DLR-IB-FT-BS-2022-145

Analyse von Bordsystemen für Lufttaxis

Meilensteinbericht MS2.3.2 im Projekt HorizonUAM

Dr.-Ing. Oliver Bertram et. al

Deutsches Zentrum
DLR für Luft- und Raumfahrt

Institutsbericht
IB 111-2022/145

Analyse von Bordsystemen für Lufttaxis

Dr.-Ing. Oliver Bertram

Institut für Flugsystemtechnik
Braunschweig

125	Seiten
76	Abbildungen
42	Tabellen
42	Referenzen

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
Institut für Flugsystemtechnik
Abteilung Sichere Systeme & SE

Stufe der Zugänglichkeit: I, Allgemein zugänglich

Braunschweig, den 07.12.2022

Unterschriften:

Institutsdirektor:	Prof. Dr.-Ing. S. Levedag	
Abteilungsleiter*in:	Dipl.-Ing. Andreas Bierig	
Verfasser*in:	Dr.-Ing. Oliver Bertram	Oliver Bertram

Digital signiert von Oliver Bertram
DN: OU=FT-SSY, O=DLR, CN=Oliver Bertram, E=oliver.bertram@dlr.de
Grund: Ich bin der Verfasser dieses Dokuments
Ort:
Datum: 2022.12.07 16:45:29+01'00'
Foxit PDF Reader Version: 12.0.2

Dokumenteigenschaften

Titel	Analyse von Bordsystemen für Lufttaxis
Betreff	HorizonUAM - Meilensteinbericht (MS 2.3.2)
Institut	Flugsystemtechnik, Abt. Sichere Systeme und Systems Engineering
Erstellt von	Dr.-Ing. Oliver Bertram
Beteiligte	Florian Jäger, Alexander Bismark, Sascha Lübbe
Geprüft von	
Freigabe von	
Datum	
Version	1.0
Dateipfad	D:\02_Projekte\02_Projekte_laufend\2020_DLR_HorizonUAM\Ergebnisse\HGF_Meilenstein\MS2.3.2 (SSY)\HorizonUAM_Meilensteinbericht_2.3.2_v3.docx

Inhaltsverzeichnis

Dokumenteigenschaften **2**

1. Einleitung **6**

2. Konzeptionelle Voruntersuchungen **8**

3. Systemmodell des Lufttaxis **10**

4. Sichere Systemarchitektur des Antriebsstrangs **16**
4.1. Entwicklungsprozess nach ARP4761 und ARP4754A 16
4.2. Allgemeines Vorgehen und Designentscheidungen 16
4.2.1. Motor-Rotor-Anordnungen 17
4.2.2. Flugsteuerungsrechner und Batteriezuordnung 19
4.3. Safety Asssessment 19
4.3.1. Functional Hazard Analysis 21
4.3.2. Schnelle Vorunterschung mithilfe von RBDs 23
4.3.2.1. FCC Varianten ohne Getriebe 25
4.3.2.1.1. Quintuplex FCC ohne Getriebe 25
4.3.2.1.2. Triplex FCC ohne Getriebe 26
4.3.2.2. FCC Varianten mit Getriebe 26
4.3.2.2.1. Quintuplex FCC mit Getriebe 27
4.3.2.2.2. Triplex FCC mit Getriebe 27
4.3.3. Untersuchung der Batteriezuordnung 28
4.3.4. Sicherheitskritisches Fehlverhalten des Systems 29
4.4. Auswertung der Ergebnisse 32

5. Dimensionierung des Antriebsstrangs **34**
5.1. Elektromechanischer Antriebsstrang 34
5.1.1. Auslegung Antriebsstrang für die Hauptrotoren 34
5.1.1.1. Rotorparameter 34
5.1.1.2. Betriebspunktbestimmung Antrieb bei Normalbedingungen 35
5.1.1.3. Betriebspunktbestimmung Antrieb bei Notfällen 39
5.1.1.4. Auswahl Motor und Motorcontroller bei Direktantrieb 40
5.1.1.4.1. Auswahl Motor 40
5.1.1.4.2. Auslegung Motorcontroller 44
5.1.1.5. Auswahl Motor und Motorcontroller für Antrieb mit Getriebe 46
5.1.1.5.1. Getriebeauswahl bei duplex Motor mit duplex Getriebe-Architektur 51
5.1.1.5.2. Auslegung Motorcontroller 53
5.1.1.6. Fazit 54
5.1.2. Auslegung Antriebsstrang für die Push-Rotoren 57

5.1.2.1. Betriebspunkte Antrieb bei Normalbedingungen und Notfall ... 57
5.1.2.2. Erforderliche Parameter der Push-Rotoren ... 61
5.1.2.3. Auswahl Motor und Motorcontroller ... 61
5.1.2.4. Auslegung Motorcontroller ... 62
5.2. Auslegung der elektrischen Energieversorgung ... 63
5.2.1. Wahl der Systemspannung ... 63
5.2.2. Batteriesystem ... 64
5.2.2.1. Auslegung der Batteriesysteme ... 64
5.2.2.2. Auslegung der Batteriekühlung ... 65
5.2.3. Brennstoffzellensystem ... 67
5.2.3.1. Auslegung des Brennstoffzellenstacks ... 67
5.2.3.2. Auslegung der Stack-Kühlung ... 69
5.2.4. Wärmeübertrager ... 70
5.2.4.1. Allgemeine Berechnung von Wärmeübertragern ... 70
5.2.4.2. Auslegung der Wärmeübertrager für die Kühlsysteme ... 72

6. Simulation des Antriebsstrangs ... 73
6.1. Entwicklung der Simulationsmodelle ... 73
6.1.1. Motor, Getriebe, Leistungselektronik ... 73
6.1.2. Batteriezelle und Batteriepack ... 80
6.1.2.1. Elektrisches Modell ... 80
6.1.2.2. Thermisches Modell ... 82
6.1.2.3. Gesamtmodell einer Batteriezelle ... 83
6.1.2.4. Modell des Batteriepacks ... 86
6.1.3. PEMFC Brennstoffzellensystem ... 87
6.1.3.1. Elektrisches Modell ... 87
6.1.3.2. Thermisches Modell ... 90
6.1.3.3. Gesamtmodell des Brennstoffzellenstacks ... 91
6.2. Simulationsergebnisse ... 92
6.2.1. Elektromechanischer Antriebsstrang ... 92
6.2.1.1. Fazit ... 97
6.2.2. Batterieelektrische Energieversorgung ... 97
6.2.2.1. Batteriesystemmodell mit und ohne Kühlung ... 97
6.2.2.2. Simulationsergebnisse ... 99
6.2.3. Brennstoffzellenbasierte Energieversorgung ... 102
6.2.3.1. Systemmodell mit und ohne Kühlung ... 102
6.2.3.2. Simulationsergebnisse ... 103
6.2.4. Hybride Energieversorgung mit Batterie und Brennstoffzelle ... 107
6.2.4.1. Systemmodell ... 107
6.2.4.2. Simulationsergebnisse ... 108

7. Zusammenfassung und Ausblick 111
7.1. Systemmodell 111
7.2. Teil Systemarchitektur Antriebsstrang 111
7.3. Teil elektromechanischer Antriebsstrang 112
7.4. Teil Energieversorgungssystem 113

8. Referenzen 115

9. Anhang 118
9.1. Flugmechanische Grundlagen 118

Abbildungsverzeichnis 119

Tabellenverzeichnis 121

Formelverzeichnis 123

Abkürzungsverzeichnis 125

1. Einleitung

Dieser Meilensteinbericht fasst die Aktivitäten und Ergebnisse des Arbeitspakets 2.3 im Projekt HorizonUAM zusammen. Vorherige Ergebnisse zum Stand der Technik und Forschung zu Bordsystemen von Lufttaxis inkl. der Zulassungsvoraussetzungen sind in [1], [2] und [3] zu finden und stellen die Grundlage für die in diesem Bericht beschriebenen Arbeiten dar.
Ziel des Arbeitspaketes ist die Entwicklung und Untersuchung sicherer und zulassbarer Onboardsysteme mit einem speziellen Fokus auf dem Antriebsstrangssystem, der die Umsetzung einer kombinierten Auftriebs- und Flugsteuerungsfunktionalität übernimmt. Auch wenn im Rahmen des Projekts sowohl die Missionen und Anforderungen sowie die sich daraus ergebenden Vehikelkonfigurationen unterscheiden, wurde für dieses Arbeitspaket eine Multirotor-Konfiguration als Basis sämtlicher Untersuchungen festgelegt. Diese Konfiguration ist in Abbildung 1-1 dargestellt und besteht im Kern aus vier Rotoren und zwei sog. Push-Rotoren. Diese Multirotor-Konfiguration ist zugleich auch Untersuchungsgegenstand in weiteren DLR-Projekten, bei denen es z.B. um den Entwurf eines Notarztzubringers geht. Im Rahmen von HorizonUAM sollte diese Multirotor als Lufttaxi u.a. in einer Intra-City Mission eingesetzt werden.

Abbildung 1-1: Darstellung der Multirotor-Konfiguration mit vier Rotoren und zwei Push-Rotoren als Forschungsplattform im Rahmen der Aktivitäten von im Arbeitspaket 2.3 in HorizonUAM-Projekt

Anhand dieser Basis-Konfiguration werden zunächst konzeptionelle Voruntersuchungen mit speziellem Fokus auf verschiedene Antriebsstrangssysteme durchgeführt (siehe Kapitel 2). Schließlich wird ein übergeordnetes Systemmodell für sämtliche Onboardsysteme aufgebaut, dass als Basis für die kollaborative Zusammenarbeit im Systementwurf dienen soll (Kapitel 3). Die konzeptionellen Voruntersuchungen liefern erste Ergebnisse für die Auswahl und den Entwurf einer sicheren Systemarchitektur des Antriebsstrangs (Kapitel 4) und das Systemmodell gibt Erkenntnisse über die Integration und Schnittstellen zu anderen Systemen.

Der Antriebsstrang besteht zum einen aus dem elektromechanischen Teil (Motor, Getriebe, Leistungselektronik usw.), welches die notwendige, mechanische Leistung an die drehzahlgeregelten Rotoren bereitstellt. Hierbei werden Sicherheits- und Zuverlässigkeitsanalysen durchgeführt, um letztlich ein ausfallsicheres Auftriebs- und Flugsteuerungssystem zu entwickeln. Zum anderen werden drei elektrische Energieversorgungssysteme (rein batterieelektrisch, Brennstoffzelle, hybrid mit Batterie und Brennstoffzelle) und der Einfluss der Kühlsysteme auf die Machbarkeit untersucht. Ein besonderer Fokus liegt dabei in der Auslegung (Kapitel 5) und Modellierung und Simulation (Kapitel 6) der Systeme, um damit auch iterativ den Systementwurf zu unterstützen.

2. Konzeptionelle Voruntersuchungen

Zu Beginn des Projektes wurde eine Auslegungsmethodik entwickelt, die die Untersuchung von vollelektrischen, turboelektrischen und hybridelektrischen Antriebssträngen ermöglichte. Diese Methodik ist in Abbildung 2-1 dargestellt und besteht im Wesentlichen aus den drei Schritten Input, Sizing Loop und Output. Für die Definition des Inputs mussten die Missionsanforderungen und Flugprofile, die Vehikelkonfiguration sowie die Definition einer Antriebsstrangarchitektur vorgegeben werden. Im Sizing Loop wurde dann das eVTOL initial dimensioniert, die Flugleistungen und Energien über die Mission berechnet, um damit dann die Gewichte der Systeme und Strukturen abzuschätzen. Unter Vorgabe von Abbruchkriterien, wurde diese Schleife iterativ bis zur Konvergenz (bzw. Nicht-Konvergenz) wiederholt. Die Ergebnisse wurden schließlich für die nachgelagerte Analysen bereitgestellt. Für eine detaillierte Beschreibung der Methodik, der untersuchten Architekturen, Bewertungskriterien usw. sei an dieser Stelle auf [4], [5] verwiesen.

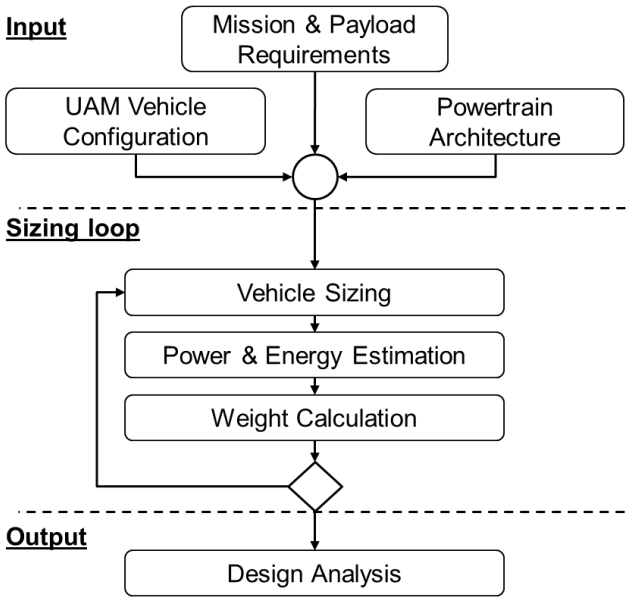

Abbildung 2-1: Konzeptionelle Entwurfsmethodik für eVTOLs

Diese Methodik wurde in Designstudien verwendet, um den Einfluss unterschiedlicher Antriebsstrangarchitekturen auf das Multirotor-Design zu untersuchen [4], [5], [6]. Verschiedene Bewertungsparameter, Parameter-Sweeps und Technologieannahmen von Batterien und Brennstoffzellensystemen wurden angewendet, um die Auswirkungen auf das Multirotordesign zu analysieren und zu bewerten.

Die wichtigsten Treiber waren die Masse der Energiequellen und die Gesamteffizienz des Antriebsstrangs, die sich direkt auf die Bewertungsparameter wie Leistungs- und Energieeffizienz, maximale Startmasse und Nutzlastanteil auswirkten. Die Studien zeigten auch, dass unterschiedliche Antriebsstrangarchitekturen zu gegensätzlichen Designkriterien führen können. Daher konnte keine eindeutige Lösung für eine vorteilhafte Antriebsstrangarchitektur gefunden werden. Hybrid-elektrische Lösungen, z.B. Brennstoffzellen- und Batteriesysteme oder Parallel-

hybridelektrische Systeme, bieten jedoch die Möglichkeit, die Effizienz in unterschiedlichen Flugphasen durch geeignetes Powermanagement zu steigern und gleichzeitig die Systemkomplexität zu erhöhen. Der Nachteil einer hohen Batteriemasse einer vollelektrischen Lösung könnte so zumindest teilweise reduziert werden.

Auf Basis dieser konzeptionellen Voruntersuchungen wurden drei elektrische Energieversorgungssysteme für die weiteren Untersuchungen ausgewählt:

- Rein batterieelektrisch
- Brennstoffzellenantrieb
- Hybrid mit Batterie und Brennstoffzelle

Diese Systeme sollten zum einen dimensioniert werden, um genauere Aussagen hinsichtlich Massen zu erhalten und damit die Entwurfsmethodik zu verbessern. Zum anderen sollten das elektrische und thermische Verhalten näher untersucht werden, um damit auch die Auslegung und den Einfluss von Kühlsystemen aufzeigen und die generelle Machbarkeit der Energieversorgung sicherzustellen. Für diese drei Systeme lieferte die Entwurfsmethodik auch die notwendigen Leistungsprofile für die Mission eines Lufttaxis. Diese Leistungsprofile sind in Abbildung 2-2 dargestellt.

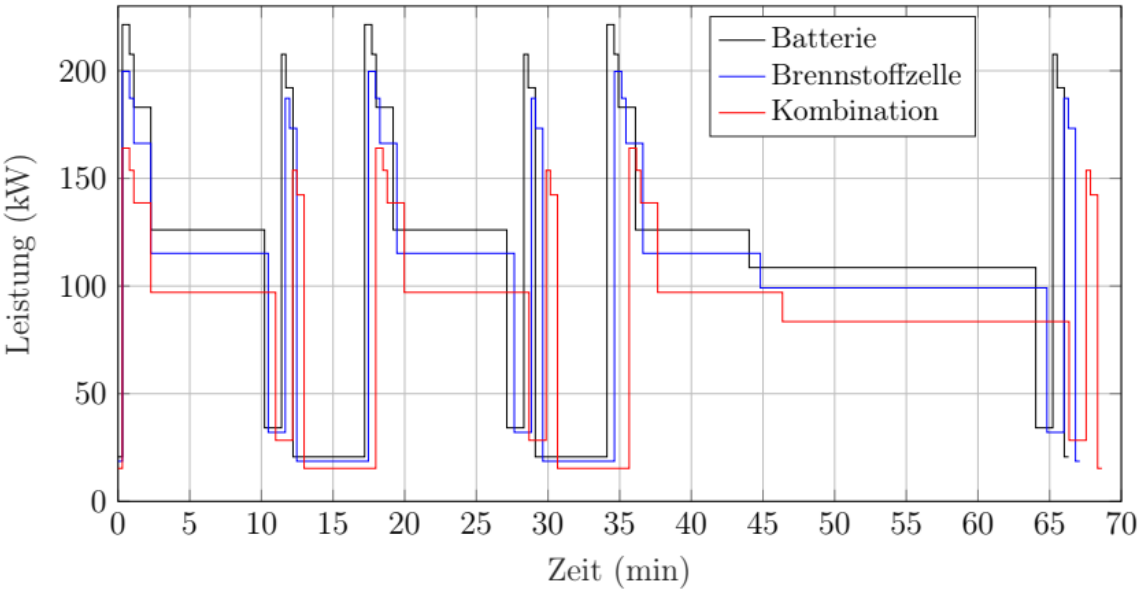

Abbildung 2-2: Leistungsprofile der drei untersuchten Antriebsstrangkonfigurationen

3. Systemmodell des Lufttaxis

Beim Betrieb eines eVTOL müssen verschiedenste Systeme zuverlässig miteinander agieren können. Daher ist es essentiell, bereits am Anfang des Designs einen Rahmen zu schaffen, in dem sich der multidisziplinäre Ansatz widerspiegelt. Hierbei ist es entscheidend, alle erforderlichen Systeme in der Gesamtheit sowie deren Interaktion abzubilden und zu verstehen. Auf diesem Wege kann sichergestellt werden, dass die betrachteten Systeme sowohl vollständig erfasst als auch korrekt ausgelegt werden können. Zudem wird hierdurch die Bewertung von Designentscheidungen auf Flugzeugebene sowie die Analyse der Gesamtlösung ermöglicht. Aus diesem Grunde sollte im Rahmen der Arbeiten ein zentrales Modell erstellt werden, in welchem die Informationen aus dem detaillierten Systemdesign zusammenlaufen.

Allgemein bietet sich hierfür die Anwendung des Systems Engineering Ansatzes bei der Umsetzung komplexer technischer Projekte an. Eine Weiterentwicklung ist das sogenannte Model-Based Systems Engineering (MBSE). Der entscheidende Vorteil dabei ist, dass alle Informationen in einem zentralen, digitalen Systemmodell zusammenkommen und nicht wie zuvor in mehreren Dokumenten. Dies erhöht nicht nur die Agilität beim Design, sondern ermöglicht auch die Generierung von anwenderspezifischen Sichten, sodass die individuell relevanten Informationen herausgefiltert werden können. Durch die Nutzung von Profilen innerhalb des Modells sowie die Einbindung domänenspezifischer Designtools über Schnittstellen ist daher nicht nur eine Bewertung auf höchster Ebene abbildbar, sondern auch das konkrete Systemdesign. Somit lässt sich ein ganzheitlicher und konsistenter Entwicklungsansatz verfolgen. Wegen dieser und weiterer Vorteile gewinnt die Anwendung von MBSE bei der Flugzeugentwicklung zunehmend an Bedeutung. Daher wurde entschieden, diese Methodik ebenfalls für die Erstellung des Systemmodels zu verwenden.

Die Realisierung erfolgte im Cameo Systems Modeler. In Anlehnung an den standardisierten Entwicklungsprozess in der Luftfahrt (ARP4754A), welcher in Kapitel 4.1 näher beschrieben wird, finden sich die Detailebenen in der Modellstruktur wieder. Begonnen wird mit der Flugzeugebene und die Interaktion mit der Umgebung, gefolgt von der Systemebene, bis hin zur Komponentenebene. Auf diesem Wege werden, wie in der Flugzeugentwicklung üblich, die Systeme in einem Top-Down Ansatz mit zunehmenden Integrationslevel genauer spezifiziert.

Die Verzahnung der einzelnen Ebenen miteinander im Modell wird über die Anwendung einer konsistenten, wiederkehrenden Ordnerstruktur vorgenommen. Auf jeder Ebene lassen sich die Ordner Analysis, Architecture, Functions, Interfaces und Requirements finden. Im Ordner Achitecture wird die Lösungsarchitektur auf die nächste Ebene heruntergebrochen, beispielsweise vom Flugzeug auf die einzelnen Systeme wie die elektrische Energieversorgung oder die Flugsteuerung. Dort wiederum wird die bekannte Struktur erneut angewandt. Zur Verdeutlichung folgt eine generische Darstellung dieser Systematik:

- **Aircraft Level**
    - Analysis
    - Architecture

- **System X**
    - Analysis
    - …
- **System Y**
    - Analysis
    - …

- Functions
- Interfaces
- Requirements

Innerhalb des Ordners Analysis werden sämtliche Analysen aufgeführt, die zur weiteren Spezifizierung der Lösung durchgeführt werden (z.B. Untersuchung des Kontexts, Sicherheitsanalysen oder Berechnungen). Die Ableitung von Funktionen, die ein System auf der entsprechenden Ebene auszuführen hat, ist in Functions abgelegt. In Interfaces werden Schnittstellen explizit definiert, wie sie in vorangehenden Analysen erarbeitet wurden und in tiefer liegenden Ebenen zu verwenden sind. Die aus den Betrachtungen resultierenden Anforderungen sind im Ordner Requirements zu finden. An dieser Stelle ist hervorzuheben, dass sämtliche Elemente in dem Modell mit deren Ursprung verknüpft sind. So verweist beispielsweise eine abgeleitete Sicherheitsanforderung stets auf das dazugehörige Element in der Sicherheitsanalyse. Auf diese Weise lässt sich eine Nachverfolgbarkeit über alle Ebenen hinweg gewährleisten.
Nach der Beschreibung der zugrunde gelegten Modellstruktur sollen nun konkrete Beispiele aus dem Systemmodell aufgezeigt werden, die dem besseren Verständnis der Methodik sowie der Funktionsweise des eVTOL dienen sollen. Im Sinne des Top-Down Ansatzes wird hierbei klassischerweise mit der Definition des Systemkontexts auf Flugzeugebene begonnen. Dabei werden externe Elemente identifiziert, die mit dem eVTOL interagieren, sowie die Art der Interaktion mit Hilfe von Schnittstellen festgelegt. Das entsprechende Diagramm ist in Abbildung 3-1 gezeigt.

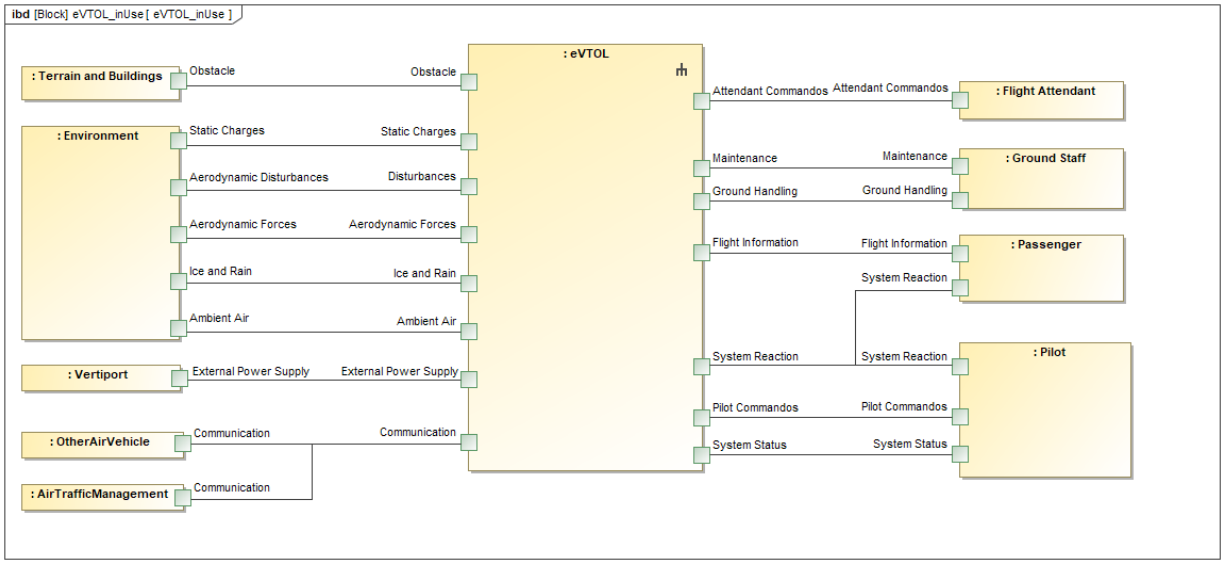

Abbildung 3-1 Systemkontext für den operationellen Betrieb des eVTOL

Im Zentrum der Betrachtung steht dabei das eVTOL selbst. Auf der linken Seite befindet sich der Austausch mit abstrakten Elementen der Umgebung (z.B. Atmosphäre, Gelände oder Vertiport), während die Interaktion mit den Menschen (z.B. Pilot, Passagier) rechts im Fokus steht. Dieser Schritt hilft dabei, sich die Rahmenbedingungen zu verdeutlichen, unter welchen das eVTOL betrieben wird. Außerdem ist auf diese Weise schnell ersichtlich, welche Informationen das Vehikel nach außen zu geben hat und welchen externen Input es erwarten kann.

Die nächste Detailebene bezieht sich nun auf die Zusammensetzung des eVTOL aus den einzelnen Systemen. Hierbei mittels einer Analyse die Funktionen in ihrer Gesamtheit definiert, die von dem Vehikel erfüllt werden müssen (z.B. Steuerung um alle drei Achsen, Bereitstellung elektrischer Energie). Dieser Aspekt wird im Rahmen der funktionalen Sicherheitsanalyse (Kapitel 0) näher beleuchtet.

Die ermittelten Funktionen werden nun konkreten Systemen zugeordnet. Einen Anhaltspunkt zur vollständigen Erfassung der Systeme bieten die sogenannten ATA Kapitel, in welchem die Bestandteile eines Luftfahrtzeugs in bestimmte Gruppen mit fester Nummerierung eingegliedert werden. Handbücher bestehender Luftfahrtzeuge sowie deren Wartungsdokumentation werden ebenfalls nach diesem Schema aufgebaut, weshalb dieses im Systemmodell implementiert wurde. Die heruntergebrochene Gesamtarchitektur des eVTOL ist in Abbildung 3-2 dargestellt.

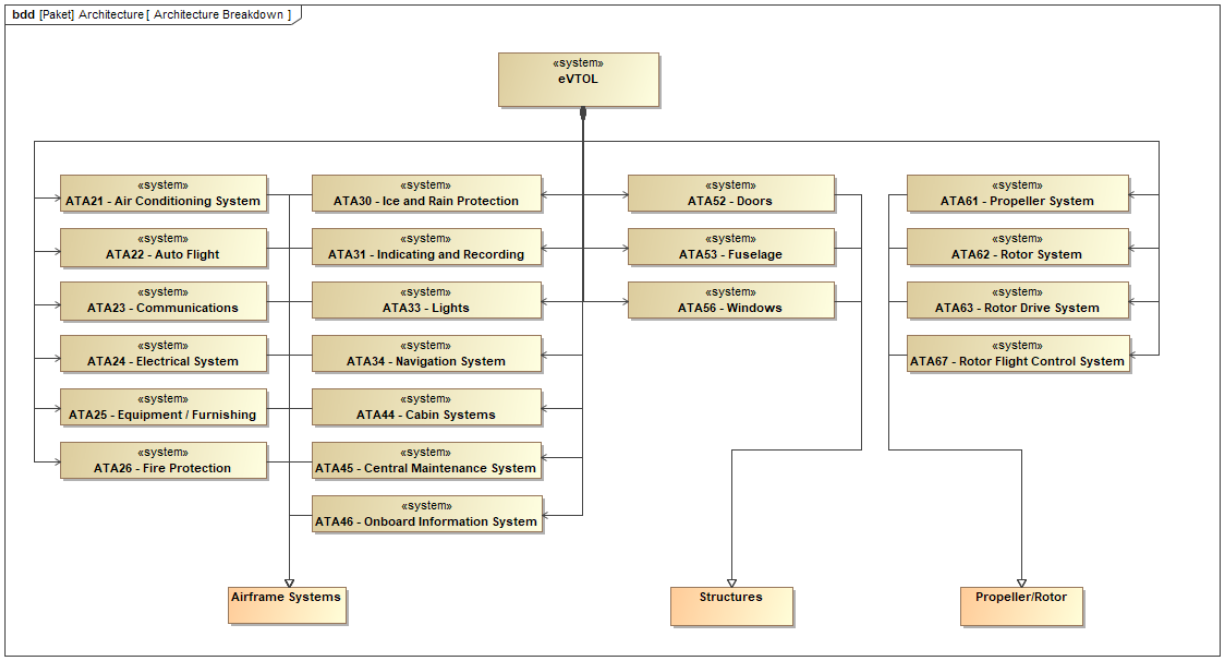

Abbildung 3-2 Breakdown für die Systemarchitektur des eVTOL

Für den Anwendungsfall des eVTOL sind in der Designphase die Abschnitte Airframe Systems, Structures und Propeller/Rotor zutreffend. Aus den Abschnitten wurden wiederum die relevanten Kapitel selektiert und übersichtlich in dem gezeigtem Diagramm zusammengefasst. Wie zuvor erwähnt, ist für jedes der gezeigten Systeme ein Ordner im Architekturverzeichnis auf Flugzeugebene angelegt, welcher wiederum die vorgegebene Ordnerstruktur beinhaltet.
Hinsichtlich der vorliegenden Arbeiten lag der Fokus auf dem Electrical System (ATA24) sowie sämtlichen aufgeführten Systemen im Abschnitt Propeller/Rotor. Die Funktionalitäten lassen sich grob wie folgt zusammenfassen.

- *ATA24 – Electrical System:* Erzeugung, Speicherung und Verteilung von elektrischer Energie zur Versorgung der Verbraucher
- *ATA61 – Propeller System:* Erzeugung einer aerodynamischen Kraft in der horizontalen Ebene, hauptsächlich für den Vortrieb
- *ATA62 – Rotor System:* Erzeugung einer aerodynamischen in der vertikalen Ebene, hauptsächlich für die Auftriebssteuerung
- *ATA63 – Rotor Drive System:* Komponenten zum Antrieb von Propeller und Rotor (z.B. Motor, Getriebe, Motorsteuerungseinheit)
- *ATA67 – Rotor Flight Control System:* Generierung von Steuerkommandos an das Rotor Drive System (Flugsteuerungsrechner), basierend auf der gewünschten Fluglage (z.B. Input durch Pilot oder Auto Flight System)

Analog zu dem Systemkontext wird das Zusammenspiel der genannten Systeme in einem dedizierten Diagramm wiedergegeben, welches in Abbildung 3-3 gezeigt ist. Der Übersichtlichkeit halber wurden auch hier lediglich die in dieser Arbeit fokussierten Systeme für den manuellen Flugbetrieb illustriert, sowie zusätzlich das Indicating and Recording System (ATA31) als

Bereitstellung von Systeminformationen für den Piloten. Zunächst sei darauf verwiesen, dass die externen Schnittstellen am Rand des Diagramms mit den zutreffenden aus dem eVTOL Block im Systemkontext (Abbildung 3-1) übereinstimmen. Dies verdeutlicht die Sicherstellung der Konsistenz zwischen den Ebenen mit Hilfe des Systemmodells.

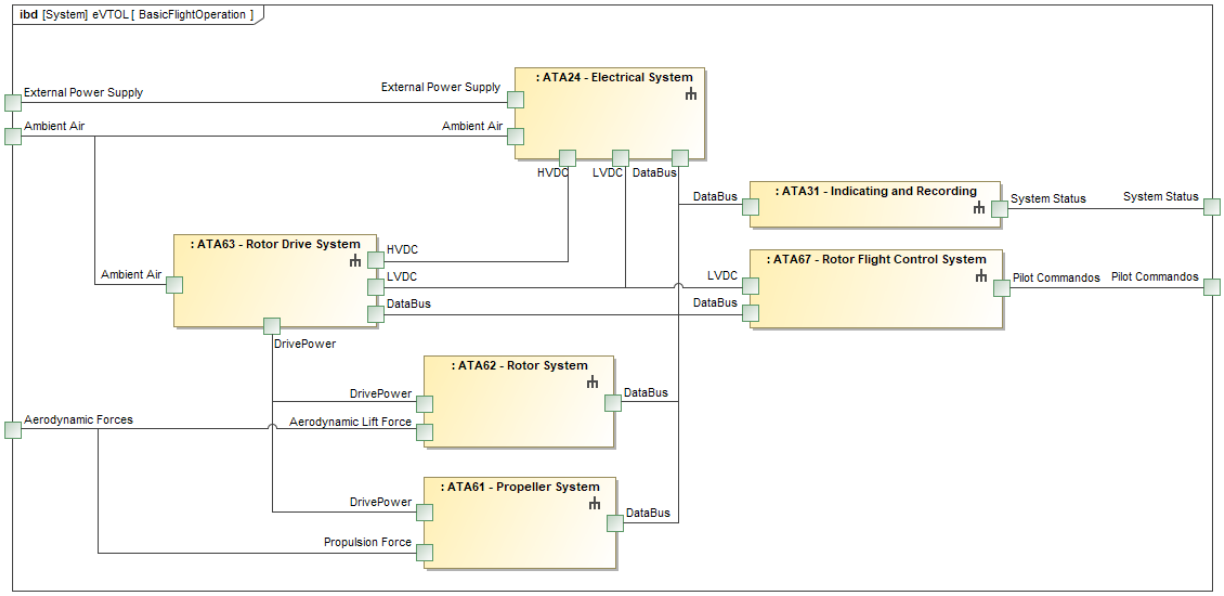

Abbildung 3-3 Internes Diagramm zur Interaktion der essentiellsten Systeme im manuellen Flug

Darüber hinaus werden die Schnittstellen der Systeme untereinander aufgeführt. Prinzipiell finden sich hierbei die zuvor erwähnten Funktionalitäten der ATA Kapitel wieder. So wird beispielsweise, basierend auf ein Pilotenkommando, ein Steuersignal vom Rotor Flight Control System an das Rotor Drive System über den DataBus gesendet. Dieses wiederum verarbeitet das Signal und treibt den Propeller bzw. den Rotor entsprechend an, welche wiederum eine aerodynamische Kraft generieren. Als Feedback für die Steuerung werden dann Sensorsignale (z.B. Drehzahl) über den DataBus versendet.

Zudem wird Umgebungsluft (Ambient Air) für die Kühlung der Energieversorgung sowie das Antriebssystem benötigt. Die entsprechenden Thermalmodelle werden ebenfalls im Verlaufe dieses Berichts thematisiert. Die elektrische Energieversorgung für das gesamte Vehikel ist über ein Gleichspannung Hochvolt- und Niedervoltnetzwerk (HVDC und LVDC) sichergestellt. Ferner soll sich der Informationsaustausch über den DataBus an modernen, netzwerkbasierten Avioniksystemen (z.B. AFDX) orientieren.

Generell sollte bei der Modellierung auf eine möglichst generische Systemdefinition zu achten, um lösungsunabhängig zu agieren. Auf diesem Wege kann das Modell flexibel adaptiert werden, beispielsweise bei einem Wechsel von einer batterie-elektrischen zu einer hybrid-elektrische Architektur. Lediglich die Schnittstellen müssen jederzeit übernommen werden. Dennoch sei festzuhalten, dass auch die Modellierung ein iterativer Prozess ist und sich durchaus Änderungen auf Basis von Feedback aus den Fachdisziplinen ergeben. Allerdings kann mit Hilfe des Modells sofort nachvollzogen werden, wie sich eine mögliche Adaption auf andere Disziplinen auswirkt.

Nach der Beschreibung der Modellierung auf Flugzeugebene sowie das Herunterbrechen auf die einzelnen Vehikelsysteme, ist der nächste Detailgrad das konkrete Systemdesign. Dieses wird für die angesprochenen Systeme (Energieversorgung, Flugsteuerung, Antrieb) in den nachfolgenden Kapiteln eingehend behandelt. Sämtliche Analysen und Betrachtungen wurden dabei in das gezeigte Systemmodell eingebunden.

4. Sichere Systemarchitektur des Antriebsstrangs

Im nachfolgenden Kapitel werden die angewandten Analysemethoden für die Betrachtung der sicherheitskritischen Aspekte der Antriebsstrangarchitektur vorgestellt, die einzelnen Analysen für die verschiedenen Architekturkandidaten beschrieben und die Schlussfolgerungen aus den Analysen zusammengefasst.

4.1. Entwicklungsprozess nach ARP4761 und ARP4754A

Für die grundsätzliche Bestimmung möglicher Architekturen für den Antriebsstrang werden die in der Luftfahrt üblichen Empfehlungen für die Systementwicklung SAE ARP4754A und SAE ARP4761 als Richtlinie für die angewandte Methodik verwendet.
Die ARP4754A beschreibt die grundsätzliche, iterative Vorgehensweise, bei der angefangen vom obersten System Level bis hinunter zum Komponentenlevel systematisch Anforderungen spezifiziert werden, um so die Entwicklung des entsprechenden Luftfahrzeuges und dessen Zertifizierung zu ermöglichen [7]. Zwar handelt es sich hierbei um einen Prozess, die vor allem für Flugzeuge Anwendung findet, jedoch ist im Kontext der Entwicklung von kommerziellen Lufttaxis und deren potentieller Auswirkung im Betrieb auf die allgemeine Öffentlichkeit davon auszugehen, dass die zugrunde liegende Rigorosität des in ARP4754A verlangten Entwicklungsprozesses auch hier erforderlich sein wird. Dementsprechend wird das untersuchte System auch hier sorgfältig in die verschiedenen Ebenenbetrachtungen

- Aircraft Level
- System Level und
- Component Level

eingeteilt. Ein weiterer zentraler Vorteil liegt darin, dass durch die geforderte Einbindung der ARP4761 ein strukturierter Rahmen für die Durchführung einer aussagekräftigen Sicherheitsanalyse gegeben wird. Die ARP4761 beschreibt die Methoden und Prozesse für in der Luftfahrt anerkannte und erprobte Sicherheitsanalysen [8]. Eine Anwendung dieser auf das Konzept der Lufttaxis wird in folgenden Abschnitten zusammen mit den sich daraus ergebenden Design-Implikationen und Entscheidungen beschrieben.
Für die Analyse des Antriebsstranges und der daran unmittelbar gekoppelten Anteile der Flugsteuerungssysteme wurde primär die Functional Hazard Analysis, Fault Tree Analysis und Reliability Block Diagrams (RBDs) auf jeweils mehreren Systemleveln angewandt. Die Analysen und ihre Ergebnisse sind im zentralen Systemmodell (siehe Kapitel 3) enthalten und werden im folgenden exemplarisch aufgezeigt und beschrieben. Wo es möglich ist, werden Modellelemente für die Darstellung von Design- und Sicherheitsanalysen verwendet.

4.2. Allgemeines Vorgehen und Designentscheidungen

Für die Untersuchung von grundsätzlich möglichen Systemarchitekturen wurde von der in Abbildung 1-1 beschriebenen Rotorkonfiguration ausgegangen. Basierend hierauf wurden mehrere denkbare Architekturen entworfen, die sich sowohl in Verschaltungsweise als auch

Gesamtzahl der Komponenten unterscheiden. Für diese erste initiale Betrachtung beschränkt sich die Auswahl der betrachteten Komponenten vor allem auf solche, die für die Fluglageregelung und Auftriebserzeugung unbedingt notwendig sind:

- Rotoren
- Motoren
- Übersetzungsgetriebe (Motor zu Rotor)
- Motorkontrolleinheiten
- Batterien
- Leistungsversorgungsbusse und
- Flugsteuerungsrechner.

Für die Untersuchungen wurde eine iterative Erweiterung der jeweiligen Komponenentenanzahl durchgeführt um eine möglichst einfache Systemarchitektur zu erreichen, die jedoch die notwendigen Anforderungen an die aufkommenden Anforderungen an die Zuverlässigkeit und Sicherheit des Systems erfüllen zu können. Abbildung 4-1 visualisiert das grundsätzliche Vorgehen bei der iterativen Verfeinerung der Architekturkandidaten.

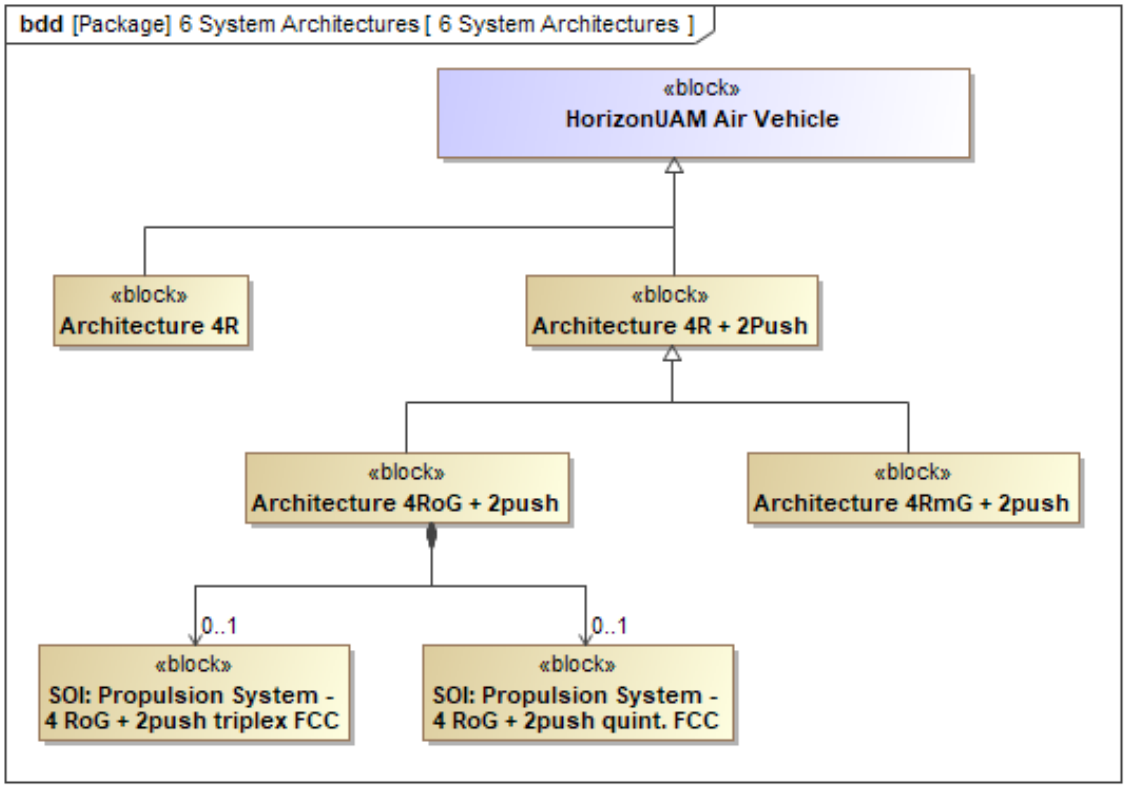

Abbildung 4-1: Darstellung der verschiedenen Betrachtungsstufen der Architekturentwicklung im Modell

4.2.1. Motor-Rotor-Anordnungen

In der initialen Untersuchungsphase wurde sich zunächst auf eine reine Betrachtung der Motor-Rotor-Anordnung konzentriert. Für die Bereitstellung der Versorgungsleistung, Sensorik und

Steuerkommandos wurde hier davon ausgegangen, dass diese in erster Annahme ausreichend zuverlässig sind, um in folgenden Iterationen dann genauer untersucht zu werden. Für die grundsätzliche Motor-Rotor-Anordnung wurden drei grundlegende Architekturen betrachtet, die im folgenden beschrieben werden.

1. Duplex Motor zu simplex Getriebe zu Rotor

In dieser Architekturvariante wird jeder Rotor von zwei Motoren über ein gemeinsames Untersetzungsgetriebe angetrieben. Dabei wird angenommen, dass jeder Motor alleine in der Lage ist, den Rotor eigenständig anzutreiben.

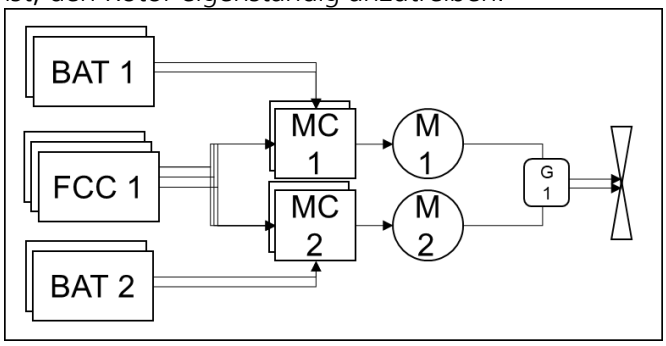

Abbildung 4-2: Rotoreinheit mit duplex Motor und simplex Getriebe

2. Duplex Motor zu duplex Getriebe zu Rotor

In dieser Architekturvariante wird jeder Rotor von zwei Motoren über jeweils ein Untersetzungsgetriebe angetrieben. Hier gilt die Annahme, dass jede Motor-Getriebe-Einheit in der Lage ist, den Rotor eigenständig anzutreiben.

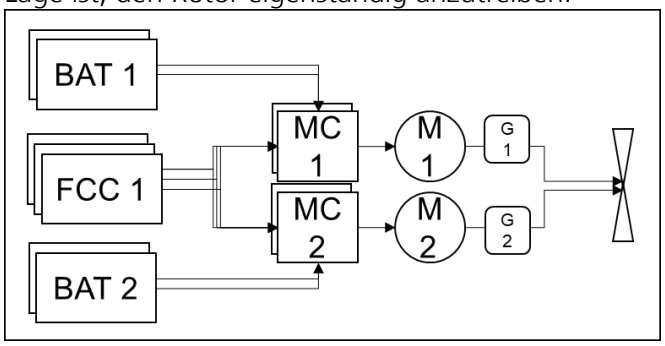

Abbildung 4-3: Rotoreinheit mit duplex Motor und duplex Getriebe

3. Duplex Motor zu Rotor

In dieser Architekturvariante wird jeder Rotor direkt von zwei Motoren angetrieben. Jeder Motor alleine ist in der Lage, den Rotor eigenständig anzutreiben (Annahme).

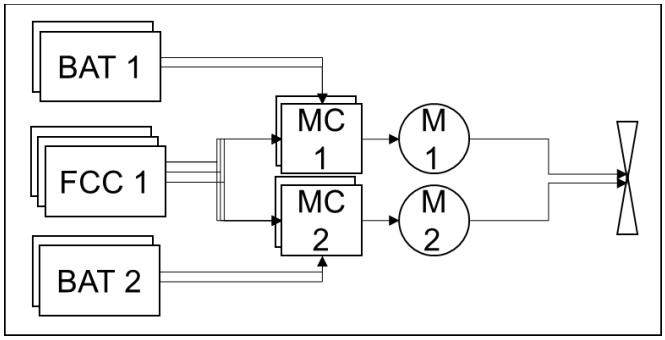

Abbildung 4-4: Rotoreinheit mit duplex Motor ohne Getriebe

Von diesen Architekturen wurden die erste bereits in frühen Phasen aufgrund eines deutlichen Single-Points-Of-Failure Kriterium ausgeschlossen, wodurch vor allem die Duplex-Motor Betrachtungen und deren Verschaltung zu Flugsteuerungsrechner und Batterien in den Vordergrund der Sicherheitsanalysen gerieten. Die ausgiebige Vorgehensweise der Sicherheitsanalyse und ihre Ergebnisse wird im folgenden Abschnitt eingehender beschrieben. Ausgehend von diesen Basisarchitekturen konnten verschiedene Verschaltungen von Leistungsversorgung und Flugsteuerungsrechnern bestimmt werden, um diese anschließend auf ihr Ausfallverhalten und Zuverlässigeit genauer zu analysieren.

4.2.2. Flugsteuerungsrechner und Batteriezuordnung

Für die verschiedenen Architekturvarianten wurden zusätzlich verschiedene Zuordnungen und Multiplizitäten von Batterien und Flugsteuerungsrechnern untersucht. Dies kam vor allem bei den Architekturen mit duplex Getriebe oder den getriebelosen Varianten zum Einsatz, da diese den anfänglichen Analysen zufolge eher in der Lage waren, die Sicherheitsanforderungen zu erfüllen. Die grundsätzlichen Annahmen waren, dass jeder Motorkontrolleinheit mindestens eine designierte Leistungsversorgung zuzuteilen ist, diese jedoch wenn nötig durch mehrere Batterien schaltbar versorgt werden können. Desweiteren wurde davon ausgegangen, dass die Flugsteuerungsrechner fix an die Motorkontrolleinheiten gekoppelt sind, insgesamt aber im Gesamtsystem eine Mindestmenge an Flugsteuerungsrechnern verfügbar sein muss, um eine intakte Flugsteuerung vergleichbar zu Verkehrsflugzeugen bereitzustellen. Im Rahmen der späteren Architekturstudien wurden verschiedene Verschaltungen der Komponenten untereinander getestet und nur die vielversprechendsten Architekturen weiterverwendet. Vor allem sehr offensichtlich ungeeignete Kandidaten wurden direkt verworfen.

4.3. Safety Asssessment

Das Safety Assessment wurde in Anlehnung an die ARP4761 iterativ und unterteilt in verschiedenen Levels durchgeführt. Die Sicherheitsanalyse der verschiedenen Systemarchitekturen geht von einer notwendigen Zuverlässigkeit für Catastrophic Events von durchschnittlich 10^{-9} pro Flugstunde aus, basierend auf [9] und [10] und dem angezielten Operationsumfeld im urbanen Raum. Für die Abstufungen auf Hazardous, Major und Minor wird dem üblichen Vorgehen gefolgt, sodass sich entsprechend für Hazardous die erlaubte Entrittswahrscheinlichkeit von 10^{-7} ergibt.

Zu Beginn wurde ausgehend von den angenommenen Aircraft Level Functions und deren Allokation eine Auswahl der für den Entwurf des Antriebsstranges relevante Funktionen durchgeführt, um für diese eine Aircraft Functional Hazard Analysis (A-FHA) durchzuführen. Diese A-FHA bildet den Startpunkt für initiale Systemkonzepte, die mithilfe einer vorgezogenen Abschätzung der Architekturausfallrate für bestimmte kritische Fehlerfälle untersucht werden. In dem betrachteten Entwicklungsstand waren vor allem die Fehlerfälle des Funktionsverlustes (*Partial/Total Loss of Function*) und der Fehlfunktion (*Inadvertent Function*) für die betrachteten Funktionen entscheidend. Hierzu wurden die Architekturkandidaten zunächst mithilfe von Reliability Block Diagrams (RBDs) auf den Fehlerfall des Funktionsverlustes untersucht. Für die Ausfallraten der betrachteten Komponenten wurde die in Tabelle 4-1 gelisteten Werte verwendet.

