

FLUGLEISTUNGSUNTERSUCHUNG EINES LUFTFAHRZEUGS MIT BRENNSTOFFZELLEN-BATTERIE-HYBRIDSYSTEM

L. Hein*, M. Khorasani†, S. Myschik*

* Universität der Bundeswehr München, Institut für Aeronautical Engineering, Werner-Heisenberg-Weg 39, 85577 Neubiberg, Deutschland

† Universität der Bundeswehr München, Institut für Energie- und Antriebstechnik, Werner-Heisenberg-Weg 39, 85577 Neubiberg, Deutschland

Zusammenfassung

Dieser Forschungsbeitrag befasst sich mit der automatisierten Analyse von Missionsleistungen von Luftfahrzeugen unter Verwendung einer generischen Simulationsumgebung am Beispiel eines Flugzeugs mit Hybridantrieb aus Brennstoffzelle und Batterie. Hierbei wird auf die Modellbildung der Energiesysteme einschließlich der Grundlagen des genutzten Brennstoffzellentyps eingegangen. Weiterführend werden die Flugleistungen des Gesamtsystems mit einem 6-Freiheitsgrad Flugdynamikmodell und automatisierter Missionssimulation für verschiedene reinelektrische und hybride Konzepte eines betrachteten elektrischen Segelflugzeugs simulativ analysiert. Ziel ist das Potenzial des Hybridantriebs in realitätsnahen Missionen unter Berücksichtigung der nichtlinearen Flugdynamik zu ermitteln. In den Ergebnissen zeigt sich, dass sich die Integration eines Brennstoffzellensystems in den bisherigen elektrischen Antriebsstrang durch gesteigerte Reichweiten und somit Missionsdauern auszahlt. Diese Arbeit ist Teil des Projekts ELAPSED, welches einen innovativen Antriebsstrang für einen elektrischen Motorsegler entwickelt.

Keywords

Missionssimulation; Flugleistungsanalyse; Brennstoffzellen; Multilevel-Batterie; Hybridantriebe

NOMENKLATUR

Formelzeichen

C_{Comp}	Kompressorkonstante	$\frac{W}{bar \cdot \frac{l}{min}}$
C_p	Spezifische Wärme bei konstantem Druck	$\frac{J}{kg \cdot K}$
Δp	Druckdifferenz	bar
F	Faradaykonstante	$\frac{s \cdot A}{mol}$
γ	Spezifisches Wärmeverhältnis (adiabatischer Index)	—
I	Strom	A
λ	Überschussverhältnis	—
m	Masse	kg
$\dot{m}$	Massenstrom	$\frac{g}{s}$
M	Molmasse	$\frac{g}{mol}$
N_{Cell}	Anzahl der Zellen	—
p	Druck	Pa
P_{Comp}	Leistung des Kompressors	W
ρ	Dichte	$\frac{g}{l}$

T	Temperatur	K
U_{Cell}	Spannung einer Zelle	V
U_{Stack}	Spannung des Stacks	V
$\dot{v}$	Volumenstrom	$\frac{l}{min}$
W_{Comp}	Arbeit des Kompressors	J
x_{O_2}	Sauerstoffgehalt der Luft	—

Indizes

air	Luft
H_2	Wasserstoff
H_2O	Wasser
N_2	Stickstoff
O_2	Sauerstoff

Abkürzungen

ACFC	Alkaline Fuel Cell / Alkalische Brennstoffzelle
BOP	Balance of Plant / Hilfskomponenten

GDL	Gas Diffusion Layer / Gasdiffusions-schicht
MCFC	Molten Carbonate Fuel Cell / Schmelz-karbonat-Brennstoffzelle
MEA	Membrane Electrode Assembly / Membran-Elektroden-Einheit
PEMFC	Proton Exchange Membran Fuel Cell / Polymerelektrolytmembran-Brennstoffzelle
SoC	State of Charge / Batterieladezustand %
SOFC	Solid Oxide Fuel Cell / Festoxid-Brennstoffzelle

1. MOTIVATION UND ZIELSETZUNG

Der Umschwung der Entwicklung und Erforschung von konventionellen Verbrennungsmotoren zu innovativen Antriebskonzepten, basierend auf Batterietechnologien und Wasserstoffspeichern mit Brennstoffzelle, hat auch in der Luftfahrt Einzug gefunden. Immer mehr Entwicklungen von rein batterieelektrischen und rein wasserstoffbetriebenen Flugantrieben sowie deren Kombination zu hybriden Konzepten werden verfolgt, um dem 'Flight Path 2050' [1] Sorge zu tragen. Im Rahmen des Projekts ELAPSED [2] wird ein neuartiger Antriebsstrang für einen elektrischen Motorsegler mit Zertifizierungsziel EASA CS-22 [3] entwickelt. Dabei wird als Hauptenergieträger eine Batterie mit Multilevel-Technologie (Vgl. [4], [5]) und als Range Extender eine Brennstoffzelle mit Wasserstofftank genutzt.

