung über der Stromstärke und die ansteigende Leistung über der Stromstärke des gegebenen Modells *I-V-Characteristic* (MathWorks, 2023b). Die Abnahme der Spannung ist, wie beschrieben, durch die Angabe eines bestimmten Werts der Brennstoffzellenspannung zu einem bestimmten Simulationszeitpunkt realisiert. Bei der Erweiterung des Simulationszeit, oder bspw. der Betrachtung eines konstanten Massenstroms kann die dieses Blockes nicht genutzt werden.

Ein grundsätzliches Problem bei der Nutzung des diskutierten Blocks ist der Schutz der Programmierung des SIMSCPAE-Blocks. Der hinterlegte Code kann im Gegensatz zum komplexen Systemmodell nicht betrachtet oder bearbeitet werden, lediglich die Systemparameter sind über eine Maske manipulierbar. In (Motapan, Tremblay und Dessaint, 2009) ist die Berechnung des Bennstoffzellenpotentials gegeben, für Temperaturbereiche $T_{FC} < 100 \,^{\circ}C$ wird die Konzentration des Wassers in der Reaktion nicht berücksichtigt. (Wittmann et al., 2022) haben angegeben, dass eine hohe Wasserbeladung zu Konzentrationsverlusten und damit Leistungseinbußen führen kann. Die Grenze für diese Temperatur lässt sich im Modell nicht beeinflussen. Bei Änderung der Wasserbeladung der Luft in der Brennstoffzellenmaske findet keine Änderung der Leistungsdaten bei einer Betriebstemperatur geringer 100 °C statt. Alternativ kann die Sauerstoff- und Wasserstoffkonzentration reduziert werden, um die Wasserbeladung an der Elektrode zu simulieren, dies ist nach einigen Test allerdings unzuverlässig, da je nach eingestelltem Massenstrom die Simulation aufgrund nicht definierter Rechenoperationen fehlschlägt.

Zusätzlich zu den physikalischen Systemen der SIMSCAPE-Umgebung bietet SIMULINK einen *Fuel-Cell-Stack*-Block an, der über drei hinterlegte PEM-Brennstoffzellenstacks unterschiedlicher Leistungsklassen verfügt (MathWorks, 2023c). Die in MATLAB enthaltene Beschreibung des Blocks spezifiziert (Motapan, Tremblay und Dessaint, 2009) als Hauptquelle. Dies ist dieselbe Quelle für die Grundgleichungen des zuvor untersuchten Fuel Cell -Blocks. Zusätzlich beschreibt der Internetauftritt die Eigenschaften des Blocks, inklusive der Validierung der simulierten Ergebnisse mit Werten des Datenblattes (MathWorks, 2023c)

Die drei hinterlegten Brennstoffzellentypen haben verschiedene Nenn-Leistungsausgaben. Diese befinden sich in einem Bereich von 1.26-50 kW. Die genauen Daten und maximale Leistungsausgaben laut der Eingabemaske des Systems finden sich in Tabelle 4.3. Die maximale Leistung des Blocks mit $P_{FC} = 120.4 \, kW$ eignet sich für die Simulation des Brennstoffzellensystems, die notwendige Leistung gibt in Kombination mit der maximalen Leistung eine erforderliche Stackanzahl vor.

| Leistungs- klasse | Nominelle Leistung [kW] | Maximale Leistung [kW] | Spannungbei Nominellleistung [Vdc] |
|----------------------|-------------------------|---------------------------|---------------------------------------|
| 1 | 1.26 | 2 | 23 |
| 2 | 6 | 8.325 | 45 |
| 3 | 50 | 120.4 | 625 |

Tabelle 4.3: Leistungsdaten der hinterlegten PEMFC im Block *Fuel-Cell-Stack* entnommen aus der Einstellungsmaske des Blocks (MathWorks, 2023c)

Neben einer PEMFC lassen sich mit diesem Block auch andere Brennstoffzellentypen simulieren, allerdings mit deutlich geringerem Leistungsvermögen im Vergleich zur maximalen Leistung der PEMFC. Diese Typen sind AFC (Alkaline Electrolyte Fuel Cell (Larmine, Dicks und Larminie, 2009)) und SOFC (Solid Oxid Fuel Cell (Larmine, Dicks und Larminie, 2009)). Wie in Kapitel 2.1 aufgeführt, werden diese Typen nicht weiter untersucht.

Aussagekräftig für den sinnvollen Einsatz des Blockes ist, aus den Erfahrungen mit dem in SIMSCAPE vorhandenem *Fuel Cell*-Block, die in dem Block implementierte Polarisationskurve. Für die höchste Leistungsklasse des Blockes zeigt Abbildung 4.9 diese Kurve zusammen mit der Leistung über der Stromstärke. Bis auf den drastischen Abfall der Brennstoffzellenleistung bei sehr großen Stromstärken wegen ansteigender Konzentrationsverluste (siehe Kapitel 2.1.2) entspricht der Verlauf einer in der Literatur üblichen Polarisationskurve. Diese ist nicht über eine zeitabhängige Variable in dem Block implementiert, sondern berechnet sich aus der Stromstärke während der Simulation des Blockes.

Zusätzlich zu dem Vorteil der Spannungsberechnung durch den Block ist der Aufbau und der Code des Blocks für Dritte zugänglich und manipulierbar. Zum einen erleichtert dies die Fehleranalyse, zum anderen können Parameter in der Block-Modellierung verändert werden. Da dieser Block ebenfalls auf (Motapan, Tremblay und Dessaint, 2009) beruht, ist der Wassergehalt als Hindernis für die Elektrodenbesetzung bis zu einer Brennstofftemperatur von $T_{FC} < 100 \,^{\circ}C$ nicht berücksichtigt. Diese Grenze ist bearbeitbar und kann abgesenkt werden, um den Einfluss der Wasserbeladung in den einströmenden Stoffflüssen zu betrachten.

Für den Modellaufbau des Brennstoffzellensystem der vorliegenden Arbeit wird aus den genannten Gründen dieser Block verwendet. Verschiedene Eingabe-Parameter definieren den Betrieb des Blockes. Standardgemäß nutzt der Block nominelle Werte für diese Parameter, über eine Auswahl in der Einstellungs-Maske unter *Signal Variation* lassen sich die *Inputports* des Wasserstoff- und Luftmassenstroms, der Betriebstemperatur der Brennstoffzellenstacks, der Druck des Wasserstoff- und Luftmassenstroms und die Zusammensetzung der Massenströme (bzw. der Anteil von Wasserstoff und Sauerstoff im jeweiligen einströmenden Stofffluss) freischalten und mit den Ausgaben der übrigen Modellblöcke verbinden.

Die elektrische Ausgabe des *Fuel Cell Stack*-Blocks ist verbunden mit einem elektrischen Widerstand zur Abbildung einer elektrischen Last und Messsensoren für die Messung der Spannung und der Stromstärke des Brennstoffzellenstacks. Entnommen ist dieser Aufbau dem Modell *6 kW 45 Vdc Fuel Cell Stack* (MathWork, 2023) und für die Nutzung in dem Simulationsmodell angepasst. Der Block selbst verfügt über einen Ausgang mit Messgrößen. In diesen wird die Nutzungsrate des Wasserstoff- und Luftmassenstroms in Prozent sowie absolut in der Mengenangabe lpm (Liter pro Minute) und die Effizienz des Brennstoffzel-lenstacks angegeben.



Abbildung 4.9: Polarisierungs- und Leistungskurve des SIMULINK-Blocks Fuel-Cell-Stack für die höchste Leistungseinstellung (MathWorks, 2023c)

Der Aufbau des gesamten Brennstoffzellensystems in Simulink mit den beschriebenen Modulen ist in Abbildung A 5 gezeigt.

4.4.2 Auslegung Gesamtsystem nach Masse

Nach Abschluss der Optimierung mit ausreichender Genauigkeit der Leistung des Brennstoffzellensystems wird der Systemumfang des Modells abgeschätzt. Auf Grundlage der angestellten Berechnung der Stackanzahl wird mittels Kennwerten der technologische Fortschritt in der Entwicklung der Komponenten abgeschätzt. Ziel ist die ungefähre Bestimmung der Masse aller Komponenten des Brennstoffzellen-systems. Dies umfasst den Verdichter, den Befeuchter/Wärmetauscher-Verbund, die Brennstoffzellenstacks und eine Abschätzung über Umfang der elektrischen und Stoffleitungen des Systems.