Tabelle 4-1: Zusammenfassung der angewandten Komponentenausfallraten

	Verwendete Ausfallrate (1/FH)	**Quelle**
Batterie	$9.31 \cdot 10^{-5}$	[11] → NPRD 2016 für Lithium-Batterie
Motorcontroller	$4.75 \cdot 10^{-5}$	[11]
Elektrischer Motor	$9.24 \cdot 10^{-5}$	[11]
Planeten Getriebe	$5.0 \cdot 10^{-6}$	[11] → NPRD 2016
Flight Control Computer	$5.0 \cdot 10^{-5}$	[12]
Kupplung (als Disconnect Device)	$4.6 \cdot 10^{-5}$	NPRD Failure Rate für Part: Clutch → hier pessimistischen Wert aus Liste Military ARW (rotary wing) gewählt

Die Werte orientieren sich an luftfahrtüblichen Komponenten in vergleichbaren Anwendungsbereichen (siehe Quellen). Es wird an dieser Stelle davon ausgegangen, dass bei allen Rotorkonfigurationen 2 oder 3 Rotoren ausreichen, um den notwendigen Schwebeschub zu erzielen, so dass ein Verlust der Flugfähigkeit mit einem Flugstabilitätsverlust einhergeht.

Die zugrundeliegende Rotoranordnung ist in Abbildung 4-5 dargestellt. F_i bezeichnet hier die jeweiligen Auftriebsschubeinheiten (mit angegebener Drehrichtung des zugrunde liegenden Rotors); S_i bezeichnen die Pusher-Schubeinheiten.

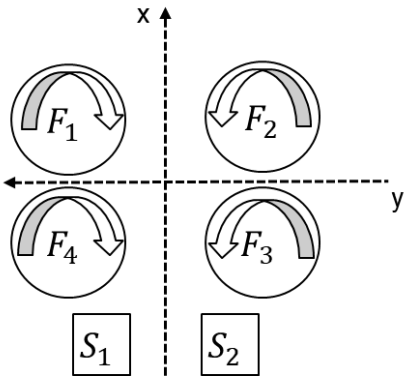

Abbildung 4-5 Schematische Darstellung der Schubeinheiten in der Rotor-Pusher-Konfiguration

Im folgenden Verlauf dieses Kapitels orientiert sich, basierend an der ARP4761 Vorgehensweise, an der sequentiellen Vorgehensweise:

- Schritt 0: Aufstellung von Designmöglichkeiten (Abschnitt 4.2)
- Schritt 1: Functional Hazard Analysis (FHA) auf Aircraft Ebene (Abschnitt 4.3.1)
- Schritt 2: Untersuchung des Ausfallverhaltens (Abschnitt 4.3.2)
- Schritt 3: Untersuchung des Fehlverhaltens (Abschnitt 4.3.3)

4.3.1. Functional Hazard Analysis

Unter Berücksichtigung dieser Anordnung wurde die Functional Hazard Analysis für die für den Flug zentralen Funktionen durchgeführt. Ausgehend von der in Abbildung 4-5 dargestellten Rotor-Pusher-Anordnung ergeben sich folgende Gleichungen.

$$\vec{x}=[u\ \ v\ \ w\ \ p\ \ q\ \ r]^T \tag{1}$$

$$F_x=S_1+S_2-c_{F_x u}\cdot u \tag{2}$$

$$F_y=-c_{F_y v}\cdot v \tag{3}$$

$$F_z= F_1+F_2+F_3+F_4-m\cdot g-c_{F_z w}\cdot w \tag{4}$$

$$M_x=+F_1\cdot d_{x,1}-F_2\cdot d_{x,2}-F_3\cdot d_{x,3}+F_4\cdot d_{x,4}-c_{M_x p}\cdot p \tag{5}$$

$$M_y=-F_1\cdot d_{y,1}-F_2\cdot d_{y,2}+F_3\cdot d_{y,3}+F_4\cdot d_{y,4}-c_{M_y q}\cdot q \tag{6}$$

$$M_z=-c_{M_zF,1}\cdot F_1+c_{M_zF,2}\cdot F_2+c_{M_zF,3}\cdot F_3-c_{M_zF,4}\cdot F_4-d_S\cdot S_1+d_S\cdot S_2-c_{M_z r}\cdot r \tag{7}$$

Hierbei wird für die erste Beschreibung, ausgehend von der stabilen Gleichgewichtslage um die Luftfahrzeugachse, von kleinen Winkeln um die Achsen ausgegangen, sodass die Lagewinkel nicht in den Gleichungen vorkommen. Die Koeffizienten $d_{i,j}$ ersetzen hierbei anzunehmende Hebelarme der wirkenden Kräfte um die jeweiligen Achsen. Die Koeffizienten $c_{Xn,Xm}$ beschreiben vereinfacht

den linearen Einfluss der Zustandsgröße X_m auf die Zustandsgröße X_n. Die Gleichungen wurden als Grundlage für die Effektauswertung im Rahmen der A-FHA und für die Betrachtung der Kopplung zwischen den verschiedenen Steuerungsfunktionen für Lage, Geschwindigkeit und Position genutzt.

#	Hazard No.	System Function	Phase	Failure	Classificatio
1	AFHA-4RoG2-1	provide lift (for safe flight)	All Flightphases	Total loss of function	Catastrophic
2	AFHA-4RoG2-44	provide lift (for safe flight)	Taxi	Operates function inadvertend	Catastrophic
3	AFHA-4RoG2-11	provide lift (for safe flight)	All Flightphases	Operates function incorrect	Catastrophic
4	AFHA-4RoG2-45	provide lift (for safe flight)	All Flightphases	Unable to stop function	Catastrophic
5	AFHA-4RoG2-48	provide lift (for safe flight)	Taxi	Unable to stop function	Catastrophic
6	AFHA-4RoG2-41	provide lift (for safe flight)	All Flightphases	Unsym. partial loss of function	Catastrophic
7	AFHA-4RoG2-14	provide forward thrust	All Flightphases	Operates function inadvertend	Catastrophic
8	AFHA-4RoG2-16	provide forward thrust	All Flightphases	Unable to stop function	Catastrophic
9	AFHA-4RoG2-3	provide differential thrust for roll	All Flightphases	Total loss of function	Catastrophic
10	AFHA-4RoG2-24	provide differential thrust for roll	All Flightphases	Operates function inadvertend	Catastrophic
11	AFHA-4RoG2-25	provide differential thrust for roll	All Flightphases	Operates function incorrect	Catastrophic
12	AFHA-4RoG2-26	provide differential thrust for roll	All Flightphases	Unable to stop function	Catastrophic
13	AFHA-4RoG2-2	provide differential thrust for pitch	All Flightphases	Total loss of function	Catastrophic
14	AFHA-4RoG2-19	provide differential thrust for pitch	All Flightphases	Operates function inadvertend	Catastrophic
15	AFHA-4RoG2-20	provide differential thrust for pitch	All Flightphases	Operates function incorrect	Catastrophic
16	AFHA-4RoG2-21	provide differential thrust for pitch	All Flightphases	Unable to stop function	Catastrophic
17	AFHA-4RoG2-46	provide differential thrust for pitch	All Flightphases	Degradation of function	Catastrophic

Abbildung 4-6: Auszug aus der A-FHA (Catastrophic Events)

18	AFHA-4RoG2-47	provide lift (for safe flight)	All Flightphases	Partial loss of function	Hazardous
19	AFHA-4RoG2-12	provide lift (for safe flight)	All Flightphases	Unsym. partial loss of function	Hazardous
20	AFHA-4RoG2-4	provide differential thrust for yaw	All Flightphases	Total loss of function	Hazardous
21	AFHA-4RoG2-29	provide differential thrust for yaw	All Flightphases	Operates function inadvertend	Hazardous
22	AFHA-4RoG2-30	provide differential thrust for yaw	All Flightphases	Operates function incorrect	Hazardous
23	AFHA-4RoG2-31	provide differential thrust for yaw	All Flightphases	Unable to stop function	Hazardous
24	AFHA-4RoG2-27	provide differential thrust for roll	All Flightphases	Partial loss of function	Hazardous
25	AFHA-4RoG2-22	provide differential thrust for pitch	All Flightphases	Partial loss of function	Hazardous
26	AFHA-4RoG2-42	provide differential thrust for pitch	All Flightphases	Degradation of function	Hazardous

Abbildung 4-7: Auszug aus der Aircraft FHA (Fortsetzung - Hazardous Events)

In Abbildung 4-6 und Abbildung 4-7 sind die zentralen Ergebnisse der FHA dargestellt. Deutlich ist, dass die Funktion „Provide lift for safe flight" in ihrem Degenerationsverhalten entscheidende Kopplungen zu den anderen Flugsteuerungsfunktionen aufweist. So ist ein Verlust dieser Auftriebsfunktion bei der gegebenen Rotorkonfigurationen immer auch gleichbedeutend mit einer Beeinflussung der Roll-, Gier- und Nicksteuerung und eine vollständig getrennte Betrachtung dieser Funktionen ist nicht möglich.

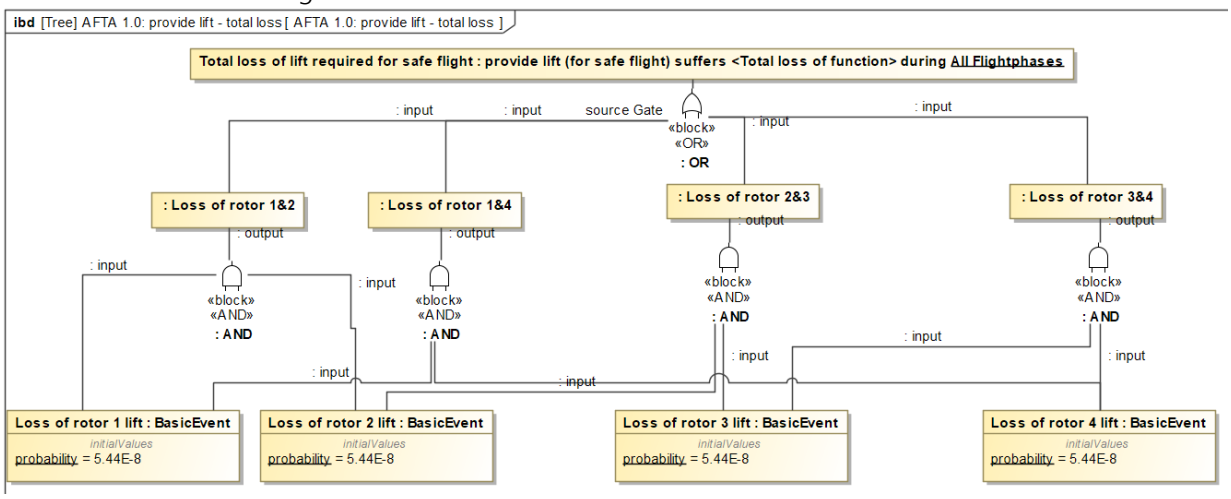

Abbildung 4-8: Beispiel FTA für Total Loss of Lift

4.3.2. Schnelle Vorunterschung mithilfe von RBDs

Um eine erste Untersuchung der verschiedenen Rotorkonfigurationen durchzuführen, wurde ein auf RBDs basiertes hausinternes Python-Tool genutzt, dass die Sicherheitsabschätzung im frühen Entwurfsstadium ermöglicht. Untersucht wurden hierbei ausschließlich *Loss*-Szenarien. Ausgehend von einer Architekturannahme und dem für den sicheren Flug notwendigen Funktionsumfang

können hiermit auf Basis von Minimalschnittverfahren erste Schätzungen für die erreichbare Zuverlässgkeit der Architekturen errechnet werden. Diese sind im folgenden tabellarisch zusammengefasst. Für die Funktionalität des sicheren Fluges als Startannahme wurde davon ausgegangen, dass dieser besteht, wenn folgende bool'sche Gleichung erfüllt ist:

$$SF=(R_1 \wedge R_2 \wedge R_3 \wedge R_4) \vee (koon([R_1,R_2,R_3,R_4],3) \wedge (S_1 \wedge S_2)) \quad (8)$$

Wobei SF den Zustand der Funktion beschreibt, R_i die Verfügbarkeit der einzelnen Rotoreinheiten und S_i die Verfügbarkeit der Pusher-Einheiten. Die Operation koon(X,k) fasst eine komplexere k von n Logik zusammen, in der von den n in X enthaltenen Variablen k wahr sein müssen.

$$koon([R_1,R_2,R_3,R_4],3)=(R_1 \wedge R_2 \wedge R_3) \vee (R_1 \wedge R_2 \wedge R_4) \vee (R_1 \wedge R_3 \wedge R_4) \vee (R_2 \wedge R_3 \wedge R_4) \quad (9)$$

Aus den symbolisch erstellten RBDs können kombinatorisch Minimalschnitte zweiten und dritten Grades bestimmt werden, mithilfe derer (unter Annahme der Ausfallraten der betrachteten Komponenten) eine Schätzung der mindestens zu erwartenden Ausfallrate der verschiedenen Architekturvarianten bestimmt wurde. Eine Betrachtung der verschiedenen Kopplungen von Flugsteuerungsrechnern (Flight Control Computer, FCC) zu Motorsteuerungseinheiten wurde an dieser Stelle noch nicht betrachtet. Als Vergleich ist in Tabelle 4-2 die Ausfallrate einer reinen Quadcopter-Architektur mitaufgeführt.

Tabelle 4-2 Vergleich der Ausfallraten der verschiedenen Architekturen (Motor-Rotor-Anordnungen)

Rotorkonfiguration	**Architekturbezeichnung**	**Bedingung für Funktionsverlust (Annahme)**	**Anzahl Minimal-schnitte (2ten;3ten Grades)**	**Erreichbare (mindest-) Ausfallrate**
Quadcopter	Duplex Motor, duplex Getriebe	(Verlust von 1 Lifter)	x[1]	$\sim 1 \cdot 10^{-6}$
Quadcopter mit Pusher	Duplex Motor, simplex Getriebe	(Verlust von 2 Liftern) oder (Verlust von 1 Lifter & 1 Pusher)	(72;49)	$\sim 5.98 \cdot 10^{-9}$
	Duplex Motor, duplex Getriebe	(Verlust von 2 Liftern) oder (Verlust von 1 Lifter & 1 Pusher)	(30;145)	$\sim 3.59 \cdot 10^{-11}$
	Duplex Motor, getriebelos	(Verlust von 2 Liftern) oder (Verlust von 1 Lifter & 1 Pusher)	(22;29)	$\sim 3.3 \cdot 10^{-11}$

[1] Diese Architektur weist Schnitte ersten Grade auf, die die Ausfallrate massgeblich bestimmen.

4.3.2.1. FCC Varianten ohne Getriebe

Auf Basis dieser Ergebnisse wurde im folgenden nur noch die getriebelose Architekturvarianten sowie die Varianten mit duplex Getriebe weiter untersucht. Hierbei standen vor allem die Zuordnung von FCCs zu den jeweiligen Motoren im Fokus. Hierbei haben sich jeweils zwei verschiedene Untervarianten gefunden, jeweils mit drei oder fünf voneinander unabhängigen Flugsteuerungsrechnern und verschiedener Verschaltungsphilosophie. Bei der ersten Version werden jeweils fünf (quintuplex) FCCs verwendet, bei denen jeder Motorcontroller mit einem FCC direkt kommuniziert. In der zweiten Version werden drei (triplex) FCCs angenommen, wobei jeder Motorcontroller mit jedem FCCs im Datenaustausch steht.

4.3.2.1.1. Quintuplex FCC ohne Getriebe

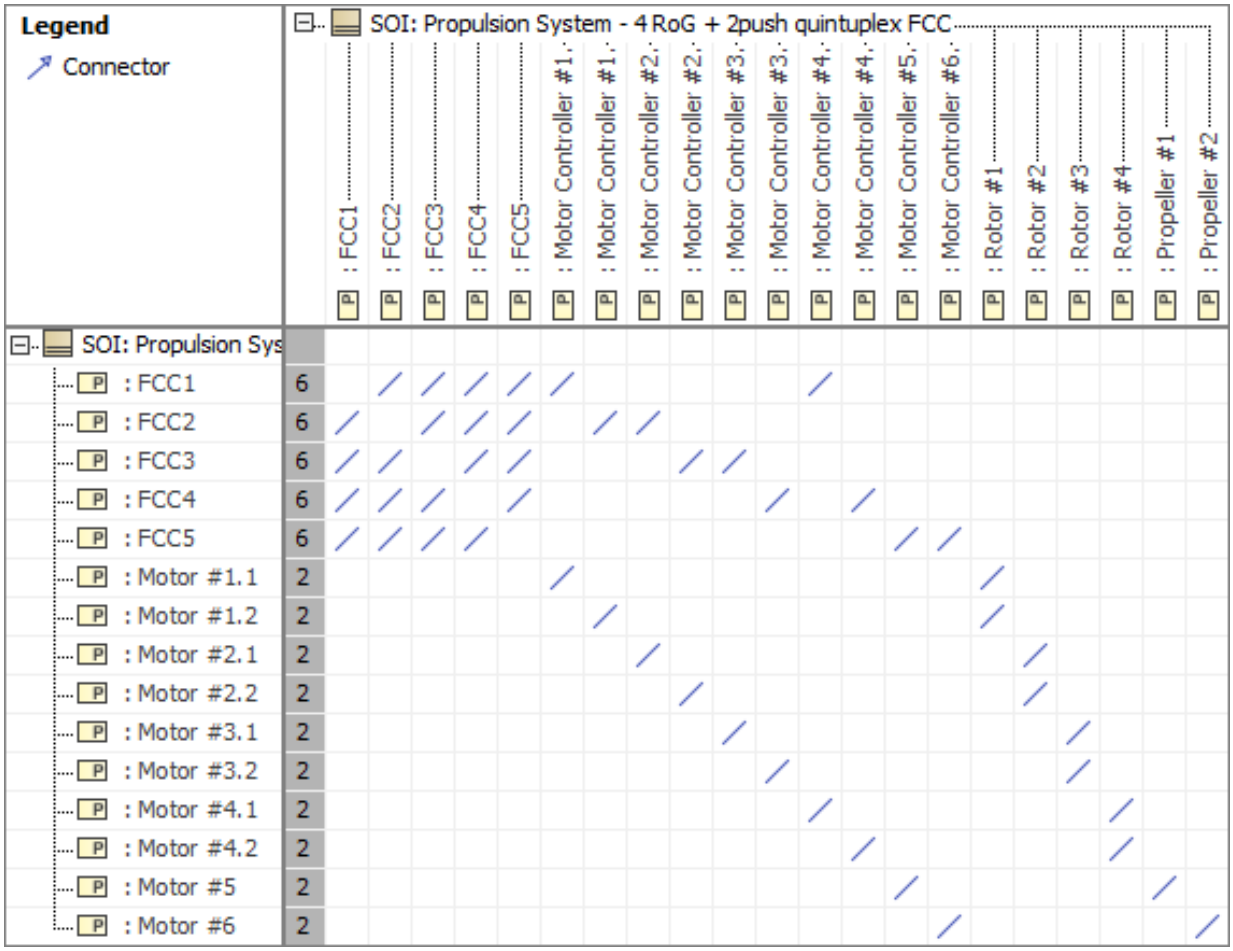

Abbildung 4-9: FCC-zu-Motor Verknüpfung bei quintuplex FCC ohne Getriebe

Bei dieser Variante errechnet sich erwartungsgemäß eine leicht höhere Ausfallrate als bei der Betrachtung ohne FCC und Batteriekopplung, jedoch liegen die Ergebnisse noch im akzeptablen Bereich. Es wird angenommen, dass drei von fünf FCCs für den sicheren Flug ausreichen. Die Verschaltung von FCCs, Motoren und Rotoren der Architektur ist in Abbildung 4-9 zusammengefasst.

Die Berechnung der Ausfallwahrscheinlichkeit der kritischen Flugsteuerungsfunktion liegt in der Vorauslegungsbetrachtung liegt bei ~$3.08 \cdot 10^{-10} \frac{1}{FH}$ und damit leicht höher als in der Betrachtung ohne FCCs, aber noch deutlich im erlaubten Wertebereich von $P<1 \cdot 10^{-9}$.

4.3.2.1.2. Triplex FCC ohne Getriebe

Bei dieser Variante errechnet sich erwartungsgemäß ebenfalls eine leicht höhere Ausfallrate als bei der Betrachtung ohne FCC und Batteriekopplung, jedoch liegen die Ergebnisse noch in einem akzeptablen Bereich. Für diese Architektur ist neben der freien Kommunikationsfähigkeit zwischen FCCs und Motorcontroller desweiteren vorrausgesetzt, dass ein FCC alleine in der Lage ist den Flug sicher zu beenden. Die Verschaltung von FCCs, Motoren und Rotoren der Architektur ist in Abbildung 4-10 zusammengefasst.
Die Berechnung der Ausfallwahrscheinlichkeit der kritischen Flugsteuerungsfunktion liegt liegt bei ~$1.17 \cdot 10^{-10} \frac{1}{FH}$ und damit leicht höher als in der Betrachtung ohne FCCs, aber noch deutlich im erlaubten Wertebereich von $P<1 \cdot 10^{-9}$.

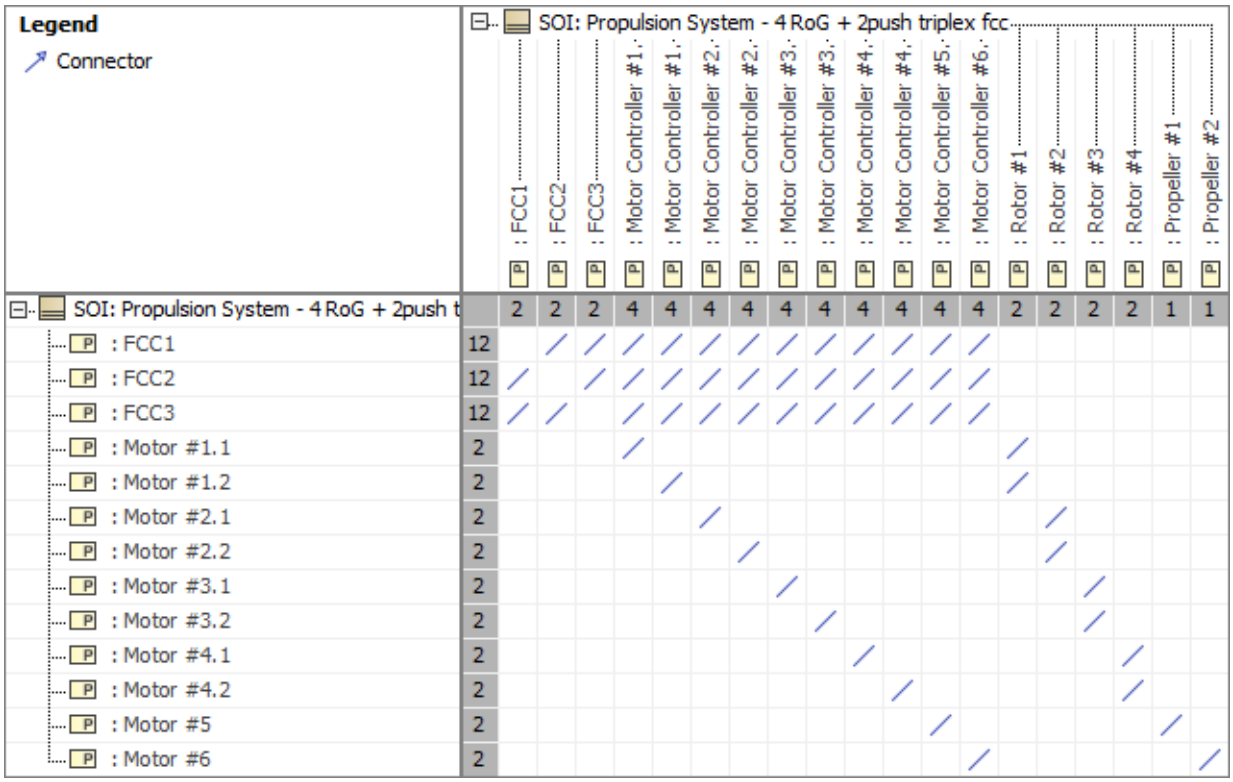

Abbildung 4-10: FCC-zu-Motor Verknüpfung bei triplex FCC ohne Getriebe

4.3.2.2. FCC Varianten mit Getriebe

Die Varianten mit Getriebe ähneln den vorangegangenen Architekturen in Aufbau und Zuverlässigkeit sehr stark, haben jedoch aufgrund der zusätzlichen Getriebe eine leicht erhöhte Ausfallrate.

4.3.2.2.1. Quintuplex FCC mit Getriebe

Diese Variante stimmt in den Ergebnissen stark mit der getriebelosen Variante überein, mit jedoch leicht erhöhter Ausfallrate aufgrund des zusätzlichen möglichen Getriebeausfalls. Die Verschaltung von FCCs , Motoren, Getriebe und Rotoren der Architektur ist in Abbildung 4-11 zusammengefasst. Die Berechnung der Ausfallwahrscheinlichkeit der kritischen Flugsteuerungsfunktion liegt liegt bei ~$3.17 \cdot 10^{-10}\ \frac{1}{FH}$ und damit leicht höher als in der Betrachtung ohne FCCs, aber noch deutlich im erlaubten Wertebereich von $P<1 \cdot 10^{-9}$.

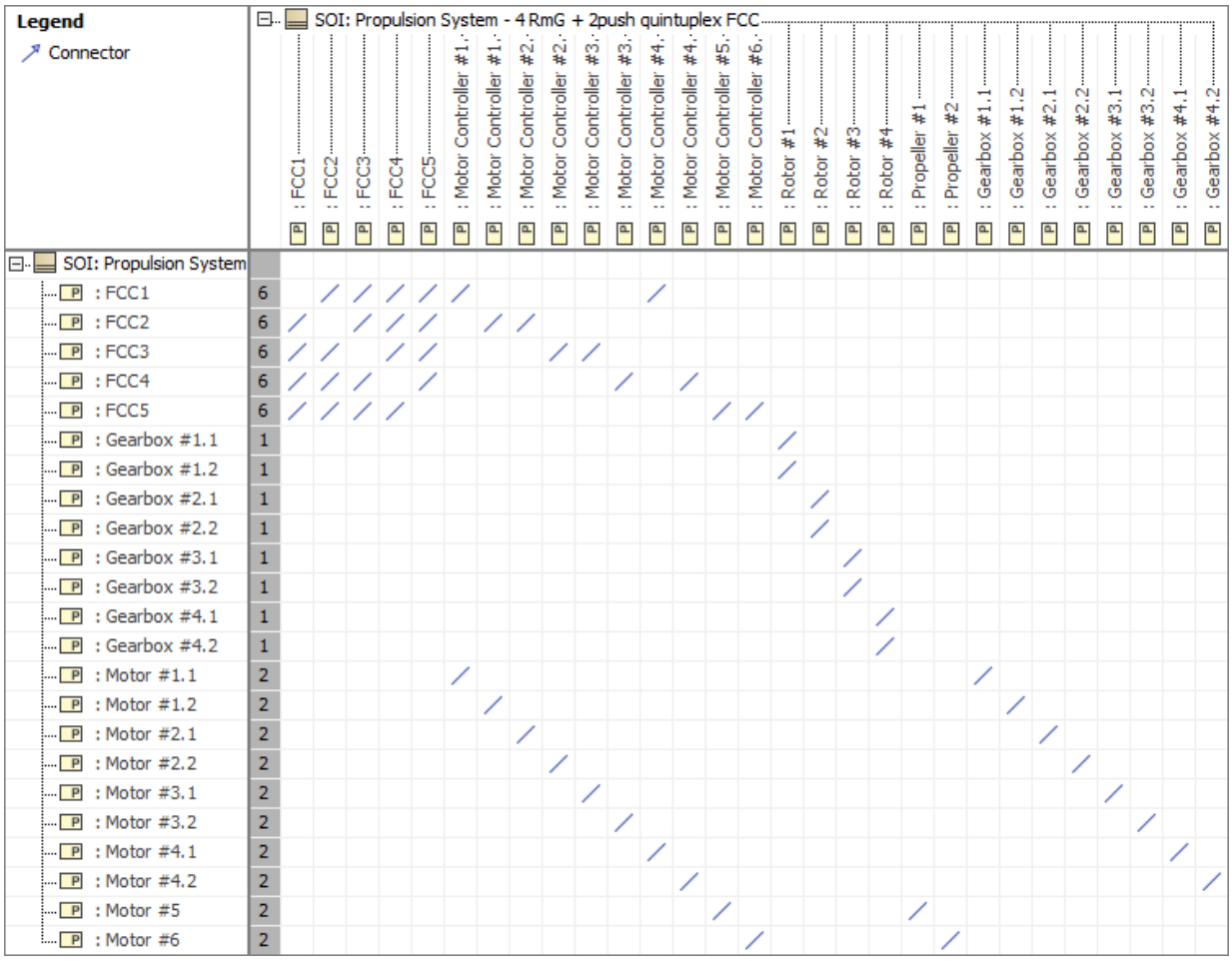

Abbildung 4-11: FCC-zu-Motor Verknüpfung bei quintuplex FCC mit Getriebe

4.3.2.2.2. Triplex FCC mit Getriebe

Diese Variante stimmt ebenfalls in den Ergebnissen stark mit der getriebelosen Variante überein, mit jedoch leicht erhöhter Ausfallrate aufgrund des zusätzlichen möglichen Getriebeausfalls. Die Verschaltung von FCCs, Motoren, Getriebe und Rotoren der Architektur ist in Abbildung 4-12 zusammengefasst. Die Berechnung der Ausfallwahrscheinlichkeit der kritischen Flugsteuerungsfunktion liegt bei $1.22 \cdot 10^{-10}\ \frac{1}{FH}$ und damit leicht höher als in der Betrachtung ohne FCCs, aber noch deutlich im erlaubten Wertebereich von $P<1 \cdot 10^{-9}$.

Legend
Connector

SOI: Propulsion System - 4 RmG + 2push triplex fcc

SOI: Propulsion System - 4 RmG + 2push		: FCC1	: FCC2	: FCC3	: Motor Controller #1.1	: Motor Controller #1.2	: Motor Controller #2.1	: Motor Controller #2.2	: Motor Controller #3.1	: Motor Controller #3.2	: Motor Controller #4.1	: Motor Controller #4.2	: Motor Controller #5	: Motor Controller #6	: Rotor #1	: Rotor #2	: Rotor #3	: Rotor #4	: Propeller #1	: Propeller #2	: Gearbox #1.1	: Gearbox #1.2	: Gearbox #2.1	: Gearbox #2.2	: Gearbox #3.1	: Gearbox #3.2	: Gearbox #4.1	: Gearbox #4.2
		2	2	2	4	4	4	4	4	4	4	4	4	4	2	2	2	2	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1
: FCC1	12		/	/	/	/	/	/	/	/	/	/	/	/														
: FCC2	12	/		/	/	/	/	/	/	/	/	/	/	/														
: FCC3	12	/	/		/	/	/	/	/	/	/	/	/	/														
: Gearbox #1.1	1														/													
: Gearbox #1.2	1														/													
: Gearbox #2.1	1															/												
: Gearbox #2.2	1															/												
: Gearbox #3.1	1																/											
: Gearbox #3.2	1																/											
: Gearbox #4.1	1																	/										
: Gearbox #4.2	1																	/										
: Motor #1.1	2				/																/							
: Motor #1.2	2					/																/						
: Motor #2.1	2						/																/					
: Motor #2.2	2							/																/				
: Motor #3.1	2								/																/			
: Motor #3.2	2									/																/		
: Motor #4.1	2										/																/	
: Motor #4.2	2											/																/
: Motor #5	2												/						/									
: Motor #6	2													/						/								

Abbildung 4-12: FCC-zu-Motor Verknüpfung bei triplex FCC mit Getriebe

4.3.3. Untersuchung der Batteriezuordnung

Ausgehend von den in Abschnitt 4.3.2 beschriebenen Architekturen wurden anschließend verschiedene Möglichkeiten für die Versorgung der Motoren durch Batterien untersucht. Im Fokus stand die Frage, in wie vielen der generierten Minimalschnitten die Batterien jeweils auftraten, da dies ein deutlies Maß für die Kritikalität der Komponenten im jeweiligen Design ist. Hierbei hat sich ergeben, dass bei der einfachen Kopplung von Batterie und Motor die angepeilten Ausfallwahrscheinlichkeiten nicht mehr erfüllbar sind, ohne die Batterieanzahl drastisch zu erhöhen. Auch bei schaltbarer Kopplung ergab sich in ersten Analysen eine deulicher Einfluss der Batterien auf das mögliche Ausfallverhalten. Es ergeben sich hieraus verschiedene Möglichkeiten für das Systemdesign, die jedoch gemein haben, dass eine Umsetzung des Systems mit weniger als vier unabhängigen Batterien keine verwendbaren Architekturen ergeben. Eine vielversprechende Anpassung des Designs ist die denkbare Umschaltung, sodass jeder Motor in der Lage ist, wahlweise Leistung von mindestens zwei Batterien zu beziehen.

Legend
Connector

Architecture 4RoG + 2push
SOI: Propulsion System - 4 RoG + 2push quint. FCC

			: FCC1	: FCC2	: FCC3	: FCC4	: FCC5	: Motor Controller *	: Motor Controller *	: Motor Controller *	: Motor Controller *	: Motor Controller *	: Motor Controller *	: Motor Controller *	: Motor Controller *	: Motor Controller *	: Motor Controller *	: Propeller #1	: Propeller #2	: Rotor #1	: Rotor #2	: Rotor #3	: Rotor #4
Architecture 4RoG + 2push			4	4	4	4	4	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	1	1	2	2	2	2
SOI: Propulsion System - 4 RoG + 2push quint. FCC			4	4	4	4	4	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	1	1	2	2	2	2
: Energy Storage #1	2	2						/					/										
: Energy Storage #2	2	2									/			/									
: Energy Storage #3	2	2							/			/											
: Energy Storage #4	2	2								/					/								
: Energy Storage #5	2	2														/	/						
: FCC1	6	6		/	/	/	/	/						/									
: FCC2	6	6	/		/	/	/		/	/													
: FCC3	6	6	/	/		/	/				/	/											
: FCC4	6	6	/	/	/		/						/		/								
: FCC5	6	6	/	/	/	/										/	/						
: Motor #1.1	2	2						/												/			
: Motor #1.2	2	2							/											/			
: Motor #2.1	2	2								/											/		
: Motor #2.2	2	2									/										/		
: Motor #3.1	2	2										/										/	
: Motor #3.2	2	2											/									/	
: Motor #4.1	2	2												/									/
: Motor #4.2	2	2													/								/
: Motor #5	2	2														/		/					
: Motor #6	2	2															/		/				

Abbildung 4-13: Beispiel für eine mögliche Architektur mit Motoren, Batterien und FCCs

Eine mögliche Architektur mit einer möglichst geringen Anzahl an Batterien, die die Sicherheitskriterien erfüllt ist in Abbildung 4-13 exemplarisch dargestellt. Hier hat sich jedoch auch herausgestellt, dass die Push-Rotoren einer eigenständigen unabhängigen Leistungsversorgung bedürfen, um den Verlust eines Lift-Rotors zuverlässig ausgleichen zu können. Die genaue Auslegung der Leistungsversorgung ist jedoch Teil der späteren Dimensionierungsauslegung und an diesem Untersuchungsschritt noch weitgehend offen.

4.3.4. Sicherheitskritisches Fehlverhalten des Systems

Im Schritt 3 werden die Fehlermodi des Fehlverhaltens der einzelnen Rotoreinheiten betrachtet. Auf Basis der bisher entwickelten Architekturkandidaten wurden diese auf mögliches Fehlverhalten untersucht, um so dessen Wahrscheinlichkeit zu bestimmen und notwendige sicherheitsrelevante Design-Anpassungen zu identifizieren. Für die FCCs wurde von vornerein das Nichteintreten von Fehlverhalten gefordert, weswegen bereits mit triplex und quintuplex Redundanzen in den vorherigen Schritten argumentiert wurde.
Ausgehend von den kritischsten Fällen, dem unkontrollierbaren Fehlerhalten der einzelnen Rotoren, werden im folgenden die unmittelbaren Design-Entscheidungen verdeutlicht. Die Fehler auf Komponentenebene werden jeweils direkt auf die jeweligen Hazards der A-FHA verwiesen.

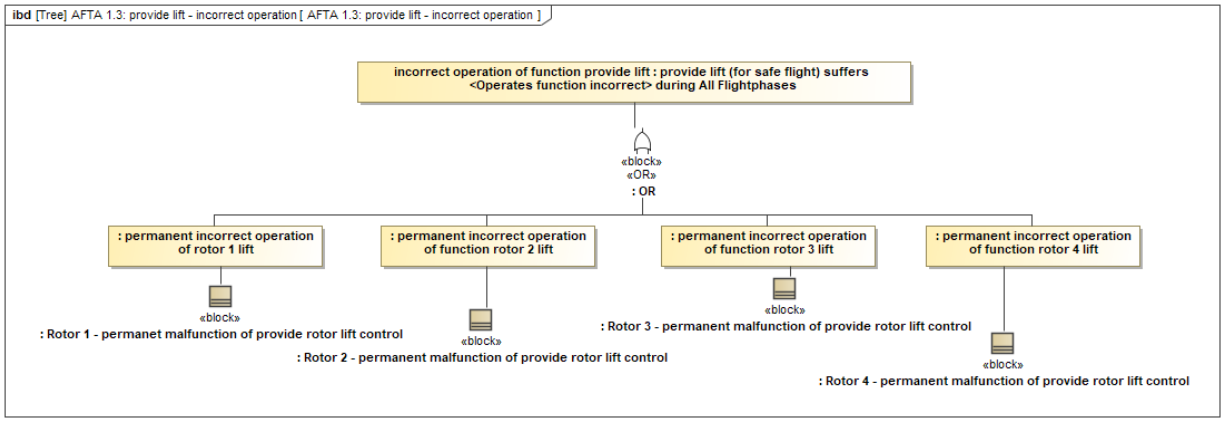

Abbildung 4-14: Fehlerbaumdarstellung des Aircraft Level Hazards *Inadvertent Function of Provide Lift*

Es wird hierbei davon ausgegangen, dass die dauerhafte Fehlfunktion eines einzelnen Rotors genügt, da für die Auftriebs- und Lagesteuerung in Annahme keine „Überstimmung" durch die restlichen Autriebseinheiten, wie dies beispielsweise bei der Rollsteuerung von Flugzeugen denkbar wäre, möglich ist. Dies spiegelt sich im in Abbildung Abbildung 4-14 dargestellten Fehlerbaum wider.

In der ersten Analyse der Architektur ohne Schutzfunktionen bildet sich für jeden der Hauptrotoren ein dem in Abbildung 4-15 dargestellter Fehlerbaum. In dieser ODER-Verschaltung ist deutlich sichtbar, dass jeder Einzelfehler bereits ausreicht, um den Rotorverlust zu verursachen. Um dies zu umgehen, wurden für die einzelnen Komponenten basierend auf ihren Funktionen Schutzmechanismen definiert und implementiert.

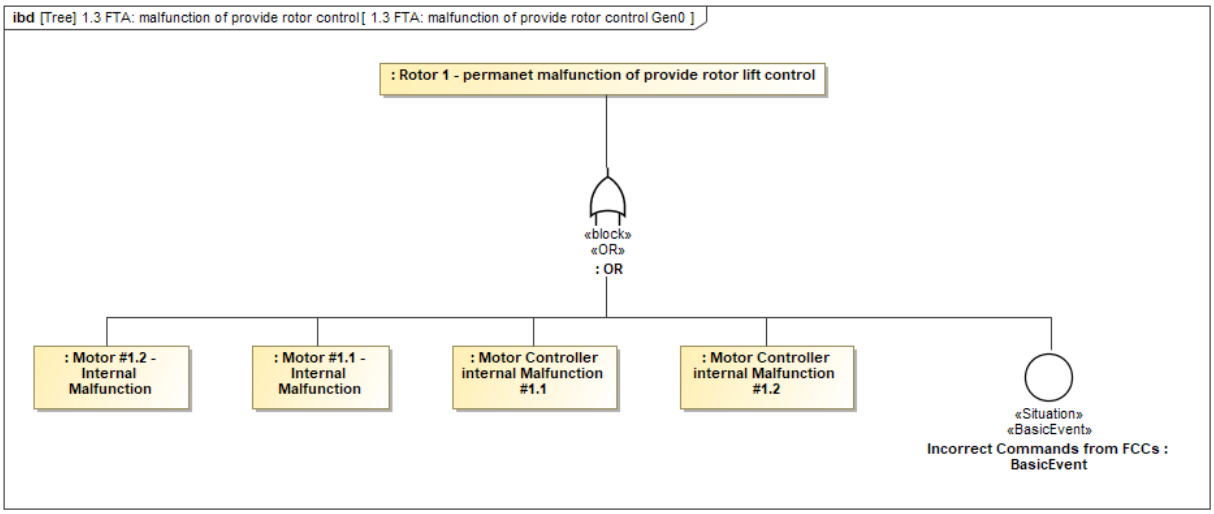

Abbildung 4-15: Fehlerbaum für Fehlfunktion von Lift-Rotor 1 ohne Schutzmechanismen

Die verwendeten Schutzmechanismen in diesem Entwicklungsstadium waren

- Not-Aus-Relay für die Motorleistungsversorgung
- Mechanischer Entkopplungsmechanismus von Motor zu Rotor
- Motor-Controler Fail Safe Fallback für den Fall des Regelungsverlustes oder des verlorenen Signaleingangs vom FCC.

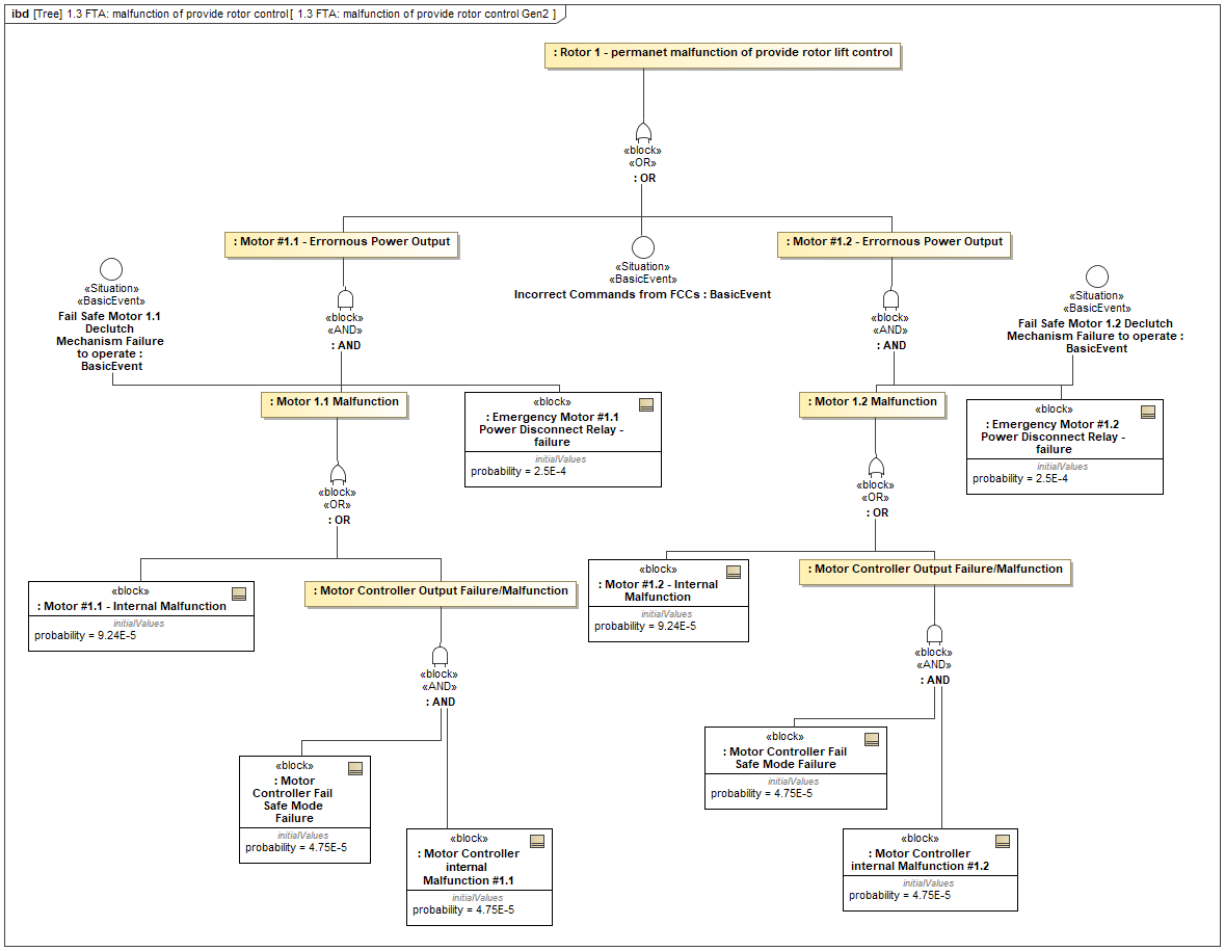

Abbildung 4-16: Fehlerbaum für Fehlfunktion von Liftrotor 1 mit zweiter Iteration von Schutzmechanismen

Die Implementierung dieser neuen Elemente führte zum veränderten Fehlerbaum, beispielhaft für Rotor 1 in Abbildung 4-17 dargestellt. Hierbei wurden die vorher vorhandenen Einzelfehler in einem gemeinsamen „Imidiate Event" pro Antriebsstrang zusammengefasst. Als zentraler gemeinsamer Fehlermode zeigt sich hier schon das Output der Flugregelung bzw. der FCCs, der sich sogar bis auf die höhere Ebene noch als gemeinsamer Fehler weiterträgt. Die Berechnung der sich aus diesen Fehlerbäumen ergebenden Ausfallrate ergibt allerdings eine Eintrittswahrscheinlichkeit, die das allgemeine Ziel der durchschnittlichen Fehlfunktion von 10^{-9} pro Flugstunde nicht erreicht.

Aus der Auswertung der Minimalschnitte ergibt sich, dass noch eine weitere zusätzliche Schutzfunktion für den Fall des Powered Runway der Motoren notwendig ist. Eine Lösungsmöglichkeit ist in Abbildung 4-16 dargestellt, hier wird davon ausgegangen, dass an jedem

Motor zusätzlich zur elektrischen Abschaltung noch eine auslösbare Entkupplungseinheit vorhanden ist, die als zweiter fail-safe-Mechanismus fungiert. Denkbar wäre hier allerdings auch eine weitere Art von aktivierbarem Deaktivierungs- oder Entkopplungsmechanismus. Dies muss im späteren detaillierten Systemdesign weiter untersucht werden. Ergebnisse des Minimalschnittverfahrens ergeben aber eine eindeutige Forderung nach zwei Not-Aus-Elementen für jede Motoreinheit.

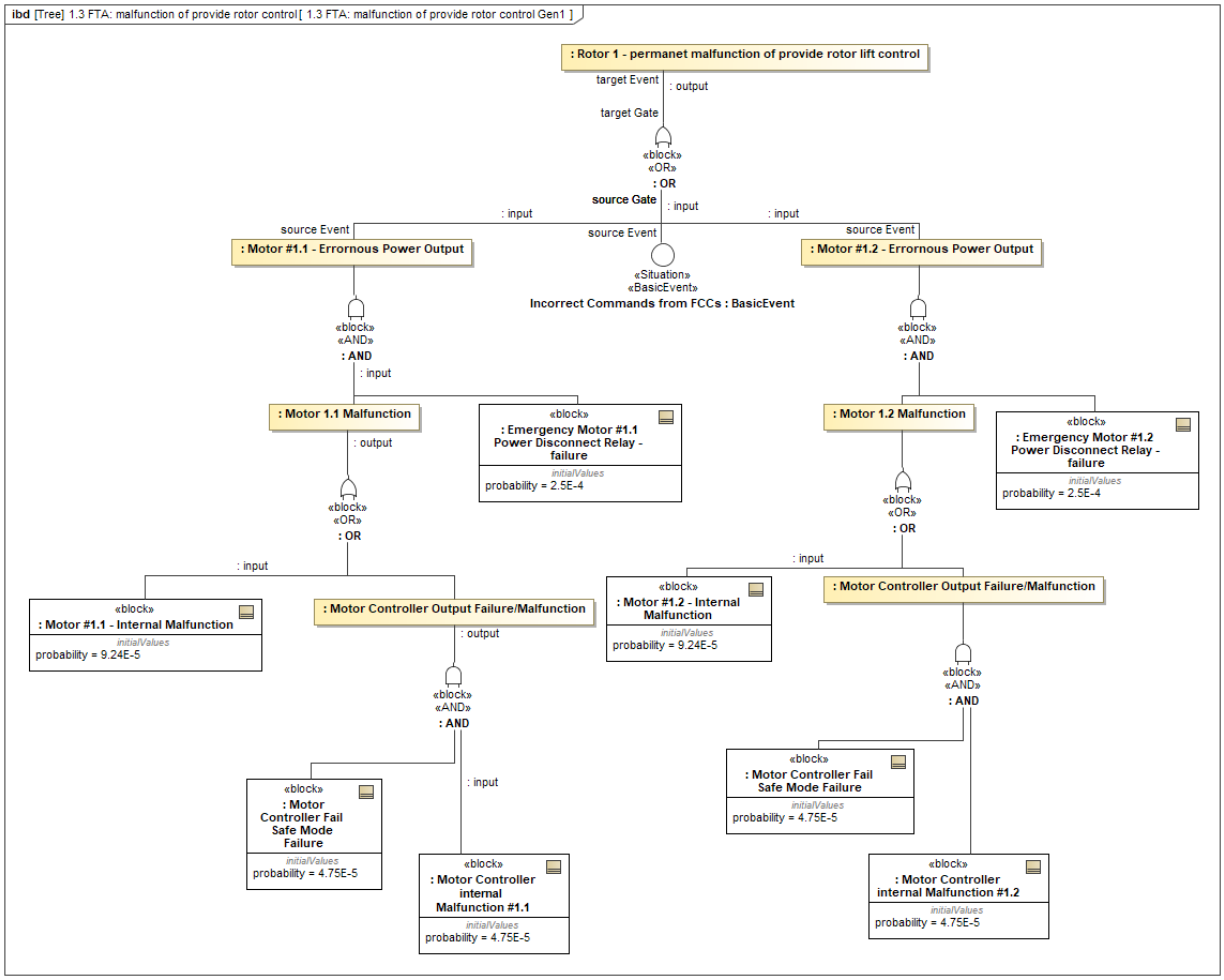

Abbildung 4-17: Fehlerbaum für Fehlfunktion von Lift-Rotor 1 mit erster Iteration von Schutzmechanismen

4.4. Auswertung der Ergebnisse

Die Vorentwurfsuntersuchungen der zu erwartenden Ausfallraten der verschiedenen Architekturvarianten hat ergeben, dass entweder eine getriebelose Antriebsarchitektur mit zwei Motoren oder eine mit zwei unabhängigen Getriebelastpfaden notwendig sind, um die grundsätzliche Sicherheitsanforderung an das in HorizonUAM konzipierte Lufttaxi zu erreichen. Zentral ist hierbei die Annahme, dass das System auch bei einfachem Rotorausfall noch in der Lage ist die Flugbahn ausreichend zu kontrollieren. In der vorliegenden Analyse wird die Nutzung der Pusher-Rotoren für den Ausgleich von auftretenden Giermomenten bei Lift-Rotor-Ausfall vorausgesetzt.

Beim der Recherche zum Vergleich zur einfachen Quadcopter-Anordnung hat sich schnell gezeigt, dass diese bereits bei einfachem Rotorausfall nicht mehr in der Lage ist den Giermomentenhaushalt auszugleichen und daher ungeeignet ist.