Ziel dieser Untersuchung ist die Ermittlung von Flug- und Missionsleistungsparametern wie Reichweite, Leistungsbedarf und -bereitstellung in verschiedenen Flugphasen, Startstrecke und Missionserfüllbarkeit. Dies wird in einer sog. 'closed-loop' Simulation aus hybridem Antriebssystem und nichtlinearer 6-Freiheitsgrad Flugdynamik im Rahmen von definierten Missionen, die automatisiert und parallel simuliert werden, umgesetzt. Bisherige Forschungen nutzen entweder vereinfachte Flugdynamikmodelle wie [6], [7] oder [8] oder fokussieren sich ausschließlich auf den Antriebsstrang und nutzen vordefinierte Leistungsprofile wie [9]. Der Ansatz, die Brennstoffzelle mit ihren Hilffssystemen in eine nichtlineare 6-Freiheitsgrad Flugsimulation mit automatischer Missionssimulation zu integrieren, und somit Missionsleistungen zu bestimmen, ist bisher innovativ. Ähnlich zu anderen Untersuchungen zu Parameterstudien des Brennstoffzellensystems wie [9] und [10], kann das entwickelte Setup dieses Projekts ebenso multidimensionale Parameterstudien für jegliche Kenngrößen der Brennstoffzelle sowie der anderen Systeme wie Batterie oder Flugzeugparameter parallel durchführen. Die Stärke dieser Arbeit liegt im Detailgrad durch das High-Fidelity Flugsimulationsmodell mit automatischer Missionsdurchführung durch ein reaktives Pilotenmodell,

diverse Autopiloten und einer Missionslogik. Es berücksichtigt Flugmanöver sowie Gewichtsverlust basierend auf dem aktuellen Wasserstoffverbrauch, Umgebungsbedingungen wie Wind und sich mit der Flughöhe ändernder Luftdruck und -temperatur in jedem Zeitschritt. Zunächst wird auf die für diese Arbeit relevanten Systeme Batterie und Brennstoffzelle mit deren Teilkomponenten eingegangen. Nach kurzer Beschreibung der Simulationsumgebung und des Simulationsmodells wird die Implementierung des Hybridantriebs in MATLAB/Simulink [11] fokussiert. Die anschließende Flugleistungsanalyse charakterisiert zunächst die untersuchten Konfigurationen, definiert eine exemplarische Mission und fokussiert sich dann auf die Simulationsergebnisse.

2. BATTERIESYSTEM

Das Batteriesystem basiert auf einer neuartigen Technologie, die als 'Multilevel-Technologie' bezeichnet wird. In einer herkömmlichen Batterie sind die Zellen fest in Parallelschaltung und Reihenschaltung konfiguriert, was automatisch zur Bereitstellung der maximal verfügbaren Spannung führt, abhängig vom Ladezustand und allgemeinen Zustand wie beispielsweise Alter der Batteriezellen. Die Multilevel-Technologie ermöglicht eine Neukonfiguration der Batterie in Abhängigkeit der Flugbedingungen und des Leistungsbedarfs. Jede Zelle kann entweder umgangen oder in Reihe geschaltet werden, um ihre Leistung gemäß den Vorgaben mehrerer Zellcontroller bereitzustellen. Ein Hauptcontroller für die Batterie, der die Schaltstrategie enthält, überwacht alle Zellcontroller. Diese Technologie verspricht, die Effizienz des Antriebsstrangs zu steigern, indem Verluste insbesondere in der Leistungselektronik reduziert werden. Ein zukünftiges Ziel ist es, die Leistungselektronik vollständig zu eliminieren, indem der Motor direkt aus der Batterie mit Wechselstrom durch extrem schnelle Zellschaltung betrieben wird. Weitere Details zum Batteriesystem und zur Multilevel-Technologie im Allgemeinen finden sich in [4], [5], [12], [13] und [14].



BILD 1. Batteriemodul

Im gesamten Batteriepack sind 108 Zellen des Typs MOLICEL INR-21700-P42A [15] mit je 4200 *mAh* Kapazität bei einer nominalen Zellspannung von 3,6 V und maximalem Endladestrom von 45 A integriert. Der Aufbau eines Prototypen des Batteriemoduls ist in Bild 1 zu sehen.