Für die Brennstoffzelle und deren Komponenten sind die in Tabelle 4.4 technologische Fortschrittskennwerte festgelegt. Diese basieren auf einer angestellten Literaturrecherche und wurden bereits in Kapitel 2.2 diskutiert.

| Kennwerte | Einheit | Faktor/Wert |
|---|---------|-------------|
| Leistung pro Kilogramm des Systems | [kW/kg] | 3.0 |
| Leistung pro Kilogramm des PEMFC-Stacks | [kW/kg] | 11.0 |
| Max Leistung PEMFC-Stack | [kW] | 250 |

Tabelle 4.4: Technologische Kennwerte für einen Brennstoffzellenstack bzw. ein Brennstoffzellensystem

Die Bestimmung der Anzahl an Komponenten wird nach der Einbindung der technologischen Parameter durchgeführt. Nach Festlegung der Systemkomponenten werden diese in entsprechender Zahl in die XML-Datei eingetragen und die Simulation des Brennstoffzellensystems abgeschlossen.

Belastbare Angeben neben der kompletten Systemmasse für die Anzahl an notwendigen Verdichtern, die Masse des Einzelsystems und die Größe des Verdichters und des Befeuchters konnten im Rahmen der Arbeit nicht ermittelt werden. Die Anzahl an Verdichtern wird daher aus Gründen der Redundanz auf zwei gesetzt und die Masse mittels der in Tabelle 4.4 enthaltenen Systemmasse bestimmt.

5 Optimierung des Systemmodells

Die Optimierung des Systemmodells fokussiert sich auf die Reduzierung der Systemmasse und die Reduzierung notwendiger Systemkomponenten. Als Eingabe erhält das System die notwendige Leistung, die die Brennstoffzellenstacks liefern sollen. Zu Beginn müssen einige Designentscheidungen getroffen werden, welche durch Rahmenbedingungen und Startwerte vorgegeben sind.

5.1 Rahmenbedingungen und Ablauf der Optimierung

Die Simulation sieht aufgrund der Nutzung eines standardisierten Brennstoffzellenblocks (siehe Kapitel 4.4.1) als ersten Schritt die Berechnung der Anzahl an Brennstoffzellenstacks auf Basis der nominellen Leistung der Brennstoffzelle vor. Die erforderlichen Massenströme reduzieren sich entsprechend für einen Stack und werden zu Beginn abgeschätzt für alle Umgebungszustände. Das Ergebnis der Simulation ist die Leistung des Brennstoffzellensystems, wobei die erforderliche Leistung des Verdichters abgezogen werden muss. Ein Vergleich zwischen notwendiger Flugzeugleitung und den Ergebnissen der ersten Simulation startet die Optimierung. Auf Basis der berechneten Massenströme wird eine angelegte Datenbank für den verwendeten Block nach passenden Massenströmen durchsucht und die Brennstoffzellenleistung neu simuliert.

Für einen reduzierten Rechenaufwand ist das Brennstoffzellensystem in einem zweiten Modell identisch abgebildet. Als Eingangsgrößen des Brennstoffzellenstacks sind Konstanten über *Constant*-Blöcke für den Wasserstoff- und Luftdruck und die jeweiligen Massenströme eingebaut. Dieses alternative Modell ist in Abbildung A 6 gezeigt. Durchgeführt wird die Optimierung in einem MATLAB-Skript. Der Ablauf ist in Abbildung 5.1 dargestellt. Nach dem Abgleich der verfügbaren und erforderlichen Leistung wird die Suche in der Datenbank gestartet. Anschließend werden die Werte der *Constant*-Blocks angepasst und die Simulation des PEMFC-Stacks gestartet. Die neuen Massenströme haben eine veränderte Verdichterleistung, Wasser- und Wärmemassentröme zur Befeuchtung zur Folge; diese werden mit den simulierten Daten neu berechnet. Die erforderliche Systemleistung verändert sich daher ebenfalls und die Optimierung läuft nach dem Abgleich der Leistungen bei einer ausreichenden Differenz erneut ab.

Die Datenbank besteht aus Leistungsdaten des Brennstoffzellenblocks für unterschiedliche Luft- und Wassermassenströme. Brennstoffzellendrücke von 1 bis 5 bar sind in die Datenbank aufgenommen. Für bestimmte quantifizierbare Leistung des Brennstoffzellenstacks lassen sich mehrere Kombinationen an Massenströmen als Eingabegrößen identifizieren. Unterschieden sind diese Kombinationen durch die Effizienz der Brennstoffzelle und die Nutzungsraten des Wasserstoff- und Luftmassenstroms. Eine Angabe, welcher Stoff optimal genutzt werden soll, bestimmt damit die Auswahl der Massenströme. Standardgemäß fällt die Wahl auf den Wasserstoffmassenstrom, damit die Menge an mitzuführendem Wasserstoff nicht unnötig gesteigert und der Kryodrucktank größer ausfällt als notwendig. In der Regel sieht der Vorentwurf der Flugzeugvariante eine möglichst geringe Verknappung der Kabine durch den Wasserstoffkryodrucktank vor. Ergebnisse dieser Arbeit beziehen sich daher auf die bestmögliche Nutzung des Wasserstoffs bei der minimalen Menge an Luftzufuhr.



Abbildung 5.1: Ablaufroutine der Optimierung des Brennstoffzellensystems

5.2 Datenbanken der Optimierung

Der genutzte Brennstoffzellenblock ist wie zuvor beschrieben erprobt und die Ergebnisse über verschiedene Ausgangsgrößen des Blocks dargestellt. Diese Ausgangsgrößen sind die Brennstoffzellenleistung, die prozentuale Nutzung des Wasserstoffs bzw. der Luft an den Elektroden, die Effizienz, die Spannung und die Stromstärke des Blocks. Simuliert sind Drücke von 1 bis 5 bar mit Wasserstoffmassenströmen von 0 bis 2000 lpm in Schritten von 100 lpm und Luftmassenströme von 0 bis 600 lpm in Schritten von 20 lpm. Die Abbildung 5.2 bis Abbildung 5.4 stellen die Ergebnisse dieser Simulation dar, für einen Betriebsdruck der Brennstoffzelle $p_{FC} = 2 bar$.



Abbildung 5.2: Leistung des Brennstoffzellenblocks FuelCellStack bei einem Systemdruck $p_{FC} = 2 bar$ für verschiedene Sauerstoff- und Wasserstoffmassenströme



Abbildung 5.3: Verbrauch des Wasserstoffs in Prozent bei einem Systemdruck $p_{FC} = 2 bar$ für verschiedene Sauerstoff- und Wasserstoffmassenströme



Abbildung 5.4: Effizienz des Brennstoffzellenblocks in Prozent bei einem Systemdruck $p_{FC} = 2 bar$ für verschiedene Sauerstoffund Wasserstoffmassenströme

Bei Betrachtung dieser Beispiele der in der Datenbank hinterlegten Ergebnisse fällt zum einen auf, dass die maximale Leistung des Brennstoffzellenblocks über dem in der Polarisationskurve angegebenen Wert von 120 kW liegt. Des Weiteren ist ab einer bestimmten Kombination an Wasser- und Sauerstoffmassenstrom die maximale Leistung erreicht und nimmt bei Steigerung der Massenströme nur geringfügig zu; ein Leistungsplateau entsteht. Bis zu einem gewissen Massenstrom wird der gesamte Wasserstoff an der Anode verbraucht. Die Effizienz ist jedoch nur für einen bestimmten Wasserstoffmassenstrom von 1050 lpm maximal. Da bei der Berechnung der Effizienz das Potential der im Wasserstoff enthaltenen Energie als Vergleichswert genutzt wird, ändert eine Erhöhung des Luftmassenstroms die Effizienz nicht mehr. Lediglich die Erhöhung des Wasserstoffmassenstroms beeinflusst die Effizienz nachhaltig. Für die Optimierung bedeutet dies, dass der Punkt der höchsten Effizienz der Ort des minimalen Wasserstoffmassenstroms stroms bei maximaler Leistung des *Fuel-Cell-Stack*-Blocks ist. Nach diesem Punkt kann gezielt gesucht werden und die Iteration entsprechend Kapitel 5.1 ablaufen.

6 Variantensimulation und Anforderungskontrolle

Die Variantenbildung für die Erprobung verschiedener Systemkonfigurationen erfolgt mit Angabe der Flugzeugmission und der Wahl der zu inkludierenden Module im MCSE-Modell (Magic Cyber Systems Engineer). Die erforderliche Flugzeugleistung ist der entscheidende Faktor für die Auslegung des Brennstoffzellensystems und der zugehörigen Module. Die Wahl der Flugzeugkonfiguration legt diese fest und bestimmt somit den Umfang des Systems.