Desweiteren wurden die bisherigen Untersuchungen mit der Annahme von fünf unabhängigen Batterien für die Leistungsversorgung der Motoren durchgeführt.
Die genaue Verschaltung der Batterien und eines möglichen dazugehörigen Power Management Systems muss im Rahmen der Auslegung noch eingehender untersucht werden. Es stellt bis hierhin jedoch kein unlösbares Designproblem dar. Von besonderen Interesse sind hierbei die notwendigen Reserveleistungen und Reserveenergien für den Batterieausfall.
Bei der Untersuchung hat sich desweiteren ergeben, dass einige Schutzmechanismen im Antriebsstrangsystem notwendig sind, die ein mögliches Fehlverhalten aufgrund von Komponentenfehlern ausgleichen können. Mithilfe dieser kann jedoch von jetzigem Informationsstand aus ein sicheres Systemverhalten erreicht werden.
Zusammengefasst ergeben sich folgende Anforderungen aus der Sicherheitsanalyse für das weitere Design:

1. Jede Rotoreinheit muss grundsätzlich in der Lage sein über längere Zeit 50% des Gesamtschubs für den Schwebefall (Hover) zu leisten
2. Jede Rotoreinheiten muss in der Lage sein, kurzzeitig den 50% Schub für den Anstieg (Climb) zu leisten und anschließend den 50% des Schebeschubs (Hover) zu halten (zwecks Abfangen bei Höhenverlust und Notlandung)
3. Jede Motoreinheit muss mit zwei parallelen Notaus-Komponenten versehen und passivierbar sein
4. Interne Fehler der Motorkontrolleinheiten dürfen nicht zu einem unkorrigierten Fehlverhalten des Motors führen
5. Motorkontrolleinheiten müssen über einen Fail-Safe-Fallback-Modus besitzen, in denen nur noch eine konstante (unter Schwebeschub (Hover) im Normalbetrieb liegende) Schubleistung ausgeübt wird
6. Jeder Lift-Motor muss in der Lage sein mindestens zwei der vorhandenen Batterien als Leistungsquelle zu nutzen (direkt oder indirekt)
7. Die Push-Motoren sollen über eine eigenständige Batterieversorgung verfügen
8. Die Umsetzung der FCCs für die Flugregelung muss mindestens triplex redundant umgesetzt werden und mithilfe von Voting in der Lage sein falsche Steuersignale zu vermeiden (Fail-Operative Voting)

5. Dimensionierung des Antriebsstrangs

5.1. Elektromechanischer Antriebsstrang

Der vollelektrische Antriebsstrang besteht aus den Komponenten Leistungselektronik, Antriebsmotor und einem eventuell zu verwendenden Getriebe. Die Auslegung der Komponenten erfolgt basierend auf der in Abschnitt 4 vorgestellten Antriebsarchitekturen. Dabei wurden zunächst die Betriebspunkte des Antriebs für jede Flugphase definiert, darauf aufbauend der Antriebsmotor und anschließend die Leistungselektronik ausgelegt.

5.1.1. Auslegung Antriebsstrang für die Hauptrotoren

Basis für die Auslegung der Antriebsmotoren liefern die in den konzeptionellen Voruntersuchungen bestimmten Flugleistungen (siehe Abbildung 2-2). Diese müssen von den vier Hauptrotoren und den zwei Push-Rotoren je Flugphase umgesetzt werden. Die Hauptrotoren sollen dabei gemäß der in Kapitel 4 gezeigten Systemarchitektur von jeweils zwei Elektromotoren angetrieben werden.
Da sich die abgegebene Leistung der Elektromotoren aus dem Produkt von Drehmoment und Drehzahl ergibt, ist es erforderlich ebendiese Werte für jede Flugphase zu bestimmen, um anschließend die Auslegung des Motors vornehmen zu können. Grundlage dafür ist die Kenntnis über erste Auslegungsparameter zu dem einzusetzenden Rotor.

5.1.1.1. Rotorparameter

Wesentlich für die weitere vorentwurfsmäßige Auslegung des Antriebsstrangs ist die Größe der zu erwartenden Rotorfläche sowie die Höhe der Drehmomente am Rotor während der einzelnen Flugphasen. Dementsprechend wird der Rotorradius unter der Vorgabe eine maximale Blattspitzengeschwindigkeit von M0.45[2] aus Lärmschutzgründen in keiner Flugphase des Normalbetriebs zu überschreiten, erstmalig abgeschätzt. Ein detaillierterer Entwurf wird seitens FT-HUB durchgeführt.
Um die Komplexität des Antriebsstranges möglichst gering zu halten soll die Rotorsteuerung drehzahlgesteuert erfolgen und damit nicht wie bei Helikoptern üblich über eine Pitchverstellung. Somit kann die hier erfolgte Antriebssystemauslegung auch genutzt werden, um erste Implikationen für einen drehzahlgesteuerten Antrieb für Vehikel dieser Größenordnung abzuleiten. Folgende Rotorparameter liegen den weiteren Analysen zu Grunde:

[2] In **Fehler! Verweisquelle konnte nicht gefunden werden.** wird für ein Quadcopter eVTOL Konzept auch eine Blattspitzengeschwindigkeit von 450 ft/s bis 550 ft/s angesetzt. Dies entspräche auch einer Machzahl von 0.4-0.49 je nach Flughöhe. Bei [31] wird darauf hingewiesen, dass bei einer Blattspitzengeschwindigkeit von 236 m/s mit deutlicher Lärmentwicklung zu rechnen ist. Bei der hier gewählten Machzahl von M0.45 wird in einer Dichtehöhe von 5050 ft eine Blattspitzengeschwindigkeit von 151 m/s (495 ft/s) erreicht.

Tabelle 5-1: Rotorparameter für die Hauptrotoren

Parameter		Wert
Rotor Radius	r_{rotor}	2.64 m
Disk Area	A_{disc}	21.93 m^2
Induced Power Factor	k_i	1.15

5.1.1.2. Betriebspunktbestimmung Antrieb bei Normalbedingungen

Für die Bestimmung der Betriebspunkte des Antriebs ergibt sich aus der konzeptionellen Voruntersuchung, welcher Flugleistungsanteil pro Flugphase auf die Hauptrotoren und die Push-Rotoren entfällt. Eine Übersicht ist in Tabelle 5-2 zu finden.

Tabelle 5-2: Flugleistungsaufteilung auf Hauptrotoren und Push-Rotoren je Flugphase

Flugphase	Gesamtleistung	Flugleistungsanteil Hauptrotoren		Flugleistungsanteil Push-Rotoren	
Startup	21 kW	100 %	21 kW	0 %	0 kW
Hover (hier gleich "Transition)	213 kW	100 %	213 kW	0%	0 kW
Vertical Climb	226 kW	100 %	226 kW	0%	0 kW
Cruise Climb	176 kW	87 %	154 kW	13%	22 kW
Cruise	126 kW	56 %	71 kW	44%	55 kW
Cruise Descent	36 kW	75 %	27 kW	25%	9 kW
Vertical Descent	198 kW	100 %	198 kW	0%	0 kW
Loiter	106 kW	67 %	71 kW	33%	35 kW

Darauf aufbauend werden die Hauptrotordrehzahlen bestimmt. Als Bezugspunkt für die Drehzahlabschätzung je Flugphase wurde der vertikale Steigflug gewählt, da hier die maximale Flugleistung erforderlich ist und folglich die höchste Rotordrehzahl zu erwarten ist. Unter der bereits erwähnten maximalen Blattspitzengeschwindigkeit von M 0.45, wurde die Drehzahl für den vertikalen Steigflug auf 544 U/min festgelegt.[3]

$$n_{VerticalClimb} = \frac{M_{maxTipSpeed} \cdot a_{Schall} \cdot 60}{2 \cdot \pi \cdot r_{rotor}} \tag{10}$$

[3] Hierbei gilt zu beachten, dass die Rotordrehzahl wesentlich von der Flughöhe abhängt, in der die vorgegebene maximale Blattspitzengeschwindigkeit erreicht werden soll.

Damit kann unter Verwendung des für den unangeströmten Rotor geltenden Zusammenhangs und des aus der Momentum-Theorie bekannten Schubs für den vertikalen Steigflug[4] ein erforderlicher Schubkoeffizient C_T von 0.01431 für den Hauptrotor abgeleitet werden.[5]

$$T=\rho_{Luft}\cdot A_{disk}\cdot C_T\cdot\left(\frac{2\cdot\pi\cdot n_{VerticalClimb}}{60}\cdot r_{rotorBP}\right)^2 \tag{11}$$

Hierbei ist $r_{rotorBP}$ der Rotorbezugspunkt, der üblicherweise bei 75% des Rotorradius liegt.
Mithilfe dieses Schubkoeffizients und der erforderlichen Schubwerte[6] im Schwebeflug und vertikalen Sinkflug wurden die Drehzahlen für ebendiese Flugphasen auf 531 RPM und 517 RPM bestimmt. Die dabei an den Hauptrotoren auftretenden Drehmomente werden im Vorentwurf zunächst auf Basis folgenden Zusammenhangs bestimmt. In einer später erfolgenden Detailauslegung des Antriebes sollten die zu erwartenden Widerstandsmomente am Rotor basierend auf einem konkreten Rotorprofil bestimmt werden.

$$M_{Hover}=\frac{P_{rotor}}{n_{Hover}\cdot 2\cdot\pi}\cdot 60 \tag{12}$$

Somit können die Betriebspunkte bereits für die Flugphasen ohne Horizontalbewegung wie in Tabelle 5-3 definiert werden.

Tabelle 5-3: Betriebspunkte der Hauptrotoren in den Flugphasen ohne Horizontalbewegung

Flugphase	Rotordrehzahl	Antriebsdrehmoment
Hover (hier gleich „Transition“)	531	958 Nm
Vertical Climb	544	974 Nm
Vertical Descent	517	915 Nm

Anschließend werden die Drehzahlen und Drehmomente für die Flugphasen Cruise, Cruise Climb und Cruise Descent bestimmt. Gemäß [27] kann vereinfachend davon ausgegangen werden, dass sich die Drehzahl bei einem Fixed Pitch Rotor ähnlich zur umzusetzenden Flugleistung im Reiseflug verhält (siehe Abbildung 5-1). Dabei liegt die Annahme zugrunde, dass das vom Rotor aufzubringende Drehmoment annähernd konstant ist. Die Flugleistung im Reiseflug sinkt wie für Multikopter üblich bis zu der „best endurance“ Geschwindigkeit (hier bei ca 80-90 km/h) ab und steigt anschließend aufgrund der ansteigenden parasitären Leistung wieder an. Im Vergleich zum Schwebezustand sinkt somit die Leistung auf minimal 53 % der Schwebeflugleistung ab[7].

[4] Hierzu sei auf [27] Kapitel 2.3 und Formel 2.8 verwiesen.
[5] Dieser Schubkoeffizient soll bei einer später erfolgenden Rotorauslegung als Anforderung berücksichtigt werden.
[6] Zur Berechnung des erforderlichen Schubs in diesen Flugphasen sei auf Anhang 9.1 verwiesen.
[7] Diese Werte korrespondieren mit den bei der NASA berechneten Leistungen, bei denen die minimale Leistung ebenfalls bei ca 26 m/s (ca. 93 km/h) auf 57% des Schwebezustandes absinkt [28].

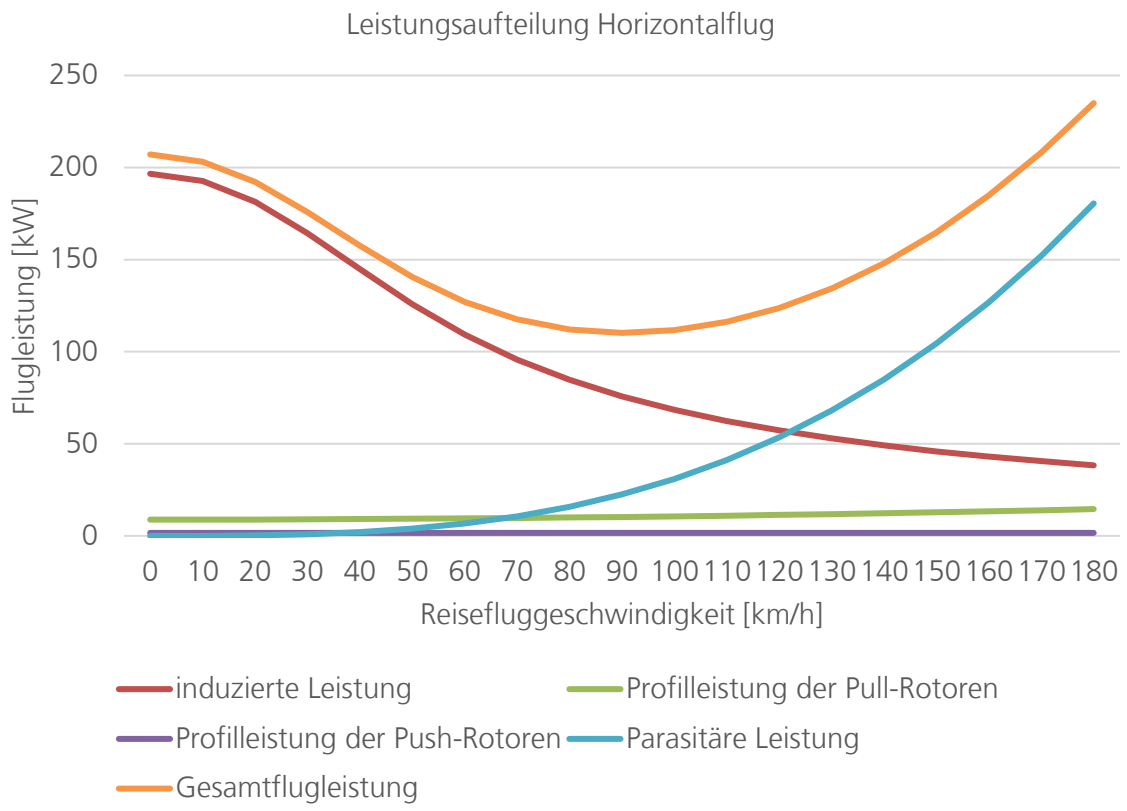

Abbildung 5-1: Verlauf der Flugleistungsanteile im Horizontalflug

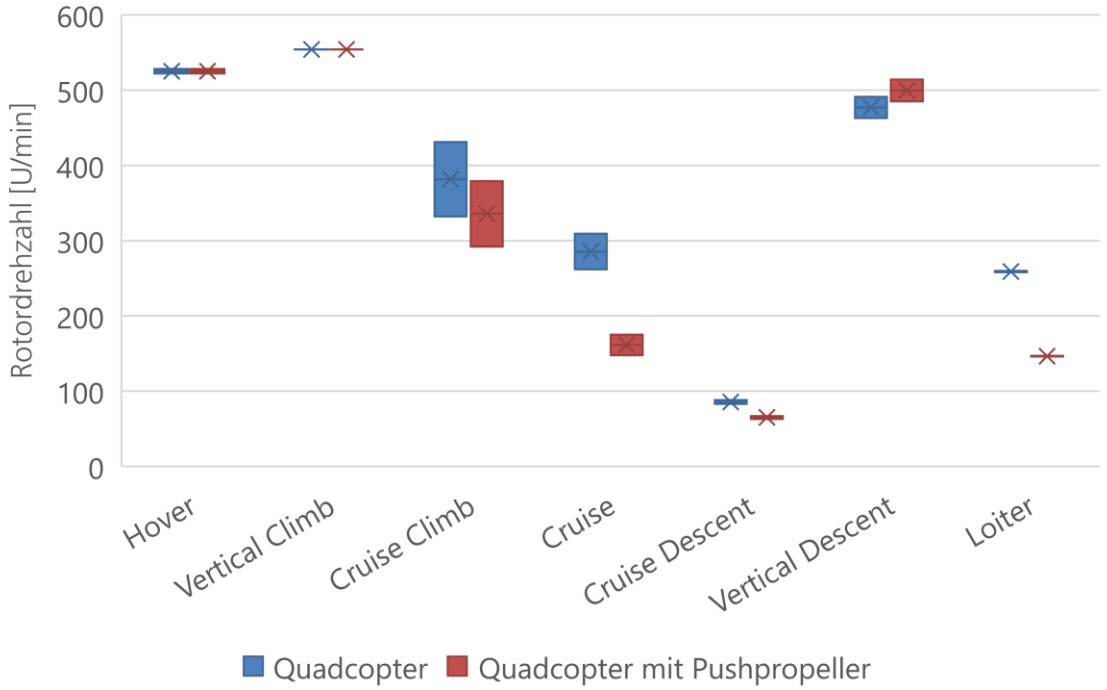

Abbildung 5-2: Drehzahlabschätzung für eine reine Quadcopter Konfiguration und die Quadcopter Konfiguration mit Push-Rotoren (sog. „Push&Pull“ Konfiguration)

Sofern von einer reinen Quadcopter Konfiguration ausgegangen wird (ohne Berücksichtigung der Push-Rotoren) würde dementsprechend die Rotordrehzahl proportional zur Leistung sinken (siehe Tabelle 5-4, Spalte 2). Da jedoch ein Teil der Reiseflugleistung von den Push-Rotoren übernommen wird, müssen die Hauptrotoren eine geringere Leistung übernehmen, sodass davon ausgegangen werden kann, dass sich die Drehzahl der Hauptrotoren noch weiter reduziert (siehe Tabelle 5-4 Spalte 2). Diesen Werten gegenübergestellt wurde eine Drehzahlabschätzung für den Quadcopter und den Quadcopter mit Push-Rotoren, die ein sich veränderndes Drehmoment annimmt[8] (siehe Tabelle 5-4, Spalten 4 und 5).

Tabelle 5-4: Vergleich verschiedener Rotordrehzahlabschätzungen für die Flugphasen mit Horizontalbewegung

Flugphase	**Drehzahl Quadcopter (M=const)**	**Drehzahl Push&Pull Konfiguration (M=const)**	**Dreh-moment-abschätzung**	**Drehzahl Quadcopter**	**Drehzahl Push&Pull Konfiguration**
Cruise Climb	431 U/min	379 U/min	1265 Nm	332 U/min	292 U/min
Cruise	309 U/min	175 U/min	1150 Nm	262 U/min	148 U/min
Cruise Descent	88 U/min	67 U/min	1035 Nm	83 U/min	63 U/min
Loiter	260 U/min	147 U/min	981 Nm	258 U/min	146 U/min

Es wird ersichtlich, dass die erforderliche Drehzahlen je nach Annahme deutlich variieren. Damit sind die Annahmen für die Rotordrehzahlen im Reiseflug deutlich höherer Unschärfe unterworfen als im Vertikalflug (siehe Abbildung 5-2). Genauere Ergebnisse muss der Detailentwurf liefern, bei dem mit einem gewählten Rotormodell der tatsächlich realisierbare Rotorschub in Abhängigkeit der Rotordrehzahl für alle Flugphasen bestimmt wird.[9] Tabelle 5-5 listet die finalen bei der weiteren Auslegung angenommenen Betriebspunkte auf.

[8] Gemäß [27] (siehe Kapitel 7, S.126) steigt beispielsweise das Rotordrehmoment im Reiseflug bei einem Steigflug an und bleibt nicht wie zuvor vereinfachend angenommen konstant.

[9] Des Weiteren gilt es im Detailentwurf zu berücksichtigen, dass die vorderen Rotoren im Reiseflug üblicherweise deutlich weniger Leistung und damit niedrigere Drehzahlen aufbringen müssen als die hinteren Rotoren [28], [29].

Tabelle 5-5: Gegenüberstellung der Gesamtflugleistung, der Rotordrehzahl, sowie der Antriebsleistung und -drehmomente pro Rotor für die untersuchte Quadcopter Konfiguration mit Push-Rotoren

	Flugleistung	**Antriebsparameter pro Rotor**		
Flugphase	**P**	**U/min**	**P**	**M**
Hover	213 kW	531	53 kW	957 Nm
Vertical Climb	226 kW	554	56 kW	973 Nm
Cruise	71 kW	218	18 kW	782 Nm
Cruise Climb	154 kW	335	39 kW	1100 Nm
Cruise Descent	27 kW	66	7 kW	994 Nm
Vertical Descent	198 kW	517	50 kW	916 Nm
Loiter	71 kW	183	18 kW	922 Nm

5.1.1.3. Betriebspunktbestimmung Antrieb bei Notfällen

Gemäß der EASA SC VTOL [30] muss der Weiterflug für Vehikel der Kategorie Enhanced auch bei Fehlerfällen möglich sein. Um den Weiterflug gewährleisten zu können, sollte das Vehikel demnach jederzeit zumindest die Schwebeflugleistung aufbringen können. Ideal wäre es auch, wenn der vertikale Steigflug ermöglicht wird, um Hindernissen auch im Senkrechtflug ausweichen zu können.

Tabelle 5-6: Drehzahlen und Drehmomente der verbleibenden Rotoren im Fehlerfall

	Flugleistung	**Antriebsparameter pro Rotor**		
Flugphase	**P**	**n**	**P**	**M**
Rotorausfall: Schwebeflug	213 kW	748 U/min	106 kW	1358 Nm
Rotorausfall: vertikaler Steigflug	226 kW	781 U/min	113 kW	1381 Nm

Wie aus dem Kapitel 4 hervorgeht, muss der Fehlerfall „Ausfall eines Hauptrotors“ bei der Auslegung des Antriebsstrang berücksichtigt werden. Das dadurch bedingte Herunterregeln des gegenüberliegenden Rotors bedingt nun, dass der Gesamtauftrieb schlimmstenfalls von nur noch zwei Rotoren generiert werden können muss. Dementsprechend müssen die verbleibenden zwei Rotoren ihren Auftrieb im Vergleich zum Normalbetrieb verdoppeln. Aus dem Zusammenhang (11) ergibt sich, dass der doppelte Auftrieb durch eine Erhöhung der Rotordrehzahl um 41% von 554 U/min auf 781 U/min erreicht werden kann.

Für den Antrieb eines Rotors folgt daraus, dass dieser bei einer Rotordrehzahl von 781 RPM die Hälfte der vertikalen Steigflugleistung von $\frac{226\ \text{kW}}{2} = 113$ kW bereitstellen können muss (siehe Tabelle 5-6). Dies bedingt ein erforderliches Rotordrehmoment von ca. 1381 Nm[10].
Die Push-Rotoren dahingegen werden benötigt, um das resultierende Gier-Drehmoment auszugleichen und stehen somit nicht mehr zur Generierung von Vorwärtsschub im Reiseflug zur Verfügung. Wie der Tabelle 5-2 jedoch entnommen werden kann, ist die zu erwartende Reiseflugleistung deutlich niedriger als die vertikale Steigflugleistung, sodass die verbleibenden Rotoren auch bei Rotorausfall den Reiseflug abdecken können sollten.

5.1.1.4. Auswahl Motor und Motorcontroller bei Direktantrieb

5.1.1.4.1. Auswahl Motor

Auf Basis der somit bestimmten Drehzahl und Drehmomentkombinationen pro Flugphase wird ein geeigneter Antriebsmotor zum Antrieb der Hauptrotoren gewählt. Werden wie in Kapitel 4 gefordert zwei Elektromotoren genutzt, um einen Hauptrotor anzutreiben, so ergeben sich je Flugphase die in Tabelle 5-7 und Tabelle 5-8 aufgelisteten Anforderungen pro Antriebsmotor.

Tabelle 5-7: Gegenüberstellung der Gesamtflugleistung, der pro Rotor auftretenden Drehzahlen, Drehmomente und Leistungen, sowie bei Verwendung von je zwei Motoren pro Antrieb ergebenen Motorleistungen und Motordrehmomente.

	Flugleistung	**Antriebsparameter pro Rotor**			**Anforderung pro Motor**	
Flugphase	**P**	**n [U/min]**	**P**	**M**	**P_{out}**	**M**
Hover	213 kW	531	53 kW	957 Nm	27 kW	479 Nm
Vertical Climb	226 kW	554	56 kW	973 Nm	28 kW	487 Nm
Cruise	71 kW	218	18 kW	782 Nm	9 kW	391 Nm
Cruise Climb	154 kW	335	39 kW	1100 Nm	19 kW	550 Nm
Cruise Descent	27 kW	66	7 kW	994 Nm	3 kW	497 Nm
Vertical Descent	198 kW	517	50 kW	916 Nm	25 kW	458 Nm
Loiter	71 kW	183	18 kW	922 Nm	9 kW	461 Nm
Emergency: Rotorausfall Schwebeflug	213 kW	748	106 kW	1358 Nm	53 kW	679 Nm
Rotorausfall: vertikaler Steigflug	226 kW	781	113 kW	1381 Nm	56 kW	690 Nm

[10] Die Rotordrehmomente sollten im späteren Detailentwurf auf Basis der tatsächlich zu erwartenden Rotorwiderstandsmomente basierend auf einem gewählten Rotormodell validiert werden.

Tabelle 5-8: Anforderung Elektromotor für Hauptrotor

P_{dauer}	M_{dauer}	$P_{Überlast}$	$M_{Überlast}$
28 kW	~500 Nm	~60 kW	~700 Nm

Gemäß der in [1] durchgeführten Technologie- und Marktrecherche bieten sich als Antriebsmotoren in der Luftfahrt insbesondere die permanenterregten Synchronmotoren aufgrund ihrer hohen Leistungsdichte an. Um einen geeigneten Elektromotor auswählen zu können, ist es wichtig, das Verhalten eines Synchronmotors zu verstehen. Der Synchronmotor kann bis zu der sogenannten Nenndrehzahl bzw. Eckfrequenz ein konstantes Drehmoment aufrecht erhalten. Die Höhe des Drehmomentes wird durch den maximalen zulässigen Motorstrom begrenzt:

$$M \approx \frac{3}{2} p \cdot \psi_d \cdot i_q \tag{13}$$

Bis zu der Nenndrehzahl steigt die erzielbare Leistung proportional an. Ab der Eckdrehzahl hingegen kann eine weitere Drehzahlerhöhung nur dadurch erfolgen, dass die Magnetfeldstärke reduziert wird. Das Drehmoment sinkt in Folge dazu ab, die Leistung jedoch bleibt ab der Nenndrehzahl konstant (siehe Abbildung 5-3). Die Feldschwächung wird technisch dadurch realisiert, dass ein dem Magnetfeld entgegenwirkender feldbildender id-Strom aufgeprägt wird und damit das vom momentbildende iq-Stromanteil erzeugte Magnetfeld abschwächt[11]. [32]

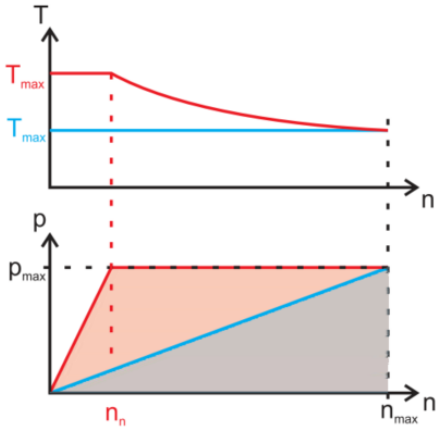

Abbildung 5-3: Verhalten Synchronmotor mit Feldschwächebereich [Quelle [32]

Der Spannungsbedarf des Synchronmotors steigt im Betrieb mit steigender Drehzahl an. Ab der Nenndrehzahl, ab der die Feldstärke reduziert wird, reduziert sich der Spannungsbedarf wieder. Die Einflussgrößen sind wie in (14) dargestellt miteinander verknüpft.

$$\underline{u} = \begin{bmatrix} u_d \\ u_q \end{bmatrix} = R_s \cdot \underline{i} + \underline{\psi} + \omega_{el} \cdot \underline{J} \cdot \underline{\psi} \tag{14}$$

Hierbei sind R_s der Statorwiderstand, $\underline{i}$ der Stromvektor, $\underline{\psi}$ die magnetische Flussdichte, ω_{el} die Motordrehgeschwindigkeit, $\underline{J}$ eine Kopplungsmatrix. Dabei gilt zu beachten, dass die maximale

[11] Die Id- und iq Stromanteile beziehen sich auf Stromanteile im rotorfesten Koordinatensystem.

Spannungsamplitude für den Motor durch die Spannungshöhe der Gleichspannungsquelle begrenzt ist [32].

$$U_{max} = \frac{U_{DC}}{\sqrt{3}} \tag{15}$$

Zudem weist der Synchronmotor noch einen Überlastbereich auf, der sich dadurch kennzeichnet, dass die Kühlung nicht mehr ausreicht, um diesen Betriebsbereich im Dauerbetrieb abzudecken, sodass mit einer Erwärmung des Motors zu rechnen ist. Um thermische Schäden zu vermeiden, darf der Motor in diesem Betriebsbereich jeweils nur für begrenzte Zeit (meist Sekunden bis Minuten) betrieben werden [33].

Wie den in Tabelle 5-5 aufgelisteten Betriebspunkten zu entnehmen ist, ist es bei der Auswahl eines Motors folglich wichtig, dass dieser bei niedrigen Drehzahlen hohe Drehmomente abgeben kann, sofern ein Direktantrieb genutzt werden soll. Grundsätzlich denkbar wäre auch die Reihenschaltung von mehr als nur zwei Motoren, sodass auch Motoren mit niedrigeren Drehmomenten als in Tabelle 5-5 gefordert in Betracht gezogen werden könnten. Diese Möglichkeit soll hier jedoch zunächst berücksichtigt werden.
Aufgrund der guten Dokumentation wurden von den in [1] vorgestellten Motormodellen insbesondere die folgenden Modelle von Emrax genauer untersucht. Es wird schnell erkennbar, dass die hohe Drehmomentanforderung der limitierende Faktor bei der Motorauswahl für den Direktantrieb ist. Die Verwendung eines Getriebes kann hier Abhilfe schaffen und wird in Abschnitt 5.1.1.5 genauer untersucht.

Tabelle 5-9: Überblick über potentielle Antriebsmotoren

Modell	**n_{max}**	**P_{dauer}**	**M_{dauer}**	**$P_{Überlast}$**	**$M_{Überlast}$**	**c[12]**	**I_{cont}**	**I_{max}**	**Gewicht**
Emrax 348	4000	85 kW	500 Nm	170 kW	1000 Nm	3,8	140 A	280 A	41,5 kg
Emrax 268	3600	86 kW	250 Nm	160 kW	500 Nm	1,9	125 A	250 A	20,3 kg
Emrax 228	5500	62 kW	120 Nm	109 kW	230 Nm	1,1	115 A	240 A	12,3 kg
Emrax 208	6000	41 kW	80 Nm	68 kW	140 Nm	0,8	100 A	200 A	9,3 kg

Der Emrax 348 Motor ist der leichteste Motor, der die gewünschten Anforderungen erfüllen zu können scheint und wird nun im Detail untersucht. Werden die in 5.1.1.2 und 5.1.1.3 bestimmten Motorbetriebspunkte in das Drehzahl-Drehmoment-Kennlinienfeld des Motor eingezeichnet (siehe Abbildung 5-4), zeigt sich, dass die Betriebspunkte im Normalbetrieb an der Grenze des

[12] Einheit in [Nm/1Aph rms].

Dauerlastbetriebes liegen. Die Betriebspunkte bei Rotorausfall dahingegen liegen deutlich im Überlastbereich[13].

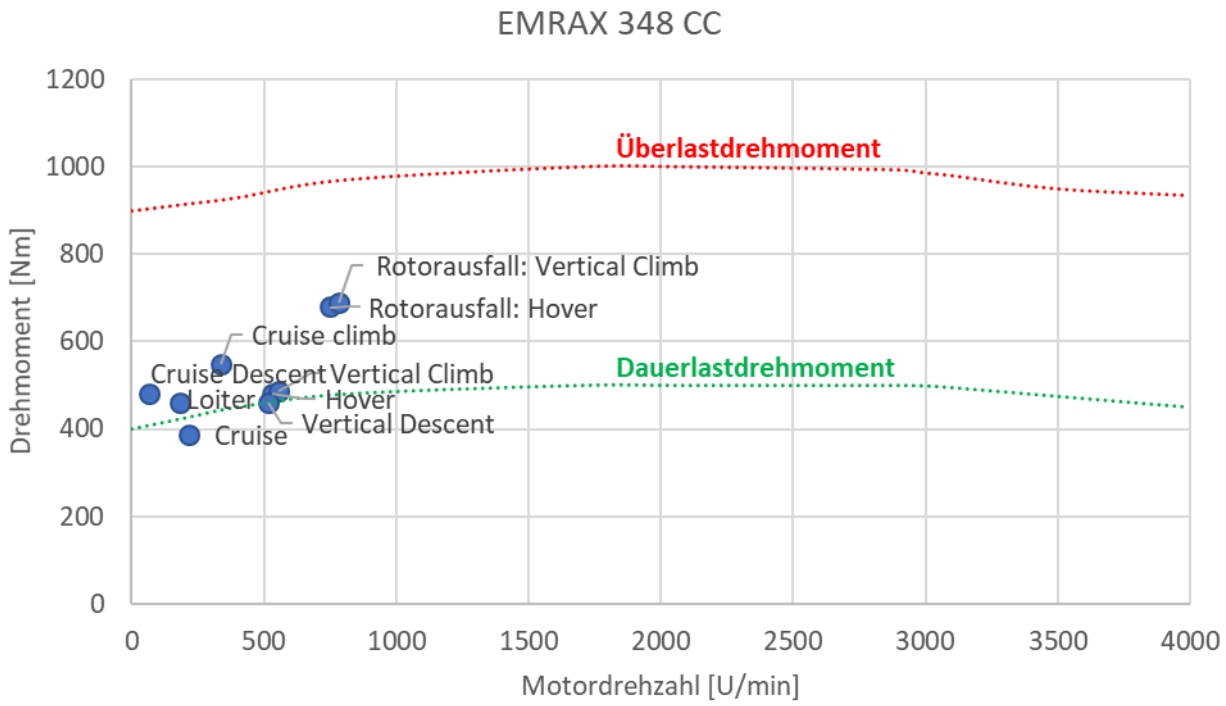

Abbildung 5-4: Betriebspunkte bei Verwendung des EMRAX 348 Elektromotors im Direktantrieb im Drehzahl-Drehmoment-Kennfeld [Darstellung nach [34]]

In Abbildung 5-5 sind zudem noch die Wirkungsgrade eingezeichnet, in denen der Emrax 348 Motor im jeweiligen Betriebspunkt betrieben werden würde. Der Darstellung kann entnommen werden, dass der Motor grundsätzlich alle Betriebspunkte abdecken kann. Während der Motor bei den vertikalen Flugphasen (Schwebeflug, vertikaler Steigflug und Sinkflug) einen Wirkungsgrad von 90-94% aufweist, muss für die Flugphasen (Cruise, Cruise Climb, Cruise Descent und Loiter) ein Wirkungsgrad von 85-87% erwartet werden. Dabei wird aber auch deutlich, dass der Motor für derart niedrige Drehzahlen nicht ideal ist und dementsprechend mit einer starken Erhitzung des Motors gerechnet werden muss. In diesem Fall kommt einem entsprechend ausgelegten Thermalmanagement eine hohe Bedeutung zu, um die anfallende Wärme abzuführen.[14]
Der Betrieb im Überlastbereich ist unter Umständen zeitlich auf wenige Sekunden bis Minuten begrenzt. D.h. unter Umständen muss bei einem Überschreiten des verfügbaren Zeitrahmens mit dem Schmelzen der Isolierungen, Magnetisierungseffekten und Zerstörung des Motors gerechnet werden.

[13] Gemäß der Herstellerangaben von Emrax kann der Motor ein Überlastdrehmoment von 1000 Nm für einige Sekunden abgeben. Der Motor darf mit einem maximalen Strom von 280 A zwei Minuten bei der vom Hersteller empfohlenen Kühlung betrieben werden.
[14] Untersuchungen dazu befinden sich aktuell in Arbeit.

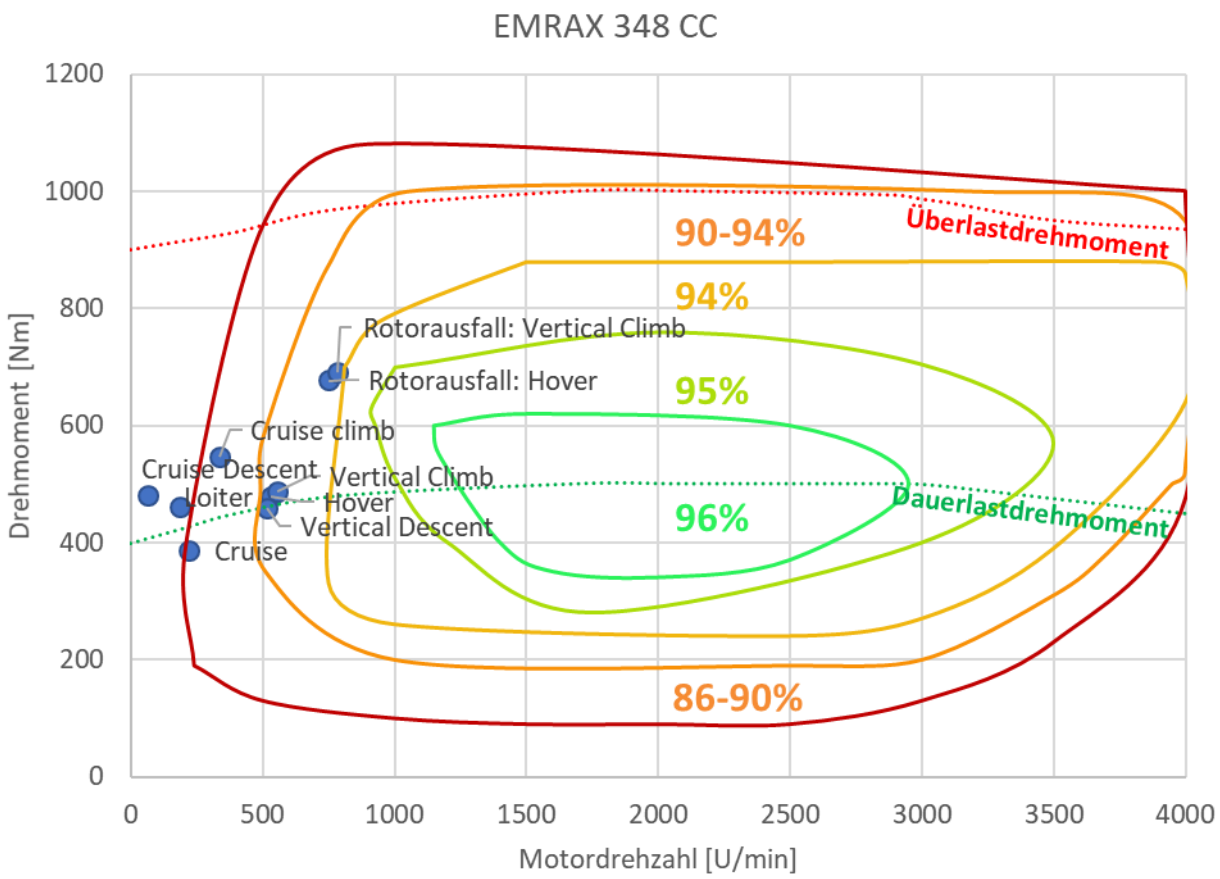

Abbildung 5-5: Betriebspunkte bei Verwendung des EMRAX 348 Elektromotors im Direktantrieb – Darstellung mit Wirkungsgradbereichen (Darstellung nach [34])

5.1.1.4.2. Auslegung Motorcontroller

Die Leistungselektronik muss hinsichtlich der Parameter Anschlussspannung, Dauerstrom, Dauerleistung, Spitzenstrom und Spitzenleistung auf die Anforderungen des Motors ausgelegt werden. Gemäß der Ausführungen in 5.2.1 wird die Systemspannung für den Antriebsstrang auf 600 V festgelegt. Darüber hinaus gilt die Annahme gemäß der Systemarchitektur, dass jeder Motor von einem einzelnen Controller gesteuert wird.

Bestimmung Dauerleistung und Spitzenleistung

Die Dauerleistung kann basierend auf der erforderlichen Dauerleistung des Motors und dem zu erwartenden Wirkungsgrad pro Flugphase abgeschätzt werden

$$P_{Controller} = \frac{P_{motor}}{\eta_{Motor}} \tag{16}$$

So beträgt die maximale erforderliche Dauerleistung des Motorcontrollers voraussichtlich 31 kW (basierend auf der Flugphase „Vertikaler Steigflug“).

Die Spitzenleistung kann äquivalent dazu bestimmt werden und ergibt sich mit 56kW/0,92=60,9 kW, die bei Rotorausfall im vertikalen Steigflug zu erwarten sind.

Bestimmung Dauerstrom und Spitzenstrom

Da ein annähernd linearer Zusammenhang zwischen Stromstärke und erzeugtem Motordrehmoment besteht, kann der zu erwartende Dauerstrom bei Kenntniss einer motorspezifischen Kennzahl auf Basis des erforderlichen Dauerdrehmomentes bestimmt werden. Emrax gibt für das Motormodell „348 – High Voltage“ die Kennzahl mit 3.8 Nm/1A an.

$$I_{dauer}=\frac{M_{dauer}}{c}=\frac{500Nm}{3.8\frac{Nm}{1A}}=131.6\ A \tag{17}$$

Eine Bestimmung des Dauerstroms basierend auf dem Zusammenhang P=U·I ist nur möglich, wenn die Spannungshöhe bei der entsprechenden Drehzahl bekannt ist. Dementsprechend ergibt sich gemäß dieser Berechnung ein Dauerstrombedarf von ca. 132 A. Dieser liegt damit unter der vom Motorhersteller angegebenen Dauerstromaufnahme von 140 A und soll im Folgenden für die Auslegung des Motorcontrollers zugrunde gelegt werden.

Der Spitzenstrom wird nun ebenfalls basierend auf Formel (17) bestimmt, sodass sich für das zu erwartende Überlastdrehmoment von 690 Nm ein Spitzenstrom von ca. 182 A ergibt. Der maximale Spitzenstrom liegt laut Emrax für das Modell bei 280 A sodass, die 182 A kurzzeitig gut umgesetzt werden können sollten.

Tabelle 5-10:Anforderungen Leistungselektronik bei Verwendung des EMRAX 348 Motors im Direktantrieb

	Anschluss-spannung	**Dauerleistung**	**Dauerstrom**	**Spitzenstrom**	**Spitzenleistung**
Anforderung	600V	≥31 kW	≥132 A	≥182 A	≥61 kW

Gemäß der Herstellerangaben von Emrax sind insbesondere die Motorcontroller der Hersteller Unitek und Rinehart Motion Systems LLC kompatibel zu den Emrax Motoren. Um insbesondere die Anforderung des hohen Dauerstroms erfüllen zu können, empfiehlt sich der Motorcontroller BAMOCAR 700-400 (siehe Tabelle 5-11).

Tabelle 5-11: Übersicht potentieller Motorcontroller

	Anschluss-spannung	Dauer-leistung	Dauer-strom	Spitzenstrom (A_eff)	Spitzen-leistung	Gewicht
Bamocar PG-D3 700-100	12-700 V	35 kW	50 A	100 A	52 kW	3.5 kg
Bamocar PG-D3 700-160	12-700 V	50 kW	80 A	160 A	75 kW	3.5 kg
Bamocar 700-250	12-700 V	85 kW	125 A	178 A	-	8.5 kg
Bamocar 700-400	12-700 V	135 kW	200 A	285 A	-	8.5 kg
Bamocar D3 700-900	12-700 V	340 kW	450 A	640 A	480 kW	15.5 kg

Das Gewicht für alle hier besprochenen Komponenten für den Antrieb der Hauptrotoren - bestehend aus Leistungselektronik und Antriebsmotor – beläuft sich auf in Summe 400 kg (siehe Tabelle 5-12).

Tabelle 5-12: Gewichtsabschätzung für den Antrieb der Hauptrotoren

	Modell	Gewicht	Anzahl	Gesamtgewicht
Motor	Emrax 348 CC	41.5 kg	8x	332 kg
Getriebe	/		/	/
Leistungselektronik	BAMOCAR 700-400	8.5 kg	8x	68 kg
Summe Antriebsgewicht				400 kg

5.1.1.5. Auswahl Motor und Motorcontroller für Antrieb mit Getriebe

Wie aus dem vorherigen Abschnitt hervorgeht, ist ein Direktantrieb der Hauptrotoren mit den bislang auf dem Markt verfügbaren Motoren nur unter Hinnahme deutlicher Effizienz-Einbußen und einer damit verbundenen starken zu erwartenden Wärmeentwicklung innerhalb der Motoren umsetzbar. Je nach Motormodell liegt der ideale Drehzahlbereich üblicherweise zwischen 1250 U/min und 4000 U/min. Soll der Motor bei deutlich niedrigeren Drehzahlen hohe Drehmomente abgeben können, muss der Motor unweigerlich im Gewicht und Größe deutlich steigen. Des Weiteren geht mit einem hohen geforderten Drehmoment gleichzeitig ein hoher Dauerstrombedarf einher. Hohe Ströme jedoch erhöhen wiederum das Antriebsgewicht aufgrund der erforderlichen deutlich dickeren Stromleitungen. Durch Verwendung eines Getriebes dahingegen, kann der Motor im idealen Drehzahlbereich mit höchstem Wirkungsgrad betrieben werden und die Drehmomentanforderung sinkt im Verhältnis zum Übersetzungsverhältnis.

Tabelle 5-13: Vor- und Nachteile bei Verwendung eines Getriebes.

Vorteile	Nachteile
- Betrieb des Motors im Bereich höchster Effizienz - Reduzierung des erforderlichen Motordrehmomentes - Reduzierung der erforderlichen Stromstärke - Reduzierung der erforderlichen Kabeldicken und damit Reduzierung von Antriebsgewicht	- Antriebssystem wird durch Hinzufügen des Getriebes komplexer und fehleranfälliger - Reibungsverluste im Getriebe

In diesem Zusammenhang wurde zunächst untersucht, welches Übersetzungsverhältnis zu wählen wäre, wenn eines der vorgestellten EMRAX Motors im idealen Drehzahlbereich betrieben werden soll. Wenn k das Übersetzungsverhältnis darstellt, so sinkt das erforderliche Getriebe Eingangsdrehmoment proportional bei Erhöhung des Übersetzungsverhältnisses:

$$M_{Getriebe_{in}} = \frac{M_{getriebe_{out}}}{k} \tag{18}$$

Die erforderliche Eingangsdrehzahl dahingegen steigt proportional zum Übersetzungsverhältnis:

$$n_{in} = n_{out} \cdot k \tag{19}$$

Das führt dazu, dass mit steigendem Übersetzungsverhältnis, das erforderliche Motordrehmoment sinkt, die Eingangsdrehzahl für das Getriebe jedoch steigen darf. Abbildung 5-6 zeigt, dass die Motorbetriebspunkte die vom Motor bei einer Flugmission bedient werden müssen (siehe den Verlauf der dargestellten Punktverbindungen) mit steigendem Übersetzungsverhältnis im Diagramm weiter nach unten zu niedrigeren Drehmomenten absinken, der erforderliche Drehzahlbereich sich jedoch deutlich verbreitert. Ebenfalls zeigt die Abbildung den idealen Drehzahlbereich der verschiedenen Motoren bei dem der höchste Wirkungsgrad von 96% erreicht wird. Dabei wird ersichtlich, dass der Motor EMRAX 348 sowie der EMRAX 268 bei keinem Übersetzungsverhältnis ideal betrieben werden können. Bei Verwendung eines Übersetzungsverhältnisses von k=4 liegen zumindest der vertikale Sinkflug, Schwebeflug und der vertikale Steigflug im idealen Betriebsbereich des EMRAX 228. Bei dem Übersetzungsverhältnis von 5 fällt zusätzlich auch der Betriebspunkt für den „Cruise Climb“ in diesen Bereich. Bei einem Übersetzungsverhältnis von 7:1 und 8:1 dahingegen kann der EMRAX 208 Motor sinnvoll eingesetzt werden, wobei das Übersetzungsverhältnis von 7:1 etwas besser für diesen Motor geeignet ist, da sowohl der Betriebspunkt für „Cruise Climb“, den vertikalen Sink und Steigflug sowie den Schwebeflug abgedeckt werden können.

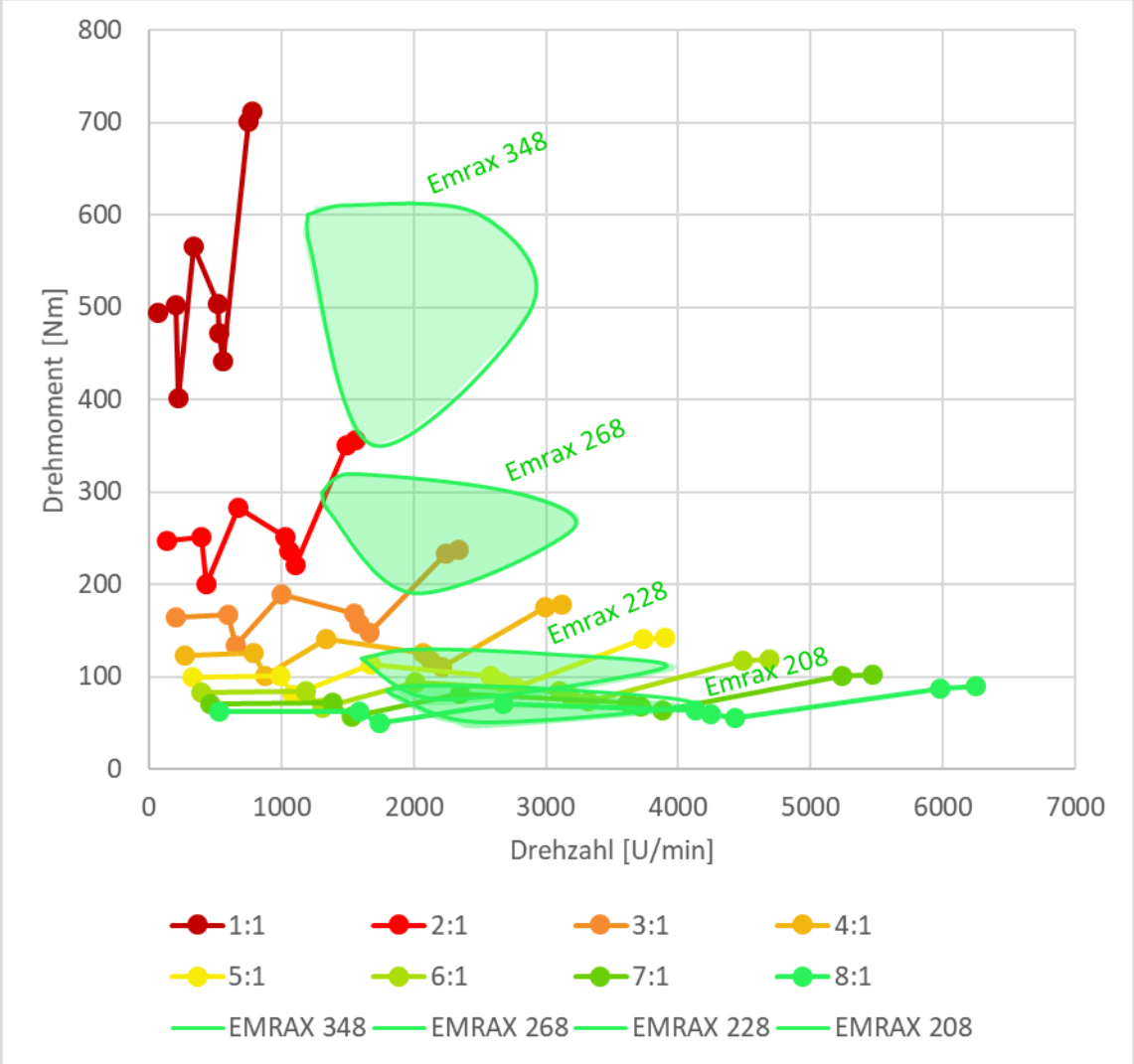

Abbildung 5-6: Gegenüberstellung der erforderlichen Motor-Betriebspunkte bei unterschiedlichen Übersetzungsverhältnissen und der idealen Betriebsbereiche mit höchstem Wirkungsgrad der verschiedenen Motormodelle (Bei Annahme der Verwendung zweier Antriebsmotoren pro Hauptrotor)

Folglich sind folgende Kombinationen sinnvoll:

Übersetzungsverhältnis	
5:1	2x Emrax 228 Motor pro Hauptrotor
7:1	2x Emrax 208 Motor pro Hauptrotor
8:1	2x Emrax 208 Motor pro Hauptrotor

Die Möglichkeit der Verwendung zweier Emrax 228 Motoren in Kombination mit je einem Getriebe mit einem Übersetzungsverhältnis von 5:1 soll im Folgenden genauer untersucht werden. Tabelle 5-14 stellt hierfür die erforderliche Leistung, das Drehmoment und die Drehzahl des erforderlichen Motors bei Verwendung eines Übersetzungsverhältnisses von 5:1 dar.