3. BRENNSTOFFZELLENSYSTEM

Brennstoffzellen haben sich als vielversprechende Technologie zur Verringerung der Kohlenstoffemissionen und zur Verbesserung der Effizienz der Stromerzeugung in verschiedenen Sektoren erwiesen, [16]. In der Luftfahrtindustrie, die unter anderem durch den 'Flight Path 2025' [1] der Europäischen Kommission unter zunehmendem Druck steht, ihren ökologischen Fußabdruck zu verringern, bieten Brennstoffzellen eine praktikable Alternative zu herkömmlichen, auf fossilen Brennstoffen basierenden Antriebssystemen. Der Luftfahrtsektor, der in hohem Maße auf kohlenstoffintensive Düsentreibstoffe angewiesen ist, ist für einen erheblichen Teil der weltweiten Treibhausgasemissionen verantwortlich, [17]. Die Einführung alternativer Antriebstechnologien ist daher unerlässlich, um die internationalen Emissionsziele zu erreichen und die sich entwickelnden rechtlichen Rahmenbedingungen zu erfüllen, die darauf abzielen, die Umweltauswirkungen des Flugverkehrs zu minimieren. In diesem Zusammenhang stellen Hybridantriebe mit Brennstoffzellen eine praktische und wirksame Lösung dar, um die Emissionen zu reduzieren, die Treibstoffeffizienz zu verbessern und die Lärmbelastung zu verringern und dabei gleichzeitig die hohen Leistungs- und Sicherheitsstandards moderner Flugzeuge zu erfüllen, [18].

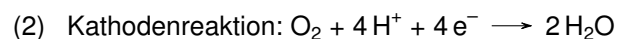
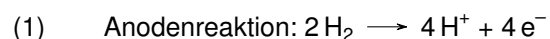
Unter den verschiedenen Arten von Brennstoffzellen sind Protonenaustauschmembran-Brennstoffzellen (PEMFC) besonders geeignet für Anwendungen in der Luftfahrt, [19]. PEMFCs bieten gegenüber anderen Brennstoffzellentypen wie Festoxid-Brennstoffzellen (SOFC), Schmelzkarbonat-Brennstoffzellen (MCFC) und alkalische Brennstoffzellen (AFC) mehrere deutliche Vorteile. Diese Vorteile ergeben sich vor allem aus dem hohen Wirkungsgrad, dem geringen Gewicht, der schnellen Reaktionszeit und der niedrigen Betriebstemperatur der PEMFC, [20]. Die relativ niedrige Betriebstemperatur von PEMFCs, typischerweise im Bereich von 60°C bis 80°C, macht sie für den Einsatz in der Luftfahrt sehr geeignet. Diese niedrigere Betriebstemperatur verringert nicht nur die Komplexität der Wärmemanagementsysteme, sondern ermöglicht auch schnellere Startzeiten des Fluggeräts durch geringere Aufheizzeiten des Brennstoffzellensystems, [21]. Ein weiterer wichtiger Vorteil von PEMFCs ist ihre hohe Leistungsdichte, die für Luft- und Raumfahrtanwendungen, bei denen es auf jedes Kilogramm Gewicht ankommt, unerlässlich ist. PEMFCs bieten ein hervorragendes Verhältnis von Leistung zu Gewicht und liefern eine beträchtliche Energiemenge, ohne dass sperrige und schwere Komponenten

erforderlich sind. Das macht PEMFCs besonders attraktiv für Hybridantriebe in Flugzeugen, bei denen die Reduzierung des Gesamtgewichts der Schlüssel zur Erhaltung der Treibstoffeffizienz und der Flugreichweite ist, [17].

Im Gegensatz zu herkömmlichen Verbrennungsmotoren, die CO₂, NO_x und andere schädliche Schadstoffe in die Atmosphäre freisetzen, erzeugen PEMFCs Wasser als primäres Nebenprodukt ihres elektrochemischen Prozesses. Die umweltfreundlichen Nebenprodukte von PEMFCs entsprechen den Zielen der Luftfahrtindustrie, ihren Kohlenstoff-Fußabdruck zu minimieren, was diese Brennstoffzellen zu einer attraktiven Option für zukünftige umweltfreundliche Flugzeugdesigns macht. Darüber hinaus ermöglichen die Skalierbarkeit und der modulare Aufbau von PEMFC-Systemen ihre Integration diverse Flugzeugdesigns, was eine breite Palette von Anwendungsmöglichkeiten in verschiedenen Segmenten des Luftfahrtmarktes eröffnet – von motorisierten Segel- und Kleinflugzeugen, auch im Privatbereich, über Kurzstrecken-Flugzeuge bis hin zu kommerziellen Langstrecken-Flugzeugen, [22].