6.1 Variantenbildung im Systemmodell

Für die Wahl der Variante ist aktuell im Kooperationsprojekt MIWa noch eine manuelle Eingabe in der XML-Datei notwendig, auf deren Basis die Art des Antriebskonzeptes gewählt wird. Einige Kombinationen sind möglich: bspw. ein hybrides Antriebskonzept mit Brennstoffzellensystem und konventionellen Triebwerken. Die notwendige Leistung, die das Brennstoffzellensystem liefern muss, reduziert sich entsprechend auf die in der Modellierung festgelegte Leistung. Davon ausgehend werden zwei verschiedene Varianten untersucht. Variante 1 sieht die Energieversorgung durch ein Brennstoffzellensystem vor. Variante 2 nutzt eine hybride Struktur, das Brennstoffzellensystem hat reduzierte Leistungsanforderungen.

Die untersuchten Missionsprofile umfassen das Standardprofil, spezifiziert in Kapitel 3.1 und Abänderungen mit veränderter Reichweite. Um den Effekt der parasitären Verdichterleistung zu untersuchen, wird die Flughöhe des Reiseflugs reduziert. Dies hat ebenfalls Auswirkungen auf die Reisegeschwindigkeit und damit äquivalente Triebwerksleistung. Als Grundlage dient die maximale Flughöhe von Flugzeugen mit Turboprop-Triebwerken und deren Geschwindigkeit im Reiseflug. Mit geringerer Flughöhe reduziert sich der Steig- und Sinkflug, die Geschwindigkeiten sind ebenfalls angepasst. Die in (Eurocontrol) angegeben Steigraten erfüllen die minimalen Steigraten (EASA -- Eurpean Union Aviation Safety Agency, 2021) mit ausreichend Spielraum. Die unterschiedlichen Flugmissionen sind Abbildung 6.1 gezeigt. Insgesamt sind vier Missionen untersucht, für beide maximalen Flughöhen je zwei verschiedene Reichweiten (Reichweite 1: 3500 NM = 6482 kM; Reichweite 2: 1500 NM = 2780 km).



Abbildung 6.1: Flugmissionen für die Variante 1 und 2 mit unterschiedlicher Reichweite Range 1 = 6482 km und Range 2 = 2780km



Abbildung 6.2: Beispielhafte Visualisierung für Flugzeugkonfiguration 1 mit elektrischen Triebwerken und einem Brennstoffzellensystem zur Energieversorgung Visualisierung von (Benoit, 2022)

Für die reduzierte maximale Flughöhe (FL 310, ca. 9500m) ergibt sich aufgrund der geringeren Fluggeschwindigkeit eine deutlich längere Flugzeit für beide Reichweiten. Die für den Flug erforderliche Masse an Wasserstoff wird über die Massenströme und die Dauer des Fluges berechnet. Daher muss analysiert werden, ob mit dem vorliegenden Systemmodell und den getroffenen Annahmen in der Missionswahl tatsächlich eine Verringerung der notwendigen Wasserstoffmenge eintritt. Die Schubleistung ist nicht signifikant beeinflusst, jedoch die äquivalenten Leistungen der Triebwerke. Für Variante 1 bedeutet dies eine Reduzierung der Leistungsanforderung in allen Flugphasen bis auf den Startfall, der jedoch dimensionierend für das maximale Leistungsvermögen des Brennstoffzellensystems ist. Eine Reduzierung der Komponentenanzahl einer Flugzeugkonfiguration ist daher nicht zu erwarten.

| Flugphase | Take-Off | Steigflug | Reiseflug | Sinkflug und Landung |
|---------------------------|----------|-----------|------------|----------------------|
| Starthöhe [m] | 0 | 1500 | 9500 | 9500 |
| Endhöhe [m] | 1500 | 9500 | 9500 | 0 |
| Masse [kg] | 73500 | 72000 | 66000 | 60000 |
| Steigrate [m/min] | 600 | 340 | - | 460 |
| Dauer [min] | 4 | 24 | 675*/290** | 21 |
| Geschwindigkeit [m/s] | 86 | 120 | 160 | 139 |
| Schub [kN] | 110 | 73 | 38 | 10 |
| Äquivalente Leistung [kW] | 11100 | 10300 | 7150 | 1200 |

Tabelle 6.1: Flugmission mit reduzierter Flughöhe basierend auf (Eurocontrol),*Reichweite 1: 3500 NM = 6482 km, **Reichweite 2: 1500 NM = 2780km

Die zweite Variante hat reduzierte Leistungsanforderungen durch die hybride Energiversorgungsstruktur. Die Leistungsanforderungen werden auf eine Gesamtleistung $P_{ges} = 1 MW$ für alle Flugphasen festgelegt. Dabei wird die Nichtnutzung der Galley und der Lavatory während des Starts des Flugzeugs vernachlässigt. Für diese Variante werden ebenfalls die vier angesprochenen Missionsprofile simuliert.

Visualisierungen der Varianten sind in Abbildung 6.2 für die Variante mit Energiebereitstellung ausschließlich mittels Brennstoffzellen und in Abbildung 6.3 für eine hybride Variante mit klimaneutralem Treibstoff (SAF - Sustainable Aircraft Fuel) gezeigt. Dies sind im Rahmen des Kooperationsprojekts MIWa angefertigte grundsätzliche Vorschläge und stellen keine finale Lösung dar. Die Abbildungen sollen



Abbildung 6.3: Beispielhafte Visualisierung für Flugzeugkonfiguration 2 mit hybridem Antriebssystem Visualisierung von (Benoit, 2022)

mögliche Umsetzungen der untersuchten Flugzeugvarianten repräsentieren und dienen in erster Linie der Außendarstellung.

6.2 Ergebnisse verschiedener Flugzeug-Varianten

Zwei Varianten werden zur Veranschaulichung der Funktionsweise der Optimierung und des Systemmodells durchgerechnet simuliert. Für beide Varianten werden jeweils mehrere Missionsprofile als Eingangsparameter zugespielt und die Ergebnisse hinsichtlich Komponentenanzahl, Masse des Systems und Bauraum verglichen. Die beiden Varianten sind einmal eine Flugzeugkonfiguration ausschließlich mit einem Brennstoffzellensystem zur Erzeugung der gesamten Flugzeugleistung (Variante 1) und eine hybride Antriebsstruktur mit einem Brennstoffzellensystem zur Erzeugung der notwendigen Leistung der Flugzeugsysteme und konventioneller oder mit Wasserstoff befeuerter Triebwerke (Variante 2). Tabelle 6.2 enthält die verschiedenen Simulationen mit Variante und Flugmission.

| Name | Konfiguration | Mission | Reichweite | Flughöhe |
|-----------------|---------------|---------------|------------|----------|
| Simulation V1.1 | Variante 1 | Flugmission 1 | 6482 km | 39000 ft |
| Simulation V1.2 | Variante 1 | Flugmission 2 | 2780 km | 39000 ft |
| Simulation V1.3 | Variante 1 | Flugmission 3 | 6482 km | 31000 ft |
| Simulation V1.4 | Variante 1 | Flugmission 4 | 2780 km | 31000 ft |
| Simulation V2.1 | Variante 2 | Flugmission 1 | 6482 km | 39000 ft |
| Simulation V2.2 | Variante 2 | Flugmission 2 | 2780 km | 39000 ft |
| Simulation V2.3 | Variante 2 | Flugmission 3 | 6482 km | 31000 ft |
| Simulation V2.4 | Variante 2 | Flugmission 4 | 2780 km | 31000 ft |

Tabelle 6.2: Simulationskonfigurationen für die zwei verschiedenen Flugzeugkonfigurationen mit unterschiedlicher Reichweite und Flughöhe

6.2.1 Simulationsergebnisse

Im Folgenden sind die Ergebnisse der Simulation des MATLAB/SIMULINK-Modells nach der zuvor beschrieben Logik aufgezeigt. Der Fokus liegt dabei auf der Gesamtleistung des Systems und dem Erreichen der benötigten Systemleistung.



Abbildung 6.4: Erbrachte Leistung des Brennstoffzellensystems für die Simulationen V1.1 bis V1.4 der ersten Flugzeugvariante



Abbildung 6.5: Erbrachte Leistung des Brennstoffzellensystems für die Simulationen V1.1 bis V1.4 der ersten Flugzeugvariante mit Fokus auf die Startphase und den Steigflug

Für die Simulation der ersten Flugzeugkonfiguration sind die Leistungen des Brennstoffzellensystems in Abbildung 6.4 gezeigt. Durch die unterschiedlichen Flugzeiten ergeben sich für die verschiedenen Missionen eine unterschiedliche Länge der Graphen. Ansonsten zeigen die Flugmissionen V1.1 und V1.2 bzw.