Tabelle 5-14: Leistung, Drehzahl und Drehmoment des erforderlichen Motors bei Verwendung eines Getriebes mit einem Wirkungsgrad von 97% und Übersetzungsverhältnis von 5:1

		Antriebsparameter pro Rotor			Antriebsparameter pro Motor		
Flugphase	**P**	**n [U/min]**	**P**	**M**	**P**	**n [U/min]**	**M**
Hover	213 kW	531	53 kW	957 Nm	27 kW	2653	99 Nm
Vertical Climb	226 kW	554	56 kW	973 Nm	29 kW	2770	100 Nm
Cruise	71 kW	218	18 kW	775 Nm	9 kW	1090	81 Nm
Cruise Climb	154 kW	335	38 kW	1095 Nm	20 kW	1675	113 Nm
Cruise Descent	27 kW	66	7 kW	961 Nm	4 kW	330	102 Nm
Vertical Descent	198 kW	517	50 kW	916 Nm	26 kW	2584	94 Nm
Loiter	71 kW	183	18 kW	922 Nm	9 kW	917	88 Nm
Emergency: Rotorausfall Schwebeflug	213 kW	748	106	1358 Nm	55 kW	3740	140 Nm
Rotorausfall: vertikaler Steigflug	226 kW	781	113	1381 Nm	58 kW	3905	142 Nm

Daraus können die Anforderungen an den Elektromotor wie in Tabelle 5-15 angegeben werden. Im Vergleich zum Direktantrieb haben sich trotz des mit einem Wirkungsgrad von 97% angenommenen Getriebes die erforderlichen Leistungen nahezu nicht verändert. Die erforderlichen Drehmomente sind jedoch wie in Formel (18) gezeigt gesunken.

Tabelle 5-15: Anforderung Elektromotor für Hauptrotor

P_{dauer}	M_{dauer}	$P_{Überlast}$	$M_{Überlast}$
29 kW	~120 Nm	~60 kW	~145 Nm

Wie der Tabelle 5-9 zu entnehmen ist, erfüllt der EMRAX 228 dementsprechend die Anforderungen. Die einzelnen Betriebspunkte sind mit Abbildung 5-7 und Abbildung 5-8 zusätzlich im Drehzahl-Drehmoment Diagramm dargestellt. Im Vergleich zum Direktantrieb liegen die Betriebspunkte nun deutlich besser im idealen Betriebsbereich des Motors, sodass mit deutlich weniger Verlustwärme zu rechnen ist.

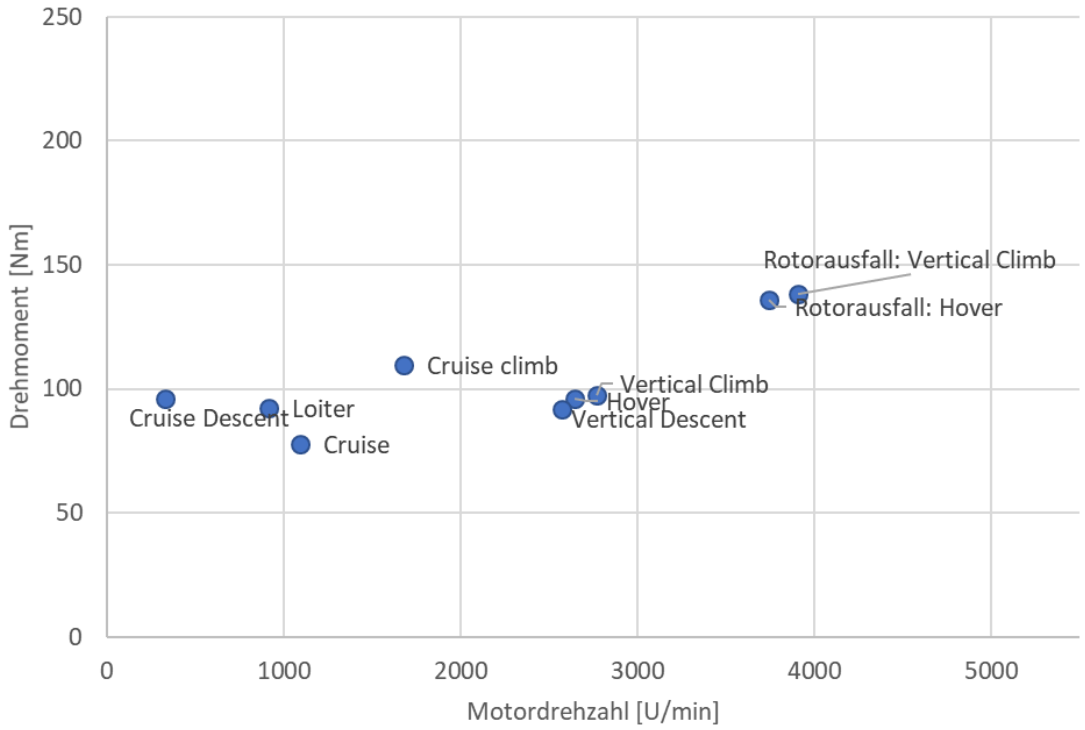

Abbildung 5-7: Betriebspunkte bei Verwendung des EMRAX 228 Elektromotors mit einem 5:1 Übersetzungsverhältnis im Drehzahl-Drehmoment-Kennfeld (Darstellung nach [35])

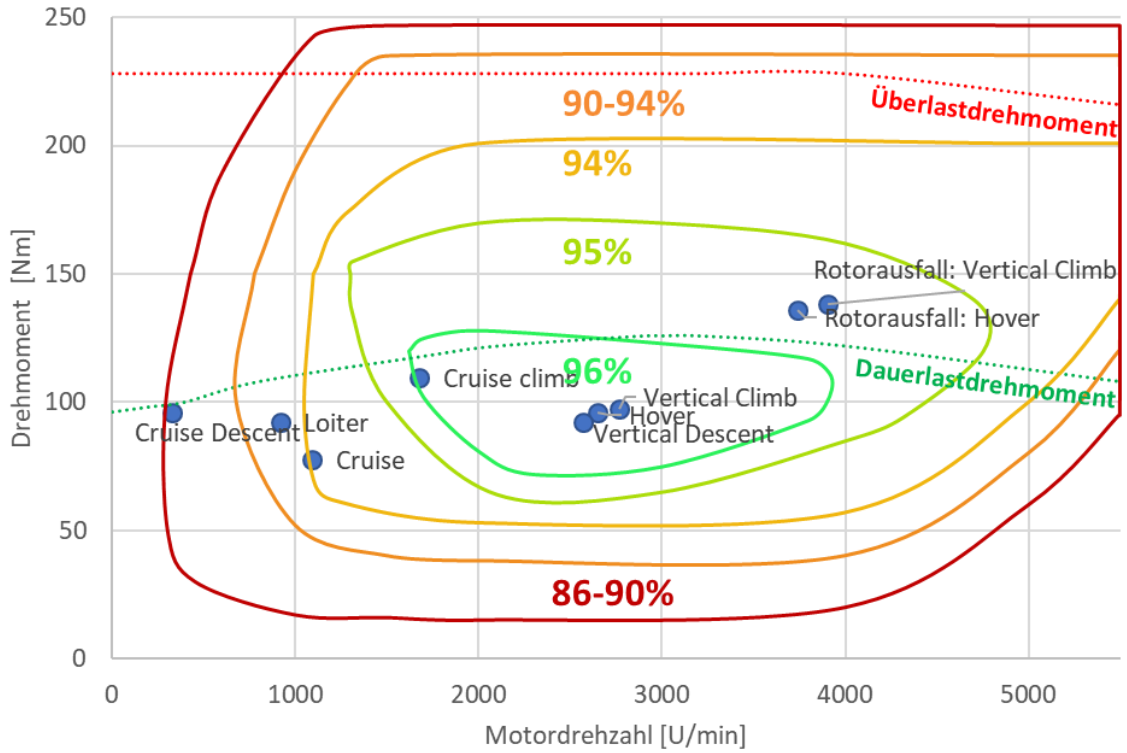

Abbildung 5-8: Betriebspunkte bei Verwendung des EMRAX 228 Elektromotors mit einem 5:1 Übersetzungsverhältnis – Darstellung mit Wirkungsgraden (Darstellung [35])

5.1.1.5.1. Getriebeauswahl bei duplex Motor mit duplex Getriebe-Architektur

Sofern ein Getriebe für den Antrieb des Hauptrotors eingesetzt werden soll, ist es wie in Kapitel 4 beschrieben, erforderlich, auf die „duplex Motor mit duplex Getriebe" Architektur zurückzugreifen. Dementsprechend muss jeder Motor über ein eigenes Getriebe an den Hauptrotor angebunden werden, um zu verhindern, dass der Ausfall eines gemeinsamen Getriebes zu einem Ausfall des gesamten Hauptrotors führt.
Konstruktiv ist eine Parallelschaltung der Getriebe gegenüber einer Reihenschaltung zu bevorzugen. Dabei bietet sich insbesondere der Einsatz von Planetengetriebe oder Kegelradgetrieben an. Da es schwierig ist, an auf dem Markt verfügbaren Getrieben für die Luftfahrt zu gelangen, wurde im Folgenden auf Getriebe des allgemeinen Maschinenbaus zurückgegriffen.

Bei der Auswahl eines geeigneten Getriebes gilt es folgendermaßen vorzugehen:

1. Abtriebsdrehzahlen bestimmen
2. Dauer der Lastphasen bestimmen
3. Äquivalentes Abtriebsdrehmoment bestimmen
4. Blockierdrehmoment bestimmen
5. Größtes auftretendes Abtriebsdrehmoment bestimmen.

Das ausgewählte Getriebe sollte anschließend folgende Kriterien erfüllen können:

Tabelle 5-16: Eignungskriterien für die Wahl des Getriebes

1.	Äquivalentes Abtriebsdrehmoment T_{2eq}	$\leq$ zulässiges Nenndrehmoment am Abtrieb T_{2N}
2.	Größtes auftretendes Abtriebsdrehmoment T_{2max}	$\leq$ 1,5 · zulässige Nennabtriebsdrehmoment T_{2N}
3.	Max Antriebsdrehzahl des Getriebes	>= Erforderliche Antriebsdrehzahl des Motors zur Erfüllung der Flugleistung

Schritt 1: Abtriebsdrehzahlen:
Die Abtriebsdrehzahlen können der Tabelle 5-14 entnommen werden.

Schritt 2: Lastzyklus für das Getriebeabgabemoment erstellen
Während der gesamten Flugmission erfährt das Getreibe den in Abbildung 5-9 dargestellten Lastzyklus, der die Dauer und die Höhe des anfallenden Abtriebsmomentes veranschaulicht. Dem Lastzyklus kann entnommen werden, dass das größte auftretende Abtriebsmoment 547 Nm beträgt.

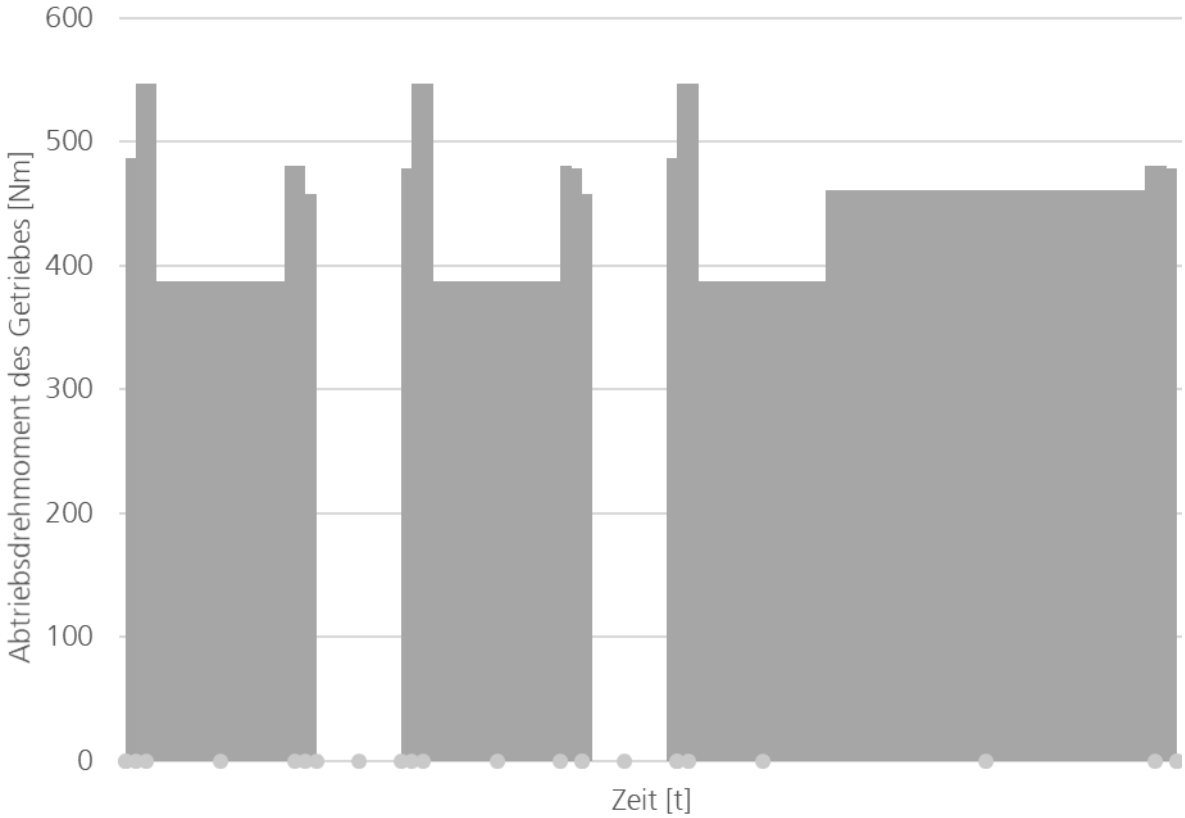

Abbildung 5-9: Lastyklus des erforderlichen Getriebes für die Architektur duplex Motor mit duplex Getriebe

Schritt 3: Äquivalentes Abtriebsmoment:

Das äquivalente Abtriebsdrehmoment ergibt sich nun nachdem der Lastzyklus des Getriebes bekannt ist, mit folgender Formel zu 465 Nm

$$T_{2eq}=\sqrt[8.7]{\frac{n_1 \cdot t_1 \cdot T_1^{8.7}+n_2 \cdot t_2 \cdot T_2^{8.7}+n_x \cdot t_x \cdot T_x^{8.7}}{n_1 \cdot t_1+n_2 \cdot t_2+n_x \cdot t_x}}=465\ \text{Nm} \tag{20}$$

Darin sind n die Drehzahl pro Betriebsphase, t die Dauer jeder Betriebsphase und T das Getriebeabgabedrehmoment.

Unter Berücksichtigung der in Tabelle 5-16 aufgelisteten Kriterien ergeben sich desweiteren unterschiedliche Anforderungen hinsichtlich des Nenndrehmomentes und der An- bzw. Abtriebsdrehzahlen. Die höchsten sich daraus ergebenen Anforderungen sind in Tabelle 5-17 zusammengefasst, sodass basierend darauf ein geeignetes Getriebe ausgewählt werden kann.

Tabelle 5-17: Zusammenfassung der Getriebeanforderungen bei duplex Motor-duplex Getriebe Architektur

		Normalbedingungen	**Notfall: Vertical Climb**
Abtriebsdrehzahlbereich		66-554 U/min	Bis 781 U/min
Antriebsdrehzahlbereich		330-2770	Bis 3905
Äquivalentes Abtriebsmoment	T_{2eq}	465 Nm	-
Größtes auftretendes Abtriebsmoment	T_{2max}	547 Nm	690
Blockiermoment			
Kriterium 1-3		Nennmoment >=465 Nm Antriebsdrehzahl >3905 U/min	

Basierend auf einer umfassenden Marktrecherche (siehe hierzu **Fehler! Verweisquelle konnte n icht gefunden werden.**) wurden zahlreiche Planetengetriebe auf ihre Eigenschaften und ihre Eignung für den hier erforderten Antrieb untersucht. Dabei wurde kein Getriebe gefunden, dass ideal auf die Antriebsanforderungen abgestimmt ist. Ein Getriebe, das Wittenstein SP+ 180 MF, das sämtliche Anforderungen erfüllt, weist bereits ein 1,77 höheres Nenndrehmoment als das berechnete äquivalente Abtriebsdrehmoment auf und hat ein 3,5 mal so hohes maximales Drehmoment wie das hier erforderliche maximale auftretende Abtriebsdrehmoment. Es ist folglich deutlich überdimensioniert, sodass davon ausgegangen werden kann, dass ein perfekt auf die Anforderungen abgestimmtes Getriebe nochmal leichter werden kann, als das hier beispielhaft beschriebene Wittenstein-Getriebe mit 34 kg. Gemäß der Regressionsanalyse (siehe **Fehler! V erweisquelle konnte nicht gefunden werden.** im Anhang) kann davon ausgegangen werden, dass ein Getriebe mit einem Abtriebsnenndrehmoment von 465 Nm (auch unter Berücksichtigung eines Sicherheitsfaktors von 1,5) mit ca. 26 kg angenommen werden kann. Demzufolge soll bei der anschließenden Bewertung der hier vorgestellten Antriebsarchitekturen ein Gewicht von 26 kg pro Getriebe angenommen werden. Weiteres Potential für Gewichtsreduzierung bieten eventuelle Konstruktionen mit Kegelradantrieben. Solche können in nachfolgenden Detailauslegungen in Betracht gezogen werden.

5.1.1.5.2. Auslegung Motorcontroller

Bei der Auslegung des Motorcontrollers kann wie in Abschnitt 5.1.1.4.2 beschrieben vorgegangen werden.

Bestimmung Dauerleistung und Spitzenleistung

Basierend auf den in Abbildung 5-8 gezeigten Wirkungsgraden pro Betriebspunkt ergibt sich die höchste erforderliche Dauerleistung des Motorcontrollers zu 30 kW im Betriebspunkt des vertikalen Steigflugs. Die Spitzenleistung, die im Falle des Rotorausfalls im vertikalen Steigflug erforderlich wird, sollte 61 kW betragen.

Bestimmung Dauerstrom und Spitzenstrom

Gemäß der Formel (17) ist bei dem EMRAX 228 Motor bei einer Motorkonstante von 1,1 Nm/1A mit einem Dauerstrom 109,1 A zu rechnen und liegt damit unter den vom Hersteller angegebenen 115A.

$$I_{dauer} = \frac{M_{dauer}}{c} = \frac{120Nm}{1{,}1\frac{Nm}{1A}} = 109{,}1A \tag{21}$$

Der Spitzenstrom ergibt sich bei einem Überlastdrehmoment von 145 Nm zu ca. 132 A und liegt damit auch unter den maximal kurzzeitig ertragbaren Motorströmen von 240A.

Somit lassen sich die Anforderungen für die Leistungselektronik wie in Tabelle 5-18 aufgelistet zusammenfassen.

Tabelle 5-18: Anforderungen Leistungselektronik bei Verwendung des EMRAX 228 Motors mit einem Übersetzungsverhältnisses von 5:1

	Anschluss-spannung	**Dauerleistung**	**Dauerstrom**	**Spitzenstrom**	**Spitzenleistung**
Anforderung	600V	≥30 kW	≥110 A	≥132 A	≥61 kW

Basierend auf den in Tabelle 5-11 aufgelisteten verschiedenen Motorcontrollern erfüllt der BAMOCAR 700-250 die gewünschten Anforderungen. Daraus ergibt sich letztlich ein Gesamtgewicht des Antriebs für die Hauptrotoren zu 374,4 kg (siehe Tabelle 5-19), welcher damit leichter im Vergleich zur getriebelosen Variante mit 400kg ist.

Tabelle 5-19: Gewichtsabschätzung für den Antrieb der Hauptrotoren

	Modell	**Gewicht**	**Anzahl**	**Gesamtgewicht**
Motor	Emrax 228 CC	12,3 kg	8x	98,4 kg
Getriebe	Planetengetriebe SP+ 180 MF	26 kg	8x	208 kg
Leistungselektronik	BAMOCAR 700-250	8,5 kg	8x	68 kg
Summe Antriebsgewicht				374,4 kg

5.1.1.6. Fazit

Je nachdem ob für den Hauptrotor nun der Direktantrieb oder ein Getriebe gewählt wird, ist somit in Summe ein Antriebsgewicht von 400 kg bzw. 375 kg zu erwarten (siehe Tabelle 5-20). Der Antrieb der Push-Rotoren kommt dahingegen auf ein Gewicht von ca. 42 kg. Somit liegt das Antriebsgewicht der Hauptrotoren und Pushrotoren in Summe bei etwa 442 kg (im Direktantrieb) oder 416 kg (bei Verwendung von Übersetzungsgetrieben).

Tabelle 5-20: Vergleich der Antriebsgewichte für die unterschiedlichen Architekturvarianten

	Direktantrieb		**Mit Getriebe**	
	Modell	**Gesamtgewicht**	**Modell**	**Gesamtgewicht**
Motor Hauptrotor	Emrax 348 CC	332 kg	Emrax 228 CC	98,4 kg
Getriebe Hauptrotor	/	0 kg	Planetengetriebe	208 kg
Leistungselektronik Hauptrotor	BAMOCAR 700-400	68 kg	Bamocar 700-250	68 kg
Motor Pushantrieb	Emrax 228 CC	24,6 kg	Emrax 228 CC	24,6 kg
Leistungselektronik Pushantrieb	BAMOCAR 700-250	17 kg	BAMOCAR 700-250	17 kg
Summe Antriebsgewicht		441,6 kg		416 kg

Bei dem Vergleich zwischen dem Direktantrieb und einem Antrieb mit Getriebe für die Hauptrotoren zeigen sich folgende Unterschiede. Da der zu verwendende Antriebsmotor bei Verwendung eines Getriebes deutlich kleiner ausfallen kann, sinkt das Gewicht dafür deutlich ab. Das zusätzliche erforderliche Gewicht für ein entsprechendes Getriebe mindert den Effekt leicht ab. Dennoch zeigt sich, dass der Gesamtantrieb für die Hauptrotoren mit Getriebe mit 374.4 kg ca 6.7 % leichter als der Direktantrieb ist (siehe hierzu Abbildung 5-10). Auch die Leistungselektronik hat geringere Dauer- und Spitzenstrombedarfe bei Verwendung des Getriebes. Somit könnte auch die Leistungselektronik etwas leichter ausfallen. Dieser Effekt ist hier nicht ersichtlich, da aufgrund der Beschränkung auf einen einzelnen Leistungselektronikhersteller bei der Marktrecherche trotz der geringeren Strombedarfe auf die gleiche Leistungselektronik zurückgegriffen werden musste.

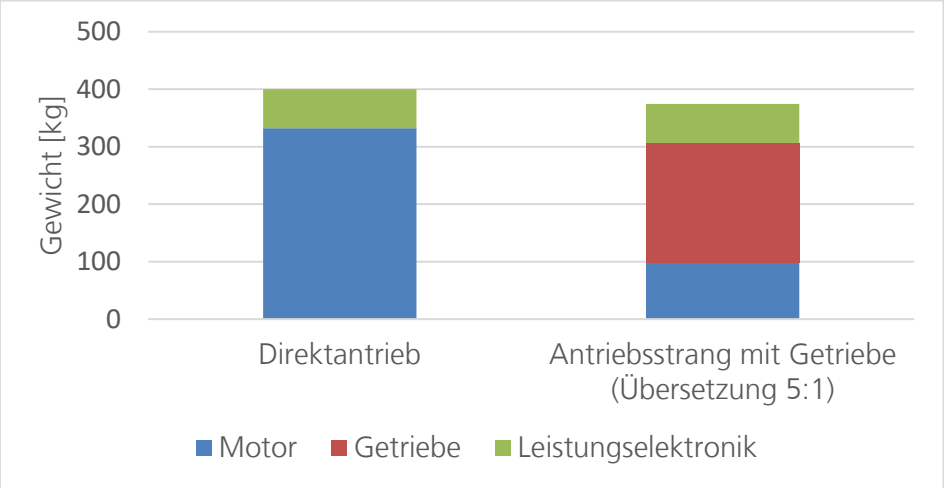

Abbildung 5-10: Vergleich des Hauptrotorantriebsgewichts mit und ohne Getriebe

Dieses hier ermittelte Antriebsgewicht liegt damit oberhalb des in der konzeptionellen Voruntersuchungen initial angenommenen Gewichtes der Antriebskomponenten von ca. 157 kg. Dementsprechend müsste in nachfolgenden Untersuchungen eine zweite Iteration mit dem aktualisierten Antriebsgewicht durchgeführt werden, um zu überprüfen, inwiefern sich aufgrund des erhöhten Abfluggewichtes die Flugleistungsbedarfe und damit auch die Anforderungen an die Antriebskomponenten verändern. Kritisch könnte sich eine Gewichtserhöhung aufgrund des dann höheren Leistungsbedarfes insbesondere auf Antriebsmotoren für die direktangetriebene Hauptrotoren auswirken. Ein höherer Flugleistungsbedarf würde größere Rotoren und somit niedrigere Rotordrehzahlen und damit höhere Motordrehmomente erfordern, sodass die hier sowieso schon grenzwertig nutzbaren Elektromotoren noch ineffizienter betrieben werden würden. Ein dann umso mehr erforderliches Thermalmanagementsystem würde das Antriebsgewicht weiter in die Höhe treiben. Die ausgewählte Leistungselektronik für die Hauptrotoren weist dahingegen noch deutlichen Spielraum für höhere Anforderungen auf. Auch der Pushantrieb ist vermutlich nur geringfügig von einem erhöhten Abfluggewicht beeinflusst.
Der Antrieb bei Verwendung eines Getriebes dahingegen wird voraussichtlich deutlich geringer auf höhere erforderliche Flugleistugen reagieren, da hier mittels eines dann eventuellen anderen Übersetzungsverhältnisses die Anforderungen an die Motoren ähnlich ausfallen könnten.

Tabelle 5-21: Wirkungsgrade der unterschiedlichen Antriebsvarianten in verschiedenen Flugphasen

	Wirkungsgrad im Direktantrieb	**Wirkungsgrad mit Getriebe**
Hover,Vertical Climb, Vertical Descent	92%	96%
Cruise, Cruise Climb, Cruise Descent und Loiter	85-87%	92%
Notfall	92%	95%

Darüberhinaus weisen die Antriebsmotoren bei Nutzung des Getriebes über sämtliche Betriebspunkte hinweg im Mittel deutlich höhere Wirkungsgrade auf als beim Direktantrieb. Dies reduziert zum einen die Wärmeentwicklung und erhöht zudem die Lebensdauer der Komponenten. Aus den oben genannten Gründen ist der Antrieb mit einem Getriebe der Nutzung eines Direktantriebs aus Auslegungssicht deutlich zu bevorzugen.
Nachteilig allerdings ist die höhere Komplexität der Antriebsarchitektur, das Hinzukommen weiterer Fehlerquellen und weiterer Verluste. Des Weiteren kann davon ausgegangen werden, dass bei Nutzung von Getrieben die Herstellungs- und Entwicklungskosten des Vehikels im Vergleich zum Direktantrieb höher ausfallen werden. Im Sinne eines effizienten, langlebigen Antriebes ist also der Antrieb mit Getriebe zu bevorzugen. Um niedrige Entwicklungskosten und eine möglichst einfache Antriebsarchitektur zu erzielen, wäre der Direktantrieb vorteilhaft. Eine Maßnahme die Effizienz des Direktantriebes weiter zu steigern, ist die Verwendung von mehr als vier Rotoren. Je mehr Rotoren verwendet werden, desto eher rücken die Betriebsbereiche der Rotordrehzahlen in die Bereiche mit den höchsten Wirkungsgraden des Motors.

5.1.2. Auslegung Antriebsstrang für die Push-Rotoren

Zusätzlich zu den vier Hauptrotoren werden wie in [2] beschrieben zusätzlich zwei Push-Rotoren für das Vehikel vorgesehen. Die Push-Rotoren erfüllen dabei zwei Funktionen. Zum einen werden diese für den Reiseflug genutzt, um die entsprechende Reisefluggeschwindigkeit von 110 km/h, zu erreichen. Des Weiteren sind diese wie in Kapitel 4 beschrieben essentiell, um im Falle des Verlustes eines Hauptrotors das resultierende Drehmoment um die Gierachse auszugleichen. Basierend auf diesen beiden Betriebsfällen werden die Antriebe für die Push-Rotoren im Folgenden ausgelegt. Dementsprechend müssen zunächst die zu betrachtenden Betriebspunkte bestimmt werden.

5.1.2.1. Betriebspunkte Antrieb bei Normalbedingungen und Notfall

Betriebspunktbestimmung Normalbedingungen

Da sich die Leistung im Reiseflug wie in [2] beschrieben aus der induzierten Leistung, der Profilleistung der Hauptrotoren, der Profilleistung der Push-Rotoren und dem parasitären Widerstand zusammensetzen, wird angenommen, dass die Push-Rotoren jeweils den parasitären Widerstand des Gesamtvehikels als auch die Profilleistung ihrer Push-Rotoren bereitstellen. Unter dieser Annahme ergeben sich die in Tabelle 5-2 dargestellten Flugleistungsanteile, die von den Pushpropellern bereitzustellen sind. Bei Verwendung von zwei Pushpropellern beträgt die höchste Dauerlastleistung demnach 54/2=27 kW im den Reiseflug. Um einen passenden Motor auszuwählen, werden im Folgenden nun Drehzahlen und Drehmomente für den Pushantrieb abgeschätzt.

Anhaltspunkt für die maximale Drehzahl liefert die maximale Blattspitzengeschwindigkeit, für die gemäß [36] je nach Propellermaterial M 0.6 bis M 0.8 empfohlen wird. Im Sinne eines niedrigen Gewichts wird von einem Kompositepropeller und damit mit einer maximalen Blattspitzengeschwindigkeit von M 0.75 bis M 0.8 ausgegangen. Dies entspricht in der maximalen Reiseflughöhe von 8000 ft einer Blattspitzengeschwindigkeit von 267 m/s (bei M=0.75) bis 285 m/s (bei M=0.8):

$$V_{tip}=M_{tip}\cdot 1116\cdot\sqrt{1-0.0000068753\cdot H}=267\ \text{m/s} \tag{22}$$

Der Durchmesser kann für einen zweiblättrigen Propeller gemäß [37] mit Formel (23) abgeschätzt werden.

$$D=K_p\sqrt[4]{P_{BHP}}=0.56\cdot\sqrt[4]{27\ \text{kW}}=1.08\ \text{m} \tag{23}$$

Bei der Reisefluggeschwindigkeit von 26,4 m/s wäre dementsprechend eine maximale Drehzahl von 4708 bis 5025 U/min umsetzbar [27].

$$n_{cruise}=\frac{60\cdot\sqrt{V_{tip}^2-V_H^2}}{2\cdot pi\cdot R}=\frac{60\sqrt{\left(267\frac{m}{s}\right)^2-\left(26{,}4\frac{m}{s}\right)^2}}{2\cdot\pi\cdot 0.54m}=4708\ \text{U/min} \tag{24}$$

Um jedoch einen leisen Reiseflug gewährleisten zu können, soll die Blattspitzengeschwindigkeit in dieser Phase auf M 0.5 limitiert werden. Bei dem gewählten Propellerdurchmesser ergibt sich so eine Drehzahl von ca. 3120 U/min und damit ein Motordrehmoment von ca. 99 Nm.
Der Propeller ist folglich so auszulegen, dass er bei einer Drehzahl von 3120 U/min einen Schub erzeugt, der den Reiseflug mit 110 km/h ermöglicht.
Der zu erwartende Schub auf Meereshöhe beläuft sich auf etwa 1726 Nm, in 8000 ft dahingegen auf etwa 1007 Nm.

$$\mathrm{Thrust}_{cruise} \approx F_{Drag} = \frac{1}{2} \rho_{luftcruise} V^2_{climbcruise} f \tag{25}$$

Um auch auf Meereshöhe die gewünschte Reisefluggeschwindigkeit erreichen zu können, wird von dem erforderlichen Schub von 1726 Nm bei der Auslegung ausgegangen. Dieser Schub wird gemäß der gewählten Architektur von zwei Push-Rotoren umgesetzt, sodass jeder einen Schub von 863 Nm aufbringen muss. Um diesen Thrust bei einer Rotordrehzahl von 3120 U/min erzeugen zu können ist ein c_T Wert von 0,0115 erforderlich. Bei dieser Rotordrehzahl kann von einem Rotorwiderstandsmoment von ca. 82 Nm ausgegangen werden, wenn hier eine Effizienz des Rotors von 85% angenommen wird muss der Motor ein Motormoment von 96 Nm aufbringen.

Der Propellerwiderstandskoeffizient ergibt sich dann zu 0.0011.

$$C_Q = \frac{Q}{\rho_{Luft} \cdot A_{disk} \cdot (\omega_i \cdot r_{rotor})^2} = 0.0011 \tag{26}$$

Der Leistungsbeiwert ergibt sich zu 0.0020.

$$C_P = \frac{P}{\rho_{Luft} \cdot A_{disk} \cdot (\omega_i \cdot r_{rotor})^3} = 0.0020 \tag{27}$$

Damit sind nun die Anforderungen für den Dauerlastbereich des Motors basierend auf dem Reiseflug mit der Drehzahl von 3120 U/min, dem Motormoment von 96 Nm und der erforderlichen Motorleistung von 32 kW gesetzt. Die erforderlichen Drehzahlen für die weiteren Betriebspunkte Cruise Climb und Cruise Descent können basierend auf den bekannten Flugleistungen und dem Leistungsbeiwert bestimmt werden.

			Antriebsparameter pro Propeller		Antriebsparameter pro Motor (bei η_{Motor}=0.85)	
Flugphase	**P**	**n [U/min]**	**P**	**M**	**P**	**M**
Cruise	55 kW	3120	27 kW	84 Nm	32 kW	99 Nm
Cruise Climb[15]	22 kW	2333	11 kW	46 Nm	13 kW	54 Nm
Cruise Descent	9 kW	1725	5 kW	25 Nm	5 kW	29 Nm
Loiter	35 kW	2708	17 kW	62 Nm	21 kW	72 Nm

Betriebspunktbestimmung bei Ausfall Hauptrotor

Bei Ausfall eines Hauptrotors entsteht ein resultierendes Drehmoment, das durch die beiden Push-Rotoren ausgeglichen werden können muss. Bei Ausfall des Hauptrotors sollte mindestens der Schwebeflug, idealerweise auch der vertikale Steigflug realisierbar sein. Sofern die dabei auftretenden Drehmomente von den Push-Rotoren ausgeglichen werden können, sollte das Vehikel ebenfalls in der Lage sein, einen langsamen Vorwärtsflug durch die vier Hauptrotoren gewährleisten zu können. Die Push-Rotoren sind in diesem Fall lediglich für den Ausgleich des Drehmomentes verantwortlich.

Der Tabelle 5-15 ist zu entnehmen, dass bei Ausfall eines Hauptrotors und der damit verbundenen Drehzahlerhöhung der verbleibenden Hauptrotoren ein Rotordrehmoment von ca. 1358 bzw. 1381 Nm für den Schwebeflug bzw. den vertikalen Steigflug an einem Hauptrotor aufgrund der Luftwiderstände zu überwinden ist. Da bei Ausfall eines Hauptrotors auch der gegenüberliegende gleichsinnig drehende Rotor aus Gleichgewichtsgründen ebenfalls heruntergeregelt werden muss, muss also von einem resultierenden Drehmoment in der Größenordnung von bis zu 2762 Nm gerechnet werden. Dieses Drehmoment muss folglich von den Push-Rotoren ausgeglichen werden können.

$$T_{emergency} = \frac{M_{res}/n_{pusher}}{l_{pusher}} \tag{28}$$

Mit n_{pusher} der Anzahl an Push-Rotoren, l_{pusher}, einem in der Vorauslegung konservativ angenommenen Hebelarm von 0.66 m ergibt sich so der aufzubringende Schub mit 1028 bzw. 1046 N pro Push-Rotor. Damit ergibt sich die erforderliche Drehzahl zu ungefähr 4538 bzw. 4576 Umdrehungen pro Minute für den Schwebeflug bzw. den vertikalen Steigflug bei Ausfall eines Hauptrotors auf Meereshöhe.

[15] Die Leistung im Cruise Climb fällt niedriger aus, als im Reiseflug, da im Cruise Climb lediglich von einer Reisefluggeschwindigkeit von 80 km/h ausgegangen wird, während im Cruise eine Reisefluggeschwindigkeit von 110 km/h gefordert wird. Aufgrund der niedrigeren Fluggeschwindigkeit reduziert sich folglich der parasitäre Widerstand.

$$n_{verticalClimb}=\sqrt{\frac{T}{\rho_{Luft}\cdot A_{disk_{sum}}\cdot C_T}}\cdot\frac{60}{r_{rotor_{BP}}\cdot 2\cdot\pi}=4576U/min \tag{29}$$

Das zu erwartende Rotorwiderstandsmoment des Push-Rotors kann mittels des zuvor bestimmten Widerstandsbeiwertes C_Q berechnet werden und beträgt bei der berechneten Drehzahl etwa 99 Nm bzw. 100 Nm.

$$Q=C_Q\cdot\rho_{Luft}\cdot A_{disk_{sum}}\cdot\left(\frac{2\cdot\pi\cdot n}{60}\cdot r_{rotor_{BP}}\right)^2=99\ Nm \tag{30}$$

Die Leistung, die folglich vom Motor umgesetzt werden muss, beträgt 46,8 kWh bzw. 48 kW:

$$P_{Motor}=Q\cdot 2\pi\frac{n}{60s}=111\ Nm\cdot 2\pi\frac{4576}{60s}\approx 48\ kW \tag{31}$$

Wird auch hier der Propellerwirkungsgrad von 85% angesetzt, so sollte der Motor eine Leistung von 73 kW und dabei ein Drehmoment von mindestens 131 Nm aufbringen können. Tabelle 5-22 listet die Parameter zu den bestimmten Betriebspunkten sowohl für den Rotor und den Motor auf. Der Betriebspunkt „Cruise“ sollte vom Motor im Dauerlastbetrieb liegen, wohingegen der Betriebspunkt für den Hauptrotorausfall im Überlastbereich liegen darf.

Tabelle 5-22: Auflistung der Betriebspunkte der Push-Rotoren und der daraus abgeleiteten Motorbetriebspunkte

			Antriebsparameter pro Push-Rotor		**Antriebsparameter pro Motor**	
Flugphase	**P**	**n [U/min]**	**P**	**M**	**P**	**M**
Cruise	55 kW	3120	27 kW	84 Nm	32 kW	99 Nm
Cruise Climb[16]	22 kW	2333	11 kW	46 Nm	13 kW	54 Nm
Cruise Descent	9 kW	1725	5 kW	25 Nm	5 kW	29 Nm
Loiter	35 kW	2708	17 kW	62 Nm	21 kW	72 Nm
Hauptrotorausfall Schwebeflug	94 kW	4538	47 kW	99 Nm	55 kW	116 Nm
Hauptrotorausfall: vertikaler Steigflug	96 kW	4576	48 kW	100 Nm	57 kW	118 Nm

[16] Die Leistung im Cruise Climb fällt niedriger aus, als im Reiseflug, da im Cruise Climb lediglich von einer Reisefluggeschwindigkeit von 80 km/h ausgegangen wird, während im Cruise eine Reisefluggeschwindigkeit von 110 km/h gefordert wird. Aufgrund der niedrigeren Fluggeschwindigkeit reduziert sich folglich der parasitäre Widerstand.

5.1.2.2. Erforderliche Parameter der Push-Rotoren

Der für den Vortrieb zu wählenden Propeller sollten gemäß der in Abschnitt 5.1.2.1 durchgeführten Untersuchungen folgende Kennzahlen aufweisen.

Tabelle 5-23: Propellerparameter je Auslegungspunkt auf Meereshöhe (SL) oder 8000 ft

Parameter		Wert (SL)	Wert (8000ft)
Rotorradius	r_{rotor}	0.54 m	0.54 m
Schubkoeffizient	$C_{t_{required}}$	0,015	0,0115
Widerstandsmoment-Koeffizient	C_Q	0.0011	0,0011
Leistungsbeiwert	C_P	0,0020	0,002

5.1.2.3. Auswahl Motor und Motorcontroller

Gemäß der Tabelle 5-9 kann der Emrax 228 Motor die Anforderungen aus Tabelle 5-22 erfüllen. Die Motorbetriebspunkte für den Normalbetrieb liegen wie in Abbildung 5-11 und **Fehler! Verweisquelle konnte nicht gefunden werden.** zu erkennen deutlich unterhalb des maximalen Dauerdrehmomentes. Im Cruise wird der höchste Wirkungsgrad mit 96% erreicht. Im Falle des Ausfalls eines Hauptrotors steigt das erforderliche Drehmoment in den Überlastbereich.

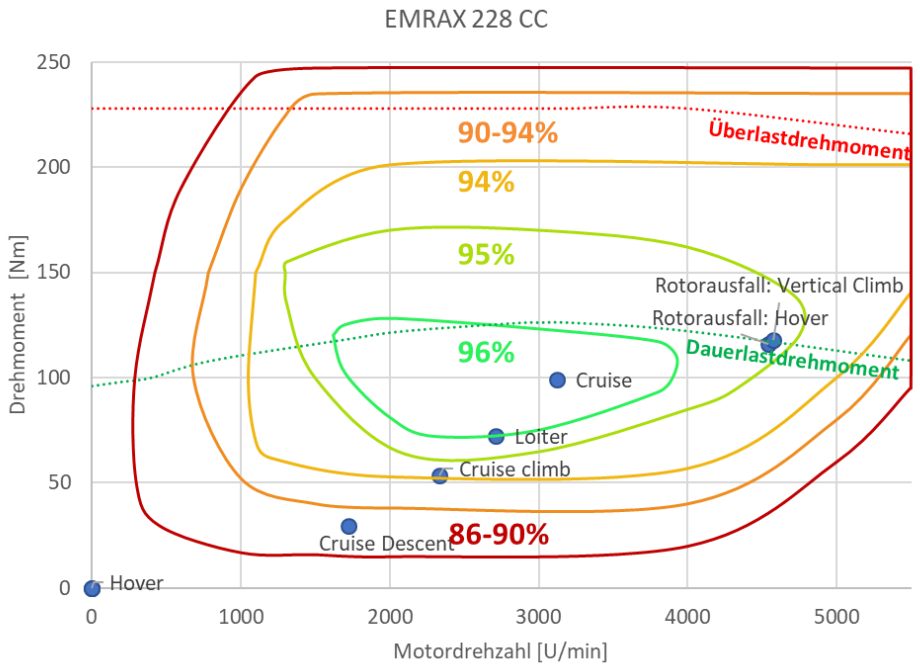

Abbildung 5-11: Betriebspunkte Pushantrieb bei Verwendung des EMRAX 228 Elektromotors im Drehzahl-Drehmoment-Kennfeld mit den Wirkungsgradbereichen des ausgewählten Motors (Darstellung nach [35])

5.1.2.4. Auslegung Motorcontroller

Bestimmung: Dauerleistung und Spitzenleistung

Unter Berücksichtigung der Wirkungsgrade pro Betriebpunkt wie in Abbildung 5-11 dargestellt beträgt die höchste erforderliche Dauerleistung des Motorkontrollers 34 kW für den Reiseflug. Bei Ausfall eines Hauptrotors muss der Motorcontroller maximal 60 kW an den Antriebsmotor liefern können.

Bestimmung Dauerstrom und Spitzenstrom

Bei dem höchsten erforderlichen Dauerdrehmoment im Reiseflug von 99 Nm ist mit einem Dauerstrom von etwa 90 A zu rechnen. Der Spitzenstrom ergibt sich bei dem maximal auftretenden Drehmoment für den Rotorausfall und Ermöglichung des vertikalen Steigfluges von 118 Nm zu 108 A.

$$I_{dauer} = \frac{M_{dauer}}{c} = \frac{99\ \text{Nm}}{1{,}1\ \frac{\text{Nm}}{1\text{A}}} = 90\ \text{A} \tag{32}$$

Tabelle 5-24: Anforderungen Leistungselektronik für den Push-Antrieb bei Verwendung eines EMRAX 228 Motors pro Antrieb.

	Anschluss-spannung	**Dauerleistung**	**Dauerstrom**	**Spitzenstrom**	**Spitzenleistung**
Anforderung	600V	≥34 kW	≥90 A	≥108 A	≥60 kW

Der hohe Dauerstrombedarf erfordert die Verwendung des BAMOCAR 700-250 Motor Controllers. Dieser kann alle in Tabelle 5-24 aufgelisteten Anforderungen erfüllen. Daraus ergibt sich ein Gesamtgewicht für den Push-Antrieb von 41,6 kg.

Tabelle 5-25: Gewichtsabschätzung für den Antrieb der Pushantriebe

	Modell	**Gewicht**	**Anzahl**	**Gesamtgewicht**
Motor	Emrax 228 CC	12,3 kg	2x	24,6 kg
Getriebe	/		/	/
Leistungselektronik	BAMOCAR 700-250	8,5 kg	2x	17 kg
Summe Antriebsgewicht				41,6 kg

5.2. Auslegung der elektrischen Energieversorgung

5.2.1. Wahl der Systemspannung

Die Systemspannung ist ein entscheidender Parameter, der großen Einfluss auf die Auslegung des Energieversorgungssystems hat. Daher wurden unterschiedliche Spannungsniveaus untersucht, wie sie auch im Automobilbereich zu finden sind. Da beim Batteriesystem die Systemspannung durch die Anzahl an Zellen in Serie erreicht wird, wurde insbesondere der Einfluss der Systemspannung auf die Brennstoffzelle untersucht.
Aus der Literatur ist bekannt, dass das Gewicht des Brennstoffzellensystemsm minimal wird, wenn die aktive Fläche und die Anzahl an Zellen auf das Maximum der Leistung ausgelegt werden [15]. Daher wurde die Kombination aus aktiver Fläche und Anzahl der Zellen so ausgelegt, dass das Systemgewicht minimal wird. Formal wurde die Bestimmung der aktiven Fläche und der Anzahl an Zellen durch ein nichtlineares Optimierungsproblem beschrieben [13].

Tabelle 5-26: Ergebnisse unterschiedlicher Systemspannungen auf die Parameter des Brennstoffzellensystems

U_{Sys}	A_{cell}	I_{max}	N	W_{FS}	Spez. Leistung
400 V	390 cm²	499 A	822	287,6 kg	0,6942 kW/kg
600 V	260 cm²	333 A	1234	287,8 kg	0,6937 kW/kg
800 V	195 cm²	250 A	1647	288,3 kg	0,6926 kW/kg
1000 V	156 cm²	200 A	2061	288,4 kg	0,6922 kW/kg

Mithilfe eines Optimierungsproblems wurde der Einfluss unterschiedlicher Systemspannungen auf die Parameter des Brennstoffzellensystems untersucht. Das Ergebnis zeigt Tabelle 5-26. Man erkennt, dass das Spannungsniveau, bei gleicher Leistung (hier: P_{max}=199,7 kW), einen entscheidenden Einfluss auf die aktive Fläche und die Anzahl der Zellen hat. Bei kleinen Systemspannungen werden die maximalen Ströme groß. Dementsprechend muss die aktive Fläche größer werden, da die maximale Stromdichte nicht überschritten werden durfte. Bei hohen Systemspannungen braucht es hingegen viele Zellen, da die Anzahl an Zellen in Serie die Systemspannung bestimmt.
In die Berechnung des Gewichts geht die Anzahl der Zellen und die aktive Fläche ein. Man erkennt, dass das Gewicht jedoch nur im geringen Maße mit der Systemspannung steigt. Analog dazu sinkt die spezifische Leistung des Brennstoffzellenstacks geringfügig. Man kann demnach festhalten, dass das Spannungsniveau für das Gewicht des Brennstoffzellenstacks eine untergeordnete Rolle spielt.
Auf Gesamtsystemebene ist die Wahl der Systemspannung eine wichtige Größe. Sind die Ströme geringer, können z.B. Kabel kleiner dimensioniert werden. Im Rahmen des Projekts wurde das Spannungsniveau auf 600 V festgelegt. Ein Grund hierfür war die Tatsache, dass im Batteriesystem sonst sehr viele Zellen in Reihe geschaltet werden mussten. Des Weiteren beträgt das Spannungsniveau im eVTOL des US Luftfahrtunternehmens Joby Aviation auch 600 V [16].

Außerdem ist ein Spannungsniveau von 600 V im Automobilbereich erprobt und entspricht dem Stand der Technik [17]. Es ist demnach davon auszugehen, dass es eine Verfügbarkeit elektrischer Komponenten für diesen Bereich existiert. Ob diese Komponenten letztlich auch luftfahrttauglich sind, wurde jedoch nicht weiter recherchiert.

5.2.2. Batteriesystem

5.2.2.1. Auslegung der Batteriesysteme

Ein Batteriepack für ein Hochvoltsystem besteht aus mehreren Batteriezellen. Dafür werden n_s Zellen in Serie und n_p Zellen parallel geschaltet, die als Produkt die Gesamtanzahl von Zellen des Packs bestimmen. Basierend auf den Lastprofilen der Mission der verschiedenen Lufttaxi-Konfigurationen, der festgelegten Systemspannung von 600V sowie einiger benötigter Parameter der Batteriezelle (siehe Tabelle 5-27) wurden die Systeme für den rein batterie-elektrischen Antriebsstrang sowie den hybrid-elektrischen Antriebsstrang auslegt. Beim hybrid-elektrischen Antriebsstrang lag die Annahme zugrunde, dass die Batterie die Spitzenleistung und das Brennstoffzellensystem die Grundlast dauerhaft bereitstellte.

Tabelle 5-27: Parameter zur Batterieauslegung [18], [19]

Parameter	C_{nenn}	E_{nenn}	I_{Bat}	U_{nenn}	U_{Sys}
Wert:	2,9 Ah	10,44 Wh	10 A	3,6 V	600 V

Ausgangspunkt der Auslegung war der minimale Energiebedarf des Batteriesystems, der sich aus dem Leistungsprofil ergab (Integral der Leistung über die Missionsdauer). Das rein batterie-elektrische Lufttaxi sollte 119,3 kWh für die Mission benötigen. Neben dem Energiebedarf, der gedeckt werden muss, muss das Batteriesystem auch die geforderte Systemspannung bereitstellen können. Erreicht wurde dieses durch die Anzahl in Serie geschalteter Zellen (siehe Gleichung (33)).

$$n_s = \frac{U_{Sys}}{U_{nenn}} \tag{33}$$

Zur Bestimmung der Anzahl der parallen Zellen musste zum einen die Kapazität bestimmt werden, die benötigt wurde, um die Energie der Mission bereitzustellen ($C_{BS,E}$), vgl. Gleichung (34). Des Weiteren musste die Kapazität berechnet werden, die gefordert wurde, um die maximale Leistung der Mission bereitzustellen ($C_{BS,P}$), vgl. Gleichung (35).

$$C_{BS,E} = \frac{E_{BS,min}}{U_{Sys}} \tag{34}$$

$$C_{BS,P} = \frac{P_{max}}{\xi \cdot U_{Sys}} \tag{35}$$

Die maximale Entladerate (C-Rate) ließ sich über Gleichung (36) ermitteln:

$$\xi = \frac{I_{Bat}}{C_{nenn}} = 3{,}45\ \frac{1}{h} \tag{36}$$

Die Anzahl der parallelen Zellen n_p errechnete sich letztlich über Gleichung (37). Grundsätzlich bestimmte sich die Kapazität des Batteriesystems und damit die Anzahl der parallen Zellen über die Missionsenergie. Die geforderte Leistungen könnte auch mit weniger Zellen erreicht werden, ohne das der maximale Endladestrom der Zellen überschritten werden würde. Der Faktor 0,8 wurde verwendet um 20% der vorhandenen Kapazität als Reserve vorzuhalten und die Batterie-Lebensdauer nicht drastisch zu verringern.

$$n_P = \frac{\max(C_{BS,E}, C_{BS,P})}{C_{nenn} \cdot 0{,}8} \tag{37}$$

Die Ergebnisse der Batterieauslegung für das batterie-elektrische und das hybrid-elektrische System mit Brennstoffzellen sind Tabelle 5-28 in zusammengefasst. Das Gesamtgewicht errechnete sich dabei über die Kenntnis des Gewichts einer einzelnen Zelle.

Tabelle 5-28: Ergebnisse der Auslegung der Batteriepacks für die unterschiedliche Antriebsstrangssysteme

	Zellen	**E_{BS}**	**n_p**	**n_s**	**W_{BS}**
Rein batterieelektrisch	14362	149,9 kWh	86	167	689,4 kg
Hybrid-elektrisch mit Batterie und Brennstoffzelle	3507	36,6 kWh	21	167	168,3 kg

5.2.2.2. Auslegung der Batteriekühlung

Um die thermischen Lasten des Batteriesystems untersuchen zu können, sollte die Einbausituation möglichst realistisch modelliert werden. Die Abmessungen und die Geometrie der Kühlarchitektur haben einen entscheidenden Einfluss auf das thermische Verhalten des Gesamtsystems. Fällt die Kühlung aus, wirkt das im System verbleibende Kühlfluid wie eine thermische Kapazität. Die Masse des Mediums (Luft oder Wasser) hat demnach einen entscheidenden Einfluss auf die Größe der thermischen Kapazität.

Um thermische Untersuchungen zu ermöglichen, wurde daher zunächst die Geometrie des Kühlsystems festgelegt (siehe Abbildung 5-12 links). In diesem geometrischen Modell stehen die Rundzellen senkrecht und das Kühlmedium wird durch einen Kühlkanal (blau) geleitet. Das Modell entspricht der sog. aktiven Seitenkühlung, wobei die Zellen und der Kühlkanal thermisch kontaktiert sein müssen. In Abbildung 5-12 rechts wurde diese Kühlgeometrie für die analytische Vorauslegung vereinfacht. Die Zellen sind nicht mehr versetzt angeordnet, sodass die Kühlkanäle gerade verlaufen. Zwischen jedem Strang paralleler Zellen befindet sich ein Kühlkanal. Es wird angenommen, dass der Zwischenraum aus einem gut wärmeleitenden Material besteht.

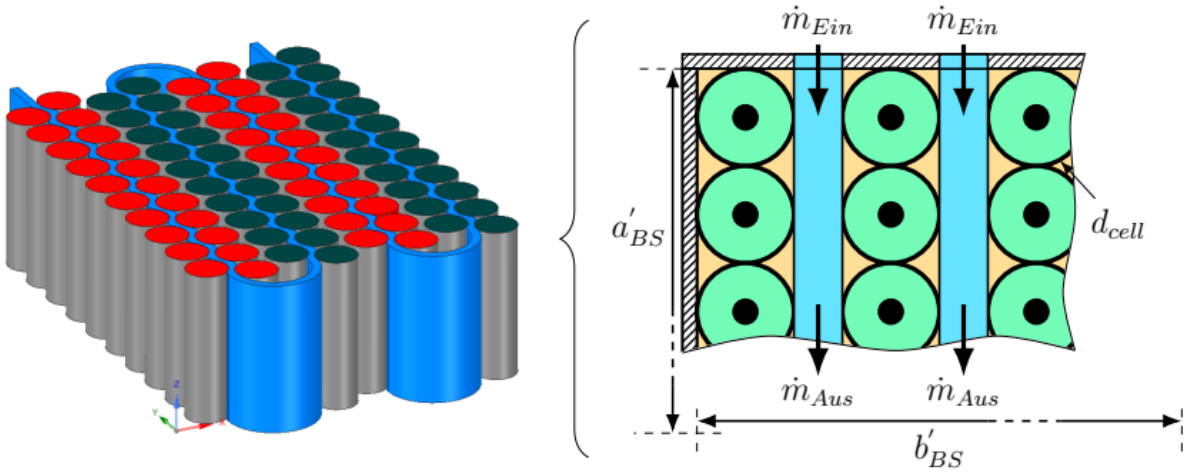

Abbildung 5-12: Modell der Batteriekühlung (Bild links: [20])

Um im Rahmen des Projekts unterschiedliche Kühlgeometrien zu untersuchen, wurde die Breite des Kühlkanals als Variationsparameter festgelegt. Die Höhe des Kühlkanals war aufgrund der bekannten Höhe der Batteriezellen als fix angenommen. Basierend auf dieser Annahme wurden unterschiedliche Geometrien für die Kühlung und damit für das Batteriesystem berechnet. Für nähere Details zur Berechnung diese Geometrien sei auf [13] verwiesen.

Die Ergebnisse der unterschiedlichen Kühlgeometrien sind in Tabelle 5-29 dargestellt. Hierbei ergaben sich sowohl für das Kühlsystem als auch für das Batteriesystem mit Kühlung unterschiedliche Geometrien. Je breiter der Kühlkanal, desto weniger Kühlkanäle wurden benötigt, aber desto länger und flächenmäßig größer wurde auch das Batteriesystem. Die Anzahl paralleler und serieller Zellen beziehen sich hierbei auf die Anzahl der Kühlkanäle. Die elektrische Verschaltung ist davon nicht betroffen. Jedoch muss die Anzahl der verwendeten Zellen mindestens so groß sein, um die elektrische Leistungs- und Energieversorgung sicherzustellen.

Tabelle 5-29: Geometrie der Batteriekühlung. Für das rein batterie-elektrische System wurden unterschiedliche Kühlkanalbreiten untersucht. Für das hybrid-elektrische System wurde eine Kühlkanalbreite von 4mm festgelegt.

	Batterieelektrisch				**Hybrid-elektrisch**
w_{BS} [mm]	3	4	5	6	4
a_{BS}' [m]	3,654	3,816	3,978	4,176	0,936
b_{BS}' [m]	1,488	1,492	1,490	1,482	1,492
h_{BS} [mm]	65	65	65	65	65
n_{BS}	70	67	64	61	67

$n_{p,k}$	71	68	65	62	68
$n_{s,k}$	203	212	221	232	52
A_{BS} [m²]	5,437	5,694	5,927	6,189	1,397
$A_{K,BS}$ [cm²]	1,95	2,60	3,25	3,90	2,60
$V_{K,BS}$ [l]	0,713	0,992	1,293	1,629	0,243
$V_{KSys,BS}$ [l]	49,877	66,475	82,742	99,347	16,305

w_{BS}: Breite Kühlkanal, a_{BS}': tatsächliche Länge des Batteriesystems (BS), b_{BS}': tatsächliche Breite des Batteriesystems (BS), h_{BS}: Höhe des BS, A_{BS}: Gesamtfläche des BS, $A_{K,BS}$: Querschnittsfläche Kühlkanal, $V_{K,BS}$: Volumen Kühlkanal, $V_{KSys,BS}$: Gesamtvolumen Kühlsystem

5.2.3. Brennstoffzellensystem

5.2.3.1. Auslegung des Brennstoffzellenstacks

Im Folgenden wird der Auslegungsprozess für das Antriebsstrangkonzept mit einem Brennstoffzellensystem beschrieben. Ausgangspunkt der Untersuchung ist erneut das Leistungsprofil in Abbildung 2-2 und die Systemspannung von 600V.
Um sinnvolle Parameter für die Systemauslegung zu wählen, wurden in einer vorgelagerten Sensitivitätsstudie [13] der Einfluss der Parameter Druck von Wasserstoff und Sauerstoff, die Stack-Temperatur, die aktive Fläche der Brennstoffzelle, die Dicke der Membran und der Membranparameter λ_M untersucht. Eine genauere Beschreibung des Modells findet sich in Abschnitt 6.1.3.1. Letztlich führte diese Voruntersuchung zur der Wahl der in Tabelle 5-30 gelisteten Parameter des Brennstoffzellenmodells. Es ist anzumerken, dass die Temperatur eine Zustandsgröße ist. Da für die Auslegung eine Temperatur angenommen werden muss, wird im Folgenden eine Betriebstemperatur von 80°C angenommen. Damit hängt die Leistung der Brennstoffzelle nur noch von der aktiven Fläche und der Anzahl an Zellen ab. Diese beiden Parameter werden im Folgenden so eingestellt, dass die Missionsanforderungen erfüllt werden können.

Tabelle 5-30: Referenzparameter des Brennstoffzellenmodells

B	i_{max}	l_M	$p_{H2} = p_{O2}$	T	λ_M
0,016	1,5 A/cm²	150 µm	2,5 bar	80°C	16,5

Aus dem Leistungsprofil ergibt sich eine maximal benötigte Leistung von 199,7 kW. Teilt man die maximale Leistung durch die Systemspannung, erhält man den maximalen Strom von 332,8 A. Aus der maximalen Leistung und dem maximalen Strom ergibt sich der Auslegungspunkt.
Da der Zusammenhang von aktiver Fläche, Anzahl der Zellen und dem Gewicht durch ein Optimierungsproblem beschrieben werden kann, führt die Lösung des Problems auf ein minimales Gewicht des Brennstoffzellensystems. Allerdings besitzt dieses System keine Sicherheitsreserve um eine eventuelle Mehr-Leistung bereitzustellen. Für eine Leistungsreserve von mindestens 10 %

wurde das prinzipielle Vorgehen umgesetzt, das im Flussdiagramm in Abbildung 5-13 zu sehen ist. Das Ergebnis zeigt die Leistungskurve in Abbildung 5-14 rechts im Vergleich zum Benchmark ohne Reserve. Die berechneten Parameter sind in Tabelle 5-31 gelistet.
Gleichermaßen wurde so auch die Auslegung des Brennstoffzellensystems für die hybrid-elektrische Energieversorgung durchgeführt. Allerdings war hier der Auslegungspunkt geringer, da eine kontinuierliche Leistung im Reiseflug bereitgestellt werden sollte. Die berechneten Parameter der Brennstoffzelle für das hybrid-elektrische System sind ebenfalls in Tabelle 5-31 gelistet.

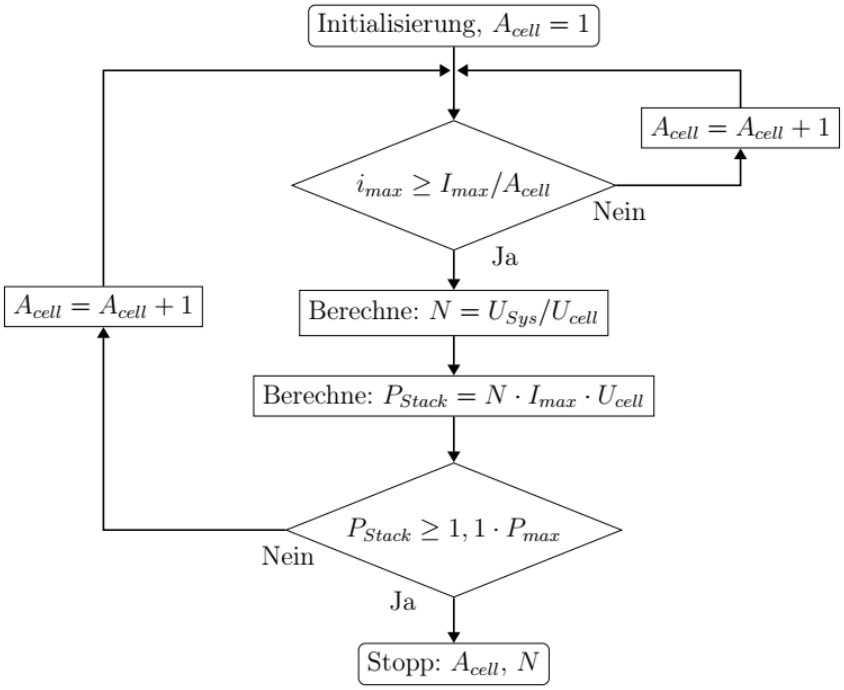

Abbildung 5-13: Brennstoffzellenauslegung mit Leistungsreserve

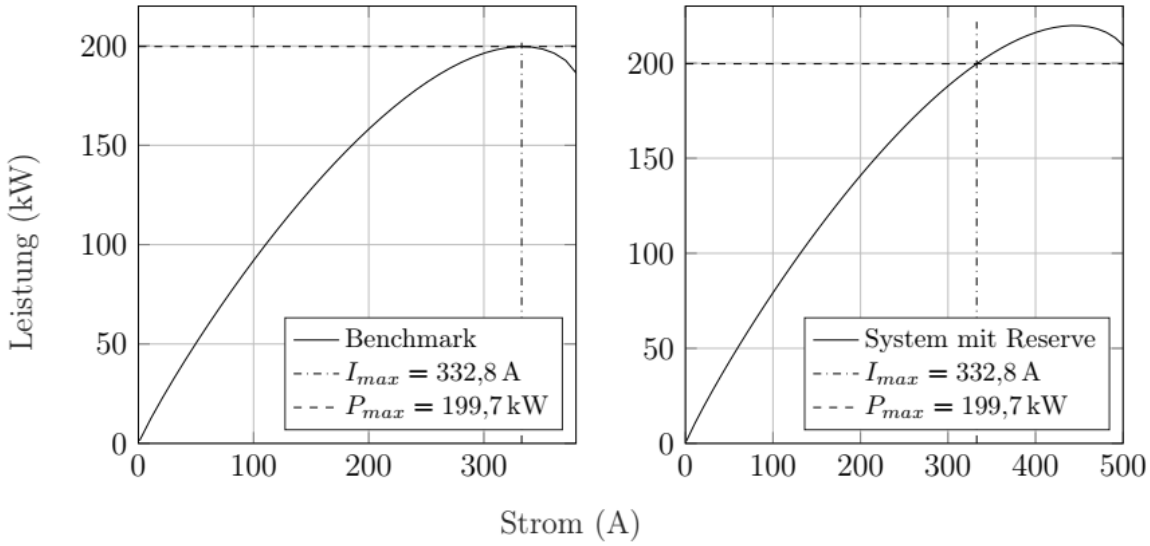

Abbildung 5-14: Leistungskurve für das optimierte und für das Brennstoffzellensystem mit Reserve

Tabelle 5-31: Kenngrößen für das optimierte und für das Brennstoffzellensystem mit Reserve

		A_{cell}	N	W_{FS}
Brennstoffzelle	Benchmark	260 cm²	1234	287,8 kg
	System	346 cm²	1019	316,3 kg
Hybrid-elektrisch	Benchmark	127 cm²	1238	141,1 kg
	System	169 cm²	1019	154,5 kg

5.2.3.2. Auslegung der Stack-Kühlung

Für das Brennstoffzellensystem musste die Geometrie der Kühlung definiert werden, die in die Bipolarplatten integriert ist. Abbildung 5-15 zeigt den schematischen Aufbau einer Bipolarplatte aus einem Brennstoffzellenstack. Neben der Versorgung von Wasserstoff und Sauerstoff, erkennt man die Kühlkanäle, die vertikal durch die Bipolarplatte verlaufen. Basierend auf der vorangegangen Systemauslegung wird die Geometrie der Kühlstruktur ausgelegt.

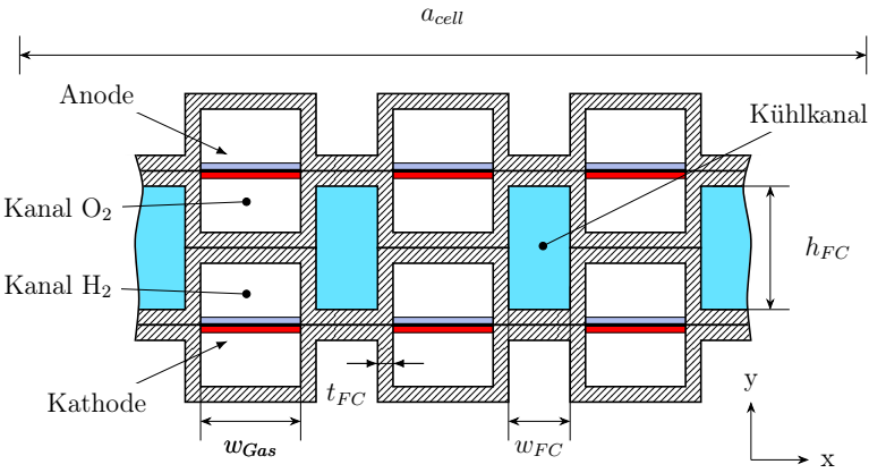

Abbildung 5-15: Kühlgeometrie der Brennstoffzelle nach [21]

Um im Rahmen des Projekts unterschiedliche Kühlgeometrien zu untersuchen, wurde die Breite und Höhe des Kühlkanals als Variationsparameter festgelegt. Größen hierfür wurden aus der Literatur entnommen [21]. Die Breite der Gaskanäle (w_{Gas}=1mm) und der Wandstärke (t_{FC}=0,5mm) wurden als fest angenommen. Basierend auf diesen Annahmen wurden unterschiedliche Geometrien für die Kühlung berechnet. Für nähere Details zur Berechnung dieser Geometrien sei auf [13] verwiesen. Das Ergebnis der unterschiedlichen Kühlgeometrien sind in Tabelle 5-32 aufgeführt.

Tabelle 5-32: Geometrie der Brennstoffzellenkühlung

	Brennstoffzelle				**Hybrid-elektrisch**
	Geometrie 1	Geometrie 2	Geometrie 3	Geometrie 4	Geometrie 2

a_{cell} [cm]	18,6	18,6	18,6	18,6	13
n_{FC}	43	24	18	31	30
h_{FC} [mm]	1	0,816	0,814	0,421	1
w_{FC} [mm]	2,3	5,6	8	4	2,3
$A_{K,FC}$ [mm²]	2,300	4,570	6,512	1,684	2,300
$V_{K,FC}$ [ml]	0,428	0,850	1,211	0,313	0,299
$V_{KBi,FC}$ [ml]	18,397	20,400	21,803	9,711	8,970
$V_{KSys,FC}$ [l]	18,764	20,808	22,240	9,905	9,149

a_{Cell}: Breite der aktiven Fläche, n_{FC}: Anzahl der Kühlkanäle, h_{FC}, w_{FC}: Höhe und Breite des Kühlkanals, $A_{K,FC}$, $V_{K,FC}$: Querschnitt und Volumen eines Kühlkanals, $V_{KBi,FC}$: Kühlvolumen in einer Bipolarplatte, $V_{KSys,FC}$: Kühlvolumen im gesamten Brennstoffzellenstack

5.2.4. Wärmeübertrager

Ein Wärmeübertrager ist eine Komponente, die Wärme zwischen zwei oder mehr Medien mit unterschiedlichen Temperaturniveaus austauschen soll. Meistens sind die Fluide dabei durch eine feste Wand getrennt. Die Ausdehnung der Wand ist die Wärmeaustauschfläche. Bezogen auf die Stromführung unterscheidet man zwischen Gleichstrom-, Gegenstrom- und Kreuzstromwärmeübertragern. Soll von einem flüssigen Medium Wärme an ein gasförmiges Medium übertragen werden, werden meist Lamellenrohrbündel- oder Flachrohrwärmeübertrager verwendet. Beide gehören zu den Kompaktwärmeübertragern. Im Rahmen des Projektes wurden Kompaktwärmeübertrager für die thermischen Untersuchungen ausgelegt und verwendet.

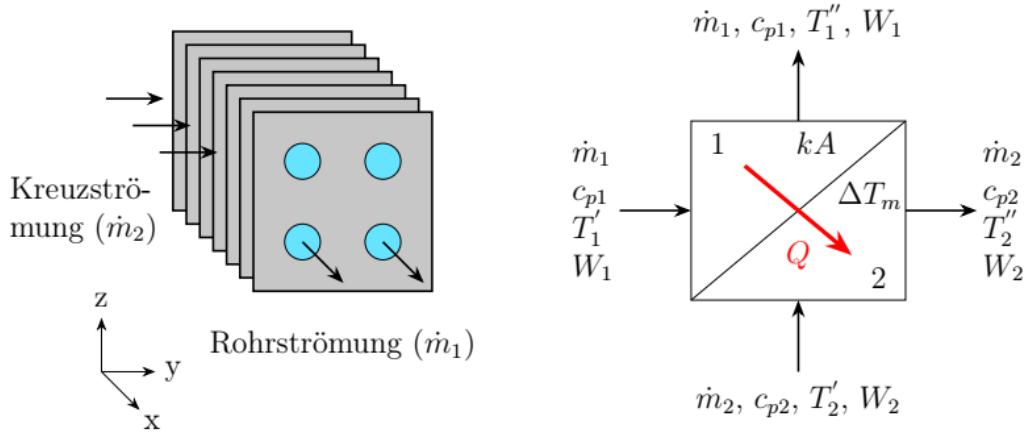

Abbildung 5-16: Kreuzstromwärmeübertrager (links), schematischer Aufbau eines Wärmeübertragers (rechts)

5.2.4.1. Allgemeine Berechnung von Wärmeübertragern

Allgemein überträgt ein Wärmeübertrager den Wärmestrom Q von dem heißen Fluid (Index 1, Massenstrom $\dot{m}_1$) auf das kalte Fluid (Index 2, Massenstrom $\dot{m}_2$). Die thermodynamischen Größen am Eintritt werden mit einem Strich, die Größen am Austritt mit zwei Strichen,

gekennzeichnet. Das allgemeine Schema ist in Abbildung 5-16 rechts zu sehen. Die ausgetauschte Wärmemenge kann mit Hilfe des 1. Hauptsatzes der Thermodynamik ausgedrückt werden. Durchläuft des Fluid keinen Phasenwechsel, kann die Wärmemenge mit der isobaren Wärmekapazität c_p wie folgt ausgedrückt werden:

$$Q=\dot{m}_1 \cdot c_{p1} \cdot \left(T_1^{'}-T_1^{''}\right)=\dot{m}_2 \cdot c_{p2} \cdot \left(T_2^{''}-T_2^{'}\right) \tag{38}$$

Das Produkt aus Massenstrom und Wärmekapazität ist der Wärmekapazitätsstrom W. Damit lässt sich Gleichung (38) zu Gleichung (39) umschreiben-

$$Q=W_1 \cdot \left(T_1^{'}-T_1^{''}\right)=W_2 \cdot \left(T_2^{''}-T_2^{'}\right) \tag{39}$$

Der Wärmestrom Q wird über die Wärmeaustauschfläche $A_{WÜ}$ übertragen, die den konstanten Wärmeübertragungskoeffizient k besitzt. Das Produkt kA ist die Wärmeübertragungsfähigkeit, die charakteristisch für bestimmte Wärmeübertrager ist. Über die Fläche wirkt die mittlere logarithmische Temperaturdifferent ΔT_m, so dass der Wärmestrom mit Gleichung (40) ausgedrückt werden kann.

$$Q=kA \cdot \Delta T_m \tag{40}$$

Die Gleichungen (38) bis (40) enthalten fünf dimensionsbehaftete physikalische Größen, die sich auf drei dimensionslose Kenngrößen reduzieren lassen:

1. Die dimensionslose Temperaturänderung ε_1

$$\epsilon_1=\frac{Q}{W_1 \cdot \left(T_1^{'}-T_2^{'}\right)}=\frac{T_1^{'}-T_1^{''}}{T_1^{'}-T_2^{'}} \quad \text{für} \quad 0 \leq \varepsilon \leq 1 \tag{41}$$

2. Die dimensionslose Übertragungsfähigkeit (Number of Transfer Units, NTU)

$$N_1=\frac{kA}{W_1} \quad \text{für} \quad 0 \leq N \leq \infty \tag{42}$$

3. Das Verhältnis der Wärmekapazitätsströme

$$C_1=\frac{W_1}{W_2} \quad \text{für} \quad 0 \leq C \leq \infty \tag{43}$$

Zwischen den drei Größen besteht der Zusammenhang $F(\varepsilon_1; N_1; C_1)=0$, der als Betriebscharakteristik des Wärmeübertragers bezeichnet wird. Verschiedene Wärmeübertrager weisen dabei unterschiedliche Betriebscharakteristika auf.

5.2.4.2. Auslegung der Wärmeübertrager für die Kühlsysteme

Für die Auslegung des Wärmeübertragers musste die Wärmeleistung bekannt sein. Da sich das Lufttaxi den Großteil der Mission im Reiseflug befindet, ist die Wärmeentwicklung im Reiseflug der Auslegungspunkt. Beim batterieelektrischen System betrug die durchschnittliche Wärme z.B. etwa 2,8 kW. Im inneren Kreislauf sollte Wasser zirkulieren, das die Wärme an Luft überträgt. Neben der Wärme wurde die Eintrittstemperatur in den Wärmetauscher (Austrittstemperatur des Wassers aus dem Batteriesystem) T_1', die Austrittstemperatur aus dem Wärmetauscher (Eintrittstemperatur des Wassers in das Batteriesystem) T_1''und die Umgebungstemperatur der Luft T_2' festgelegt. Die Wärmeübertragungsfähigkeit kA wurde mit 750 W/K angenommen. Unter Zuhilfenahme der in Abschnitt 5.2.4.1 beschriebenen Gleichungen wurde letztlich der Wärmeübertrager für das batterieeelektrische System und die anderen Systeme berechnet (vgl. [MA Rosenberg]). Das Ergebnis ist in Tabelle 5-33 gelistet.

Tabelle 5-33: Parameter der verschiedenen Wärmetauscher für die verschiedenen Energieversorgungssysteme

	kA	**Q**	**T_2''**	**V_1**	**V_2**
Batterieelektrisch	750 W/K	2812 W	28,03°C	4,06 l/min	0,293 m^3/s
Brennstoffzelle	2500 W/K	112,1 kW	47,32°C	162 l/min	3,43 m^3/s
Hybrid (Batterie)	183,1 W/K	686,5 W	28,03°C	0,99 l/min	0,071 m^3/s
Hybrid (Brennstoffzelle)	2259 W/K	101,3 kW	47,32°C	150 l/min	3,10 m^3/s

6. Simulation des Antriebsstrangs

6.1. Entwicklung der Simulationsmodelle

6.1.1. Motor, Getriebe, Leistungselektronik

Um die Berechnungen aus der Auslegung in Kapitel 5 zu überprüfen, wurde mit der Modellierungssprache Modelica in der Simulationsumgebung Dymola ein Simulationsmodell des Antriebsstrangs erstellt. Dieses Simulationsmodell soll den Antrieb eines direkt angetriebenen, drehzahlgesteuerten Hauptrotors mit den Komponenten Rotor, Motor und Leistungselektronik nachbilden und so Daten wie beispielsweise zu den im Motor auftretenden Strömen, den umgesetzten Drehmomenten und Leistungen, aber auch zur Rotordrehzahl und der benötigten Energiemenge liefern. Dabei sollen die Komponenten über einen gesamten Flugmissionsverlauf simuliert werden. Zur Umsetzung dieser Simulation wurden entsprechende Modelle für die Komponenten erstellt und diese in einen Regelkreis mit der gewünschten Drehzahlregelung integriert. Die grunsätzliche Regelung eines Motors erfolgt wie in Abbildung 6-1 dargestellt. Da die Lage der Rotoren in dieser Auslegungsphase nicht relevant ist, wurde auf einen Lageregler verzichtet.

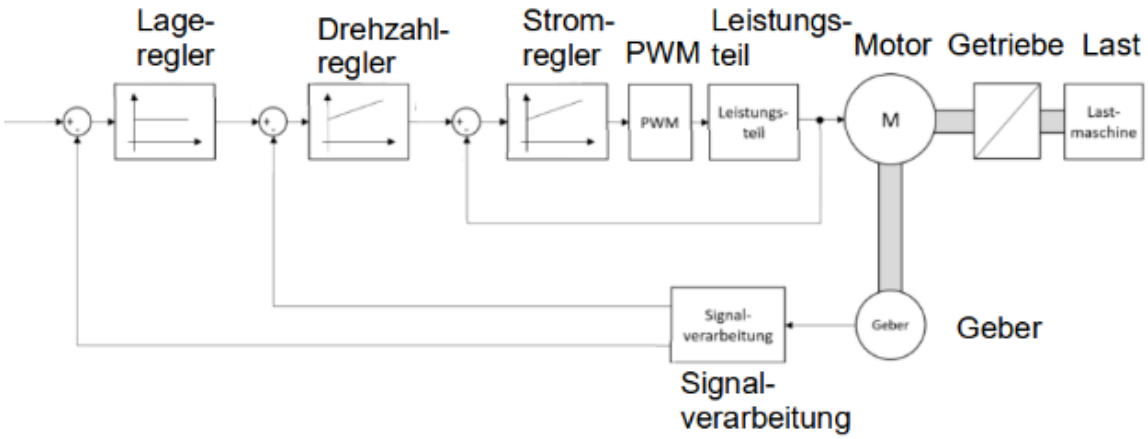

Abbildung 6-1: Regelkreis Motorsteuerung [38]

Das erstellte Simulationsmodell in Modelica ist also wie in Abbildung 6-2 dargestellt aufgebaut. Die drei Komponenten Leistungselektronik, Motoren und Rotor sowie die für den Regelkreis erforderlichen Signalblöcke sind deutlich zu erkennen. Der Drehzahlregler, Stromregler und die Pulsweitenmodulation sind dahingegen im Block der Leistungselektronik enthalten. Nachfolgend werden die einzelnen modellierten Blöcke im Detail besprochen.

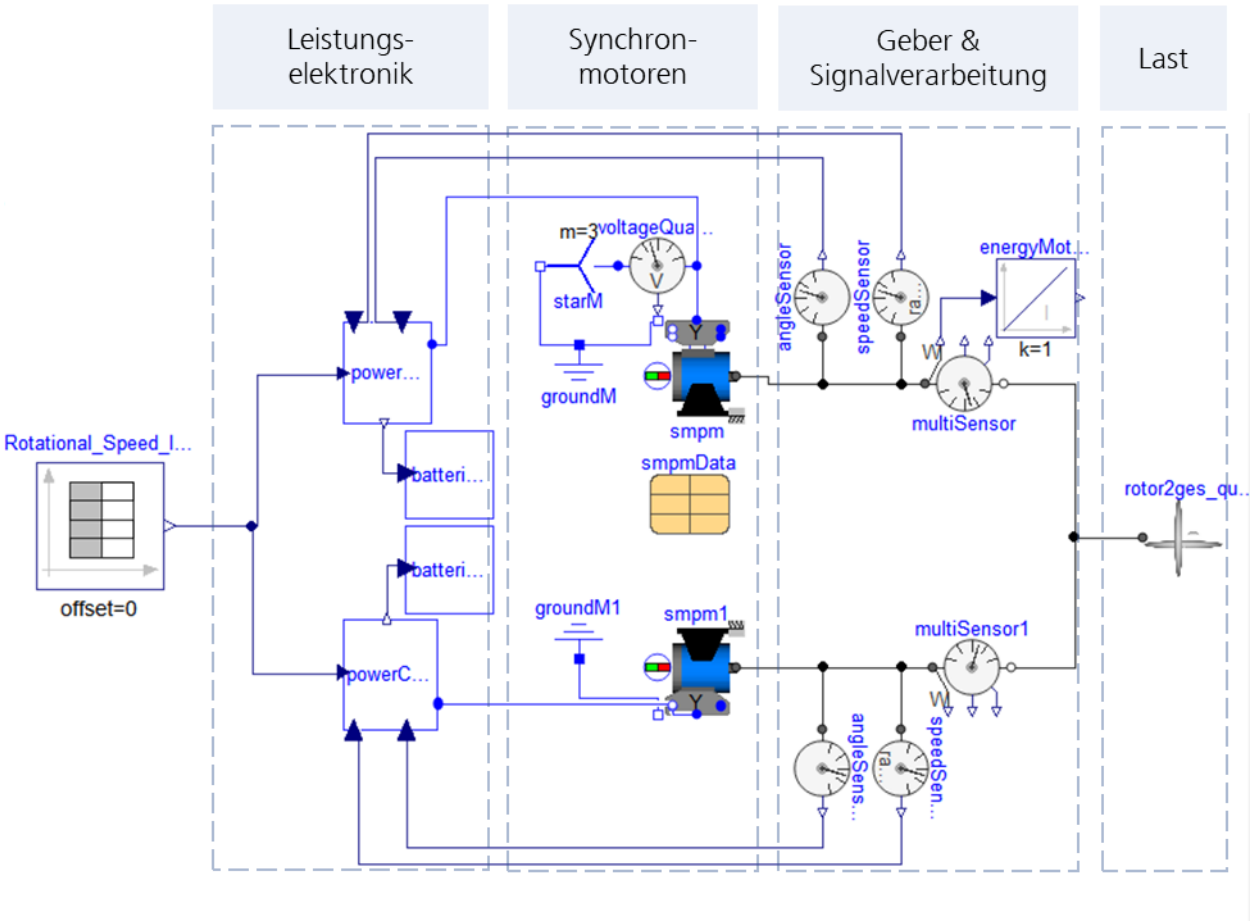

Abbildung 6-2: Gesamtmodell

Leistungselektronik

Das Modell der Leistungselektronik enthält die für den Regelkreis erforderlichen Drehzahlregler, den Stromregler und den Leistungsteil, um aus der Drehzahlvorgabe eine entsprechende Wechselspannung für den Synchronmotor zu erzeugen.

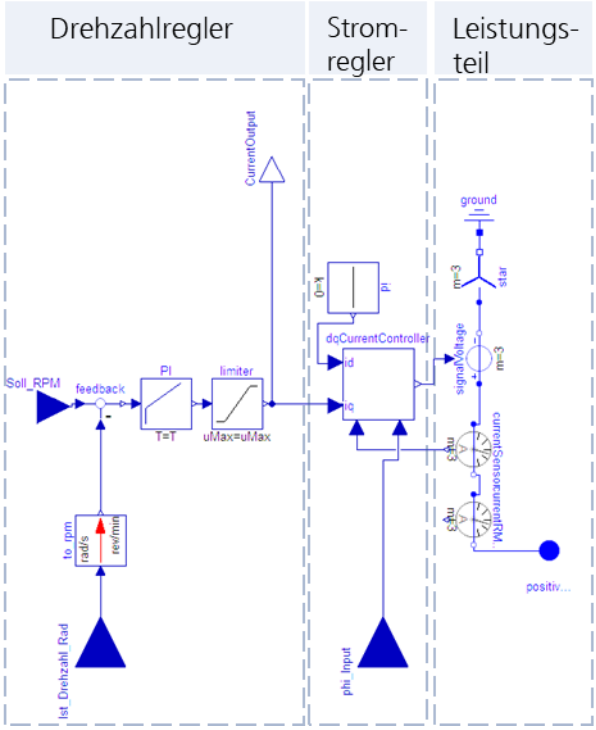

Abbildung 6-3: Leistungselektronik mit idealisierter Wechselspannungsquelle

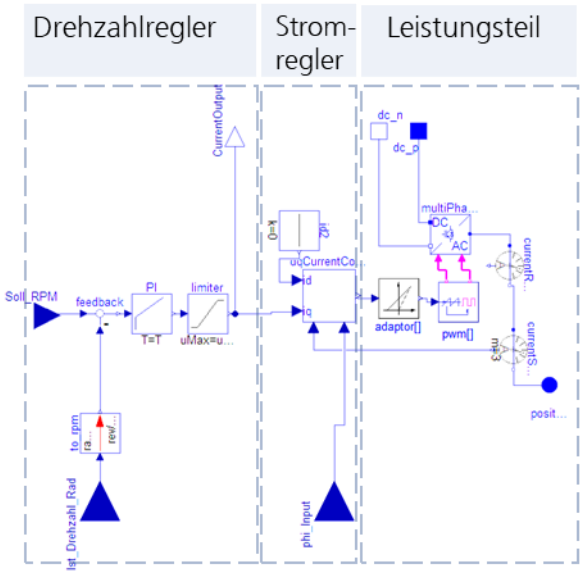

Abbildung 6-4: Leistungselektronik bei Verwendung einer Batterie als Spannungsquelle

Der Drehzahlregler bestimmt aus der vorgegebenen Solldrehzahl einen Sollstromwert, um die gewünschte Drehzahl zu erreichen. Die Solldrehzahl wird aus der im Gesamtmodell hinterlegten Tabelle „Rotational_Speed“, die die Solldrehzahlen für die gesamte Flugmission enthalten, an den Drehzahlregler übergeben. Dieser Sollwert wird anschließend mit der aktuellen Drehzahl verglichen und die Differenz an einen PI-Regler weitergegeben, um einen Sollstromwert zu bestimmen. Um zu verhindern, dass Schäden im Motor auftreten, muss der ermittelte Sollstromwert noch mit Hilfe eines Begrenzers auf den maximal zugelassenen Motorstrom begrenzt werden.

Beim PI-Regler sind das I- und P-Glied parallel zueinander geschaltet. Das P-Glied sorgt für eine sofortige Reaktion auf Sollwertänderungen und das I-Glied gleicht stationäre Störgrößen (typischerweise: das Lastmoment) aus. Die Parameter des PI-Reglers, der Verstärkungsfaktor k und die Zeitkonstante T, wurden so gewählt, dass eine schnelle Reaktion des Rotors auf geringfügige Drehzahländerungen (ca. 10 U/min) realisierbar ist. Dabei liegt die Annahme zugrunde, dass größere Drehzahländerungen, wie sie beim Übergang zwischen den einzelnen Flugphasen auftreten, meist nicht sprungförmig eingeleitet werden, sondern rampenförmig innerhalb mehrerer Sekunden, sodass hier keine sofortige Sprungantwort erforderlich ist. Dahingegen wird im Sinne der guten Steuerbarkeit ein schnelles Reagieren auf Manöver bzw. Fluglageänderungen erwartet. Dabei wird davon ausgegangen, dass Drehzahländerungen im Bereich von 10 U/min[17] ausreichen können, um Fluglageänderungen zu realisieren. Um nun zu erzielen, dass eine Drehzahländerung

[17] Diese Zahl bedarf der Validierung seitens FT-HUB.

von 10 U/min nahezu sofort umgesetzt wird, gilt folgendes bei der Wahl der Reglerparameter zu berücksichtigen. Die schnellste Umsetzung wird erreicht, wenn der Motor mit dem für den EMRAX 348 angegebenen maximalen Motorstrom von 280 A beaufschlagt wird, da in diesem Fall auch das höchste Drehmoment erreicht wird und damit die schnellste Drehzahlanpassung möglich ist. Demzufolge muss bei einer Drehzahländerung von 10 U/min der Verstärkungsfaktor mindestens $k=\frac{280}{10}=28$ groß sein, um den Maximalstrom von 280 A zumindest kurzzeitig zu erreichen. Um den Maximalstrom nun aber auch während der Drehzahlanpassung länger auf 280 A zu halten, muss der Faktor weiter erhöht werden. Damit mindestens 90% der Drehzahländerung schnellstmöglich umgesetzt werden, sollte der Verstärkungsfaktor bis zu einer Drehzahldifferenz von (10 U/min - 90%*10 U/min = 10-9 =1 U/min) auf dem Maximalstrom laufen. Dazu ist ein Verstärkungsfaktor von $k=\frac{280\ A}{1\ RPM}=280$ erforderlich.
Somit wird k auf 280 festgelegt.[18] Des Weiteren soll der Regler so ausgelegt sein, dass kein Überschwingen der Solldrehzahlen erfolgt. So zeigte sich bei einem Verstärkungsfaktor von 280 und einer Zeitkonstante von 4 das gewünschte Verhalten.

Tabelle 6-1: Reglerparameter für den PI-Regler des Drehzahlreglers

Reglerparameter	**Wert**
k	10
T	4

[18] Diese Festlegung zeigt, dass in der Praxis die Reglerauslegung direkt beeinflusst wird vom eingesetzten Motor, dessen maximalen Motorstrom und der gewünschten Rotorreaktion für vorgegebene Drehzahldifferenzen

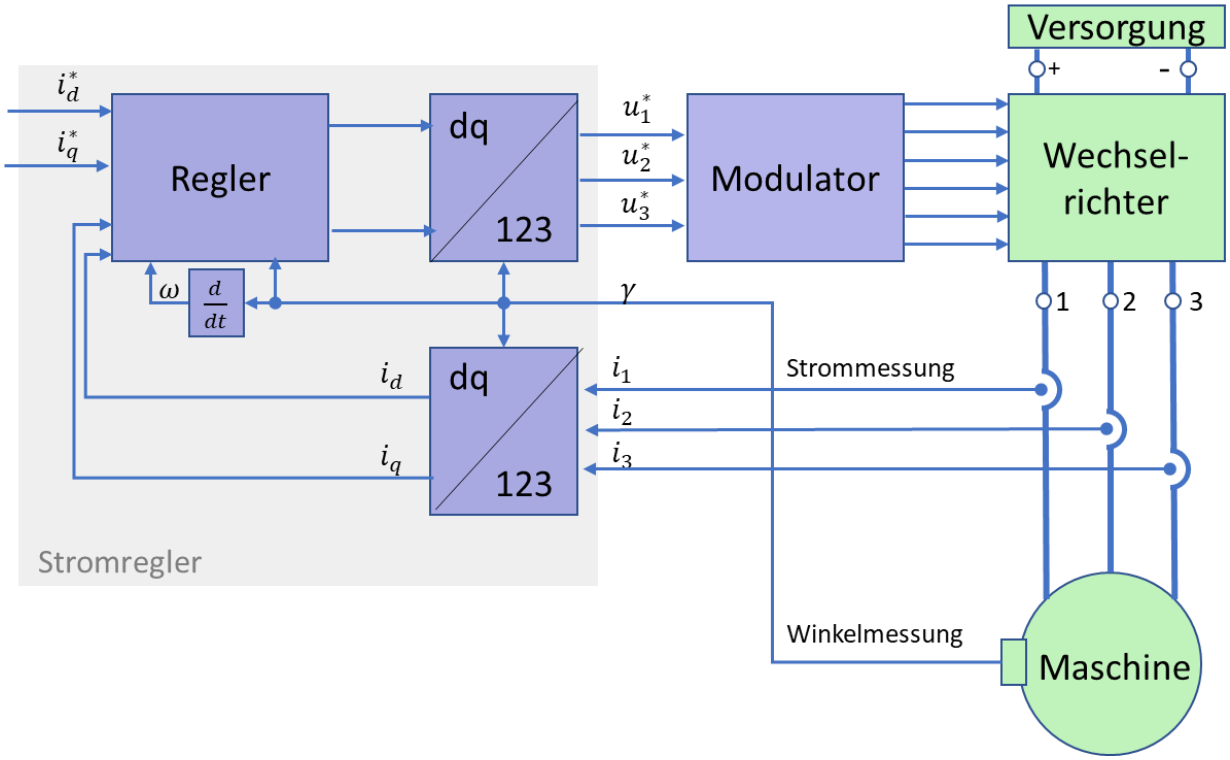

Abbildung 6-5: Grundprinzip Aufbau Stromregler [39]

Der dem Drehzahlregler anschließenden Stromregler erzeugt aus dem ermittelten Sollstromwert des Drehzahlreglers nun Spannungsstellgrößen für jeden der drei Motorstränge (siehe Abbildung 6-5). Dazu wird die ermittelte Höhe des Sollstromes aus dem Drehzahlregler dem rotorfesten d/q Koordinatensystem übergeben, mit Hilfe des tatsächlichen Stromes und dem Rotorwinkel (gemessen über Drehgeber) die erforderlichen d- und q-Spannungen bestimmt und anschließend drei um 120° versetzte ideale Wechselstrangspannungen erzeugt [32]. Da beim permanenterregten Synchronmotor das Motordrehmoment ausschließlich über den i_q Strom (momentbildener Strom) erzeugt wird, kann der Sollstromwert des Drehzahlreglers komplett dem i_q Anteil des Stromreglers übergeben werden und der i_d Anteil wird auf Null gesetzt [40].

Der Leistungsteil erzeugt anschließend ein in Spannung und Frequenz veränderliches dreiphasiges Netz, an das der Synchronmotor angeschlossen werden kann. Der Leistungsteil wurde im Rahmen der Simulation auf zwei Arten modelliert. In Abbildung 6-4 ist der Leistungsteil so modelliert, dass eine Batterie als Spannungsquelle verwendet werden kann. In Abbildung 6-3 dahingegen wurde der Leistungsteil vereinfacht und als Spannungsquelle eine idealisierte Wechselspannung verwendet. Auf diese Weise konnte eine deutliche Erhöhung der Simulationsgeschwindigkeit bei nahezu gleicher Simulationsgüte erzielt werden.

Bei der realistischen Modellierung, in der die Batterie als Spannungsquelle an den Antrieb angeschlossen ist, werden die drei ausgegebenen Spannungsstellgrößen von einer

Pulsweitenmodulation abgegriffen, die daraus für jeden Strang die Schaltbefehle für den Wechselrichter erzeugt.[19] Gemäß [40] liegen die Schaltfrequenzen der Pulsweitenmodulation üblicherweise bei 60ms bis 200ms (das entspräche einer Frequenz von 5000 Hz bis 16.667 Hz). Mit Hilfe dieser Schaltbefehle erzeugt der Wechselrichter aus der von der Gleichstromquelle bereitgestellten Gleichspannung das gewünschte Drehstromnetz. Zu beachten gilt hierbei, dass der Betrag der Wechselspannung maximal so hoch sein kann, wie die bereitgestellte Gleichspannung [40].
Die Problematik bei der Verwendung einer Batterie als Energiespeicher ist nun, dass sich mit zunehmender Belastung und sinkendem Ladezustand die Spannung reduziert. Dementsprechend ist es empfehlenswert hinter die Batterie einen DC-DC-Wandler einzufügen, der so eine konstante Spannung für den Wechselrichter bereitstellt [32]. Bei der Wahl der optimalen Spannungshöhe ist zu beachten, dass die optimale Zwischenkreisspannung mit steigender Drehzahl an steigt, wohingegen bei niedrigen Drehzahlen eine geringere Gleichspannung günstig ist. Dies ist auf die spannungsabhängigen Schaltverluste der beteiligten Stromrichter zurückzuführen.[32]

Motor

Um eine korrekte Modellierung des ausgewählten EMRAX 348 Motors zu erhalten, ist es notwendig das in Modelica hinterlegte Standardmodell eines Synchronmotors korrekt zu parametrisieren. Die für die Parametrisierung gewählten Werte sind in Tabelle 6-2 aufgelistet.
Die hier erforderliche Bestimmung der nominalen Frequenz bzw. Nennfrequenz ergibt sich aus dem mit Formel (44) gezeigten Zusammenhang.

$$f_{nom}=\frac{n_{nenn}\cdot p}{60}=\frac{554\ \text{U/min}\cdot 10}{60}=92.33\ \text{Hz} \tag{44}$$

Die Nennfrequenz ergibt sich unter Verwendung der Nenndrehzahl n und der Anzahl an Polpaaren p. Die Nenndrehzahl soll hier bei der Drehzahl des vertikalen Steigfluges mit n=554 U/min sein. So ergibt sich als Nennfrequenz 92,33 Hz.
Das Feld „VsOpenCircuit“ wird mit dem Wert für die Strangspannung bei Nenndrehzahl befüllt. Da vom Hersteller die drehzahlabhängige Spannung in Höhe von 0.2320 Vrms/U/min zwischen zwei Phasen vorliegt, kann die Strangspannung wie folgt bestimmt werden. Um von der Spannung zwischen zwei Phasen auf die Strangspannung zu schließen wird durch $\sqrt{3}$ geteilt.

$$u_{AC}=\frac{u_{1\text{-}2}\cdot n_{nenn}}{\sqrt{3}}=\frac{0.2320\,\frac{\text{Vrms}}{\text{U/min}}\cdot 554\ \text{U/min}}{\sqrt{3}}=74.2\text{V} \tag{45}$$

Der Statorwiderstand R_s pro Phase bei der Betriebstemperatur T_{ref} ergibt sich aus den Herstellerangaben zu 30 mOhm bei 25°C.

[19] Wichtig hierbei zu beachten, dass die Regelung nicht häufiger erfolgen sollte, als der Umrichter schaltet. Die Abtastperiode sollte also auf den Regelungstakt abgestimmt sein [32].

Dabei wird angenommen, dass der Temperaturkoeffizient des Statorwiderstandes unabhängig von der Temperatur ist, sodass der Parameter alpha20s mit 0 angesetzt werden kann.
Die Stator-Null-Sequenz-Induktivität wird als äquivalent zur Streuinduktivität angenommen.[20] Hier wird mangels bekannter Werte der von Modelica voreingestellte Zusammenhang $\frac{0.1}{(2 \cdot pi \cdot f_{nom})}$ =172.4 µH verwendet.

Darüber hinaus können auch noch Werte zu einem „Damper cage" angegeben werden. Auf die Angabe dieser Option und Werte wurde hier jedoch verzichtet. Ebenso können weitere Angaben zu im Motor auftretenden Verlusten angegeben werden (z.B. Parameter zu Reibungsverlusten, zu Stator „Core" Verlusten, „Stray load losses" sowie Magnetfeldschwächungen). Mangels vorliegender Daten wurde auch auf die Angabe dieser Daten verzichtet.

Tabelle 6-2: Parametrisierung der Motorkomponente

Parameter	Formelzeichen	Wert	Quelle
Anzahl Polpaare	P	10	[Emrax 348]
Nennfrequenz	f_{nom}	92.33 Hz	Berechnet
Rotorträgheit	J_R	0.3654 kgm^2	[EMRAX 348]
Statorträgheit	J_S	$=J_R$	Annahme
VSOpenCircuit	u_{AC}	74.2 V	Berechnet
Rs (stator resistance per phase at TRef)	R_s	30 mΩ	[EMRAX 348]
TsRef	T_{sRef}	25 °C	[EMRAX 348]
Temperaturkoeffizient des Statorwiderstands bei 20°C	$alpha_{20s}$	0 1/K	Annahme
Stator Null-Sequenz-Induktion	L_{szero}	L_{ssigma}	Annahme
Strang-Streuinduktivität	L_{ssigma}	172.4 µH	Annahme
Hauptfeldinduktivität (d-Achse)	L_{md}	418 µH	[EMRAX 348]
Hauptfeldinduktivität (q-Achse)	L_{mq}	452 µH	[EMRAX 348]

Rotor

Als letzte Komponente wird an die beiden Motoren ein Rotor angeschlossen. Dieser wird als Massenträgheit modelliert, das ein dem Antriebsmoment des Motors entgegegngerichtetes Lastmoment aufbringt. Dieses Lastmoment begründet sich aus dem Luftwiderstandsmoment des Rotors, das mit steigender Drehzahl ansteigt.