Abbildung 6.6: Erbrachte Leistung des Brennstoffzellensystems der Simulationskonfiguration V1.2 im Vergleich mit der erforderlichen Systemleistung für die Dauer der Flugmission

V1.3 und V1.4 bis auf diese Länge identische Flugverläufe. Die Leistungsanforderungen der einzelnen Flugphasen sind für diese Missionen nicht unterschiedlich, lediglich die Flugzeit ist verändert. Mit Blick auf die Simulation sind Ergebnisse damit reproduzierbar und die Leistungsausgabe des verwendeten *Fuel-Cell-Stack*-Blocks unterliegt keinen Schwankungen. Der Beginn der Flugmissionen ist in Abbildung 6.5 noch einmal vergrößert gezeigt und offenbart Schwankungen in der Leistung des Brennstoffzellensystems. Dies liegt an dem Umfang der berechneten Massenströme, die auf der Analyse der Datenbanken basieren.

Für die Simulationskonfiguration V1.2 ist in Abbildung 6.6 die Gesamtleistung des Brennstoffzellensystems und die erforderliche Leistung als Kombination aus der benötigten Systemleistung und der Verdichterleistung dargestellt. Die Optimierung hat im Rahmen der vorhandenen Datenbank, hin zu bestmöglicher Nutzung des Wasserstoffs, die Leistung des Brennstoffzellensystems angepasst und mit wenigen Ausnahmen zu Beginn der Flugmission und beim Wechsel vom Steig- in den Reiseflug mindestens die notwendige Leistung bereitgestellt. Für die übrigen Simulationen ähneln sich die Verläufe, die benötigte Leistung wird mit einem Prozentsatz von mindestens 98 % in allen Simulationen der ersten Flugzeugkonfiguration erreicht. Zu Beginn der Flugmission benötigt der *Fuel-Cell-Stack*-Block ca. zwei Simulationsschritte, um die Leistung bereitzustellen. Daher ist zu Beginn der Mission der Leistungsbedarf nicht gedeckt. Dies ist vergleichbar einem Leerlauf des Systems beim Taxiing. Gleichzeitig ist der Unterschied zwischen der geforderten und der Leistungsausgabe des Brennstoffzellensystems nicht zu vernachlässigen und beträgt mehrere 100 kW. Durch eine bessere Auflösung der Datenbank mit mehr Leistungspunkten des untersuchten Stacks, lässt sich diese Differenz minimieren. Bei Betrachtung der Gesamtleistung des Systems von über 14 MW ist diese Differenz allerdings zu vernachlässigen für die gewählte Flugzeugkonfiguration.

Die Verdichterleistung ist ein Parameter, der die Leistungsanforderungen an das System anhebt. Die Notwendigkeit eines Verdichters erfordert Iterationen in der Simulation des Brennstoffzellensystems, da eine gesteigerte erforderliche Leistung einen gesteigerten Wasserstoff- und Luftmassenstrom bedingt. Die Verdichterarbeit steigt mit der Flughöhe, durch den Staueffekt bei höheren Geschwindigkeiten herrscht ein höherer Totaldruck am Verdichtereintritt beim Übergang vom TakeOff in den Steigflug und Steig- in den Reiseflug. Die notwendige Verdichterarbeit sinkt in der Simulation daher sprungartig ab. Abbildung 6.7 zeigt diesen Sachverhalt und die im Vergleich verringerte Arbeit für die geringere Flughöhe der


Abbildung 6.7: Verdichterarbeit der ersten Flugzeugvariante für die Simulationskonfigurationen V1.1 bis V1.4 aufgezeichnet für die jeweilige Flugzeit

Simulationen V1.3 und V1.4. Beim Übergang in den Sinkflug wird die Geschwindigkeit ebenfalls reduziert. Zu Beginn des Steigflugs steigt daher die Verdichterarbeit an, bevor durch den höheren Umgebungsdruck die erforderliche Verdichtung reduziert wird.

Die Leistung des Verdichters ermittelt sich aus der Multiplikation mit dem Luftmassenstrom. Dieser ist für die einzelnen Flugphasen der Flugzeugvariante 1 durch die unterschiedlichen Leistungsanforderungen variiert. Die Verdichterleistung macht daher je nach Umgebungsbedingungen und Leistungsanforderung einen nicht unerheblichen Teil der insgesamt notwendigen Flugzeugleistung aus. Je höher die Flughöhe des Flugzeugs ist, desto mehr Leistung ist für die Aufrechterhaltung des gewünschten Druckniveaus vonnöten. Als Konsequenz kann die Flughöhe, wie in Simulation V1.3 und 1.4, oder der Betriebsdruck des Brennstoffzellensystems gesenkt werden, um die erforderliche Verdichterleistung zu reduzieren und das System insgesamt kompakter zu gestalten. Dies liegt an den geringeren Massenströmen, die die Größe und den Bauraum des Verdichters bedingen und die Anzahl an Brennstoffzellenstacks, welche wiederum mit der Leistungsanforderungen ansteigt.

Aus der Leistung des Brennstoffzellensystems resultiert ein Wasserstoff- und Luftmassenstrom. Die notwendigen Ströme sind in Abbildung 6.8 und Abbildung 6.9 für die Simulationen der ersten Flugzeugvariante dargestellt. Für die Konfiguration V1 sind wegen der hohen Leistungsanforderungen durch den Ersatz des gesamten Antriebssystems durch ein Brennstoffzellensystem die Massenströme groß mit entsprechender Auswirkung auf die Komponentenanzahl. Für die Missionen V1.3 und V1.4 findet die Optimierung einen Wasserstoffmassenstrom der deutlich über die übrigen Massenströmen der Simulation hinausgehen. Gleichzeitig reduziert sich der Luftmassenstrom in dieser Flugphase für beide Missionen. Die Betrachtung der Nutzungsrate des Wasserstoffs lässt einen Einschnitt auf bis zu 50% erkennen (Abbildung A 2). Die Effizienz des Systems nimmt ebenfalls ab.

Die Simulation bzw. die Optimierung findet an dieser Stelle nicht die optimale Kombination für Luft- und Wasserstoffmassenstrom. Der Einfluss auf die Auslegung des Gesamtsystems durch diesen Fehler ist gering, da nur wenige Zeitpunkte der Flugmission davon betroffen sind. Die Gesamtmenge an Wasserstoff



Abbildung 6.8:: Wasserstoffmassenstrom der ersten Flugzeugvariante für die Simulationskonfigurationen V1.1 bis V1.4



Abbildung 6.9: Luftmassenstrom der ersten Flugzeugvariante für die Simulationskonfigurationen V1.1 bis V1.4

und als Konsequenz das Tankvolumen, welches als abschließendes Ergebnis nach der Analyse des gesamten Flugzeug-Modells vorliegen soll, sind nicht signifikant gesteigert. Dennoch muss dieses Verhalten weiterhin beobachtet werden.

Der Vergleich der Massenströme der einzelnen Flugmissionen ergibt für die erste Systemvariante lediglich bei einer geringeren Flughöhe deutlich unterschiedliche Massenströme pro Minute. Eine kürzere Flugdauer durch eine geringere Mission (Simulationsvariante V1.2) reduziert die Gesamtmenge an mitzuführender Wasserstoffmasse und somit das Tankvolumen. Die Berechnung des Tankvolumens findet in der



Abbildung 6.10: Benötigte Leistung der zweiten Flugzeugkonfiguration mit gegenüber der ersten Konfiguration reduzierten Leistungsanforderungen für die Simulationskonfigurationen V2.1 bis V2.4



Abbildung 6.11: Erforderliche Leistung und Leistung des Brennstoffzellensystems für die Simulationskonfiguration V2.1 der zweiten Flugzeugkonfiguration

Gesamtmodellierung des Flugzeugs im Kryotanksystemmodul statt, wird in dem Modell bewertet und mit den Anforderungen abgeglichen.

Die zweite Flugzeugvariante hat im Gegensatz zur Variante 1 eine deutlich geminderte Leistungsanforderung. Für die erforderliche Gesamtleistung bedeutet dies bis auf die zusätzliche Verdichterleistung keine Unterschiede zwischen den einzelnen Flugmissionen. Abbildung 6.10 enthält die benötigte Systemleistung für die zweite Flugzeugkonfiguration für die vier Flugmissionen. Die Missionen mit gleicher Flughöhe besitzen einen identischen Verlauf, dieser unterscheidet sich nur durch die Fluglänge. Der Verlauf der



Abbildung 6.12: Wasserstoff- und Luftmassenstrom der Simulationskonfiguration V2.3 der zweiten Flugzeugkonfiguration, repräsentativ für die übrigen Simulationen dieser Flugzeugvariante

Graphen ist bestimmt durch den Verlauf der Verdichterarbeit (siehe Abbildung 6.7), der ebenfalls für diese Variante Gültigkeit besitzt.