[20] Für weitere Infos wird auf [42] verwiesen.

Das erstellte Rotormodell ist in Abbildung 6-6 dargestellt. Dabei wird das Rotorträgheitsmoment basierend auf einer durchgeführten Regressionsanalyse ($I_{rotor} = 0{,}7738 r_{rotor}^{4{,}7486}$) mit 75 kg m^2 angenommen.
Das Widerstandsmoment des Rotors wird im Rahmen der Flugmission aus zwei Drehmomentanteilen zusammengesetzt. Grundsätzlich kann der Formel (62) aus Abschnitt 9.1 entnommen werden, dass das Widerstandsmoment quadratisch mit der Rotordrehzahl ansteigt. Daher soll das Drehmoment auch hier im Modell als quadratisch abhängig von der Drehzahl modelliert werden. Diesen Zweck übernimmt der Block des „quadraticSpeedDependentTorque", der bei einer Nominaldrehfrequenz von 58 rad/s (entspricht der Rotordrehzahl für den vertikalen Steigflug von 554 U/min) ein Widerstandsdrehmoment von -973 Nm erzeugt (vergleiche Tabelle 5-5). Um nun jedoch auch den vergleichsweise hohen erwarteten Widerstandsmomenten im Reiseflug trotz der im Vergleich zum vertikalen Steigflug nahezu halbierten Rotordrehzahl Rechnung zu tragen wird das quadratisch von der Rotordrehzahl abhängende Widerstandsmoment um ein konstantes Widerstandsmoment ergänzt, das aktiv wird, sobald eine Flugphase mit horizontaler Vorwärtsbewegung simuliert wird.

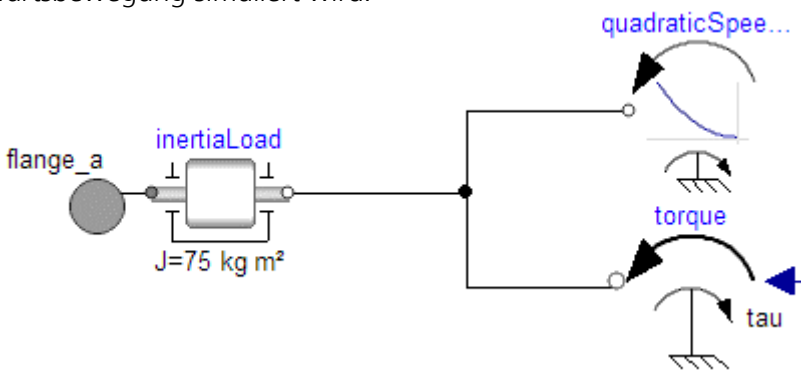

Abbildung 6-6: Rotormodell

6.1.2. Batteriezelle und Batteriepack

6.1.2.1. Elektrisches Modell

In der Literatur gibt es verschiedene Möglichkeiten für die Modellierung von Batterien. Im Projekt wurde ein sog. Thévenin-Batteriemodell zweiter Ordnung verwendet, da sowohl das elektrische als auch das thermische Verhalten im Zeitbereich untersucht werden sollte. Das Thévenin Modell besteht aus einer Spannungsquelle, einem in Serie geschalteten Widerstand und zwei parallelen RC-Gliedern. Eine genauere Modellbeschreibung ist in [13] zu finden.

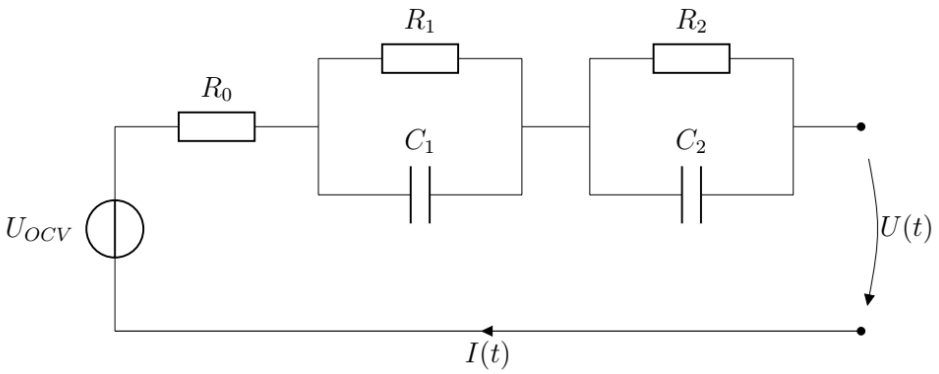

Abbildung 6-7: Thévenin Batteriemodell zweiter Ordnung

Die Güte des Modells wird stark von der Qualität dieser Parameter beeinflusst. Die Modellparameter der elektrischen Bauelemente sind dabei abhängig vom Ladezustand (State of Charge, SoC) und der Temperatur. Im Projekt wurde mithilfe experimenteller und frei zugänglicher Messdaten [22] eine Panasonic 18650PF Batteriezelle modelliert, kalibriert und somit das Thévenin-Modell dieser Zelle parametrisiert. Das Ergebnis für die verschiedenen Modellparameter sind in Abhängigkeit der Temperatur und des SoCs in Abbildung 6-8 dargestellt.

Der Ladezustand lässt sich über Gleichung (46) berechnen. Dabei kann über den bereitzustellenden Strom I(t), die Kapazität C sowie den Ladezustand zum Startzeitpunkt $SoC(t_0)$, der aktuelle Ladezustand als Eingangsgröße bestimmt werden. Die Temperatur wird über das thermische Modell ermittelt, welches im folgenden Abschnitt beschrieben wird.

$$SoC(t)=SoC(t_0)-\frac{1}{3600\cdot C}\int_0^t I(t)dt \tag{46}$$

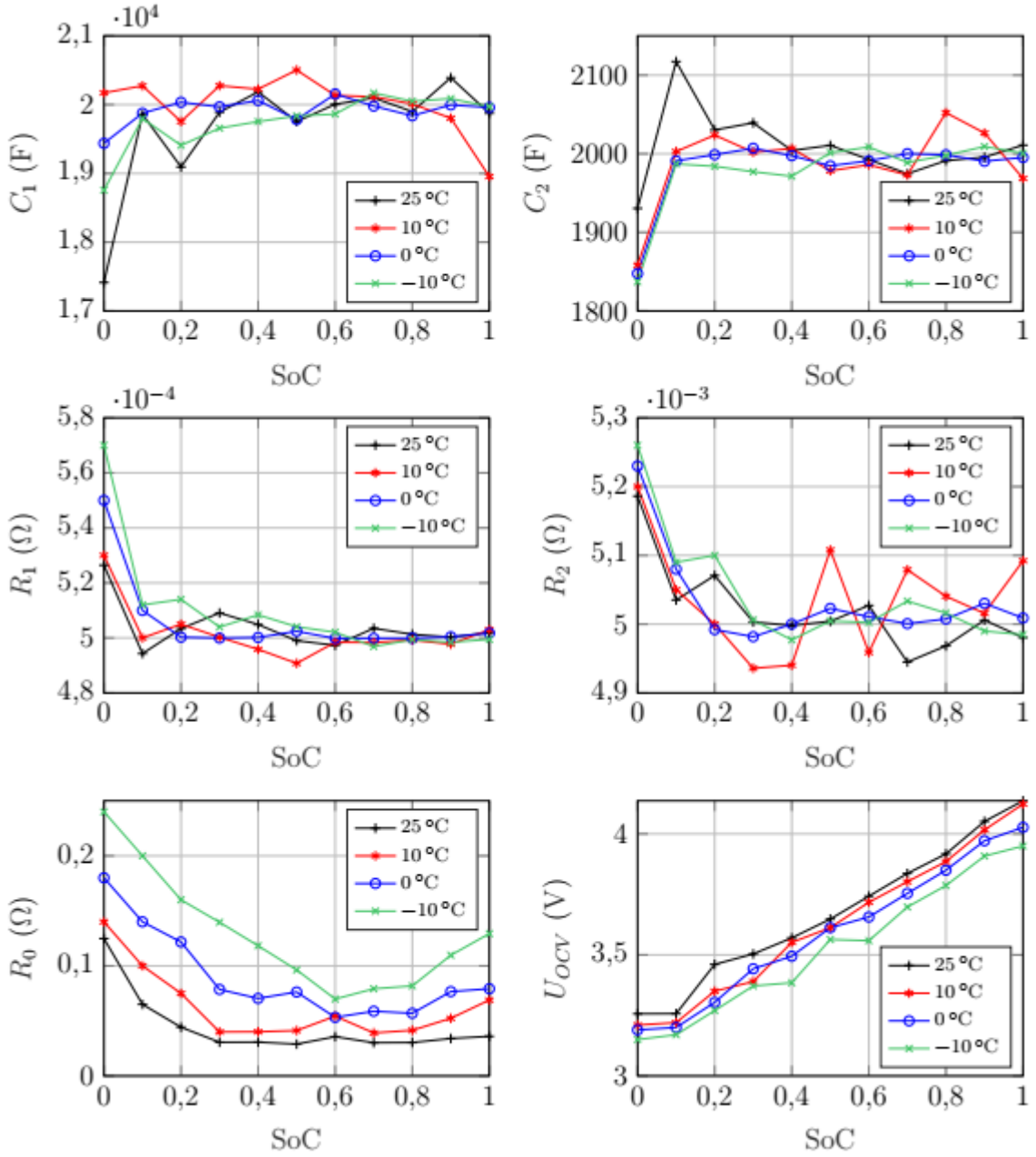

Abbildung 6-8 Batterie-Modellparameter in Abhängigkeit von Temperatur und SoC

6.1.2.2. Thermisches Modell

Für die Untersuchung des thermischen Verhaltens wurde im elektrischen Modell ein thermisches Modell ergänzt. Das thermische Modell setzt sich dabei aus dem Modell der Wärmeentwicklung als auch des Wärmetransports zusammen.

Die Wärmeentwicklung der betrachteten Lithium-Ionen Zelle kann mit der Bernardi-Gleichung beschrieben werden (siehe Gleichung (47)). Unterschiedliche Wärmequellen lassen sich dabei in einer Gleichung beschreiben. Die abgegebene Wärme (Q_{Bat}) setzt sich aus einem irreversiblen Anteil Q_{irr} und einem reversiblen Anteil Q_{rev} zusammen. Die irreversible Wärme entsteht z.B. durch

ohmsche Verluste in der Zelle, Überspannungen durch Ladungstransport und durch Grenzen beim Massentransport. Der zweite Term beschreibt die reversible Wärme durch Entropieänderung. Dabei wird die Ableitung der Leerlaufspannung nach der Temperatur oft als entropischer Wärmekoeffizient bezeichnet. Dieser Koeffizient gibt an, ob und wieviel Wärme die Zelle aufnimmt oder abgibt. Hierbei kann es passieren, dass der letzte Term aus Gleichung (47) positiv oder negativ wird, was einer exothermen oder endothermen Reaktion entspricht. Meist muss der entropische Wärmekoeffizient experimentell bestimmt werden. Im Rahmen des Projektes wurden jedoch Werte aus der Literatur verwendet (siehe Abbildung 6-9).

$$Q_{Bat}=Q_{irr}+Q_{rev}=I\cdot(U_{OCV}-U)-I\cdot T\cdot\frac{dU_{OCV}}{dT}=I\cdot\left(I\cdot R_{ges}\right)-I\cdot T\cdot\frac{dU_{OCV}}{dT} \tag{47}$$

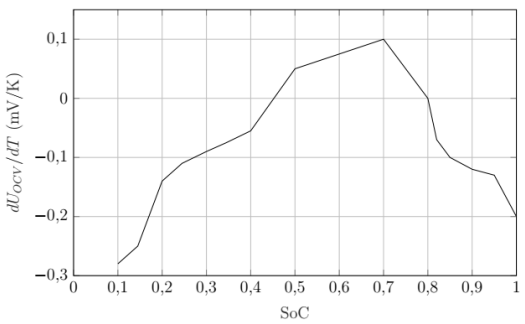

Abbildung 6-9: Entropischer Wärmekoeffizient als Funktion von SoC nach [23]

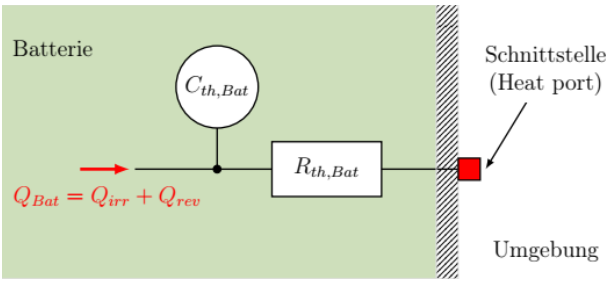

Abbildung 6-10: Thermisches Modell der Batteriezelle

Neben der Entstehung der Wärme musste auch der Transport der Wärme modelliert werden. Für das Modell wurde nur die Wärmeleitung betrachtet. Die Wärmestrahlung sowie die konvektive Wärmeübertragung wurden vernachlässigt.

In Abbildung 6-10 ist das thermische Modell einer Batteriezelle dargestellt. Dieses Modell besteht zum einen aus einer Wärmekapazität ($C_{th,Bat}$), die die thermische Masse der Batterie darstellt, sowie die Wärmeleitung in der Zelle, der mit einem Wärmewiderstand ($R_{th,Bat}$) berücksichtigt wird. Werte für diese Parameter wurden ebenfalls aus der Literatur entnommen. An der Außenseite der Zelle kann schließlich die Wärme über einen Schnittstelle (heat port) übertragen werden.

6.1.2.3. Gesamtmodell einer Batteriezelle

Basierend auf dem elektrischen und thermischen Modell wurde das Gesamtmodell der Batteriezelle in Dymola implementiert. Dieses Gesamtmodell der Batteriezelle ist in Abbildung 6-11 dargestellt. Dabei repräsentieren die hellblauen Verbindungslinien das elektrische Modell, die roten Linien das thermische Modell. Im Block „SoC“ wird der aktuelle Ladezustand berechnet (vgl. (46)). Im Block „Calculator“ werden über den Ladezustand und die Temperatur die Größen der elektrischen Komponenten über ein Interpolationsverfahren berechnet (vgl. Abbildung 6-8) und anschließend an diese übergeben. Das thermische Modell besteht aus der thermischen Kapazität und dem Wärmewiderstand. Das Gesamtmodell verfügt darüberhinaus über Schnittstellen, um Größen wie

Strom und Spannung (beides über pin_n und pin_p) sowie Temperatur und Wärmestrom (heat_port) über die Systemgrenzen zur Verfügung zu stellen.

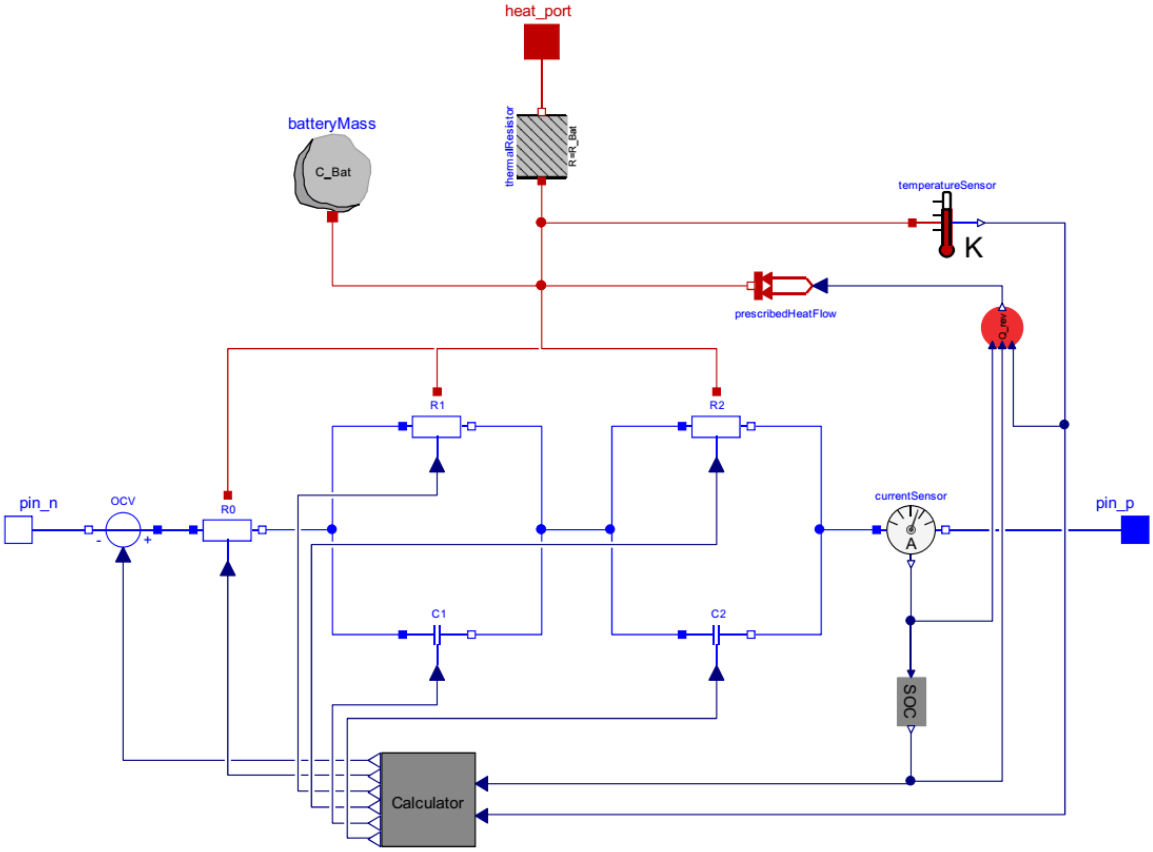

Abbildung 6-11 Gesamtmodell einer Batterie in Modelica

Um die Güte des Modells beurteilen zu können, wurde das Modell mithilfe unterschiedlicher Datensätze aus der Literatur validiert. Dabei diente der Strom als Eingangsgröße (Last) des Modells, Spannung und Temperatur wurden berechnet. Um die Simulation mit der Temperaturmessung an der Oberfläche vergleichen zu können, musste die konvektive Wärmeübertragung von der Batterie an die Umgebung berücksichtigt werden. Hierzu wurde ein zusätzlicher Wärmewiderstand in Dymola genutzt.
Beispielhafte Validierungsergebnisse sind in Abbildung 6-12 für die Batteriespannung sowie in Abbildung 6-13 für die Batterietemperatur für verschiedene Umgebungstemperaturen zu sehen.

Für die gemessene und simulierte Spannung sowie Temperatur der Batterie lässt sich folgendes Ergebnis festhalten:

- Der generelle Verlauf sowie die Dynamik werden korrekt abgebildet, auch für unterschiedliche Temperaturen
- Mit fortschreitender Messung wird die sinkende Spannung korrekt dargestellt
- Mit abnehmender Temperatur sinkt die Güte der Simulation etwas, dennoch bildet das Modell die Spannung ausreichend gut ab

- Die Verläufe bei 25°C und 10°C folgen der Messung erst nach etwa 2/3 der Messzeit. Davor zeigt die Simulation ein Aufwärmen und Abkühlen, das sich nicht in der Messung wiederfinden lässt.
- Für 0°C und –10°C wird die Temperatur sowie das dynamische Verhalten gut abgebildet
- Insgesamt zeigt das thermische Modell der Zelle eine ausreichend hohe Güte, so dass die verwendeten Modellparameter und Annahmen vielversprechend sind

Insgesamt lässt sich festhalten, dass das Gesamtmodell der Batteriezelle, d.h. die Kombination von elektrischen und thermischen Modell, das Verhalten der Zelle gut abbilden. Somit konnte dieses Gesamtmodell der Zelle zur Modellierung des Batteriesystems genutzt werden.

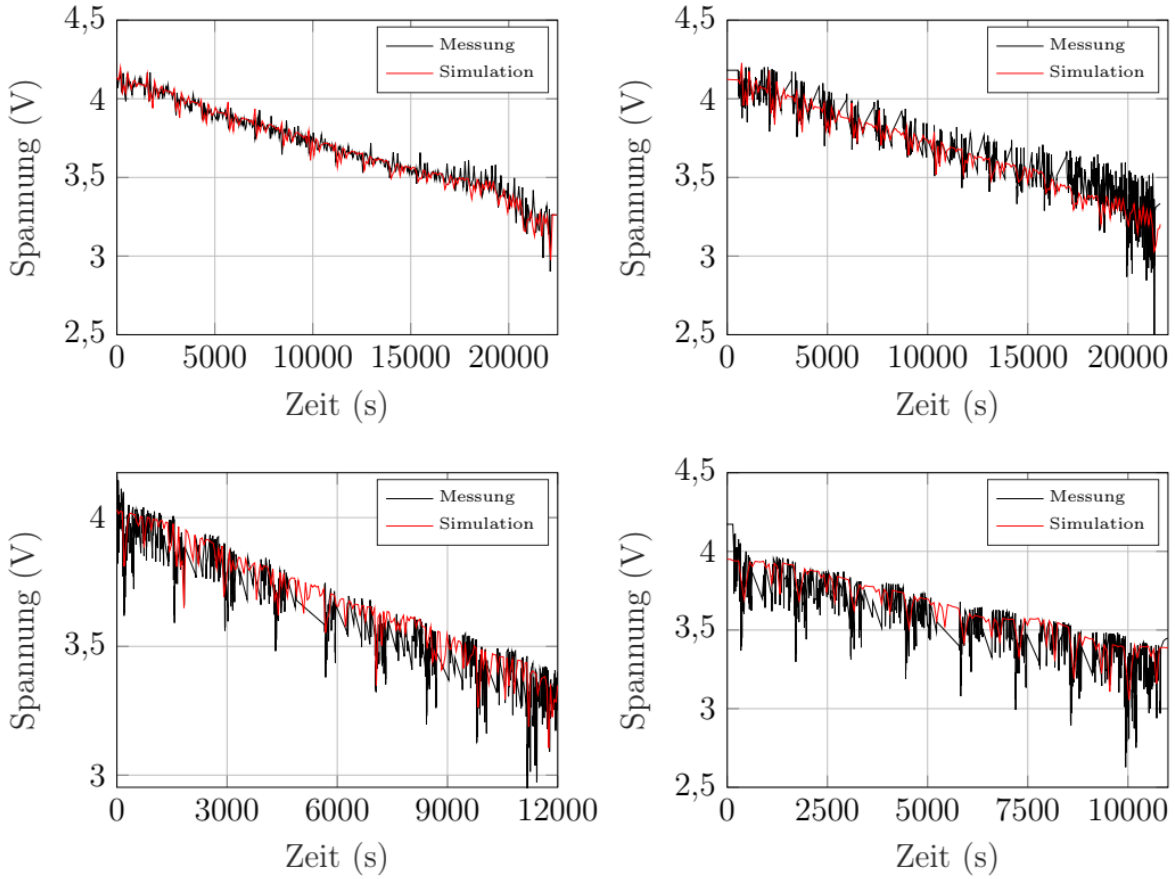

Abbildung 6-12: Batteriespannung bei 25 ◦C, 10 ◦C, 0 ◦C und –10 ◦C (von links oben nach rechts unten)

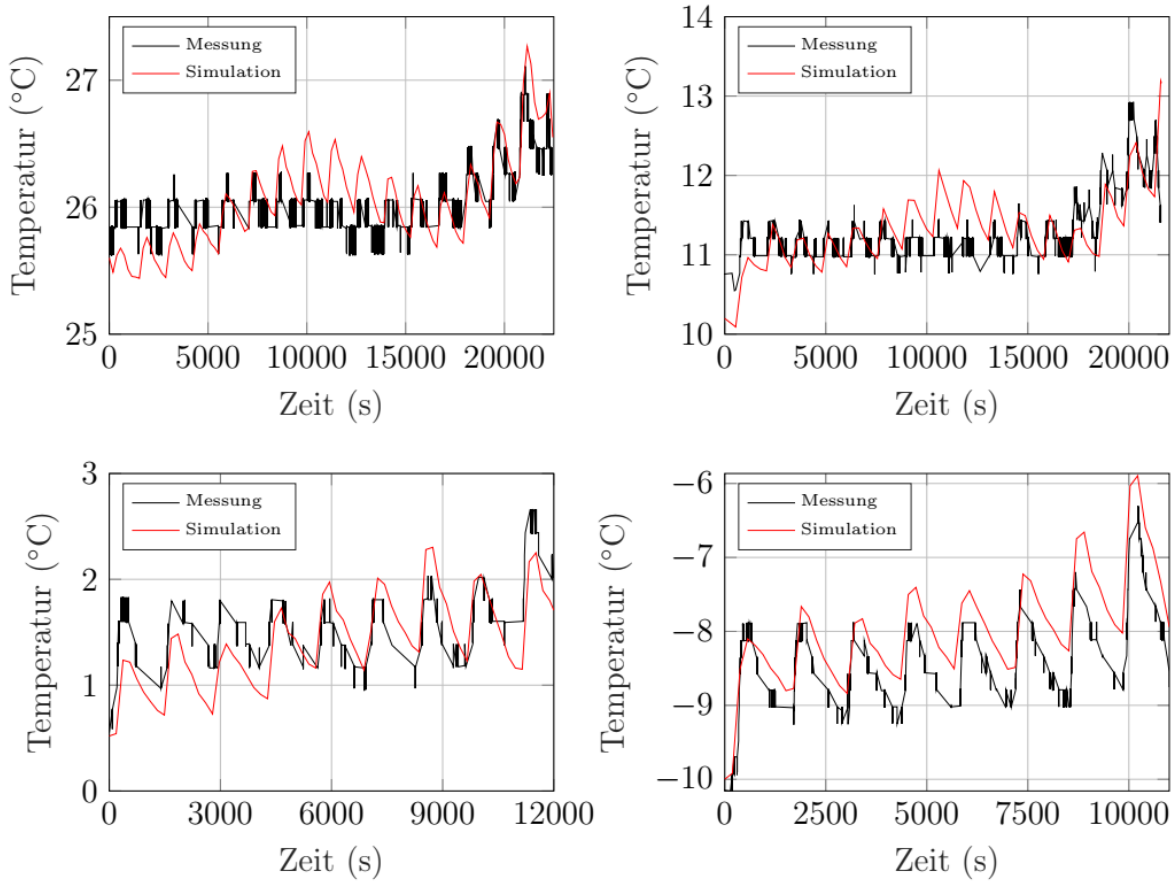

Abbildung 6-13: Batterietemperatur bei 25 ◦C, 10 ◦C, 0 ◦C und −10 ◦C (von links oben nach rechts unten)

6.1.2.4. Modell des Batteriepacks

Um ein Batteriesystem zu modellieren, gibt es zwei verschiedene Ansätze. Zum einen kann man ein Batteriesystem mit ns·np Zellen modellieren. Dabei werden die einzelnen Batteriezellen modelliert und miteinander verschaltet. Dabei erhält man ein Modell mit hohem Detaillierungsgrad. Vorteilhaft ist hierbei, dass dabei einzelne Zellen untersucht und unterschiedlich instanziiert werden können. Der Nachteil liegt in der Größe des Modells, die sich negativ auf die Rechenzeit auswirkt.
Im Gegensatz dazu kann nur eine Zelle instanziiert und berechnet werden. Die extensiven Zustandsgrößen werden anschließend hochskaliert. Beispielsweise wird die Spannung einer Zelle simuliert und mit der Anzahl an seriellen Zellen multipliziert. Das Ergebnis ist die Spannung des Batteriesystems. Intensive Zustandsgrößen wie die Temperatur werden nur einmal berechnet und entsprechen der Zustandsgröße des Gesamtsystems. Der Vorteil hierbei liegt in der deutlich geringeren Modellgröße, die maßgeblich die Rechenzeit beeinflusst. Auf der anderen Seite, können einzelne Zellen nicht mehr unterschiedlich instanziiert und untersucht werden.
Da im Rahmen des Projekts das Augenmerk auf dem Verhalten des Gesamtsystems lag, wurde das Modell des Batteriepacks aus einer Zelle erstellt, bei dem die entsprechenden Zustandsgrößen hochskaliert wurden.

6.1.3. PEMFC Brennstoffzellensystem

Für den Einsatz in mobilen Anwendungen hat sich die Polymerelektrolytmembran-Brennstoffzelle (PEMFC) durchgesetzt. Daher ist die PEMFC für elektrisches Fliegen, und besonders die Energieversorgung von UAM-Vehikeln, ein vielversprechender Kandidat. Im Gegensatz zu den anderen Brennstoffzellen-Typen hat sich die PEMFC etabliert, aufgrund der hohen Technologiereife, wodurch hohe Leistungsdichten von 0,1 bis 0,6 W/cm2 erreicht werden. Darüber hinaus zeigt sie ein gutes Start/Stopp-Verhalten, reagiert in weniger als einer Sekunde auf Laständerungen, lässt sich leicht regeln und ist einfach herzustellen. Außerdem ist die Zelle robust gegenüber Vibrationen, ist lautlos im Betrieb und erzeugt lediglich Wasser als Produkt der Reaktion. Schlussendlich ist auch das gute Kaltstartverhalten bis –20°C für mobile Anwendungen ein entscheidender Faktor. Um sowohl das elektrische als auch das thermische Verhalten im Zeitbereich zu untersuchen, werden im folgenden die elektrischen und thermischen Teilmodelle sowie das Gesamtmodell beschrieben.

6.1.3.1. Elektrisches Modell

Die Spannung einer einzelnen Brennstoffzelle (U_{cell}) wird mit Gleichung (48) beschrieben. E_{Nernst} beschreibt das thermodynamische Potential der Zelle, η_{act} sind die Aktivierungsverluste, η_{ohm} die ohmschen Verluste und η_{con} die Konzentrationsverluste. Die Summe der Spannungen ergibt die Polarisationskurve, wie sie in Abbildung 6-14 links dargestellt ist.

$$U_{cell}=E_{Nernst}+\eta_{act}+\eta_{ohm}+\eta_{con} \tag{48}$$

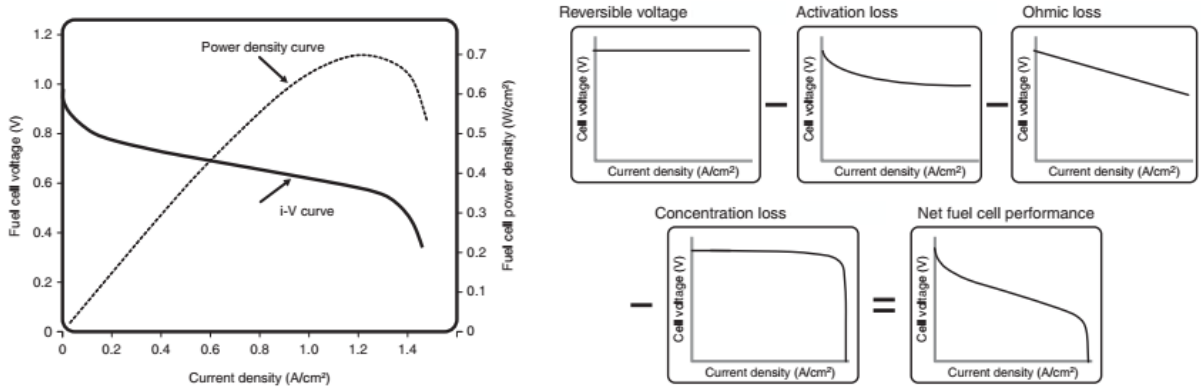

Abbildung 6-14: Typische Polarisationskurve (links) und Verlustmechanismen (rechts) einer PEMFC [24]

Ein Brennstoffzellenstacks besteht aus N einzelnen, in Serie geschalteten Zellen. Folglich wird die Spannung des Brennstoffzellenstacks (U_{Stack}) mit Gleichung (49) beschrieben.

$$U_{stack}=U_{cell}\cdot N \tag{49}$$

Die *Nernst-Gleichung* (50) beschreibt das thermodynamische Potential der Brennstoffzelle. Hierbei beschreibt E^{00} die Leerlaufspannung bei Standardbedingungen (25°C, 1 atm), die 1,229 V beträgt.

p_{H2} und p_{O2} sind die Partialdrücke der Edukte (in atm) und T ist die Temperatur der Zelle (in K). R ist die universelle Gaskonstante und F die Faraday-Konstante. z beschreibt die Anzahl an ausgetauschten Elektronen. Hier ist z = 2, da bei der Reaktion von zwei Wasserstoffatomen mit einem Sauerstoffatom zwei Elektronen ausgetauscht werden. Mit der Nernst-Gleichung kann die Abweichung von den Standardbedingungen beschrieben werden. Eine Änderung der Temperatur wird mit dem zweiten Term dargestellt. Der dritte Term beschreibt hingegen die Änderung der Spannung durchabweichende Partialdrücke [25].

$$E_{Nernst}=E^{00}-8{,}5\cdot10^{-4}\cdot(T-298{,}15)+\frac{R\cdot T}{z\cdot F}\cdot\left[p_{H2}(p_{O2})^{0,5}\right] \tag{50}$$

Die *Aktivierungsverluste* treten vor allem bei geringen Stromdichten auf. Um die Aktivierungsverluste zu beschreiben, wird oft ein empirisches Modell von Amphlett genutzt [26], siehe Gleichung (51). Dabei sind ξ_1 bis ξ_4 die Koeffizienten der empirischen Gleichung. T ist die Temperatur der Brennstoffzelle und I der Strom. Des Weiteren wird die Sauerstoffkonzentration zwischen Kathode und Membran (c_{O2} in mol/cm³) benötigt. Die Koeffizienten stammen ursprünglich von Amphlett und sind deshalb in der Literatur oft zu finden. Dabei ist A_{cell} die aktive Fläche der Brennstoffzelle (in cm²) und c_{H2} die Wasserstoffkonzentration zwischen Anode und Membran (in mol/cm³). Die Konzentrationen zwischen den Elektroden und der Membran lassen sich mit Henrys-Gesetz berechnen (Gleichungen).

$$\eta_{act}=\xi_1+\xi_2T+\xi_3T\cdot\ln(c_{o2})+\xi_4T\cdot\ln(I)$$

Mit:

$$\xi_1=-0{,}948 \tag{51}$$
$$\xi_2=0{,}00286+0{,}0002\cdot\ln(A_{cell})+4{,}3\cdot10^{-5}\cdot\ln(c_{H2})$$
$$\xi_3=7{,}6\cdot10^{-5}$$
$$\xi_4=-1{,}93\cdot10^{-4}$$

$$c_{O2}=p_{O2}\cdot1{,}97\cdot10^{-7}\cdot\exp\left(\frac{498}{T}\right) \tag{52}$$

$$c_{H2}=p_{H2}\cdot9{,}174\cdot10^{-7}\cdot\exp\left(\frac{-77}{T}\right) \tag{53}$$

Die *ohmsche Verluste* sind proportional zum Strom und werden mit Gleichung (54) beschrieben. Sie entstehen vor allem durch den Widerstand beim Transport von Ladungsträgern. Da die experimentelle Bestimmung der Widerstände schwierig ist, wird auf einen empirischen Ansatz zurückgegriffen. Die ohmschen Verluste werden maßgeblich durch die Verluste beim Ionentransport durch die Membran bestimmt. Daher ist R_{ohm} der Widerstand der Membran (in Ω). Mit Hilfe von Gleichung (55) lässt sich der Widerstand der Membran berechnen. Dabei ist r_M die Widerstandsfähigkeit der Membran (in Ω·cm) und l_M die Dicke der Membran (in cm). Die Widerstandsfähigkeit der Membran wird mit Gleichung (56) bestimmt. λ_M ist hierbei ein Parameter,

der von der Feuchtigkeit der Membran, dem stöchiometrischen Verhältnis des Wasserstoffs an der Anode, dem Alter der Membran und weiteren Faktoren abhängt. In der Literatur findet man Werte zwischen 10 und 23.

$$\eta_{ohm}=I\cdot R_{ohm} \tag{54}$$

$$R_{ohm}=\frac{r_M\cdot l_M}{A_{cell}} \tag{55}$$

$$r_M=\frac{181{,}6\cdot\left[1+0{,}03\cdot\left(\frac{I}{A_{cell}}\right)+0{,}062\cdot\left(\frac{T}{303}\right)^2\cdot\left(\frac{I}{A_{cell}}\right)^{2,5}\right]}{\left[\lambda_M-0{,}634-3\cdot\left(\frac{I}{A_{cell}}\right)\right]\cdot\exp\left[4{,}18\cdot\left(\frac{T-303}{T}\right)\right]} \tag{56}$$

Konzentrationsverluste treten vor allem bei hohen Stromdichten auf. Grund ist die unzureichende Versorgung der Elektroden mit den Edukten. Die Konzentrationsverluste werden mit Gleichung (57) beschreiben. B (in V) ist ein empirischer Parameter der die Konzentrationsverluste beschreibt und vom Betriebszustand der Brennstoffzelle abhängt. i_{max} ist die maximal zulässige Stromdichte (in A/cm^2), die hier 1,5 A/cm^2 beträgt.

$$\eta_{con}=-B\cdot\ln\left(1-\frac{i}{i_{max}}\right) \tag{57}$$

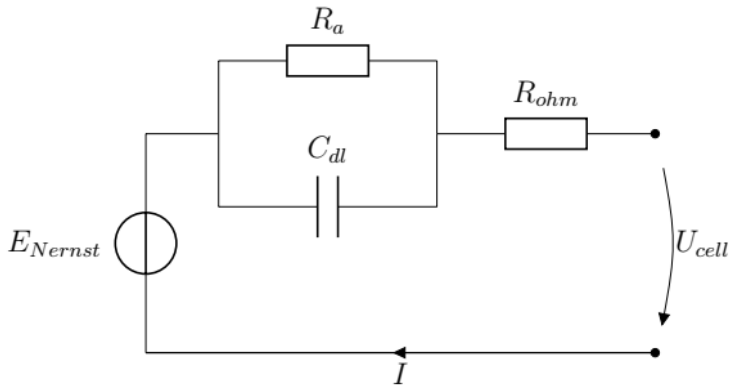

Abbildung 4.1.: Elektrisches Ersatzschaltbildmodell der Brennstoffzelle

Abbildung 6-15: Elektrisches Ersatzschaltbildmodell der Brennstoffzelle

Mit den vorgestellten Gleichungen lässt sich die Polarisationskurve der Brennstoffzelle in Abhängigkeit der Betriebsbedingungen berechnen. Da es sich um empirische Gleichungen handelt, ist es möglich verschiedene Brennstoffzellen zu berechnen. Mit Hilfe der vorgestellten Verluste wird ein elektrisches Ersatzschaltbildmodell der Zelle erstellt (siehe Abbildung 6-15). Die Leerlaufspannung wird mit Gleichung (50) berechnet und als mit einer Spannungsquelle dargestellt. Gleichung (55) beschreibt die ohmschen Verluste, die dem entsprechenden Widerstand zugeordnet werden. Die Aktivierungs- und die Konzentrationsverluste werden im Widerstand R_a zusammengefasst. Dafür werden Gleichungen (51) und (57) durch den Stromm geteilt und die

resultierenden Widerstände addiert. Um das dynamische Verhalten der Zelle abzubilden, ist dem Widerstand R_a eine Kapazität C_{dl} parallel geschaltet. An der Grenze von Elektrode und Elektrolyten entsteht eine Doppelschichtkapazität. Dabei konzentrieren sich Elektronen an der Anode und Wasserstoffionen an der Oberfläche des Elektrolyten. Zwischen den ungleichen Ladungen entsteht ein elektrisches Feld und eine Spannung. Dieser Effekt wird durch die Kapazität C_{dl} berücksichtigt. In der Literatur sind Werte von 0,013 bis 0,042 F/cm$_2$ zu finden. Im Rahmen des Projektes wurde der Wert 0,035 F/cm^2 gewählt.

6.1.3.2. Thermisches Modell

Um das thermische Verhalten der Brennstoffzelle untersuchen zu können, musste das elektrische Modell um ein thermisches Modell erweitert werden. Die Leistung der Brennstoffzelle hängt stark von der Temperatur ab. Hohe Temperaturen verschieben die Polarisationskurve nach oben. Auf der anderen Seite trocknen zu hohe Temperaturen die Membran aus, wodurch die Leistung verringert wird. Generell muss die Temperatur in einem engen Bereich gehalten werden und sollte 80°C nicht überschreiten. Die Temperatur der Zelle wird maßgeblich von den elektrischen Lasten beeinflusst. Hohe Ströme führen zu höheren Verlusten, die einen direkten Einfluss auf die Zelltemperatur haben.

Im Gegensatz zum elektrischen Modell bildet das thermische Modell die Wärme im gesamten Stack ab. Die Temperatur der Zelle ist mit der aufgenommenen Wärmemenge Q_{Stack} (in W) über eine Differentialgleichung erster Ordnung verknüpft (Gleichung (58)). Aus der Energiebilanz kann die Wärmemenge berechnet werden. Dabei ist $C_{th,Stack}$ die mittlere thermische Kapazität des gesamten Brennstoffzellenstacks (in J/K). P_{tot} (in W) ist die gesamte Energie, die dem System zugeführt wird. P_{el} (in W) ist die elektrische Energie die vom Stack abgegeben wird. $Q_{kühl}$ ist die Kühlleistung des Systems und Q_{ab} der Wärmestrom, der über die Oberfläche abgegeben wird (beide in W).

$$C_{th,Stack} \cdot \frac{dT}{dt} = Q_{stack} = P_{tot} - P_{el} - Q_{kühl} - Q_{ab} \tag{58}$$

Die Energie, die dem System zugeführt wird, ist direkt proportional zum verbrauchten Wasserstoff und wird mit Gleichung (59) beschrieben. Dabei ist ΔH_{H2} die Verbrennungsenthalpie von Wasserstoff (285,5 kJ/mol) und $\dot{n}_{H2}$ der Stoffmengenstrom des genutzten Wasserstoffs (in mol/s).

$$P_{tot} = \Delta H_{H2} \cdot \dot{n}_{H2} = \frac{N \cdot I}{2 \cdot F} \cdot \Delta H_{H2} \tag{59}$$

Die elektrische Leistung des Stacks erhält man durch die Multiplikation von Stack-Spannung und Strom (Gleichung (60)).

$$P_{el} = U_{stack} \cdot I \tag{60}$$

Die Wärme, die an die Umgebung abgegeben wird, kann mit Gleichung (61) beschrieben werden. Dabei ist T_U die Umgebungstemperatur und $R_{th,Stack}$ der thermische Widerstand des

Brennstoffzellenstacks (in K/W). Der Wärmestrom, der durch das Kühlsystem abgeführt werden muss, wird in Abschnitt 6.2.3 genauer beschrieben.

$$Q_{ab} = \frac{T - T_U}{R_{th,stack}} \tag{61}$$

6.1.3.3. Gesamtmodell des Brennstoffzellenstacks

Das vorgestellte mathematische Modell der Brennstoffzelle wurde in Dymola implementiert. Das Modell des Brennstoffzellenstacks ist in Abbildung 6-16 zu sehen. Die Nernst-Gleichung und die drei Verlustmechanismen werden in dem Block *Calculator Fuel Cell* berechnet. Als Eingang hierfür werden die Temperatur der Zelle, der Strom sowie die Partialdrücke von Wasserstoff und Sauerstoff genutzt. Der Block Calculator Fuel Cell hat vier Ausgänge. Der erste Ausgang übergibt die Nernst-Spannung an die Spannungsquelle des elektrischen Modells. Ausgang zwei und vier, übergeben den Widerstand der Aktivierungs- und Konzentrationsverluste an den Widerstand R_a. Parallel dazu ist die Doppelschichtkapazität geschaltet. Der dritte Ausgang übergibt den ohmschen Widerstand an das elektrische Modell. Über die Ausgänge p_{in_p} und p_{in_n} werden Strom und Spannung über die Systemgrenzen bereitgestellt.

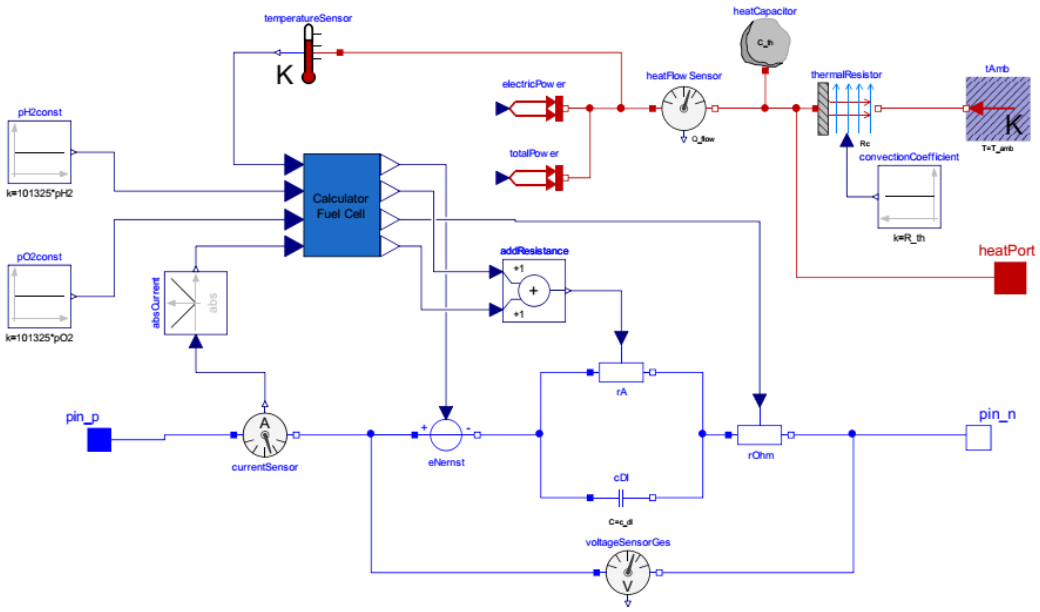

Abbildung 4.2.: Modell der Brennstoffzelle in Modelica

Abbildung 6-16: Modell der Brennstoffzelle in Dymola

Das thermische Modell wird durch die roten Verbindungslinien repräsentiert. Die zugeführte Energie und die elektrische Leistung sind im thermischen Modell als Wärmequellen dargestellt. Die thermische Kapazität und der Wärmewiderstand sind als fertige Elemente in das Wärmenetzwerk integriert. Über den Block t_{Amb} wird die Umgebungstemperatur bereitgestellt. Die Temperatur der Brennstoffzelle wird über einen Temperatursensor an den Block Calculator Fuel Cell übergeben.

Mit dem Ausgang *heat_port* kann Wärme über die Systemgrenzen übertragen werden. Später wird hier das Kühlsystem angeschlossen werden.

Um die Güte des Modells beurteilen zu können, wurde das Modell mithilfe eines Modells aus der Literatur validiert. Modellparameter und Messdaten dienten hierfür als Referenz. An dieser Stelle sei für Details auf [13] verwiesen. Trotz geringer Abweichungen an manchen Stellen lässt sich zusammenfassend festhalten, dass das Modell eine hohe Güte aufweist und Verläufe wie Spannungen, Strom und Temperatur fast identisch mit dem Referenzmodell sind.

6.2. Simulationsergebnisse

6.2.1. Elektromechanischer Antriebsstrang

In diesem Kapitel werden die Ergebnisse der Simulation des Antriebsstrangs für einen Hauptrotor aus Übersichtlichkeitsgründen nur für einen Flug innerhalb der bescheibenen Flugmission präsentiert. Wenn relevant werden die Unterschiede zwischen dem Direktantrieb und dem Antrieb mit Verwendung eines Getriebes mit einem Übersetzungsverhältnis von 5:1 gegenübergestellt.

Der Drehzahlverlauf in Abbildung 6-17 zeigt, dass der Rotor den gewünschten Solldrehzahlen sehr gut folgen kann, es ist nahezu keine Abweichung zu erkennen. Bei einem Sprung um 10 U/min ist in Abbildung 6-18 lediglich eine zeitliche Verzögerung von wenigen Millisekunden zu erkennen.

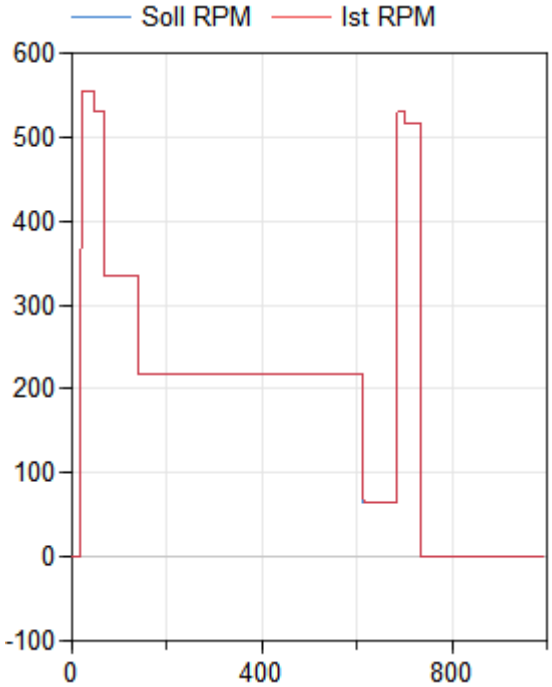

Abbildung 6-17 Soll- und Istdrehzahlverlauf während eines Fluges (k=10, T=4)

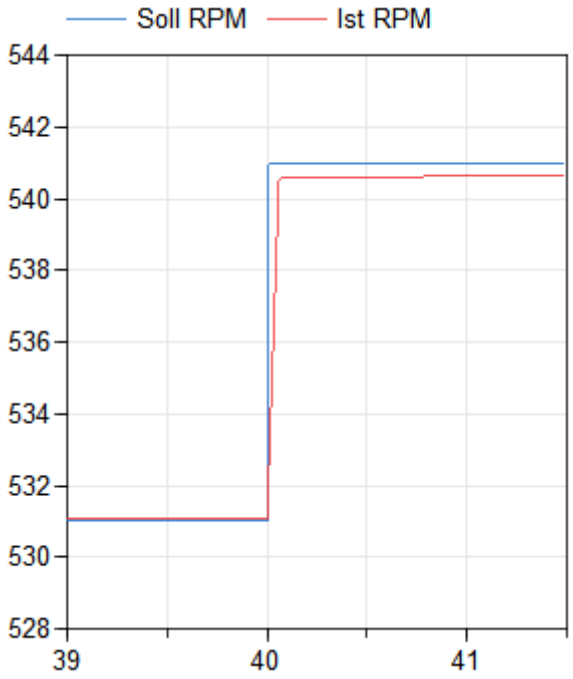

Abbildung 6-18 Soll- und Istdrehzahlverlauf bei einem Sprung um 10 U/min ausgehend von 531 U/min

Die Ergebnisse zu den Reaktionszeiten des Rotors sind jedoch maßgeblich beeinflusst durch die PI-Reglerauslegung des Drehzahlreglers. Andere Werte für den Verstärkungsfaktor kann die Rotorreaktionszeit erheblich beeinflussen.