Die Leistung des Verdichters ist jedoch durch die, im Vergleich zur Flugzeugkonfiguration 1, geringeren Massenströme deutlich reduziert und beträgt mit Blick auf die Skalierung nur einen geringen Teil der Gesamtleistung. Durch diesen Sachverhalt kann auf die alternative geringere Flughöhe der Missionen 3 und 4 verzichtet werden. Den Vorteilen der geringeren Flughöhe steht die längere Flugzeit entgegen.

Die Leistung der Brennstoffzellen erreicht jedoch nicht das gewünschte Niveau. Für alle vier Missionen hat die Optimierung nicht die Leistungsanforderung erfüllt. Abbildung 6.11 stellt für die Simulationskonfiguration V2.1. die Leistung der Brennstoffzellen der geforderten Leistungen gegenüber. Durch die Skalierung erscheint die Differenz groß, der maximale Unterschied beläuft sich auf 5 kW. Bei einer Gesamtleistung von 1MW sind das 0.5 % und eine vertretbare Abweichung. Dennoch sind Anstrengungen zu unternehmen, um diese Diskrepanz auszugleichen. Der Blick auf die Nutzung des Wasserstoffmassenstroms ergibt Werte durchschnittlich geringer als 90%. Auch hier scheint eine Erweiterung der Datenbank sinnvoll, um eine optimalere Kombination der Massenströme zu finden.

Durch die geringe Verdichterleistung und dem daraus resultierenden geringen Unterschied in der Leistungsausgabe sind für alle vier Missionen die Leistungen und die Anzahl an PEMFC-Stacks identisch. Die Aufrechterhaltung dieses Leistungsniveaus unterscheidet sich je nach Fluglänge. Die Luft- und Sauerstoffmassenströme sind daher ebenfalls identisch. Folglich sieht die Auslegung für alle vier Missionsprofile dieselbe Komponentenanzahl vor. In Abbildung 6.12 sind die Luft- und Wasserstoffmassenströme der Simulationskonfiguration V2.3 gezeigt. Diese verändern sich nicht mit fortschreitender Flugzeit. Dies ist ebenfalls deckungsgleich mit den übrigen Simulationen der zweiten Flugzeugkonfiguration.

6.2.2 Komponentenauslegung

Die Komponentenauslegung basiert auf den Technologiekennwerten, die in Kapitel 4.4.2 angegeben sind. Für die zweite Flugzeugvariante mit einem hybriden Konzept zur Energieversorgung ist die maximale Leistung, welche das Brennstoffzellensystem erbringen muss, reduziert auf $P_{aes} = 1MW$. Mit den getroffenen Annahmen für die technologische Entwicklung ergeben sich für alle untersuchten Flugmissionen im Vergleich mit der ersten Flugzeugkonfiguration eine geringere Gesamtanzahl an Komponenten. Die Berechnung ergibt für die zweite Flugzeugkonfiguration für alle Missionen ein identisches System mit derselben Anzahl an Komponenten. Die erste Flugzeugkonfiguration besitzt eine Vielzahl an Komponenten. Insbesondere die Komponente Brennstoffzellenstack muss aufgrund der hohen Leistungsanforderungen in einer Anzahl vorgesehen werden, die eine Umsetzung unrealistisch erscheinen lässt. Die Komponentenanzahl beide Konfigurationen ist in Tabelle 6.3 dargestellt.

| Missionsprofil 1 | V1.1 | V2.1 |
|-----------------------|------|------|
| Systemmasse [kg] | 5140 | 335 |
| Brennstoffzellenstack | 117 | 8 |
| Verdichter | 2 | 2 |
| Befeuchter | 117 | 8 |
| Missionsprofil 2 | V1.2 | V2.2 |
| Systemmasse [kg] | 5140 | 335 |
| Brennstoffzellenstack | 117 | 8 |
| Verdichter | 2 | 2 |
| Befeuchter | 117 | 8 |
| Missionsprofil 3 | V1.3 | V2.3 |
| Systemmasse [kg] | 4205 | 335 |
| Brennstoffzellenstack | 93 | 8 |
| Verdichter | 2 | 2 |
| Befeuchter | 93 | 8 |
| Missionsprofil 4 | V1.4 | V2.4 |
| Systemmasse [kg] | 4205 | 335 |
| Brennstoffzellenstack | 93 | 8 |
| Verdichter | 2 | 2 |
| Befeuchter | 93 | 8 |

Tabelle 6.3: Systemmasse und Anzahl der Komponenten des Brennstoffzellensystems für beide untersuchte Flugzeugvarianten der vier Flugmissionen

Neben der Komponentenanzahl gibt das Simulationsmodell das Wasserstoffvolumen und die vorhandene Leistung für den Antrieb anderer Flugzeugsysteme aus. Der Wasserstoff befindet sich im Zustand für den Einsatz in der Brennstoffzelle nach den gewünschten Betriebsparametern. Für die beiden untersuchten Flugzeugvarianten sind diese Kennwerte in Tabelle 6.4 gegeben.

| Simulationskonfiguration | Wasserstoffvolumen [m ³] | Maximale Vorhandene Leistung [W] |
|--------------------------|--------------------------------------|----------------------------------|
| V1.1 | 47466 | 15360000 |
| V1.2 | 26196 | 15360000 |
| V1.3 | 54107 | 12568000 |
| V1.4 | 25463 | 12568000 |
| V2.1 | 4416 | 1018000 |
| V2.2 | 2477 | 1018000 |
| V2.3 | 6960 | 1001500 |
| V2.4 | 3264 | 1001500 |

Tabelle 6.4: Wasserstoffmasse und verfügbare Leistung als Ausgabe an andere Module des Flugzeugmodells, der Wasserstoff ist gasförmig und besitzt konditionierte Zustandsgrößen

Die Komponentenauslegung für die beiden Flugzeugkonfigurationen bestätigt vermutete Systemgrößen für die einzelnen Flugmissionen. Variante 1 mit reinem Brennstoffzellenantrieb besteht aus einer sehr

hohen Komponentenanzahl an Stacks und Befeuchtern, da sich an dem Vorschlag von (Beddoes, März 2022) bezüglich des 1:1-Verhältnisses zwischen Brennstoffzellenstack und Befeuchter/Wärmetauscher orientiert wird. Die Wasserstoffvolumina sind für die erste Variante deutlich größer als für die zweite Konfiguration mit hybrider Antriebsstruktur. Dies ist aufgrund der reduzierten Leistungsanforderung erwartbar. Die Reduzierung der Flughöhe der Simulationen V1.3 und V1.4 bzw. V2.3 und V2.4 zeigen, dass mit der gewählten Variante und lediglich eine Ersparnis der Systemmasse für die 1. Flugzeugvariante eintritt, da die maximale Steiglast durch die geringere Flughöhe von 9500m reduziert ist und weniger Stacks zum Erreichen der Leistungsanforderung vonnöten sind. Für die zweite Variante stellt sich keine Gewichtsersparnis ein, nur die Reduktion der Reichweite senkt das Gesamtvolumen des erforderlichen Wasserstoffs und somit die notwendige Tankgröße.

Für die Flugzeugvariante 1 muss eine Tankauslegung abgewartet werden, um eine Aussage über die Gewichtsersparnis treffen zu können. Der Reduktion der Komponentenanzahl steht die Erhöhung des Wasserstoffvolumens entgegen. Nach Analyse des gesamten Flugzeugmodells ist eine Aussage über die Wirksamkeit der Reduktion der Flughöhe für die erste Variante möglich.

7 Diskussion und Ausblick

Der Aufbau eines Brennstoffzellensystems mittels MATLAB/SIMULINK wurde durchgeführt. Dabei sind verschiedene in SIMULINK verfügbare Blöcke zur Abbildung eines Brennstoffzellenstacks erprobt und um einen geeigneten Block die restlichen Systemkomponenten in MATLAB-Funktionen umgesetzt. Die Auswahl dieser übrigen Komponenten basiert auf einer Literaturrecherche bezüglich untersuchter Systemarchitekturen für große Verkehrsflugzeuge.