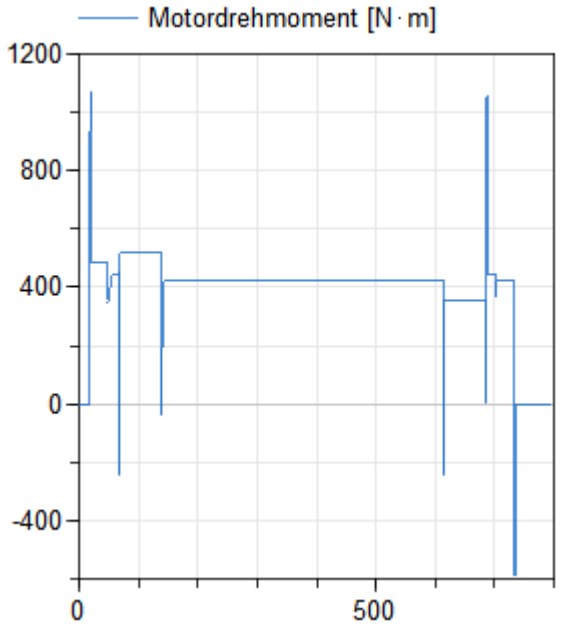

Abbildung 6-19 Drehmoment (Direktantrieb)

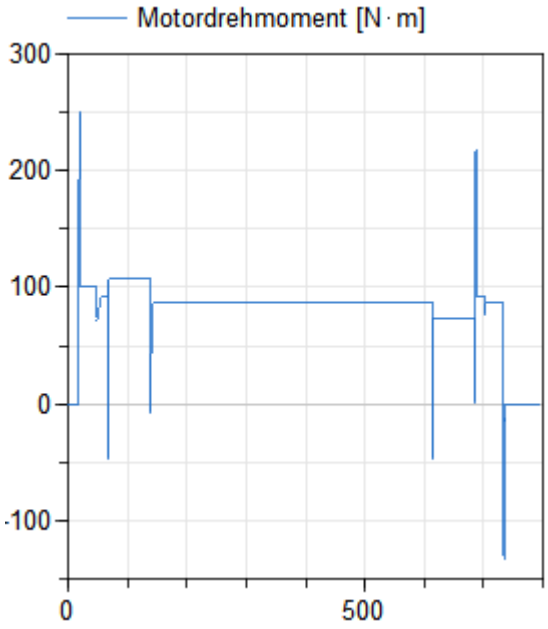

Abbildung 6-20 Drehmoment (Getriebeantrieb)

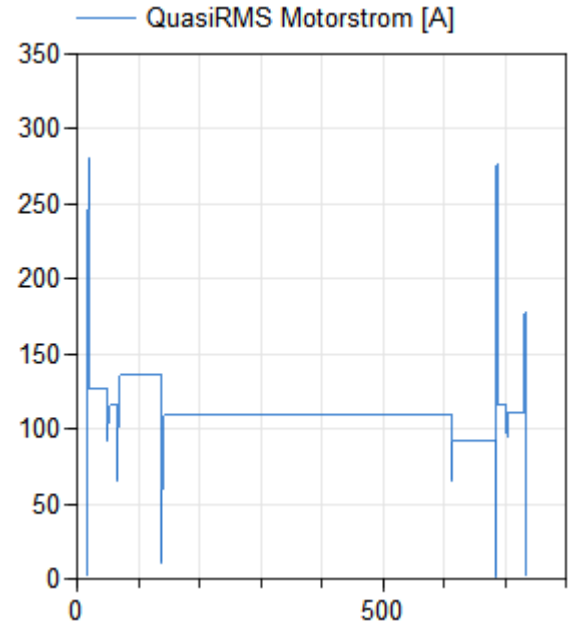

Abbildung 6-21 Verlauf des Effektivwertes des Stromes pro Motor (Direktantrieb)

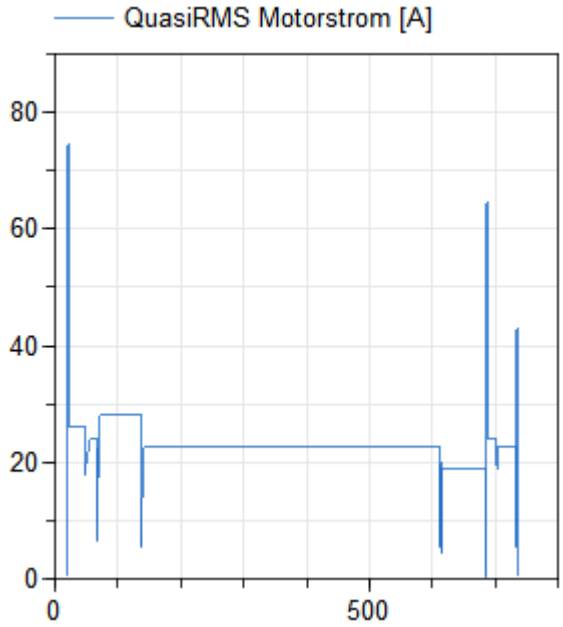

Abbildung 6-22 Verlauf des Effektivwertes des Stromes pro Motor (Getriebeantrieb)

Die Abbildung 6-19 und Abbildung 6-21 zeigen einerseits, welche Drehmomente und Motorströme pro Flugphase im Direktantrieb erforderlich sind. Diese stimmen mit den in Abschnitt 5.1.1

berechneten Drehmomenten gut überein und liegen meist 4-8% unter den berechneten Werten aus der Auslegung.[21] Lediglich im Cruise Descent wurde zuvor in der Motorauslegung ein um 27% höheres Drehmoment angenommen.
Andererseits sind deutlich die Drehmoment- und Motorstromspitzen zu erkennen, die erforderlich sind, um den Rotor zu beschleunigen bzw. abzubremsen. Das maximale Dauerdrehmoment von 500 Nm wird dabei an drei Zeitpunkten überschritten.

1. Beim initialen Beschleunigen des Rotors von 0 U/min auf die vertikale Steigflugrotordrehzahl (19.05s bis 23.94s). Es wird ein maximales Motordrehmoment von 1069[22] für 0.5s aufgebracht.
2. Im Cruise Climb (72s bis 137s für 65s), wobei hier das Drehmoment dauerhaft auf 523 Nm liegt und damit nur 4,6% oberhalb des zulässigen Dauerdrehmomentes
3. Beim Übergang vom Cruise Descent in die Transition Phase (685.9s bis 687.9s für insgesamt 2s). Das Drehmoment steigt kurzfristig auf 1055 Nm

Da laut Herstellerangabe ein maximales Drehmoment von 1000 Nm für wenige Sekunden aufrecht gehalten werden kann, sind die hier gefundenen Zeiträume im Überlastbereich als tolerierbar einzustufen.
Auch der maximal zulässige Dauerstrom von 140A (Direktantrieb) wird über den Flugverlauf nur zu drei Zeitpunkten überschritten:

1. Beim initalen Beschleunigen des Rotors von 0 U/min auf die vertikale Steigflugrotordrehzahl (Zeitraum: 19.13s bis 23.755s für insgeamt 4,625s). Der maximale Motorstrom von 280 A fließt dabei für maximal eine halbe Sekunde.
2. Beim Übergang vom Cruise Descent in die Transitionsphase (Zeitraum 685.93s bis 687.9s ≈2s).Es fließt ein Strom von maximal 276 A
3. Zum Abbremsen der Motoren bei Erreichen des Bodens. (733.7s bis 735.5s für insg. 1.8s)

Somit wird der zulässige Dauerlaststrom des Motors im Normalflug nur für wenige Sekunden überschritten. Da dieser im Bereich der Herstellerangaben liegt, die einen Maximalstrom für eine Dauer von bis zu zwei Minuten als zulässig angeben, ist auch die hier gesehen kurzzeitige Überschreitung des Dauerstroms als unproblematisch einzustufen.
Somit liegen auch die Motorleistungen ähnlich wie die berechneten Drehmomente im erwarteten Bereich und damit meist 3-8% unter den ursprünglich berechneten Werten. Auch hier zeigt sich die größte prozentuale Abweichung in der Flugphase Cruise Descent (siehe Abbildung 6-23)
Beim Antrieb mit Getriebe ist deutlich das um das Übersetzungsverhältnis reduzierte Drehmoment und folglich der reduzierte Motorstrom zu erkennen (siehe Abbildung 6-20 und Abbildung 6-22). Die Motorleistung jedoch ist wie zu erwarten nahezu identisch (vergleiche Abbildung 6-23 und Abbildung 6-24.

[21] Wobei insbesondere die Drehmomente im Reiseflug größerer Unsicherheit unterliegen, da die Drehzahlen hier nur grob abgeschätzt werden konnten.

[22] Maximal bestimmt das Simulationsmodell ein Maximaldrehmoment von 1069 Nm und liegt damit etwas oberhalb des maximal zulässigen Motordrehmoment von 1000 Nm. Diese Abweichung ist vermutlich auf Ungenauigkeiten des hinterlegten Motormodells zurückzuführen.

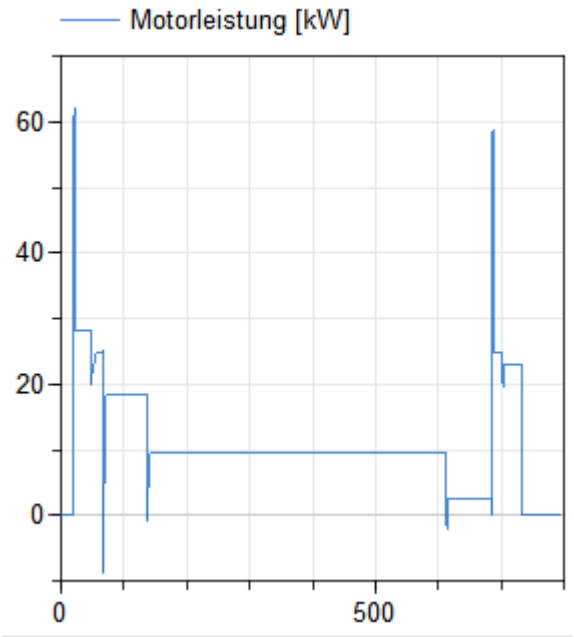

Abbildung 6-23 Motorleistung (Direktantrieb)

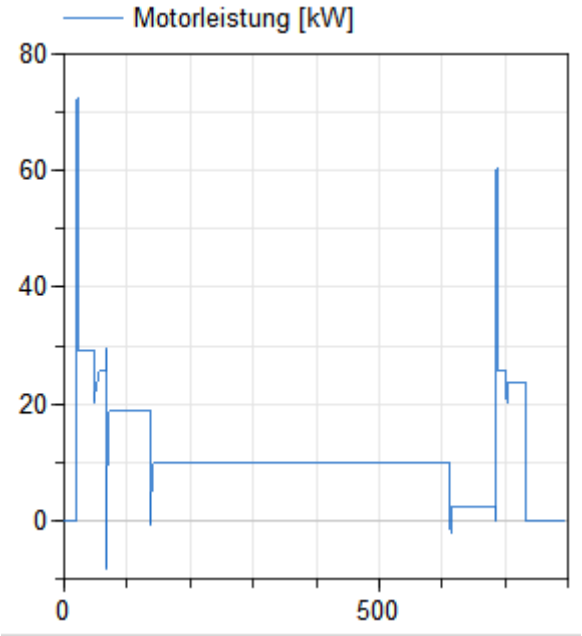

Abbildung 6-24 Motorleistung (Getriebeantrieb)

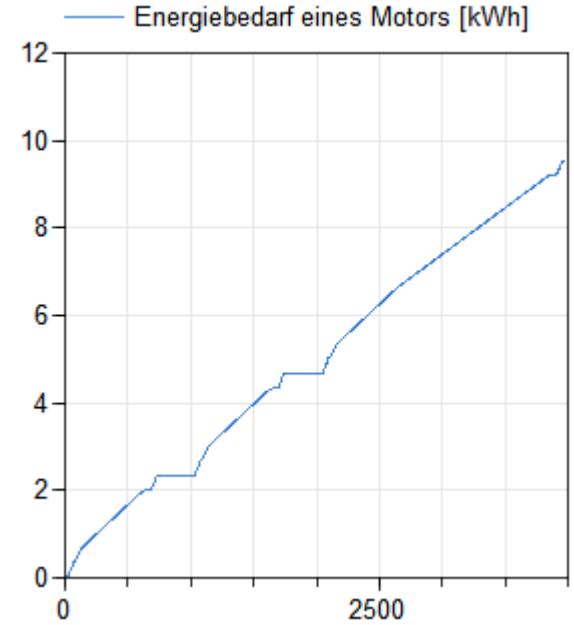

Abbildung 6-25 Energiebedarf eines Motors für eine gesamte Flugmission (Direktantrieb)

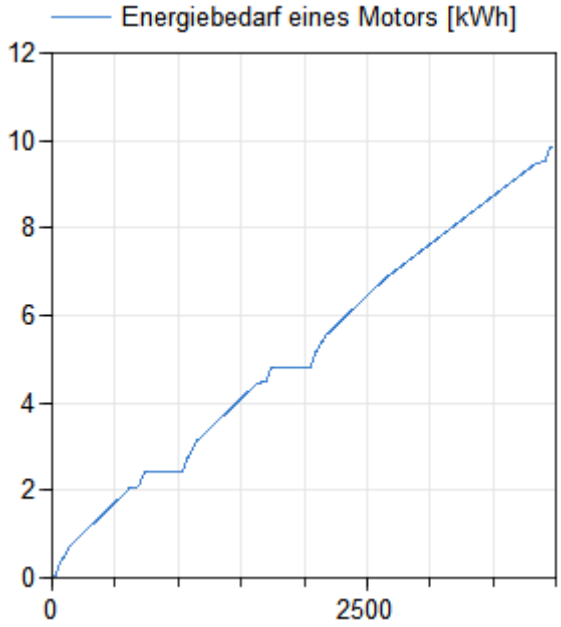

Abbildung 6-26 Energiebedarf eines Motors für eine gesamte Flugmission (Getriebeantrieb)

Aus dem zeitlichen Verlauf der Motorleistung lässt sich auch der Energiebedarf eines einzelnen Motors für die gesamte Flugmission ermitteln. Dieser liegt für den Direktantrieb bei etwa 9,6 kWh (siehe Abbildung 6-25). Für einen einzelnen Flug dahingegen werden 2,3 kWh verbraucht (siehe Tabelle 6-3). Bei dem Antrieb mit Getriebe zeigen sich aufgrund der Wirkungsgradverluste um ca. 3% höhere Energiebedarfe.

Tabelle 6-3: Energiebedarfe pro Flug und Flugmission je Motor und Antriebsstrang für den Direktantrieb

	Einzelner Motor	**Alle 8 Hauptmotoren**	**Einzelner Motor (Getriebe)**	**Alle 8 Hauptmotoren (Getriebe)**
Energiebedarf pro Flug	2,3 kWh	18,8 kWh	2,4 kWh	19,3 kWh
Energiebedarf Flugmission	9,6 kWh	76,4 kWh	9,9 kWh	78,8 kWh

Bei diesen Werten muss jedoch beachtet werden, dass im Simulationsmodell bislang keine Verluste (wie Reibungsverluste o.ä.) berücksichtigt wurden und diese hier angegebenen Energiebedarfe lediglich die Energie für die Hauptrotoren darstellt und die Push-Rotoren in dieser Berechnung nicht inkludiert sind. Insgesamt kann so jedoch davon ausgegangen werden, dass die in Abschnitt 5.2.2. ausgelegte Batterie ausreichend dimensioniert ist.

Bei Untersuchung der am Motor anliegenden RMS-Spannung (siehe Abbildung 6-23) zeigt sich die in Formel (14) gezeigte Abhängigkeit der Spannung von der Drehzahl[23]. Dementsprechend zeigt sich ein deutlicher Unterschied zwischen dem Direktantrieb und dem Antrieb mit Getriebe. Während im Direkantrieb die RMS Spannung maximal auf 131 V steigt, steigt diese beim Antrieb mit Getriebe bis auf knapp 400 V.

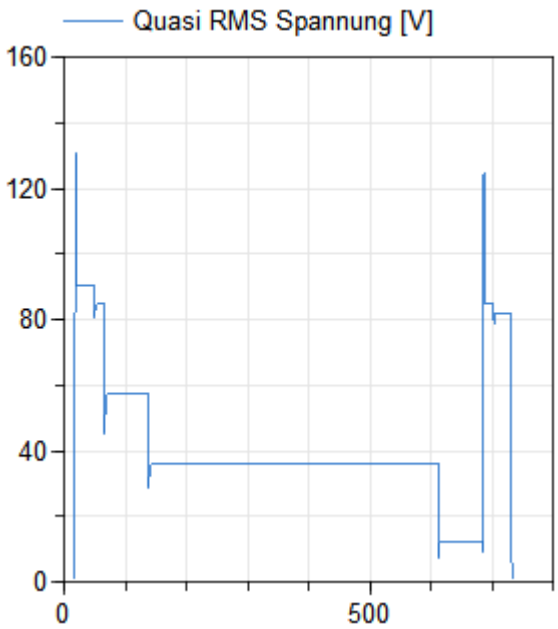

Abbildung 6-27: Quasi RMS Spannungsverlauf eines Motors (Direktantrieb)

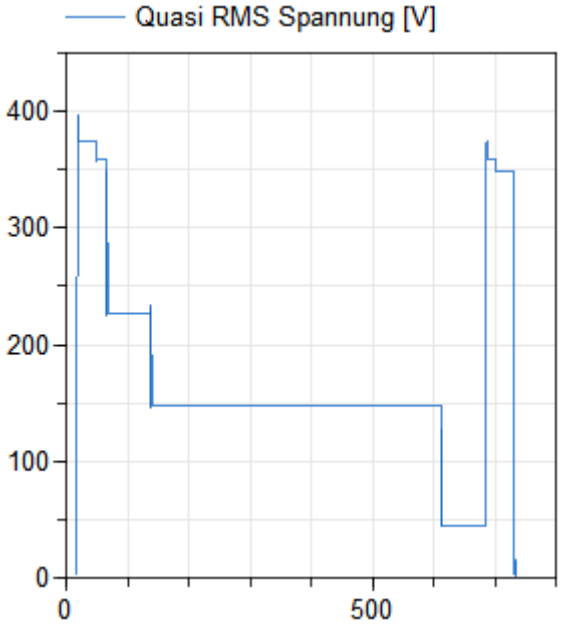

Abbildung 6-28: Quasi RMS Spannungsverlauf eines Motors (Getriebeantrieb)

[23] Die Motorkonstante ist nur bei Verwendung einer Spannungsquelle von 800 Vdc vom Motorhersteller angegeben. Da hier nur 600V verwendet werden, fällt die Motorkonstante etwas geringer als .2320 Vrms/RPM aus, sodass die rechnerischen Werte leicht oberhalb der simulierten liegt.

6.2.1.1. Fazit

Aus der Simulation des Antriebsstrangs in Modelica geht hervor, dass die Rotoren den Drehzahländerungen meist innerhalb weniger Sekunden folgen konnten. Ob diese Reaktionszeit auch ausreichend ist, um Handling Quality Kriterien zu erfüllen und damit eine gute Steuerfähigkeit des Vehikels zu erreichen, muss zukünftig noch untersucht werden. Grundsätzlich wird eine Gesamtreaktionszeit des Vehikels zwischen Steuereingabe und Einnahme der Fluglage von kleiner 1,4 s empfohlen. Die erreichte Reaktionszeit der Rotoren liegt bereits darunter, sodass im ersten Schritt eine Drehzahlsteuerung als umsetzbar erscheint.
Es wurde jedoch auch ersichtlich, dass die Zeit, die zum Beschleunigen der Rotoren erforderlich ist, durch den Maximalstrom der Antriebsmotoren limitiert ist. Schnellere Reaktionszeiten werden folglich nur möglich, wenn auf leistungsstärkere Motoren oder die Kombination von mehr als zwei Antriebsmotoren pro Hauptrotor zurückgegriffen wird.
Bei der Auslegung der Spannungsquelle hat sich gezeigt, dass insbesondere die Spannungshöhe auf den Drehzahlbereich des Antriebes abgestimmt werden muss. Beim Direktantrieb der Rotoren und den damit verbundenen Drehzahlen von maximal 781 U/min bei Rotorausfall ist eine RMS-Spannungshöhe von 200 V bereits ausreichend, um die gewünschte Drehzahl mit den ausgewähten EMRAX 348 Motoren zu erreichen. Bei der Verwendung eines Getriebes in Kombination mit dem EMRAX 228 jedoch und den damit verbundenen Drehzahlen im Bereich bis knapp 4000 U/min sind im Dauerlastbereich Spannungen von 202V und im Überlastbetrieb bis 285 V erforderlich, sodass die minimale RMS Spannungshöhe von ca. 300 V ausreichend wäre.

Es gilt zu beachten, dass insbesondere die Rotordrehzahlen für den Reiseflug, Reiseflug mit Steigflug und den Reiseflug mit Sinkflug erheblichen Unsicherheiten unterliegt. Die Drehzahlen bestimmten aber maßgeblich, welches Drehmoment am Rotor zu erwarten ist, damit die erforderliche Motorleistung, den Energieverbrauch und Strombedarf.
Des weiteren ist die Wahl der Reglerparameter maßgeblich vom gewünschten Rotorreaktionsverhalten abhängig. Dieses wiederum beeinflusst die erforderlichen Motorströme und den Energiebedarf des Antriebes deutlich. Dementsprechend könnte die Bestimmung idealer Reglerparameter Schwerpunkt weiterer Arbeiten sein.
Das Simulationsmodell hat seine prinzipielle Funktionsweise bewiesen. In weiteren Schritten, gilt es das Modell mit validen Drehzahlen und erforderlichen Rotorreaktionszeiten zu füllen.

6.2.2. Batterieelektrische Energieversorgung

6.2.2.1. Batteriesystemmodell mit und ohne Kühlung

Für die Untersuchung des zeitlichen Verhaltens wurde das batterieelelektrische Systemmodell basierend auf den Vorauslegungen in Abschnitt 5.2.2 und dem Zellmodell in Abschnitt 6.1.2 in Dymola umgesetzt. Um die Modellierung und die verschiedenen Untersuchungen zweckmäßig zu gestalten, wurde zunächst ein Modell ohne Kühlung implementiert. Basierend auf den daraus gewonnen Erkenntnissen wurde schließlich ein geeignetes Modell mit Kühlsystem implementiert.

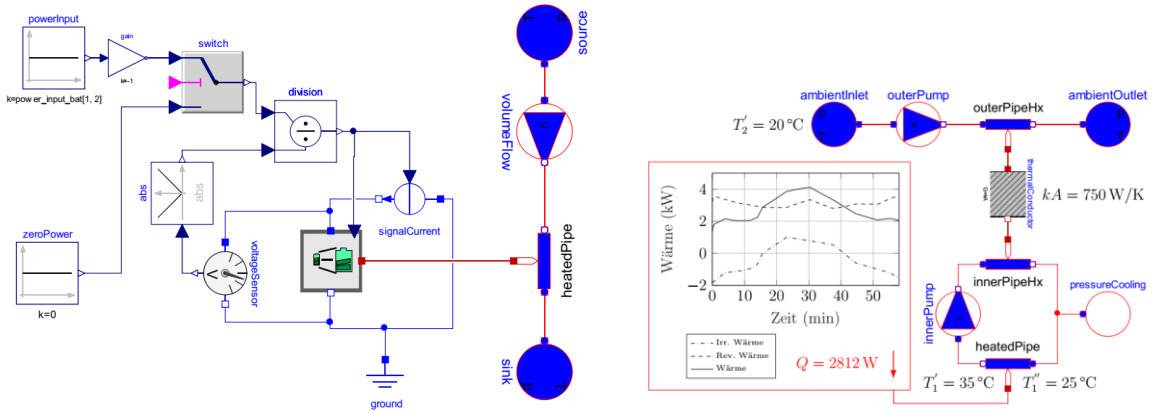

Abbildung 6-29: Umsetzung des Gesamtsystemmodells ohne Kühlung (links) und mit Kühlung (rechts)

In Abbildung 6-29 links ist das Systemmodell ohne Kühlung dargestellt. Der Block *powerInput* stellt die Leistung als Eingangsgröße bereit. Die Leistung wird durch die Spannung des Batteriesystems geteilt, um den Strom als Eingangsgröße für das Batteriemodell zu erhalten. Dadurch wird sichergestellt, dass das System mit der geforderten Leistung belastet wird. Über den Block *switch* kann das Batteriesystem abgeschaltet werden. Es gibt zwei Kriterien, die die Leistungsabnahme beenden. Zum einen schaltet sich das System bei einem SoC kleiner als Null ab. Des Weiteren wird die Leistungsabnahme bei einer Zellaußentemperatur von mehr als 60°C unterbrochen, da ab dieser Temperatur die Gefahr des Thermal Runaway steigt. Das Batteriesystem ist thermisch mit dem Modell *heatedPipe* verbunden, mit dem der Wärmeeintrag in ein strömendes Medium berechnet werden kann. Über *source* und *sink* werden der Druck und die Anfangstemperatur des Mediums festgelegt. Mit *volumeFlow* kann der Durchfluss des Mediums eingestellt werden. Ist der Durchfluss Null, wirkt das Medium in *heatedPipe* wie eine thermische Kapazität.
In Abbildung 6-29 rechts wurde das Modell um ein einfaches Kühlsystem erweitert. Dabei ist der innere Kreislauf wassergekühlt und der äußere luftgekühlt. Ergebnisse aus den Voruntersuchungen führten hierbei z.b. dazu, dass z.B. eine Kühlgeometrie der Batterie mit 4mm Kanalbreite festgelegt und eine mittlere Wärmeleistung von 2,8kW zur Vorauslegung des Wärmeübertragers verwendet wurde. Für die Initialisierung der Modellparameter wurde einige weitere Parameter berechnet bzw. Annahmen getroffen, die in Tabelle 6-4 zusammengefasst sind.

Tabelle 6-4: Simulationsparameter der batterieelektrischen Energieversorgung

Ohne Kühlung		**Mit Kühlung**	
n_p	167	kA	750 W/K
n_s	86	p_1	1 bar
Medium	Wasser 40°C	p_2	1 bar
$V_{KSys,BS}$	Siehe Tabelle 5-29	Medium 1	Wasser 30°C
		Medium 2	Luft 20°C

	$V_{KSys,BS}$	66,475 l
	$\dot{V}_1$	$6{,}762 \cdot 10^{-5}$ m³/s
	$\dot{V}_2$	0,293 m³/s

6.2.2.2. Simulationsergebnisse

Mithilfe der beiden Systemmodelle wurden unterschiedliche Parameter- und Sensitivitätsstudien durchgeführt, die Erkenntnisse über das elektrische und thermische Verhalten des batterieelektrischen Systems liefern sollten. Dieser Bericht liefert eine Übersicht über die wesentlichen Ergebnisse. Für eine detaillierte Beschreibung der Studien sei an dieser Stelle auf [MA Rosenberg] verwiesen.

Für das System ohne Kühlung wurden die Geometrie des Kühlkonzepts über die Kühlkanalbreite, unterschiedliche, konstante Leistungen sowie das Medium des Kühlsystems (Wasser, Luft) unter Berücksichtigung der druck- und temperaturabhängigen Stoffwerte variiert:

- Für die konstante Leistungsentnahme wird das elektrische Verhalten gut abgebildet. Die Spannung wird mit abnehmenden SoC niedriger und der Strom steigend entsprechend an.
- Die irreversible Wärmeentwicklung ist über die Betrachtungszeiträume größer als die reversible Wärme. Fällt der SoC unter 20% ist ein Anstieg der irreversiblen Wärme zu verzeichnen.
- Je höher die Leistungsentnahme, desto höher ist die Temperatur am Ende des Entladungsvorgangs und desto größer ist der Gradient der Temperatur.
- Für Luft hat die Kanalbreite keinen signifikanten Einfluss auf die Temperatur des Batteriesystems. Das lässt sich durch die thermischen Kapazitäten der Luft und des Batteriesystems erklären. Die Wärmekapazität der Luft ist um den Faktor 10 000 kleiner und hat daher keinen merklichen Einfluss auf die Temperatur.
- Für Wasser als Kühlmedium erkennt man hingegen einen signifikanten Einfluss zwischen der Kanalbreite und der Batterietemperatur. Je größer die Kanalbreite ist, desto kleiner ist der Bereich, in dem sich die Batterietemperatur bewegt. Das lässt sich ebenfalls durch die deutlich größere thermische Kapazität erklären.
- Trotz unterschiedlicher Geometrien und Medien kann das Batteriesystem für alle Leistungen betrieben werden. Auch ohne aktive Kühlung bleibt die Funktionalität bestehen.

Basierend auf diesen Erkenntnissen wurde für das System mit ungeregelter Kühlung eine Kühlkanalbreite von 4mm und Wasser als Kühlmedium festgelegt. Neben den verschiedenen Leistungen, was einer Untersuchung einzelner Missionssegmente entsprach, wurden darüberhinaus die Einflüsse von der Eintrittstemperatur der Luft, Durchflussgeschwindigkeit des Kühlwassers, Volumenstrom der Luft sowie den kA-Wert des Wärmeübertragers variiert. Ziel war es neben der Analyse von Zustandsgrößen (z.B. Ein- und Austrittstemperaturen) auch Leistungsanforderungen an die Komponenten (z.b. Pumpe) ableiten zu können.

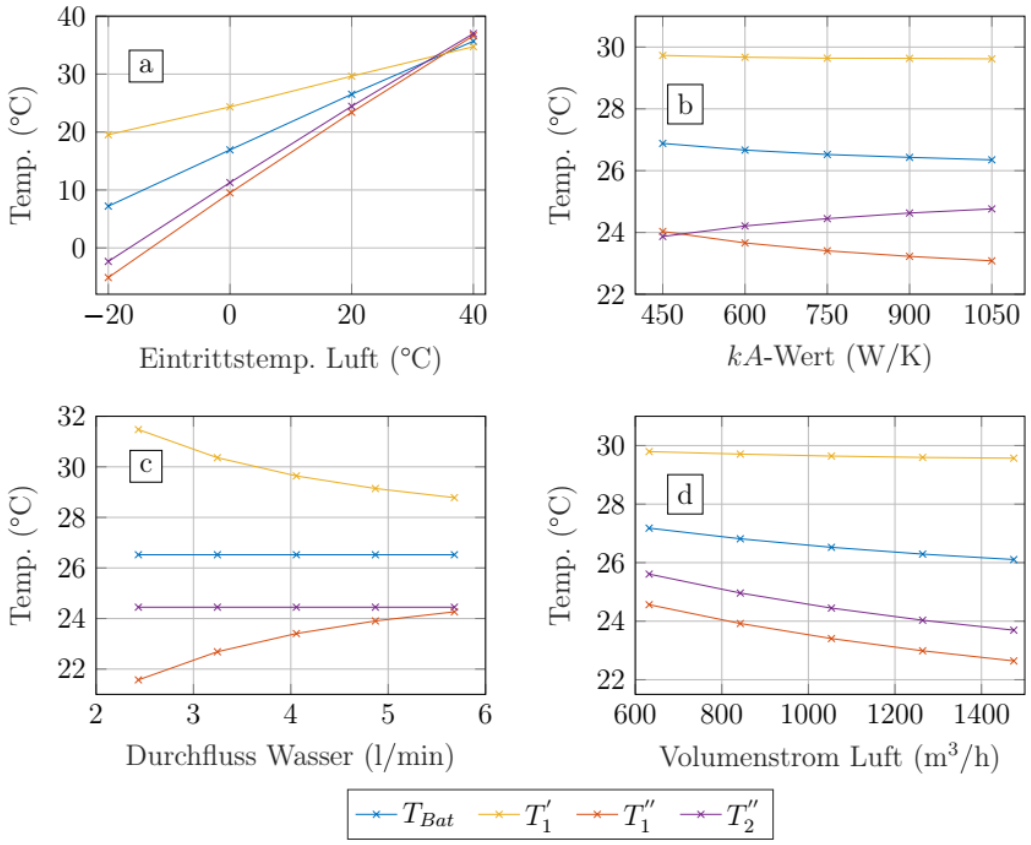

Abbildung 6-30: Ergebnisse der Parametervariation für das System mit Kühlsystem (SoC=0,2)

Eine Übersicht der Ergebnisse für ein SoC von 0,2 zeigt Abbildung 6-30. Diese lassen sich wie folgt zusammenfassen:

- Die Eintrittstemperatur der Luft ist eine entscheidende Größe für die Auslegung des Kühlsystems ist. Ist das System ungeregelt, wird die Funktionalität maßgeblich durch die Eintrittstemperatur der Luft bestimmt.
- Je höher die Aussentemperatur, desto höher ist auch die resultierende Batterietemperatur. Steigt die Eintrittstemperatur der Luft, kann der Wärmeübertrager weniger Wärme abführen. Dadurch verbleibt mehr Wärme im Batteriesystem, wodurch sich das System stärker erwärmt.
- Bei 40°C ist das Wasser beim Eintritt in das Batteriesystem wärmer als beim Austritt. Die Umgebungsluft erwärmt das Batteriesystem und eine Kühlung ist nicht mehr möglich. Der Schnittpunkt der Kurven ist die Temperatur, bis zu der eine Kühlung noch möglich ist. Für das Batteriesystem liegt dieser Punkt bei etwa 35°C.
- Je höher die Übertragungsfähigkeit des Wärmeübertragers (kA-Wert), desto niedriger die Batterietemperatur und die Temperatur des Wassers, das im Batteriesystem zirkuliert. Im Gegensatz dazu steigt die Austrittstemperatur der Luft

- Der Durchfluss des Wassers beeinflusst nicht die Temperatur der Batterie und die Austrittstemperatur der Luft und hat somit keinen Einfluss auf die Menge an abgeführter Wärme.
- Der Durchfluss hat jedoch einen entscheidenden Einfluss auf die Ein- und Austrittstemperatur des Kühlwassers. Bei hohen Durchflüssen kann die Wärme schneller abgeführt werden. Dadurch näheren sich die beiden Temperaturen an. Daher ist der Durchfluss des Wassers eine entscheidend Größe, um eine gleichmäßige Temperaturverteilung im Batteriesystem zu erreichen.
- Der Volumenstrom der Luft hat einen Einfluss auf alle Zustandsgrößen. Mit größeren Volumenströmen sinken alle Temperaturen, da dem System mehr Wärme entzogen wird. Folglich ist der Volumenstrom der Luft die entscheidende Stellgröße, um die Temperatur des Systems zu regeln.

Nachdem das thermische Verhalten und der Einfluss eines Kühlsystems für einzelne Missionssegmente untersucht wurde, sollte abschließend das thermische Verhalten über die gesamte Flugmission untersucht werden. Dafür wurden das Lastprofil aus Abbildung 2-2 als Eingangsgröße verwendet.
In Abbildung 6-31 wird Temperatur des Batteriesystems über die Flugmission dargestellt. Das System wurde mit und ohne Kühlung simuliert. Beide Systeme können die Flugmission erfolgreich durchführen. Dennoch ist der Einfluss des Kühlsystems deutlich zu erkennen. Die Temperatur des Systems ohne Kühlung steigt während der gesamten Mission stärker an. Daher ist die Endtemperatur des Systems ohne Kühlung um etwa 5,5°C höher. In beiden Fällen wird der Gradient der Temperatur durch die Höhe der Leistung beeinflusst. Dennoch fällt durch die Kühlung die Steigung geringer aus, wodurch sich die geringere Endtemperatur erklären lässt. Auch in den Phasen des Reiseflugs steigt die Temperatur trotz Kühlung an. Grund dafür ist, dass das Kühlsystem auf eine Batterietemperatur von 30°C ausgelegt ist. Folglich erwärmt sich das Batteriesystem während der gesamten Mission. Während der Loiter-Phase (zwischen 45 und 65 min) scheint sich die Temperatur nicht zu verändern. Hier stehen die Kühlung und der Erwärmungsvorgang in einem thermischen Gleichgewicht, das sich erst mit dem Beginn der Landung wieder ändert.

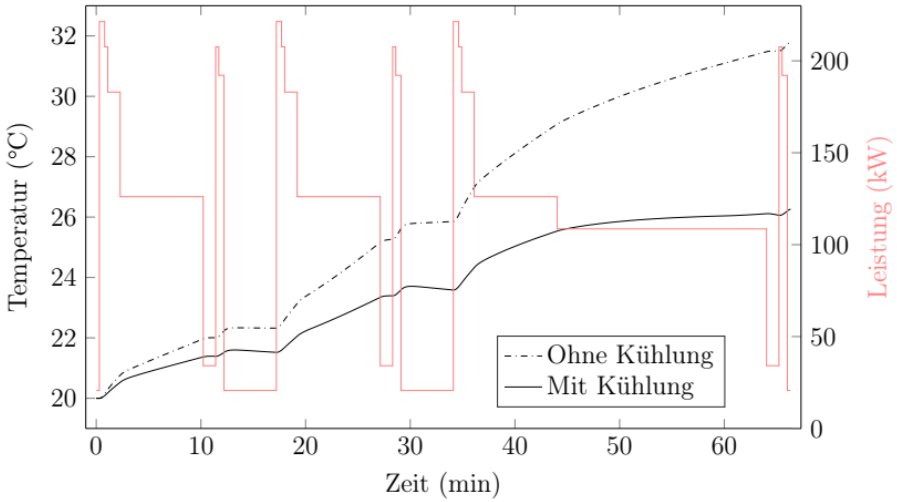

Abbildung 6-31: Batterietemperatur über die gesamte Mission mit und ohne Kühlung

6.2.3. Brennstoffzellenbasierte Energieversorgung

6.2.3.1. Systemmodell mit und ohne Kühlung

Für die Untersuchung des zeitlichen Verhaltens wurde das batterieelelektrische Systemmodell basierend auf den Vorauslegungen in Abschnitt 5.2.3 und dem Stackmodell in Abschnitt 6.1.3 in Dymola umgesetzt. Um die Modellierung und die verschiedenen Untersuchungen zweckmäßig zu gestalten, wurde zunächst ein Modell ohne Kühlung implementiert. Basierend auf den daraus gewonnen Erkenntnissen wurde schließlich ein geeignetes Modell mit Kühlsystem implementiert.

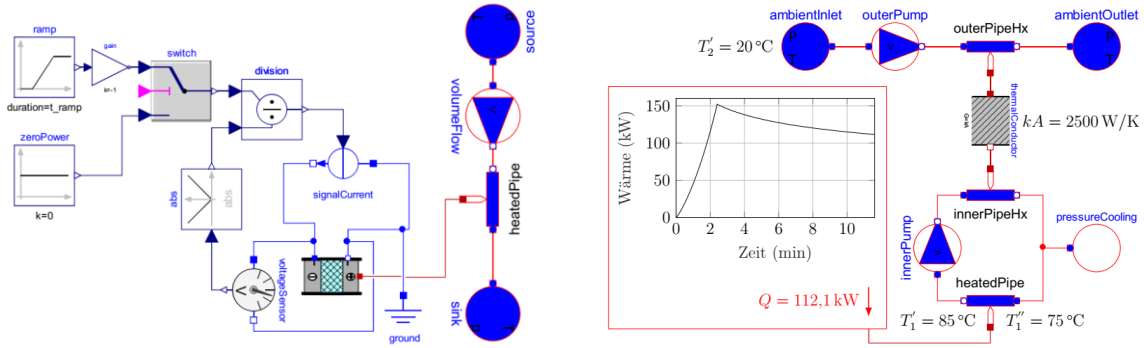

Abbildung 6-32: Umsetzung des BZ-Gesamtsystemmodells ohne Kühlung (links) und mit Kühlung (rechts)

In Abbildung 6-32 links ist das umgesetzte Systemmodell ohne Kühlung zu sehen. Bis auf die Brennstoffzelle, ähnelt der Aufbau dem batterieelektrischen System (vgl. Abbildung 6-29). Der einzige Unterschied ist der Block *ramp*. Bei dem Brennstoffzellenmodell wird die Leistung nicht als konstanter Wert, sondern in Form einer Rampenfunktion an das Modell übergeben. Das ist notwendig, da die Brennstoffzelle für eine Betriebstemperatur von 80°C ausgelegt wurde und die Spannung mit der Temperatur steigt. Wählt man z.B. eine Starttemperatur von 20°C und belastet das System mit einer konstanten Leistung, steigt der Strom, so dass die maximale Stromdichte überschritten werden kann. Daher wird dem System die Leistung mit der Rampenfunktion

entnommen, sodass die Temperatur ansteigen kann. Im Steigflug wird mit 199,7 kW die größte Leistung benötigt. Für diese Leistung wird die Dauer des Anstiegs auf 250 s festgelegt. Für die anderen Leistungen wurde die Dauer des Anstiegs so berechnet, dass die Steigung der Rampen für alle Leistungen gleich ist.

In Abbildung 6-32 rechts wurde das Modell um ein einfaches Kühlsystem erweitert. Dabei ist der innere Kreislauf wassergekühlt und der äußere luftgekühlt. Ergebnisse aus den Voruntersuchungen führten hierbei z.b. dazu, dass z.B. eine Kühlgeometrie festgelegt und eine mittlere Wärmeleistung von 112,1 kW zur Vorauslegung des Wärmeübertragers verwendet wurde (siehe Abschnitt 5.2.4). Für die Initialisierung der Modellparameter wurden einige weitere Parameter berechnet bzw. Annahmen getroffen, die in Tabelle 6-5 zusammengefasst sind.
Um die Simulationsergebnisse in einem plausiblen Bereich zu halten, gibt es zwei Kriterien, die die Simulation beenden können. Zum einen schaltet das System ab, wenn die Stromdichte 1,4 A/cm^2 übersteigt. Des Weiteren darf die maximale Temperatur des Systems 100°C nicht überschreiten.

Tabelle 6-5: Parameter der Energieversorgung mit Brennstoffzellensystem

Ohne Kühlung		**Mit Kühlung**	
A_{cell}	349 cm^2	kA	2500 W/K
N	1019	p_1	1 bar
Medium	Wasser 60°C	p_2	1 bar
Skalierungsfaktor	43,42	Medium 1	Wasser 80°C
$V_{KSys,FC}$ [l]	Siehe Tabelle 5-32	Medium 2	Luft 20°C
		$V_{KSys,BS}$	18,764 l
		$\dot{V}_1$	0,0027 m^3/s
		$\dot{V}_2$	3,429 m^3/s

6.2.3.2. Simulationsergebnisse

Mithilfe der beiden Systemmodelle wurden unterschiedliche Parameter- und Sensitivitätsstudien durchgeführt, die Erkenntnisse über das elektrische und thermische Verhalten des Brennstoffzellensystems liefern sollten. Dieser Bericht liefert eine Übersicht über die wesentlichen Ergebnisse. Für eine detaillierte Beschreibung der Studien sei an dieser Stelle auf [MA Rosenberg] verwiesen.
Für das System ohne Kühlung wurden die Geometrie des Kühlkonzepts und vier unterschiedliche, konstante Leistungen mit insgesamt 16 Kombinationen untersucht:

- Mit steigendem Strom bzw. ansteigender Leistung (in der Ramp-Up Phase) sinkt die Spannung, da keine spannungsregulierende Leistungselektronik simuliert wird

- Bei konstanter Leistungsentnahme steigt die Temperatur an. Bei höheren Temperaturen steigt die Zellspannung, wodurch wiederum der Strom sinkt und die Spannung ansteigt.
- Die Gesamtleistung ist proportional zum Strom, weshalb sich Verläufe ähneln (siehe auch Gleichung (59)
- Der elektrische Wirkungsgrad (als Quotient der elektrischen zur Gesamtleistung) sinkt mit steigenden Strömen
- Bei geringen Leistungen kann sich ein stationärer Endwert für die Temperatur einstellen, der unter der maximalen Betriebstemperatur liegt. Je größer die Leistung, desto schneller wird die maximale Betriebstemperatur erreicht. Die meisten, untersuchten Leistungen waren jedoch so hoch, dass die maximale Betriebstemperatur erreicht und die Simulation beendet wurde. Die Analysen haben gezeigt, dass die Brennstoffzelle nur für geringe Leistungen ohne Kühlung betrieben werden kann.
- Die Geometrie der Kühlung spielte eine untergeordnete Rolle. Je kleiner zwar die thermische Kapazität der Kühlung ist, desto höher ist auch die Endtemperatur. Der Unterschied zwischen den Geometrien ist aber nur sehr gering. Daraus lässt sich ableiten, dass nicht die Geometrie, sondern die Leistung, die entscheidende Einflussgröße ist.

Basierend auf diesen Erkenntnissen wurde für das System mit ungeregelter Kühlung die Kühlgeometrie 1 (siehe Tabelle 5-32) und Wasser als Kühlmedium festgelegt. Neben den verschiedenen Leistungen, was einer Untersuchung einzelner Missionssegmente entsprach, wurden darüberhinaus die Einflüsse von der Eintrittstemperatur der Luft, Durchflussgeschwindigkeit des Kühlwassers, Volumenstrom der Luft sowie den kA-Wert des Wärmeübertragers variiert. Ziel war es neben der Analyse von Zustandsgrößen (z.B. Ein- und Austrittstemperaturen) auch Leistungsanforderungen an die Komponenten (z.b. Pumpe) ableiten zu können.

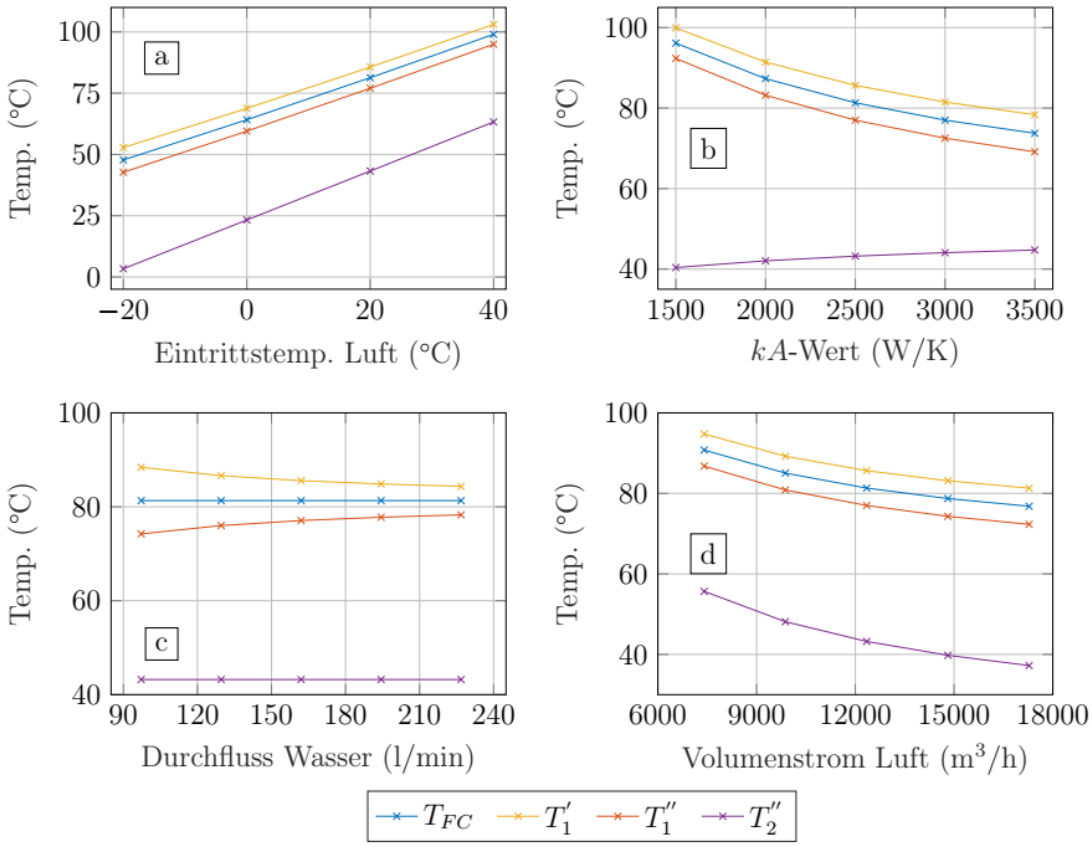

Abbildung 6-33: Ergebnisse der Parametervariation für das System mit Kühlsystem (Reisflugleistung, Zustand für Zeitpunkt 50 min)

Eine Übersicht über die Ergebnisse der Parametervariation zeigt Abbildung 6-33. Dabei sind sind die Temperatur der Brennstoffzelle (T_{FC}), die Eintrittstemperatur des Wassers in die Brennstoffzelle (T_1''), die Austrittstemperatur aus der Brennstoffzelle (T_1') und die Austrittstemperatur der Luft (T_2'') für die variierten Parameter zu sehen. Insgesamt kann folgendes festhalten:

- Für niedrige Leistungen ist die Kühlleistung zu hoch, die Betriebstemperatur von 80°C wird nicht erreicht. Ist die Leistungsentnahme dauerhaft wesentlich höher, wird die maximale Temperatur der Brennstoffzelle erreicht und die Simulation wurde beendet. Für Leistungen um den Auslegungspunkt herum, ist das Kühlsystem und der Wärmeübertrager passend auslegt.
- Je höher die Umgebungstemperatur und damit die Eintrittstemperatur der Luft, desto höher auch die Temperatur (linearer Anstieg). Bei 40 ◦C übersteigt das Kühlwasser 100°C (Hinweis: begrenzte Aussagekraft, da Phasenwechsel nicht modelliert wurde). Die maximale Außentemperatur des ungeregelten Systems liegt somit unter 40°C.
- Steigt die Wärmeübertragungsfähigkeit kA, sinkt die Temperatur der Brennstoffzelle und des Kühlwassers. Die Austrittstemperatur der Luft steigt hingegen an, da eine größere Wärmemenge übertragen wird.

- Die Temperatur der Brennstoffzelle und die Austrittstemperatur der Luft sind unabhängig vom Durchfluss des Wassers. Die Ein- und Austrittstemperatur des Kühlwassers nähern sich hingegen an. Damit ist der Durchfluss des Kühlwassers, wie bei der Batterie, die entscheidende Größe, um eine gleichmäßige Temperaturverteilung in der Brennstoffzelle zu gewährleisten.
- Mit zunehmendem Volumenstrom sinken alle Temperaturen. Durch den größeren Volumenstrom der Luft kann mehr Wärme abgeführt werden. Damit ist der Volumenstrom der Luft die entscheidende Größe, um die Kühlleistung zu verändern

Nachdem das thermische Verhalten und der Einfluss eines Kühlsystems für einzelne Missionssegmente untersucht wurde, sollte abschließend das thermische Verhalten über die gesamte Flugmission untersucht werden. Dafür wurde das Lastprofil aus Abbildung 2-2 als Eingangsgröße verwendet.
Das Ergebnis ist in Abbildung 6-34 zu sehen. Das ursprüngliche Missionsprofil musste für die Simulation so angepasst werden, um den sprunghaften Übergang von der Start- auf die Steigleistung durch einen linearen Anstieg zu ersetzen. Das System ohne Kühlung ist nicht in der Lage die Mission erfolgreich zu erfüllen. In Minute 8 erreicht die Brennstoffzelle die maximal zulässige Temperatur von 100°C und die Simulation musste beendet werden. Hiermit wurde die Notwendigkeit einer Kühlung für die Brennstoffzelle unterstrichen. Das System mit Kühlung kann die Flugmission erfolgreich erfüllen und die maximale Temperatur beträgt 92°C. Am Temperaturverlauf erkennt man, dass das System mit einer konstanten Kühlleistung betrieben wird. In Flugphasen die hohe Leistungen erfordern, steigt die Temperatur, da nicht genug Wärme abgeführt werden kann. Werden nur geringe Leistungen benötigt, wird dem System zuviel Wärme entzogen, sodass die Temperatur sinkt. Daraus lässt sich ableiten, dass sowohl die Brennstoffzelle, als auch das Kühlsystem, für einen optimalen Betrieb geregelt werden müssen.