Die Simulation zweier verschiedener Flugzeugkonfigurationen mit jeweils vier Missionsprofilen hat die Tauglichkeit des aufgebauten MATLAB/SIMULINK-Modells für eine erste Abschätzung eines Brennstoffzellensystems bestätigt. Für die erste Flugzeugkonfiguration mit Bereitstellung der gesamten notwendigen Flugzeugleistung durch das Brennstoffzellensystem ist ersichtlich, dass die Anzahl an Komponenten mit den getroffenen Abschätzungen eine physische Umsetzung des Systems unwahrscheinlich werden lässt. Die Masse des Brennstoffzellensystems setzt mit 5kW/kg bereits einen deutlichen Sprung in der technologischen Entwicklung voraus. Zu dieser Masse addieren sich die der übrigen Systeme und die Triebwerke. Diese sind in dieser Arbeit nicht betrachtet, werden allerdings in der Gesamtmodellierung des Flugzeugs berücksichtigt.

Aufgrund der Vielzahl an Komponenten durch die großen Massenströme und die Menge an Brennstoffzellenstacks scheint eine Umsetzung des Systems für ein Flugzeug mit ausschließlich einem Brennstoffzellensystem zur Energieversorgung schwer darstellbar. Bei der Simulation wurde wissentlich die Abwärme der Brennstoffzellenstacks vernachlässigt, um die Komplexität zu begrenzen. Für die berechnete Anzahl an Brennstoffzellenstacks und die durch die Flugmission angenommene maximale Leistung von 10 MW während des Steigflugs müssten ca. 10MW an Wärme abgeführt werden. Dieses System kommt zusätzlich zu dem zu installierenden Tank mit dem notwendigen Volumen an Wasserstoff hinzu und muss in nachfolgenden Arbeiten ergänzt werden.

Für die zweite Flugzeugvariante hingegen sind deutlich geringere Leistungsanforderungen gegeben und dementsprechend die Anzahl an Komponenten gegenüber Variante 1 reduziert. Eine Integration in diesem Umfang in eine bestehende Flugzeugstruktur, wie den Airbus A320Neo, scheint realisierbar. Die Dimensionierung des Kühlsystems ist für diese Variante nicht untersucht und für eine belastbare Aussage über die Sinnhaftigkeit eines solchen Brennstoffzellensystems, bspw. zur Entlastung der Triebwerke während des Flugs, unbedingt durchzuführen. Des Weiteren stellt sich die Frage des Antriebsystems. Um die vorausgesetzten Emissionsvorgaben zu erfüllen, muss auf lange Sicht ein Verzicht auf fossile Brennstoffe durchgesetzt werden. Die Nutzung von SAF (Sustainable Aviation Fuel), die direkte Verbrennung von Wasserstoff in einem Flugzeugtriebwerk oder die Installation eines Batteriesystems und elektrisch angetriebener Triebwerke, bei entsprechendem technologischem Fortschritt bezüglich der Energiedichte von Batterien, sind valide Optionen. Für eine Aussage der Realisierbarkeit der zweiten Flugzeugvariante ist eine Untersuchung und Auslegung des Antriebsystems erforderlich.

Die Analyse hat außerdem gezeigt, dass für die zweite Flugzeugkonfiguration die Wahl der Flughöhe unerheblich ist, solange diese keinen umfänglichen Einfluss auf die Leistungsanforderungen hat. Je kürze die Flugzeit der Mission, desto weniger Wasserstoff muss an Bord mitgeführt werden. Für die erste Variante reduziert sich bei niedriger Flughöhe von 9500m die Komponentenanzahl, das notwendige Wasserstoffvolumen steigt allerdings an. Daher muss die komplette Auslegung des Flugzeugmodells abgewartet werden, um eine belastbare Aussage über die Sinnhaftigkeit der Reduktion der Flughöhe zu entscheiden. Die Reduktion der Flugstrecke senkt auch für die erste Variante die für den Flug notwendige Menge an Wasserstoff. Mit dem vorhandenen MATLAB/SIMULINK-Modell lässt sich perspektivisch die weitere Auslegung notwendiger Flugzeugsysteme und Module eines zukünftigen Flugzeugkonzepts mit Wasserstoff-Brennstoffzellensystemen durchführen. Die Nutzung der Abwärme der Brennstoffzellenstacks und die Verwendung des anfallenden Wassers bei der chemischen Reaktion in den einzelnen Zellen kann auf gewinnbringende Weise in die zu entwickelnde Flugzeugvariante integriert werden. Bspw. die Erwärmung des flüssigen Wasserstoffs bzw. des kalten Gases auf dem Weg zu den Brennstoffzellenstacks, kann über die Nutzung des Wärmemassenstroms realisiert werden. Der Verzicht auf große Mengen an mitzuführendem Wasser für die Toilettenspülung kann zu einem Gewichtsvorteil zu Beginn der Startphase führen. Dies trifft vor allem auf die Nutzung des Brennstoffzellensystems als APU-Ersatz zu, die zum jetzigen Zeitpunkt realistischer erscheint und nicht auf massive technologische Fortschritte in der Brennstoffzellentechnik setzten muss.

Des Weiteren lässt sich die Untersuchung verschiedener Varianten mit unterschiedlichsten Leistungsanforderungen erweitern. Analysen für spezifische Komponenten ließen sich über die Implementierung von Kennfeldern realisieren, die das Verhalten der Komponente realistischer abbilden und bspw. über die thermodynamische Berechnung des Verdichters mit getroffenen Annahmen bezüglich verschiedener Systemparameter hinausgehen. Ebenso kann die Identifikation belastbarer Technologieparameter für den Verdichter und den Befeuchter hinsichtlich des Bauraums und der Masse losgelöst vom Gesamtsystem eine Auslegung des Brennstoffzellensystems präzisieren.

Zusätzlich erweitern lässt sich das Modell mit Systemen zur Nutzung des unverbrauchten Wasserstoffs. Ebenso kann die Frage der Lebensdauer einer PEM-Brennstoffzelle unter Berücksichtigung der transienten Lastwechsel mit dem vorliegenden Modell nicht beantwortet werden. Die Vorgänge bei diesen Lastwechseln und der Betrieb bei extremen Temperaturen ist Gegenstand der Forschung. Eine Abstimmung zwischen Simulationsergebnissen und der Erprobung physischer Brennstoffzellensysteme unter Umgebungsbedingungen in großer Höhe ist hierfür erforderlich.

Alternative Brennstoffzellentypen sind in weiterführenden Arbeiten ebenfalls zu untersuchen. Die vorliegende Arbeit nutzt einen PEM-Brennstoffzellenstack. Dennoch wird in den nächsten Jahren die Entwicklung anderer Brennstoffzellentypen voranschreiten, die nicht die Problematik des Wasserhaushalts des Polymerelektolyt besitzen. Sobald diese Brennstoffzellentypen eine akzeptable Leistungsdichte haben, kann der Einsatz in der Luftfahrt sinnvoll sein.

Grundsätzlich muss bei der Verwendung von Wasserstoff in der Luftfahrt als Energiequelle der Einfluss des Abgases betrachtet werden. Der Einfluss von Kondensstreifen auf den Klimawandel wird erforscht und beobachtet. Gegebenenfalls muss das gesamte Wasser aus der Strömung stromab des Brennstoffzellensystems entfernt und in einem Wassertank gespeichert werden. Dies würde eine signifikante Steigerung der Flugzeugmasse bedeuten. Eventuell kann dies allerdings in einem Tank ähnlich demTrimmtank eines konventionellen Flugzeugs gespeichert werden und gleichzeitig die mögliche Problematik der Schwerpunktkontrolle durch den Wegfall eines solchen Trimmtanks bei Verzicht auf Kerosin oder ähnlichen Treibstoff verhindern.

8 Literatur

ABU KASIM, A., M. CHAN und E.J. MAREK, 2022. Performance and failure analysis of a retrofitted Cessna aircraft with a Fuel Cell Power System fuelled with liquid hydrogen [online]. *Journal of Power Sources*, **521**, 230987. ISSN 03787753. Verfügbar unter: doi:10.1016/j.jpowsour.2022.230987

ANDERSON, J.D., 2007. *Fundamentals of aerodynamics*. Fourth Edition. Singapore: McGraw-Hill. Anderson series. ISBN 9780072950465.

BAEHR, H.D. und S. KABELAC, 2016. *Thermodynamik. Grundlagen und technische Anwendungen.* 16. Auflage: Springer Viewig. ISBN 978-3-662-49567-4.

BARBIER, F., 2013. PEM Fuel Cells. Theory and Practice. 2. Auflage: Elsevier. ISBN 978-0-12-387710-9.

BEDDOES, S., März 2022. Regional Aircraft Report. Aerospace Technology Institute.

BENOIT, A., 2022. Visualisierung Flugzeugvarianten.

BHATTI, W., W. WU, F. DOYLE, J. LLAMBRICH, H. WEBER und N. TOWN, März 2022. *Fuel Cells Roadmap Report*. Aerospace Technology Institute.