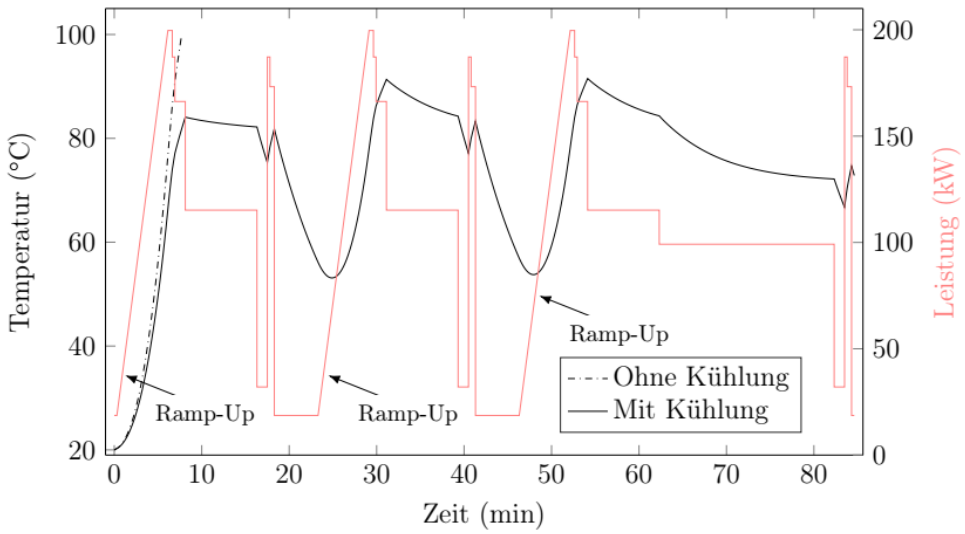

Abbildung 6-34 Temperatur des Brennstoffzellensystems über die gesamte Mission mit und ohne Kühlung

6.2.4. Hybride Energieversorgung mit Batterie und Brennstoffzelle

6.2.4.1. Systemmodell

Die dritte Antriebsstrangkonfiguration, die untersucht werden sollte, war eine Kombination aus Batterie und Brennstoffzelle. Dabei sollte die Brennstoffzelle die Grundlast im Reiseflug bereitstellen. Die Batterie sollte dann für die Spitzenleistungen zugeschaltet werden. Folglich war der erste Schritt der Auslegung, die Leistung aufzuteilen. Es wurde angenommen, dass die Brennstoffzelle auf die Leistung im Reiseflug (97,1 kW) ausgelegt wurde. Die restliche Leistung musste vom Batteriesystem bereitgestellt werden. Die Größen für die ausgelegte Batterie und Brennstoffzelle sind in Tabelle 5-28 und in Tabelle 5-31 zu finden.
Der Aufbau des Systemmodells ohne Kühlung ist in Abbildung 6-35 dargestellt. Wie man erkennt, besteht das Modell aus der Kombination beider vorangegangen Modelle. Über eine Fallunterscheidung wird die Leistung auf die beiden Energieversorgungssysteme verteilt. Die gesamte Leistung wird, ähnlich wie bei dem reinen Brennstoffzellenantrieb, über eine Rampenfunktion bereitgestellt. Übersteigt die Leistung die Reiseflugleistung, wird die Batterie dazugeschaltet. Die Initialisierung des Modells fand dabei über die ausgelegten Komponenten und weiterer errechneter Parameter statt (siehe

Tabelle 6-6). Auf eine Darstellung des Systemmodells mit Kühlung wurde an dieser Stelle verzichtet, orientiert sich aber ebenfalls an den beiden Systemmodellen für die Batterie und die Brennstoffzelle (vgl. Abbildung 6-29 und Abbildung 6-32).

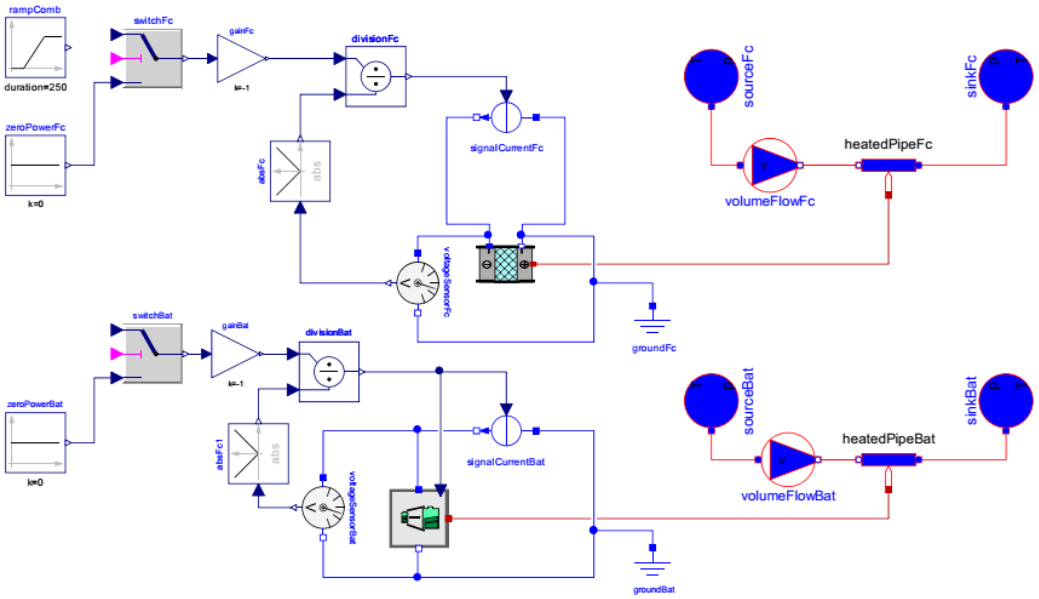

Abbildung 6-35: Systemmodell des Lufttaxis mit Batterie und Brennstoffzelle ohne Kühlung

Tabelle 6-6: Parameter des hybriden Energieversorgung mit und ohne Kühlung

Ohne Kühlung (Batterie)		**Mit Kühlung (Batterie)**	
n_p	167	kA	183,1 W/K
n_s	86	p_1	1 bar
Medium	Wasser 40°C	p_2	1 bar
$V_{KSys,BS}$	16,305 l	Medium 1	Wasser 30°C
		Medium 2	Luft 20°C
		$\dot{V}_1$	$1{,}651 \cdot 10^{-5}$ m³/s
		$\dot{V}_2$	0,074 m³/s
Ohne Kühlung (Brennstoffzelle)		**Mit Kühlung (Brennstoffzelle)**	
Acell	169 cm²	kA	2259 W/K
N	1019	p_1	1 bar
Medium	Wasser 60°C	p_2	1 bar
Skalierungsfaktor	28,236	Medium 1	Wasser 80°C
$V_{KSys,FC}$	9,149 l	Medium 2	Luft 20°C
		$\dot{V}_1$	0,0025 m³/s
		$\dot{V}_2$	3,099 m³/s

6.2.4.2. Simulationsergebnisse

Mithilfe der beiden Systemmodelle wurden unterschiedliche Parameter- und Sensitivitätsstudien durchgeführt, die Erkenntnisse über das elektrische und thermische Verhalten des hybriden Energieversorgungssystems liefern sollten.

Für das System ohne Kühlung wurden für die beiden Energieversorgungssysteme je eine Geometrie der Kühlung gewählt. Für die Batterie wurde eine Kanalbreite von 4 mm gewählt und als Medium Wasser bei 40°C genutzt. Bei der Brennstoffzelle wurde die Geometrie 1 und als Medium Wasser bei 60 °C verwendet. Dazu wurden vier konstante Leistungen für unterschiedliche Missionssegmente untersucht:

- Reiner Brennstoffzellenbetrieb führt bei niedrigen Leistungen zu stationärem Endwert
- Mit ansteigender Leistung (bis Reiseflugleistung) ist eine schnelle Erwärmung mit Erreichen der maximalen Betriebstemperatur der Brennstoffzelle zu erkennen (Abbruchkriterium der Simulation).

- Bei höherer Leistung wird Batterie erfolgreich dazugeschaltet und zeigt steigendes Temperaturverhalten.

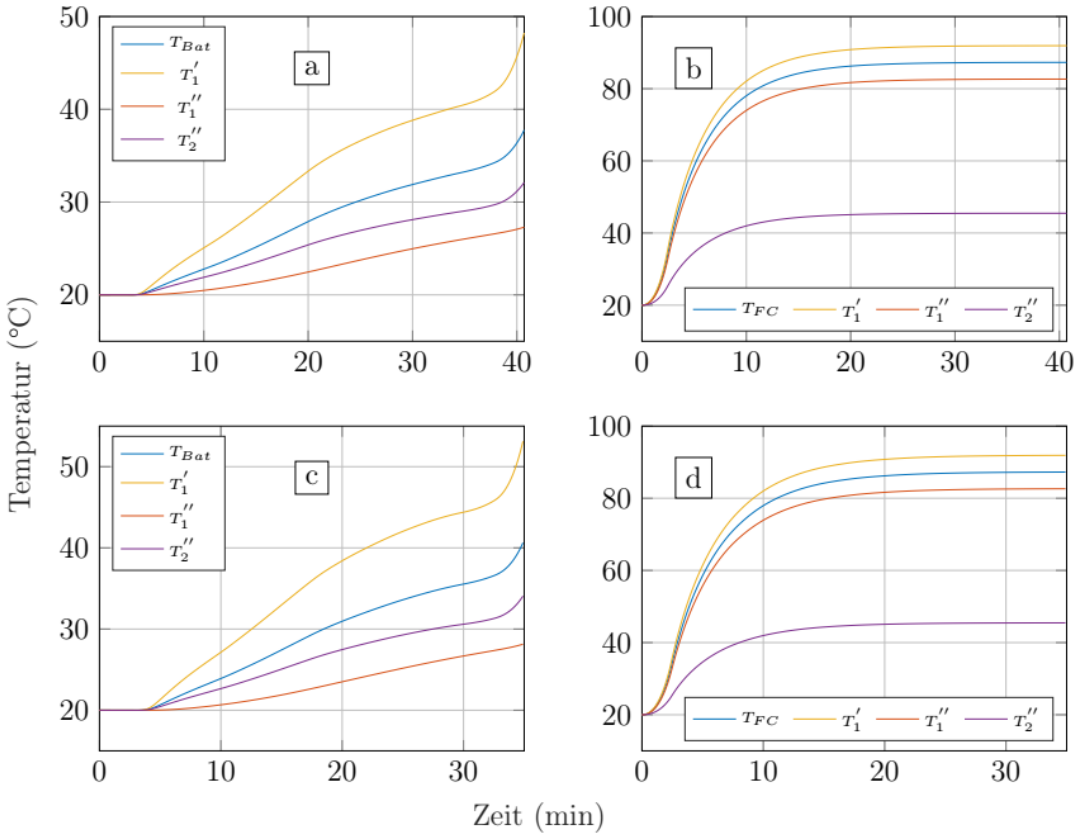

Abbildung 6-36: Temperaturen für die Schwebeleistung und Steigleistung der Batterie (a und c) und Brennstoffzelle (b und d)

Für das System mit ungeregelter Kühlung wurde das Verhalten für unterschiedliche, konstante Leistungen untersucht. Folgende Ergebnisse können festgehalten werden:

- Start- und Reiseflugleistung: nur das Brennstoffzellensystem ist in Betrieb und kann kontinuierlich mit Kühlung betrieben werden und ist auch im Verhalten ähnlich dem Brennstoffzellensystem aus Abschnitt 6.2.3.

Höhere Leistungen (siehe

- Abbildung 6-36) zeigen gleiches Verhalten des Brennstoffzellensystem wie Reiseflug, da gleiche Leistungsentnahme
- Mehr-Leistung wird von der Batterie übernommen. Die Batterietemperatur übersteigt dabei deutlich die angestrebte Temperatur von 30°C, was auf eine unterdimensionierte Auslegung des Kühlsystems hindeutet. Jedoch ist die Batterieleistung nicht dauerhaft im Betrieb vorgesehen und stellt daher nur eine theoretische Untersuchung dar (ggf. bei Ausfall Brennstoffzellensystem)

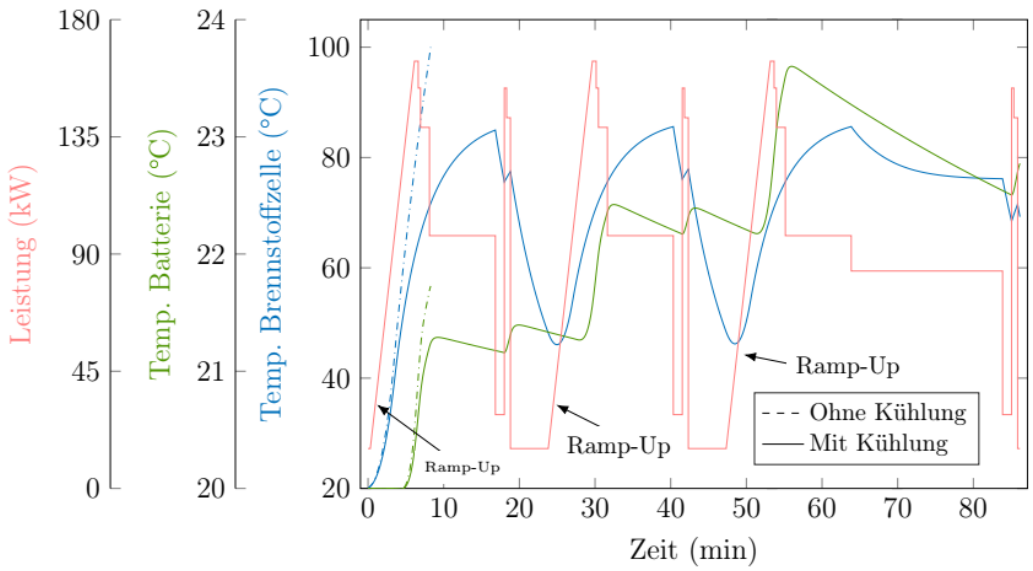

Abbildung 6-37: Temperatur von Batterie und Brennstoffzelle über die gesamte Mission

Nachdem das thermische Verhalten und der Einfluss eines Kühlsystems für einzelne Missionssegmente untersucht wurde, sollte abschließend das thermische Verhalten über die gesamte Flugmission untersucht werden. Dafür wurde das Lastprofil aus Abbildung 2-2 als Eingangsgröße verwendet.

Das Ergebnis ist in Abbildung 6-37 zu sehen. Auch hier wurde das ursprüngliche Lastprofil angepasst, damit das Brennstoffzellenmodell simuliert werden konnte. Die gestrichelten Linien zeigen die Temperaturen für das System ohne Kühlung. Wie bei dem Brennstoffzellensystem, konnte die Mission ohne Kühlung nicht erfolgreich durchgeführt werden. In Minute 9 erreichte die Brennstoffzelle die maximal zulässige Temperatur von 100°C und die Simulation wurde beendet. Durch das Kühlkonzept konnte die Mission jedoch erfolgreich durchgeführt werden. Der Brennstoffzelle wird maximal die Reiseflugleistung (hier: 97,1 kW) entnommen. Man erkennt, dass sich die Brennstoffzelle in jedem Segment der Mission bis zum Ende des Reiseflugs erwärmt. Bei einem längeren Reiseflug würde sich eine stationäre Endtemperatur einstellen. Wird eine geringere Leistung entnommen, entzieht das ungeregelte Kühlsystem der Brennstoffzelle mehr Wärme, sodass die Temperatur sinkt.

Die Batterie wurde für Leistungen, die größer als die Leistung des Reiseflugs waren, zugeschaltet. Mit der Leistungsaufnahme stieg die Temperatur der Batterie an. Sank die Leistung wieder auf oder unter die Leistung im Reiseflug, wurde der Batterie Wärme entzogen, da das Kühlsystem kontinuierlich betrieben wurde. Auch hier erkennt man, dass durch ein geregeltes System eine gleichmäßigere Temperaturverteilung erreicht werden kann.

7. Zusammenfassung und Ausblick

7.1. Systemmodell

Für die Umsetzung komplexer technischer Systeme wie das eVTOL ist ein systematisches Vorgehen zur Steuerung und Überwachung des Designprozesses unerlässlich. Auf Grund der zahlreichen Vorteile sowie einen hohen Innovationsgrad wurde hierfür der Model-Based Systems Engineering Ansatz gewählt. Das Ziel war es, ein zentrales Systemmodell zu entwickeln, in welchem Rahmenbedingungen für das Systemdesign vorgegeben werden können, auf der anderen Seite jedoch auch Ergebnisse aus dem Design auf Flugzeugebene bewertet werden können. Ferner sollte der Designprozess im Modell abgebildet werden können, um stets eine Nachverfolgbarkeit gewährleisten zu können. Dies ermöglicht auch, eventuell erforderliche Anpassungen im Design hinsichtlich der Auswirkung auf andere Systeme untersuchen zu können.

Das Systemmodell wurde im Cameo Systems Modeler realisiert. Die Modellstruktur orientiert sich dabei an der ARP4754A, der Empfehlung zur Entwicklung von Luftfahrtzeugsystemen. Beginnend von der höchsten Integrationsebene (Aircraft Level) werden die Systeme in einem Top-Down Ansatz bis auf die niedrigste Ebene (Item Level) zunehmend genauer spezifiziert. Mit Hilfe einer immer wiederkehrenden Ordnerstruktur verzahnen sich die einzelnen Ebenen ineinander, sodass eine ganzheitliche Betrachtung der Gesamtlösung erreicht wird.

Zunächst erfolgte die Analyse des Systemkontexts, das heißt die Interaktion des eVTOL mit seiner Umgebung. Hieraus lassen sich bereits Schnittstellen ableiten, die das Vehikel bereitstellen muss bzw. von der Umgebung erwarten kann. Daraufhin wurden Funktionen auf Flugzeugebene definiert, die von dem eVTOL ausgeführt werden müssen. Diese wurden in einem nächsten Schritt wiederum definierten Systemen zugeordnet. Die Grundlage hierfür bildete die standardisierte Gruppierung von Einrichtungen im Luftfahrtzeug nach ATA Kapiteln.

Die Interaktion der Flugzeugsysteme untereinander konnte in der Folge näher beschrieben werden. Neben der konsistenten Nutzung der zuvor im Systemkontext definierten Schnittstellen, wurden weitere Systemschnittstellen zur Ausführung der Funktionen festgelegt. Der Fokus lag dabei in Übereinstimmung mit den vorliegenden Arbeiten auf die Energieversorgung, die Flugsteuerung und den Antriebsstrang.

Wegen der generischen Definition einer Architektur kann das Modell auf oberster Ebene als lösungsunabhängig bezeichnet werden. Der nächste Detailgrad bezieht sich nun auf das konkrete Systemdesign, für welchen das Modell den Rahmen darstellt. Die darauffolgenden Entwicklungsprozesse wurden im Systemmodell umgesetzt, wodurch der ganzheitliche Ansatz erfolgreich realisiert werden konnte.

7.2. Teil Systemarchitektur Antriebsstrang

Für die Erstellung und Analyse sicherer Systemarchitekturen für den Antriebsstrang wurden an ARP4761 und ARP4754A orientierte Prozesse durchgeführt. Mögliche Systemarchitekturen wurden explorativ mithilfe von Reliability Block Diagrams auf ihre zu erwartenden Ausfallwahrscheinlichkeiten untersucht. Hierbei haben sich mehrere Architekturkandidaten nach

momentanem Wissensstand als grundsätzlich zu unsicher erwiesen. Hierzu zählen grundsätzich Quadcopter-Anordnungen und bei der Konfiguration „Quadcopter mit Pusher“ Versionen mit simplex Komponenten für den Rotorantrieb.
Bei den verbleibenden Architekturen wurde der Einfluss des möglichen Ausfalls von FCCs und Batterien untersucht, wobei sich herausstellte, dass dies die errechnete Ausfallwahrscheinlichkeit zwar erhöht, aber noch nicht die grundsätzliche Zuverlässigkeitsanforderung von $1 \cdot 10^{-9} \frac{1}{FH}$ verletzt.
Mithilfe einer iterativen Fehlerbaumanalyse wurden zu erwartende Fehlfunktionen des Systems untersucht und notwendige Schutzmaßnahmen im Design identifiziert.
Aus den Sicherheitsanalysen wurden diverse Anfrderungen für nachfolgende Designschritte aufgestellt. Im detaillierten Entwurf werden die Batterien derart ausgelegt werden müssen, dass unabhängig von der Gesamtanzahl grundsätzlich zwei Batterien glechzeitig ausfallen können, ohne dass dies zum Verlust der Schwebeflugkapazität führt. Die grundsätzliche Realisierbarkeit eines sicheren Systemkonzepts ist auf Basis der vorliegenden Analysen möglich.

7.3. Teil elektromechanischer Antriebsstrang

Es wurde ferner der Antriebsstrang der angedachten Multirotor-Konfiguration sowohl für die vier Hauptrotoren als auch für die Push-Propeller ausgelegt. Für den Antrieb der vier Hauptrotoren wurde aufgrund der niedrigen Rotordrehzahlen, die deutlich unterhalb von 1000 U/min liegen, sowohl die Möglichkeit eines Direktantriebes als auch die Verwendung eines Übersetzungsgetriebes vorgestellt und ausgelegt. In diesem Zusammenhang wurden die technischen Anforderungen an die einzelnen Antriebskomponenten bestimmt, mit auf dem Markt verfügbaren Modellen abgeglichen und geeignet erscheinde Komponenten beispielhaft für die jeweiligen Antriebsstränge ausgewählt.
Die entwickelten Antriebsstränge für die Hauptrotoren wurden zusätzlich sowohl mit als auch ohne Getriebe in Simulationsmodellen umgesetzt. So konnten alle ausgelegten Komponenten des Antriebsstrangs für eine Flugmission durchsimuliert werden, das Verhalten auf Drehzahlsprünge untersucht, sowie einzelne Parameter wie Drehmomente, Strombedarfe, Spannungsverläufe, Energiebedarfe und Leistungen für den Antrieb mit und ohne Getriebe genauer betrachtet und damit die Auslegungsmethoden verfeinert werden.
Dabei hat sich gezeigt, dass ein Direktantrieb des Hauptrotors aufgrund der niedrigen Drehzahlen mit herkömmlichen auf dem Markt verfügbaren Motoren nur unter Hinnahme deutlicher Effizienzverluste umsetzbar ist. Bei Verwendung eines Getriebes mit einem Übersetzungsverhältnis von beispielsweise 5:1 können herkömmliche Elektromotoren bereits in ihrem optimalen Betriebspunkt betrieben werden. So ist im Direktantrieb mit einem durchschnittlichen Wirkungsgrad von 89% mit einem Getriebe jedoch von ca. 94% zu rechnen. Da bei den Push-Propellern dahingegen Drehzahlen im Bereich von 1500 bis 3200 U/min erwartet werden, können diese problemlos direkt ohne Getriebe angetrieben werden.
Bei Betrachtung des anfallenden Systemgewichts fällt auf, dass das zusätzliche Gewicht, das für ein Getriebe im Hauptrotorantriebsstrang aufgewendet werden muss, aufgrund des geringeren erforderlichen Motordrehmoments und des sich daraus ergebenen niedrigeren Motorgewichts

mehr als ausgeglichen wird. So konnte das Antriebsgewicht mit Getriebe um ca. 6% gegenüber dem Direkantrieb gesenkt werden. Insgesamt muss für den Antrieb aller Hauptrotren und Pushrotoren von einem Antriebsgewicht von 420 kg bis 450 kg gerechnet werden.
Dabei ist ein voraussichtlich erforderliches Thermalmanagementsystem mit Kühlflüssigkeit und Wärmetauscher noch nicht inbegriffen. Insbesondere für den Direktantrieb ist die weitere Untersuchung des Kühlsystems aufgrund der deutlichen zu erwartenden Wärmeverluste essentiell. Die Untersuchungen dazu befinden sich aktuell noch in Arbeit.
Eine Möglichkeit eine weitere Reduzierung des Antriebsgewichtes zu erzielen, bietet unter Umständen die fortschreitende Entwicklung von Elektromotor-Getriebe-Einheiten mit Eingangsdrehzahlen von jenseits 20.000 U/min. Mit entsprechenden Getrieben versprechen diese eine weitere deutliche Reduzierung des Bauraums und des Gesamtgewichts, da das das Motorgewicht maßgeblich bestimmende Drehmoment bei derartigen Drehzahlen auf wenige Nm Drehmoment reduziert werden kann. Darüber hinaus sinkt der Strombedarf der Motoren, sodass auch die Leistungselektronik leichter ausfallen kann. In Summe können sich so deutliche Gewichtsvorteile ergeben. Da bislang jedoch noch wenig zu den tatsächlichen technischen Details, insbesondere deren Ausfallraten, vorhanden sind, wurde diese Antriebskombination bislang noch nicht tiefergehend untersucht. Sie sollten jedoch in zukünftigen Auslegungen berücksichtigt werden. Die Rennsportbranche könnte hier gute Anhaltspunkte liefern.

7.4. Teil Energieversorgungssystem

Der Einsatz von elektrischen Energiequellen in neuartigen eVTOL-Konzepten erforderte die Untersuchung des thermischen Verhaltens des Energieversorgungssystems. Ziel war es das elektrisch und insbesondere das thermische Verhalten mit Hilfe von Modellierung und Simulation in der frühen Entwurfsphase zu bewerten.
Als Komponenten des Energieversorgungssystems wurden Batterien und Brennstoffzellen untersucht. Es wurden elektrische und thermische Modelle erstellt und Kühlkonzepte entwickelt. Die Modelle und Konzepte wurden für die Auslegung der Komponenten und Erstellung von Simulationsmodellen verwendet.
Insgesamt wurden drei Energieversorgungssysteme ausgelegt und untersucht: ein batterieelektrisches Energieversorgungssystem, ein Energieversorgungssystem mit Brennstoffzelle sowie ein Energieversorgungssystem mit Batterie und Brennstoffzelle. Für diese Systeme wurden Simulationsmodelle ohne und mit ungeregelter Kühlung in Dymola implementiert und für diverse Parameter- und Sensitivitätsstudien genutzt.
Die wesentlichen Ergebnisse kann man wie folgt für alle drei Systeme zusammenfassen.

- Die Kühlung senkt die Temperatur der Batterie. Weitere Aspekte des Thermalmanagements sind hingegen nicht abgedeckt.
- Die Brennstoffzelle kann durch die Kühlung dauerhaft bei der ausgelegten Leistung betrieben werden.

- Die Umgebungstemperatur hat einen signifikanten Einfluss auf die Leistungsfähigkeit der Kühlung.
- Der Durchfluss des Wassers ist entscheidend für eine gleichmäßige Temperaturverteilung im Energieversorgungssystem.
- Über den Volumenstrom der Luft kann die Temperatur geregelt werden.

Abschließend wurde die komplette Flugmission für die drei Energieversorgungssysteme simuliert. Für das Batteriesystem konnte die Temperatur gesenkt werden. Das System mit Brennstoffzellenantrieb sowie das System mit dem kombinierten Energieversorgungssystem, konnten erst durch die Kühlung die Flugmission erfolgreich erfüllen.

Die gewonnen Erkenntnisse bieten verschiedene Ansatzpunkte für weitere Untersuchungen. Ein großer Bereich ist die Regelung des Energieversorgungs- und Kühlsystems. Die gewonnen Erkenntnisse können als Ansatzpunkte dienen um Mess- und Stellgrößen zu identifizieren und geeignete Regelstrategien zu entwickeln. Dabei sollte die Regelung des Kühlsystems nicht isoliert betrachtet werden. Es empfiehlt sich ein ganzheitliches Regelkonzept zu untersuchen, das u.a. durch die Leistungsregelung der Brennstoffzelle auch Einfluss auf die thermischen Lasten nehmen kann.

8. Referenzen

[1] O. Bertram, F. Jäger, V. Voth, J. Rosenberg, R. Cremerius. Stand der Technik und Forschung zu Bordsystemen von Lufttaxis. DLR-Interner Bericht. DLR-IB-FT-BS-2021-93. 108 S.

[2] O. Bertram, F. Jäger, V. Voth, J. Rosenberg. Onboard System Design Challenges of eVTOLs. HorizonUAM Symposium 2021, 22.-23.09.2021, virtual.

[3] R. Cremerius. Analyse der Zulassungsvoraussetzungen für Lufttaxis. DLR-Interner Bericht. DLR-IB-FT-BS-2021-117. Diplomarbeit. 94 S. 2021

[4] O. Bertram, F. Jäger, V. Voth, J. Rosenberg. Impact of Different Powertrain Architectures on UAM Vehicle Concepts. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2021, 31.08.-02.09.2021, Bremen / Virtuell.

[5] O. Bertram, F. Jäger, V. Voth, J. Rosenberg. UAM Vehicle Design with Emphasis on Electric Powertrain Architectures. 2022 AIAA SciTech Forum, 03.-06. Jan. 2022, San Diego, California, USA and Virtual. doi: 10.2514/6.2022-1995.

[6] F. Jäger, O. Bertram. Design Considerations for Safe, All-electric, Multirotor Propulsion Systems of UAMs". Electric & hybrid aerospace Technology Symposium 2021, 31.05-01.06, Frankfurt

[7] SAE International, "Guidelines for Development of Civil Aircraft and Systems (ARP4754A)," , 2010.

[8] SAE International, "Guidelines and Methods for Conducting the Safety Assessment Process on Civil Airborne Systems and Equipment (ARP4761)," , 1996.

[9] EASA. Special Condition for VTOL Aircraft. 2019.

[10] EASA. Proposed Means of Compliance with the Special Condition VTOL. 2020.

[11] Darmstadt PR, Catanese R, Beiderman A et al. "Hazards analysis and failure modes and effects criticality analysis (fmeca) of four concept vehicle propulsion systems". 2019

[12] Liscouët J, Pollet F, Jézégou J et al. "A methodology to integrate reliability into the conceptual design of safety-critical multirotor unmanned aerial vehicles". Aerospace Science and Technology:107681. 2022

[13] J. Rosenberg. Modellierung, Simulation und Analyse des thermischen Verhaltens von elektrischen Energiequellen für neuartige eVTOL-Konzepte. Masterarbeit. 166 S. 2021

[14] A. Spiegel. Auslegung, Modellierung und Simulation einer elektrischen Antriebseinheit für zukünftige Lufttaxi-Konzepte. Bachelorarbeit. 101 S. 2022

[15] A. Datta und W. Johnson. „Requirements for a Hydrogen Powered All-Electric Manned Helicopter". In: 12th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference and 14th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Indianapolis, USA, 17.–19. Sep. 2012, Seiten 1–28. doi: 10.2514/6.2012-5405.

[16] Electric Power System Architecture and Fault Tolerant VTOL Aircraft Using Same. Veröffentlichungsnr.: US 2020/0010187A1. Joby Aero, Inc. 2020.

[17] S. Schaal. ZF plant Serienstart von 800-Volt-Komponenten. 2021. url: https://www.electrive.net/2021/03/09/zf-plant-serienstart-von-800-volt-komponenten/, besucht am 28. 06. 2021.

[18] Panasonic. Introduction of NCR18650PF. 2013. url: https://www.akkuparts24.de/mediafiles/Datenblaetter/Panasonic/Panasonic%20NCR-18650PF.pdf, besucht am 19. 10. 2021.
[19] Panasonic. Lithium Ion, NCR18650PF. 2016. url: https://actec.dk/media/documents/70FC46554038.pdf, besucht am 19. 10. 2021
[20] J. Harrison, D. Charles, J. Zenker und E. Frank. „Using Multi-physics System Simulation to Predict Battery Pack Thermal Performance and Risk of Thermal Runaway During eVTOL Aircraft Operations". In: 2019 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium (EATS), Indianapolis, USA, 19.–22. Aug. 2019, Seiten 1–13. doi: 10.2514/6.2019-4406.
[21] U. Soupremanien, S. Le Person, M. Favre-Marinet und Y. Bultel. „Tools for designing the cooling system of a proton exchange membrane fuel cell". In: Applied Thermal Engineering 40 (2012), Seiten 161–173. doi: 10.1016/j.applthermaleng.2012.02.008
[22] P. Kollmeyer. „Panasonic 18650PF Li-ion Battery Bata", Mendeley Data, V1. 2018. doi: 10.17632/wykht8y7tg.1.
[23] N. A. Samad, B. Wang, J. B. Siegel und A. G. Stefanopoulou. „Parameterization of Battery Electrothermal Models Coupled With Finite Element Flow Models for Cooling". In: Journal of Dynamic Systems, Measurement and Control 139.7 (2017), Seiten 1–13. doi: 10.1115/1.4035742.
[24] R. O'Hayre, S.-W. Cha, W. Colella und F. B. Prinz. Fuel Cell Fundamentals. 3. Auflage. John Wiley & Sons, 2016. doi: 10.1002/9781119191766.
[25] M. Khan und M. Iqbal. „Modelling and Analysis of Electro-chemical, Thermal, and Reactant Flow Dynamics for a PEM Fuel Cell System". In: Fuel Cells 5.4 (2005), Seiten 463–475. doi: 10.1002/fuce.200400072.
[26] J. C. Amphlett, R. M. Baumert, B. A. Mann Peppley, P. R. Roberge und T. J. Harris. „Performance Modeling of the Ballard Mark IV Solid Polymer Electrolyte Fuel Cell: II. Empirical Model Development". In: Journal of the Electrochemical Society 142.1 (1995), Seiten 9–15.
[27] J. M. Seddon & S. Newman. "Basic Helicopter Aerodynamics." John Wiley & Sons, 2011.
[28] W. Johnson und C. Silva. "NASA concept vehicles and the engineering of advanced air mobility aircraft". The Aeronautical Journal, 2022, 126. Jg., Nr 1295, S. 59-91
[29] P.V. Diaz und S. Yoon. "Computational Sutdy of NASA's Quadrotor Urban Air Taxi Concept". In: 2020 AIAA SciTech Forum, Orlando, USA, 5. Jan. 2020, Seiten 1–13. https://doi.org/10.2514/6.2020-0302
[30] EASA. "Second Publication of Means of Compliance with the Special Condition VTOL". Issue 2, 29.06.2022
[31] Rand O, Khromov V. "Helicopter sizing by statistics." Journal of the American Helicopter Society 49:300–317. 2004
[32] J. Böcker, T. Huber, M. Meyer, W. Peters, D. Pohlenz, A. Specht. "Regelung elektrischer Traktionsantriebe in Elektro- und Hybridfahrzeugen". Universität Paderborn, 2010.
[33] EMRAX "User's Manual for Advanced Axial Flux Synchronous Motors and Generators".2017

[34] EMRAX. "EMRAX 348 Technical Data Table". 2020
[35] EMRAX. "EMRAX 228 Technical Data Table". 2020
[36] Gudmundsson S (2013) General aviation aircraft design: Applied Methods and Procedures. Butterworth-Heinemann
[37] D. Raymer. "Aircraft design: a conceptual approach. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc." 2012.
[38] W-tech. "Regelverfahren für elektrische Antriebe." Abgerufen 10.11.2022 http://www.servotechnik.de/fachwissen/regelung/f_beitr_00_605.htm
[39] J. Richter. "Modellbildung, Parameteridentifikation und Regelung hoch ausgenutzter Synchronmaschinen." KIT Scientific Publishing. 2016
[40] H. Tschöke. "Die Elektrifizierung des Antriebsstrangs". Springer Fachmedien Wiesbaden. Wiesbaden. 2015. doi: 10.1007/978-3-658-04644-6
[41] M. Homann. "Regelung einer permanenterregten Synchronmaschine." Regelungstechnisches Praktikum 1. Institut für Regelungstechnik IFR TU Braunschweig. 2016
[42] E. Akpinar "Calculation of Zero Sequence Inductance of a Three-Phase Reactor". 2017

9. Anhang

9.1. Flugmechanische Grundlagen

Thrust Hover
Seddon Formel 2.2

$$T_{Hover}=MTOM*g=2\cdot\rho_{Luft}\cdot A_{disk}\cdot v_i^2$$

Aus Seddon Formel 2.3

$$v_i=\sqrt{\frac{T_{Hover}}{2\cdot\rho_{Luft}\cdot A_{disk_total}}}$$

Thrust Vertical Climb
Aus Seddon Formel 2.8

$$T_{vertical\ Climb}=2\cdot A_{disk}\cdot(v_i+v_{climb})\cdot v_i$$

Thrust Vertical Descent
Aus Seddon Formel 2.12

$$T_{vertical\ Descent}=-2\cdot\rho_{Luft}\cdot A_{disk}\cdot(v_i+v_{climb})\cdot v_i$$

v_i hier vereinfachend als induzierte Geschwindigkeit im Schwebeflug verwendet

Tabelle 9-1: mit Ct=0.01443

	Thrust 1 (m=1789kg)	**Thrust 2 (m=2300kg)**
Hover	17,550 kN	22,563 kN
Vertical Climb	18,45072 kN	23,664 kN
Vertical Descent	16,64946 kN	21,462 kN

Widerstandsmomente

$$Q=C_P*\rho_{Luft}\cdot A_{disk}*\omega_i^2\cdot r_{rotor}^3 \tag{62}$$

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1-1: Darstellung der Multirotor-Konfiguration mit vier Rotoren und zwei Push-Rotoren als Forschungsplattform im Rahmen der Aktivitäten von im Arbeitspaket 2.3 in HorizonUAM-Projekt 6
Abbildung 2-1: Konzeptionelle Entwurfsmethodik für eVTOLs 8
Abbildung 2-2: Leistungsprofile der drei untersuchten Antriebsstrangkonfigurationen 9
Abbildung 3-1 Systemkontext für den operationellen Betrieb des eVTOL 12
Abbildung 3-2 Breakdown für die Systemarchitektur des eVTOL 13
Abbildung 3-3 Internes Diagramm zur Interaktion der essentiellsten Systeme im manuellen Flug 14
Abbildung 4-1: Darstellung der verschiedenen Betrachtungsstufen der Architekturentwicklung im Modell 17
Abbildung 4-2: Rotoreinheit mit duplex Motor und simplex Getriebe 18
Abbildung 4-3: Rotoreinheit mit duplex Motor und duplex Getriebe 18
Abbildung 4-4: Rotoreinheit mit duplex Motor ohne Getriebe 19
Abbildung 4-5 Schematische Darstellung der Schubeinheiten in der Rotor-Pusher-Konfiguration 21
Abbildung 4-6: Auszug aus der A-FHA (Catastrophic Events) 22
Abbildung 4-7: Auszug aus der Aircraft FHA (Fortsetzung - Hazardous Events) 23
Abbildung 4-8: Beispiel FTA für Total Loss of Lift 23
Abbildung 4-9: FCC-zu-Motor Verknüpfung bei quintuplex FCC ohne Getriebe 25
Abbildung 4-10: FCC-zu-Motor Verknüpfung bei triplex FCC ohne Getriebe 26
Abbildung 4-11: FCC-zu-Motor Verknüpfung bei quintuplex FCC mit Getriebe 27
Abbildung 4-12: FCC-zu-Motor Verknüpfung bei triplex FCC mit Getriebe 28
Abbildung 4-13: Beispiel für eine mögliche Architektur mit Motoren, Batterien und FCCs 29
Abbildung 4-14: Fehlerbaumdarstellung des Aircraft Level Hazards *Inadvertent Function of Provide Lift* 30
Abbildung 4-15: Fehlerbaum für Fehlfunktion von Lift-Rotor 1 ohne Schutzmechanismen 30
Abbildung 4-16: Fehlerbaum für Fehlfunktion von Liftrotor 1 mit zweiter Iteration von Schutzmechanismen 31
Abbildung 4-17: Fehlerbaum für Fehlfunktion von Lift-Rotor 1 mit erster Iteration von Schutzmechanismen 32
Abbildung 5-1: Verlauf der Flugleistungsanteile im Horizontalflug 37
Abbildung 5-2: Drehzahlabschätzung für eine reine Quadcopter Konfiguration und die Quadcopter Konfiguration mit Push-Rotoren (sog. „Push&Pull“ Konfiguration) 37
Abbildung 5-3: Verhalten Synchronmotor mit Feldschwächebereich [Quelle [32] 41
Abbildung 5-4: Betriebspunkte bei Verwendung des EMRAX 348 Elektromotors im Direktantrieb im Drehzahl-Drehmoment-Kennfeld [Darstellung nach [34]] 43
Abbildung 5-5: Betriebspunkte bei Verwendung des EMRAX 348 Elektromotors im Direktantrieb – Darstellung mit Wirkungsgradbereichen (Darstellung nach [34]) 44

Abbildung 5-6: Gegenüberstellung der erforderlichen Motor-Betriebspunkte bei unterschiedlichen Übersetzungsverhältnissen und der idealen Betriebsbereiche mit höchstem Wirkungsgrad der verschiedenen Motormodelle (Bei Annahme der Verwendung zweier Antriebsmotoren pro Hauptrotor) 48
Abbildung 5-7: Betriebspunkte bei Verwendung des EMRAX 228 Elektromotors mit einem 5:1 Übersetzungsverhältnis im Drehzahl-Drehmoment-Kennfeld (Darstellung nach [35]) 50
Abbildung 5-8: Betriebspunkte bei Verwendung des EMRAX 228 Elektromotors mit einem 5:1 Übersetzungsverhältnis – Darstellung mit Wirkungsgraden (Darstellung [35]) 50
Abbildung 5-9: Lastyklus des erforderlichen Getriebes für die Architektur duplex Motor mit duplex Getriebe 52
Abbildung 5-10: Vergleich des Hauptrotorantriebsgewichts mit und ohne Getriebe 55
Abbildung 5-11: Betriebspunkte Pushantrieb bei Verwendung des EMRAX 228 Elektromotors im Drehzahl-Drehmoment-Kennfeld mit den Wirkungsgradbereichen des ausgewählten Motors (Darstellung nach [35]) 61
Abbildung 5-12: Modell der Batteriekühlung (Bild links: [20]) 66
Abbildung 5-13: Brennstoffzellenauslegung mit Leistungsreserve 68
Abbildung 5-14: Leistungskurve für das optimierte und für das Brennstoffzellensystem mit Reserve 68
Abbildung 5-15: Kühlgeometrie der Brennstoffzelle nach [21] 69
Abbildung 5-16: Kreuzstromwärmeübertrager (links), schematischer Aufbau eines Wärmeübertragers (rechts) 70
Abbildung 6-1: Regelkreis Motorsteuerung [38] 73
Abbildung 6-2: Gesamtmodell 74
Abbildung 6-3: Leistungselektronik mit idealisierter Wechselspannungsquelle 75
Abbildung 6-4: Leistungselektronik bei Verwendung einer Batterie als Spannungsquelle 75
Abbildung 6-5: Grundprinzip Aufbau Stromregler [39] 77
Abbildung 6-6: Rotormodell 80
Abbildung 6-7: Thévenin Batteriemodell zweiter Ordnung 81
Abbildung 6-8 Batterie-Modellparameter in Abhängigkeit von Temperatur und SoC 82
Abbildung 6-9: Entropischer Wärmekoeffizient als Funktion von SoC nach [23] 83
Abbildung 6-10: Thermisches Modell der Batteriezelle 83
Abbildung 6-11 Gesamtmodell einer Batterie in Modelica 84
Abbildung 6-12: Batteriespannung bei 25 ◦C, 10 ◦C, 0 ◦C und –10 ◦C (von links oben nach rechts unten) 85
Abbildung 6-13: Batterietemperatur bei 25 ◦C, 10 ◦C, 0 ◦C und –10 ◦C (von links oben nach rechts unten) 86
Abbildung 6-14: Typische Polarisationskurve (links) und Verlustmechanismen (rechts) einer PEMFC [24] 87
Abbildung 6-15: Elektrisches Ersatzschaltbildmodell der Brennstoffzelle 89
Abbildung 6-16: Modell der Brennstoffzelle in Dymola 91

Abbildung 6-17 Soll- und Istdrehzahlverlauf während eines Fluges (k=10, T=4) 92
Abbildung 6-18 Soll- und Istdrehzahlverlauf bei einem Sprung um 10 U/min ausgehend von 531 U/min 92
Abbildung 6-19 Drehmoment (Direktantrieb) 93
Abbildung 6-20 Drehmoment (Getriebeantrieb) 93
Abbildung 6-21 Verlauf des Effektivwertes des Stromes pro Motor (Direktantrieb) 93
Abbildung 6-22 Verlauf des Effektivwertes des Stromes pro Motor (Getriebeantrieb) 93
Abbildung 6-23 Motorleistung (Direktantrieb) 95
Abbildung 6-24 Motorleistung (Getriebeantrieb) 95
Abbildung 6-25 Energiebedarf eines Motors für eine gesamte Flugmission (Direktantrieb) 95
Abbildung 6-26 Energiebedarf eines Motors für eine gesamte Flugmission (Getriebeantrieb) 95
Abbildung 6-27: Quasi RMS Spannungsverlauf eines Motors (Direktantrieb) 96
Abbildung 6-28: Quasi RMS Spannungsverlauf eines Motors (Getriebeantrieb) 96
Abbildung 6-29: Umsetzung des Gesamtsystemmodells ohne Kühlung (links) und mit Kühlung (rechts) 98
Abbildung 6-30: Ergebnisse der Parametervariation für das System mit Kühlsystem (SoC=0,2) 100
Abbildung 6-31: Batterietemperatur über die gesamte Mission mit und ohne Kühlung 102
Abbildung 6-32: Umsetzung des BZ-Gesamtsystemmodells ohne Kühlung (links) und mit Kühlung (rechts) 102
Abbildung 6-33: Ergebnisse der Parametervariation für das System mit Kühlsystem (Reisflugleistung, Zustand für Zeitpunkt 50 min) 105
Abbildung 6-34 Temperatur des Brennstoffzellensystems über die gesamte Mission mit und ohne Kühlung 106
Abbildung 6-35: Systemmodell des Lufttaxis mit Batterie und Brennstoffzelle ohne Kühlung ... 107
Abbildung 6-36: Temperaturen für die Schwebeleistung und Steigleistung der Batterie (a und c) und Brennstoffzelle (b und d) 109
Abbildung 6-37: Temperatur von Batterie und Brennstoffzelle über die gesamte Mission 110

Tabellenverzeichnis

Tabelle 4-1: Zusammenfassung der angewandten Komponentenausfallraten 20
Tabelle 4-2 Vergleich der Ausfallraten der verschiedenen Architekturen (Motor-Rotor-Anordnungen) 24
Tabelle 5-1: Rotorparameter für die Hauptrotoren 35
Tabelle 5-2: Flugleistungsaufteilung auf Hauptrotoren und Push-Rotoren je Flugphase 35
Tabelle 5-3: Betriebspunkte der Hauptrotoren in den Flugphasen ohne Horizontalbewegung 36
Tabelle 5-4: Vergleich verschiedener Rotordrehzahlabschätzungen für die Flugphasen mit Horizontalbewegung 38

Tabelle 5-5: Gegenüberstellung der Gesamtflugleistung, der Rotordrehzahl, sowie der Antriebsleistung und -drehmomente pro Rotor für die untersuchte Quadcopter Konfiguration mit Push-Rotoren 39
Tabelle 5-6: Drehzahlen und Drehmomente der verbleibenden Rotoren im Fehlerfall 39
Tabelle 5-7: Gegenüberstellung der Gesamtflugleistung, der pro Rotor auftretenden Drehzahlen, Drehmomente und Leistungen, sowie bei Verwendung von je zwei Motoren pro Antrieb ergebenen Motorleistungen und Motordrehmomente. 40
Tabelle 5-8: Anforderung Elektromotor für Hauptrotor 41
Tabelle 5-9: Überblick über potentielle Antriebsmotoren 42
Tabelle 5-10:Anforderungen Leistungselektronik bei Verwendung des EMRAX 348 Motors im Direktantrieb 45
Tabelle 5-11: Übersicht potentieller Motorcontroller 46
Tabelle 5-12: Gewichtsabschätzung für den Antrieb der Hauptrotoren 46
Tabelle 5-13: Vor- und Nachteile bei Verwendung eines Getriebes. 47
Tabelle 5-14: Leistung, Drehzahl und Drehmoment des erforderlichen Motors bei Verwendung eines Getriebes mit einem Wirkungsgrad von 97% und Übersetzungsverhältnis von 5:1 49
Tabelle 5-15: Anforderung Elektromotor für Hauptrotor 49
Tabelle 5-16: Eignungskriterien für die Wahl des Getriebes 51
Tabelle 5-17: Zusammenfassung der Getriebeanforderungen bei duplex Motor-duplex Getriebe Architektur 53
Tabelle 5-18: Anforderungen Leistungselektronik bei Verwendung des EMRAX 228 Motors mit einem Übersetzungsverhältnisses von 5:1 54
Tabelle 5-19: Gewichtsabschätzung für den Antrieb der Hauptrotoren 54
Tabelle 5-20: Vergleich der Antriebsgewichte für die unterschiedlichen Architekturvarianten 55
Tabelle 5-21: Wirkungsgrade der unterschiedlichen Antriebsvarianten in verschiedenen Flugphasen 56
Tabelle 5-22: Auflistung der Betriebspunkte der Push-Rotoren und der daraus abgeleiteten Motorbetriebspunkte 60
Tabelle 5-23: Propellerparameter je Auslegungspunkt auf Meereshöhe (SL) oder 8000 ft 61
Tabelle 5-24: Anforderungen Leistungselektronik für den Push-Antrieb bei Verwendung eines EMRAX 228 Motors pro Antrieb 62
Tabelle 5-25: Gewichtsabschätzung für den Antrieb der Pushantriebe 62
Tabelle 5-26: Ergebnisse unterschiedlicher Systemspannungen auf die Parameter des Brennstoffzellensystems 63
Tabelle 5-27: Parameter zur Batterieauslegung [18], [19] 64
Tabelle 5-28: Ergebnisse der Auslegung der Batteriepacks für die unterschiedliche Antriebsstrangssysteme 65
Tabelle 5-29: Geometrie der Batteriekühlung. Für das rein batterie-elektrische System wurden unterschiedliche Kühlkanalbreiten untersucht. Für das hybrid-elektrische System wurde eine Kühlkanalbreite von 4mm festgelegt. 66

Tabelle 5-30: Referenzparameter des Brennstoffzellenmodells ... 67
Tabelle 5-31: Kenngrößen für das optimierte und für das Brennstoffzellensystem mit Reserve ... 69
Tabelle 5-32: Geometrie der Brennstoffzellenkühlung ... 69
Tabelle 5-33: Parameter der verschiedenen Wärmetauscher für die verschiedenen Energieversorgungssysteme ... 72
Tabelle 6-1: Reglerparameter für den PI-Regler des Drehzahlreglers ... 76
Tabelle 6-2: Parametrisierung der Motorkomponente ... 79
Tabelle 6-3: Energiebedarfe pro Flug und Flugmission je Motor und Antriebsstrang für den Direktantrieb ... 96
Tabelle 6-4: Simulationsparameter der batterieelektrischen Energieversorgung ... 98
Tabelle 6-5: Parameter der Energieversorgung mit Brennstoffzellensystem ... 103
Tabelle 6-6: Parameter des hybriden Energieversorgung mit und ohne Kühlung ... 108
Tabelle 9-1: mit Ct=0.01443 ... 118

Formelverzeichnis

(1) ... 21
(2) ... 21
(3) ... 21
(4) ... 21
(5) ... 21
(6) ... 21
(7) ... 21
(8) ... 24
(9) ... 24
(10) ... 35
(11) ... 36
(12) ... 36
(13) ... 41
(14) ... 41
(15) ... 42
(16) ... 44
(17) ... 45
(18) ... 47
(19) ... 47
(20) ... 52
(21) ... 54
(22) ... 57
(23) ... 57
(24) ... 57

(25) ... 58
(26) ... 58
(27) ... 58
(28) ... 59
(29) ... 60
(30) ... 60
(31) ... 60
(32) ... 62
(33) ... 64
(34) ... 64
(35) ... 64
(36) ... 65
(37) ... 65
(38) ... 71
(39) ... 71
(40) ... 71
(41) ... 71
(42) ... 71
(43) ... 71
(44) ... 78
(45) ... 78
(46) ... 81
(47) ... 83
(48) ... 87
(49) ... 87
(50) ... 88
(51) ... 88
(52) ... 88
(53) ... 88
(54) ... 89
(55) ... 89
(56) ... 89
(57) ... 89
(58) ... 90
(59) ... 90
(60) ... 90
(61) ... 91
(62) ... 118

Abkürzungsverzeichnis

Keine Indexeinträge gefunden.