BOYCE, M.P., 1999. *Gasturbinen Handbuch.* Berlin, Heidelberg: Springer Berlin / Heidelberg. ISBN 9783540632160.

BRADLEY, M., 2022. Identification and Descriptions of Fuel Cell Architectures for Aircraft Applications. In: 2022 IEEE Transportation Electrification Conference & Expo (ITEC): IEEE, S. 1047-1050. ISBN 978-1-6654-0560-7.

BRÄUNLING, W.J.G., 2015. Flugzeugtriebwerke. Grundlagen, Aero-Thermodynamik, ideale und reale Kreisprozesse, Thermische Turbomaschinen, Komponenten, Emissionen und Systeme. 4. Auflage: Springer Viewig. ISBN 978-3-642-34538-8.

Centerline Design; DLR; HAW Hamburg, 2022. *MBSE-basierte Integration & Variantenbildung von Wasser*stoffkryodrucktanksystemen zukünftiger MBSE-basierte Integration & Variantenbildung von Wasserstoffkryodrucktanksystemen zukünftiger Flugzeugkonfigurationen. Gemeinsame Projektbeschreibung [online].

Centerline Design; DLR; HAW Hamburg, 2023a. *MBSE-basierte Integration & Variantenbildung von Was*serstoffkryodrucktanksystemen zukünftiger MBSE-basierte Integration & Variantenbildung von Wasserstoffkryodrucktanksystemen zukünftiger Flugzeugkonfigurationen. Projektbericht Q1 2023 [online].

Centerline Design; DLR; HAW Hamburg, 2023b. *MBSE-basierte Integration & Variantenbildung von Was*serstoffkryodrucktanksystemen zukünftiger MBSE-basierte Integration & Variantenbildung von Wasserstoffkryodrucktanksystemen zukünftiger Flugzeugkonfigurationen. Projektbericht Q2 2023 [online].

COLPAN, C.O. und A. KOVAČ, 2022. Fuel Cell and Hydrogen Technologies in Aviation. Cham: Springer International Publishing. ISBN 978-3-030-99017-6.

DO, T.C., H.V.A. TRUONG, H.V. DAO, C.M. HO, X.D. TO, T.D. DANG und K.K. AHN, 2020. Erratum: Do, T.C., et al. Energy Management Strategy of a PEM Fuel Cell Excavator with a Supercapacitor/Battery Hybrid Power Source. Energies 2019, 12, 4362 [online]. *Energies*, **13**(1), 136. Energies. Verfügbar unter: doi:10.3390/en13010136

EASA -- EURPEAN UNION AVIATION SAFETY AGENCY, 2021. Certification Specifications and Acceptable Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes (CS25) (CS-25) [online] [Zugriff am: 18. August 2023]. Verfügbar unter: https://www.easa.europa.eu/en/documentlibrary/certification-specifications/group/cs-25-large-aeroplanes#cs-25-large-aeroplanes EASA -- EURPEAN UNION AVIATION SAFETY AGENCY, 2022. *Type-Certificate Data Sheet. No. EASA.A.064 for AIRBUS A318 - A319 - A320 - A321*.

EUROCONTROL. *Aircraft Perfromance Database* [online]. *A320Neo by Airbus* [Zugriff am: 24. August 2023]. Verfügbar unter: https://contentzone.eurocontrol.int/aircraftperformance/details.aspx?I-CAO=A20N

EUROCONTROL. *Aircraft Perfromance Database* [online]. *D328 (Dornier) by Farchild-Dornier* [Zugriff am: 24. August 2023]. Verfügbar unter: https://contentzone.eurocontrol.int/aircraftperformance/de-tails.aspx?ICAO=D328&GroupFilter=9

EYTAN J ADLER und JOAQUIM R R A MARTINS, 2023. *Hydrogen-Powered Aircraft: Fundamental Concepts, Key Technologies, and Environmental Impacts* [online]. Verfügbar unter: https://www.research-gate.net/profile/joaquim-martins-4/publication/366157885_hydrogen-powered_aircraft_fundamen-tal_concepts_key_technologies_and_environmental_impacts

GEILICH, M., 2019. Analyse konventioneller Antriebssysteme und Entwicklungspotenziale von Fluggasturbinen im zivilen Luftverkehr. DLR-IB-AT-KP-2019-159 [online]. Masterarbeit: Deutsches Zentrum für Luftund Raumfahrt. Verfügbar unter: https://elib.dlr.de/133299/1/2019-geilich-masterarbeit_dlr-ib.pdf

GONG, A., R. MACNEILL, D. VERSTRAETE und J.L. PALMER, 2018. Analysis of a Fuel-Cell/Battery/Supercapacitor Hybrid Propulsion System for a UAV using a Hardware-in-the-Loop Flight Simulator. In: 2018 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics. ISBN 978-1-62410-572-2.

GREEN CAR CONGRESS, 3. März 2023. Universal Hydrogen successfully completes first flight of hydrogen fuel cell powered regional airliner [online] [Zugriff am: 14. April 2023]. Verfügbar unter: https://www.greencarcongress.com/2023/03/2023030-uh.html

GUIDA, D. und M. MINUTILLO, 2017. Design methodology for a PEM fuel cell power system in a more electrical aircraft [online]. *Applied Energy*, **192**, 446-456. ISSN 0306-2619. Verfügbar unter: doi:10.1016/j.apenergy.2016.10.090

HADNUM, L., M. PACEY und K. MILNE, März 2022. *Technology Roadmaps. Technology Pathways to Enable Zero-Carbon Emission Flight.* Aerospace Technology Institute.

HEINTZ, A., 2017. Thermodynamik der Mischungen. Mischphasen, Grenzflächen, Reaktionen, Elektrochemie, äußere Kraftfelder: Springer. ISBN 9783662499238.

HEMMERDINGER, J., 2020. *All-electric Grand Caravan makes maiden flight. FlightGlobal (2020)* [online] [Zugriff am: 23. August 2023]. Verfügbar unter: https://www.flightglobal.com/airframers/all-electric-grand-caravan-makes-maiden-flight/138600.article

KLUßMANN, N. und A. MALIK, 2004. *Lexikon der Luftfahrt. Mit 1500 Begriffen und Abkürzungen*. Berlin: Springer. ISBN 9783540205562.

KUHR, H., 1991. EDV/CAD für die Bautechnik: Vieweg+Teubner Verlag.

KURZWEIL, P., 2013. Brennstoffzellentechnik. Grundlagen, Komponenten, Systeme, Anwendungen ; mit 199 Tabellen. 2., überarb. und aktualisierte Aufl. Wiesbaden: Springer Vieweg. ISBN 9783658000844.

LARMINE, J., A. DICKS und J. LARMINIE, 2009. *Fuel Cell Systems Explained*. 2. Aufl., Nachdruck. Chichester: Wiley. ISBN 9780470848579.

MATHWORK, 2023. 6 kW 45 Vdc Fuel Cell Stack [online] [Zugriff am: 20. August 2023]. Verfügbar unter: https://de.mathworks.com/help/sps/ug/6-kw-45-vdc-fuel-cell-stack.html

MATHWORKS, 2022. Designing Fuel Cell Systems Using System-Level Design [online]. Modeling and Simulation in Simulink and Simscape [Zugriff am: 20.08.22023]. Verfügbar unter: https://www.mathworks.com/content/dam/mathworks/white-paper/designing-fuel-cell-systems-usingsystem-level-design-white-paper.pdf

MATHWORKS, 2023a. *Fuel Cell* [online]. *Fuel cell elctrical system* [Zugriff am: 20. August 2023]. Verfügbar unter: https://de.mathworks.com/help/sps/ref/fuelcell.html

MATHWORKS, 2023b. *Fuel Cell I-V Characteristic* [online] [Zugriff am: 20. August 2023]. Verfügbar unter: https://de.mathworks.com/help/sps/ug/fuel-cell-i-v-characteristic.html

MATHWORKS, 2023c. *Fuel Cell Stack* [online]. *Implement generic hydrogen fuel cell stack model* [Zugriff am: 20. August 2023]. Verfügbar unter: https://de.mathworks.com/help/sps/power-sys/ref/fuelcellstack.html?searchHighlight=fuel%20cell%20stack&s_tid=srchtitle_support_re-sults_1_fuel%20cell%20stack

MATHWORKS, 2023d. *Fuel Cell System* [online] [Zugriff am: 20. August 2023]. Verfügbar unter: https://de.mathworks.com/help/sps/ug/fuel-cell.html

MATHWORKS, 2023e. *PEM Fuel Cell System* [online] [Zugriff am: 20. August 2023]. Verfügbar unter: https://de.mathworks.com/help/simscape/ug/pem-fuel-cell-system.html

MOTAPAN, S.N., O. TREMBLAY und L. DESSAINT, 2009. A generic fuel cell model for the simulation of fuel cell vehicles. In: 2009 IEEE Vehicle Power and Propulsion Conference. VPPC 2009 ; Dearborn, Michigan, USA, 7 - 11 September 2009. Piscataway, NJ: IEEE, S. 1722-1729. ISBN 978-1-4244-2600-3.

OTIS, C.E., 1997. Aircraft Gas Turbine Powerplants: Jeppesen. ISBN 0891002553.

PETERS, R., 2015. *Brennstoffzellensysteme in der Luftfahrt.* Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg. VDI-Buch. ISBN 9783662467985.

RENOUARD-VALLET, G., M. SABALLUS, G. SCHMITHALS, J. SCHIRMER, J. KALLO und K.A. FRIEDRICH, 2010. Improving the environmental impact of civil aircraft by fuel cell technology: concepts and technological progress [online]. *Energy & Environmental Science*, **3**(10), 1458. ISSN 1754-5692. Verfügbar unter: doi:10.1039/b925930a

SCHERER, H., 2016. Modellbasierte Methoden zur Modellierung des Zielsystems und des Funktions-Gestalt-Zusammenhangs zur Unterstützung der Serienentwicklung von Baukästen am Beispiel von Hybrid-Triebstrangsystemen. Systeme, Methoden, Prozesse. 97.

SCHLICHTING, H. und E. TRUCKENBRODT, 1967. Aerodynamik des Flugzeuges. Grundlagen aus der Strömungsmechanik Aerodynamik des Tragflügels (Teil 1). 2. Auflage: Springer. 1.

SCHRÖDER, M., F. BECKER, J. KALLO und C. GENTNER, 2021. Optimal operating conditions of PEM fuel cells in commercial aircraft [online]. *International Journal of Hydrogen Energy*, **46**(66), 33218-33240. ISSN 03603199. Verfügbar unter: doi:10.1016/j.ijhydene.2021.07.099

SEDDON, J. und E. GOLDSMITH, 1999. *Intake Aerodynamics, Second Edition*. Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.

SIEGEL, G., 2019. *Aufgaben und Formeln aus Aerodynamik und Flugmechanik*. 2. Aufl. Reprint 2019. Berlin: Oldenbourg Wissenschaftsverlag. ISBN 9783486773934.

SINNETT, M., 2007. 787 No-Bleed Systems [online]. Saving Fuel and Enhancing Operational Efficiencies. *Boeing Commercial AeroMagazine*. Boeing Commercial AeroMagazine. Verfügbar unter: https://www.boeing.com/commerciAl/AeromAgAzine

STEPHAN, P., K. SCHABER, K. STEPHAN und F. MAYINGER, 2010. *Thermodynamik. Band 2: Mehrstoffsysteme und chemische Reaktionen. Grundlagen und technische Anwendungen.* 15. neubearbeitete und erweiterte Auflage: Springer Heidelberg Dordrecht London New York. Springer eBook Collection Computer Science and Engineering. ISBN 9783540367093.

TECKLENBURG, G. und G. HARITOS, 2009. Modular system for methodological design of body assemblies [online]. *ATZ worldwide*, **111**(12), 60-66. ISSN 2192-9076. Verfügbar unter: doi:10.1007/BF03225109

WITTMANN, T., T. HERTWIG, S. LÜCK, I. ZENYUK und J. FRIEDRICHS, 2022. Die Luftversorgung von PEM-Brennstoffzellen in großen Flughöhen.

YOSHIDA, T. und K. KOJIMA, 2015. Toyota MIRAI Fuel Cell Vehicle and Progress Toward a Future Hydrogen Society. *The Electroochemical Society Interface*, 24-45. The Electroochemical Society Interface.

ZHANG, H., Z. QIAN, D. YANG und J. MA, 2013. Design of an air humidifier for a 5 kW proton exchange membrane fuel cell stack operated at elevated temperatures [online]. *International Journal of Hydrogen Energy*, **38**(28), 12353-12362. ISSN 03603199. Verfügbar unter: doi:10.1016/j.ijhydene.2013.07.050

A Anhang



Abbildung A 1: Aufbau der Funktion zum Auslesen der Look-Up-Tables im SIMULINK-Modell des Brennstoffzellensystems



Abbildung A 2: Nutzungsrate des Wasserstoffs der Simulationskonfiguration V1.4

| Start time: 0.0 | | | | | Stop time: 341 | |
|--|------------------------------------|----------------|----------|---------------|----------------------|---|
| olver | selection | | | | | |
| Туре | Fixed-step | ▼ S | olver: | auto (Automat | ic solver selection) | • |
| Solve | er details | | | | | |
| Fixed-step size (fundamental sample time): | | | | | 1 | |
| Zero | -crossing options | | | | | |
| | Enable zero-crossing detection | on for fixed- | step si | mulation | | |
| Taski | ing and sample time options | | | | | |
| Pe | riodic sample time constraint: | Unconstrai | ned | | | • |
| | Treat each discrete rate as a | separate tas | sk | | | |
| | Allow tasks to execute concu | irrently on ta | rget | | | |
| | Automatically handle rate training | nsition for da | ata trar | nsfer | | |
| | Allow multiple tasks to acces | s inputs and | outpu | ts | | |
| | | | | | | |

Abbildung A 3: Modellierungskonfiguration des SIMULINK-Modells



Abbildung A 4: Stofffluss des elektrisches Antriebssystems des regionalen Zulieferflugzeugs nach dem Vorentwurf von Fly Zero (Beddoes, März 2022)



Abbildung A 5: Darstellung des in SIMULINK aufgebauten Brennszoffzellenmodells mit allen Subsystemen und -Funktionen. Enthalten ist das Subsystem zum Auslesen der Eingangsdaten (linker Rand), die Funktionen zur Berechnung des Diffusors, Verdichters und Befeuchters (mittig), die Umrechnung des Massenstroms in Ipm und das Brennstoffzellensystem (rechter Rand)



Abbildung A 6: Aufbau des alternativen Brennstoffzellensystems in SIMULINK zur Reduzierung der Rechenzeit der Optimierung



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg Hamburg University of Applied Sciences

Erklärung zur selbstständigen Bearbeitung einer Abschlussarbeit

Gemäß der Allgemeinen Prüfungs- und Studienordnung ist zusammen mit der Abschlussarbeit eine schriftliche Erklärung abzugeben, in der der Studierende bestätigt, dass die Abschlussarbeit "– bei einer Gruppenarbeit die entsprechend gekennzeichneten Teile der Arbeit [(§ 18 Abs. 1 APSO-TI-BM bzw. § 21 Abs. 1 APSO-INGI)] – ohne fremde Hilfe selbständig verfasst und nur die angegebenen Quellen und Hilfsmittel benutzt wurden. Wörtlich oder dem Sinn nach aus anderen Werken entnommene Stellen sind unter Angabe der Quellen kenntlich zu machen."

Quelle: § 16 Abs. 5 APSO-TI-BM bzw. § 15 Abs. 6 APSO-INGI

Dieses Blatt, mit der folgenden Erklärung, ist nach Fertigstellung der Abschlussarbeit durch den Studierenden auszufüllen und jeweils mit Originalunterschrift als <u>letztes Blatt</u> in das Prüfungsexemplar der Abschlussarbeit einzubinden.

Eine unrichtig abgegebene Erklärung kann -auch nachträglich- zur Ungültigkeit des Studienabschlusses führen.

| | Erklärung zur s | selbstständigen Bearbei | tung der Arbeit | |
|--|--|---|---|----|
| Hiermit versic | here ich, | | | |
| Name: | | | | |
| Vorname: | | | | |
| dass ich die vo gekennzeichn | orliegende eten Teile der Arbeit – | bzw. bei einer Gru mit dem Thema: | ppenarbeit die entsprechend | |
| ohne fremde I benutzt habe. Angabe der Q | Hilfe selbständig verfass Wörtlich oder dem Sinn uellen kenntlich gemach | t und nur die angegebene nach aus anderen Werke nt. | en Quellen und Hilfsmittel en entnommene Stellen sind unte | er |
| - die | e folgende Aussage ist bei | Gruppenarbeiten auszufüller | n und entfällt bei Einzelarbeiten - | |
| Die Kennzeich erfolgt durch: | nnung der von mir erstell | lten und verantworteten T | eile der ist | |
| | | | | |
| | | | | |
| | | | | |
| | Ort | Datum | Unterschrift im Original | |