3.1. Grundlagen von PEM-Brennstoffzellen

Eine Brennstoffzelle ist ein elektrochemischer Energiewandler, der die chemische Energie eines Brennstoffs und eines Oxidationsmittels durch chemische Reaktionen mit hohem Wirkungsgrad in elektrische Energie umwandelt. PEMFCs verwenden reinen Wasserstoff (H₂) als Brennstoff auf der Anodenseite und Luft auf der Kathodenseite, wobei nur Sauerstoff (O₂) an den Reaktionen teilnimmt, während Stickstoff (N₂) unreaktiv bleibt. Das Ergebnis ist elektrischer Strom, Wärme und Wasser nach [18]. Die Polymermembran, die im Zentrum einer PEMFC steht, dient als Weg für die Protonen, die von der Anode zur Kathode übertragen werden. Katalysatorschichten, die die Elektroden auf beiden Seiten der Membran beschichten, beschleunigen die chemischen Reaktionen. Neben dem Katalysator befinden sich Gasdiffusionsschichten (GDL), die die Reaktanten durch den Diffusionsprozess gleichmäßig zu den Reaktionsstellen bringen. Die Membran-Elektroden-Einheit (MEA) ist ein einziges Bauteil, das aus der Membran, den katalysatorbeschichteten Elektroden und den GDLs besteht. Die MEA befindet sich zwischen zwei Bipolarplatten, die das strukturelle Gerüst der Brennstoffzelle bilden und die Reaktionsgase durch die Kanäle leiten.



In Bild 3 ist das Funktionsprinzip der PEMFC dargestellt. Das Wasserstoffgas wird während des Brennstoffzellenbetriebs an der Anodenelektrode

bereitgestellt. In der Anodenkatalysatorschicht diffundiert H_2 durch die GDL, wo es oxidiert wird und Wasserstoffionen und Elektronen freisetzt, wie in Gleichung 1 nach [23] formuliert. Die entladenen Elektronen fließen durch einen externen Stromkreis, um die Kathodenelektrode zu erreichen und einen Stromfluss zu erzeugen. Gleichzeitig wandern die Protonen durch die Membran zur Kathode. Der Sauerstoff nimmt an der Reduktionsreaktion in Gleichung 2 nach [23] und [24] teil, bei der Elektronen und Protonen zu Wasser (H_2O) reagieren.

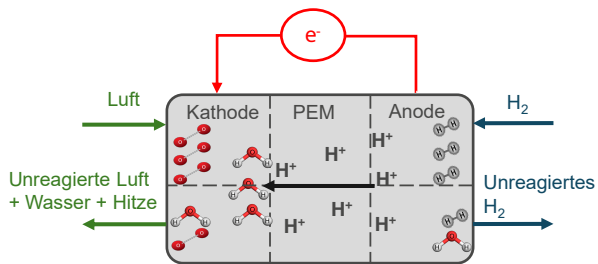


BILD 3. Funktionsprinzip einer PEM-Brennstoffzelle

3.2. PEM-Brennstoffzellensystem

Ein Brennstoffzellenstack ist das Herzstück eines Brennstoffzellensystems, in dem die für die Stromerzeugung verantwortlichen elektrochemischen Reaktionen ablaufen. Es besteht aus mehreren in Reihe geschalteten Brennstoffzellen, die jeweils eine Anode, eine Kathode und eine Elektrolytmembran umfassen. Der Brennstoffzellenstack ist zwar die primäre Quelle elektrischer Energie, doch sind mehrere Hilfssysteme erforderlich, um optimale Betriebsbedingungen aufrechtzuerhalten und eine effiziente Leistung zu erzielen.

Die sog. 'Balance of Plant' (BOP) umfasst diese wesentlichen Hilfssysteme und ist für die Funktionalität der Brennstoffzelle entscheidend. Die BOP umfasst Teilsysteme für die Wasserstoffversorgung, die Luft-

zufuhr, das Wärmemanagement und das Wassermanagement. Das Wasserstoffversorgungssystem sorgt für einen gleichmäßigen und geregelten Wasserstofffluss zur Anode, während das Luftversorgungssystem den Sauerstofffluss zur Kathode steuert und in der Regel Kompressoren, Befeuchter und Filter umfasst. Das Wärmemanagement ist von entscheidender Bedeutung, um den Brennstoffzellenstack in seinem optimalen Temperaturbereich zu halten, da übermäßige Wärme die Leistung und Haltbarkeit des Systems beeinträchtigen kann. Das Wassermanagementsystem steuert die Hydratation innerhalb des Stacks und verhindert, dass die Membran dehydriert oder geflutet wird, was beides die Effizienz beeinträchtigt. Darüber hinaus regelt die Leistungselektronik in der BOP die elektrische Leistung und stellt sicher, dass diese mit den Anforderungen der Anwendung kompatibel ist. Die Kombination aus Brennstoffzellenstack und BOP bildet das Brennstoffzellensystem. Das Brennstoffzellensystem integriert die Stromerzeugungsfähigkeiten des Stacks mit der notwendigen unterstützenden Infrastruktur, die vom BOP bereitgestellt wird, und ermöglicht einen kontinuierlichen, stabilen Betrieb. Die BOP sorgt dafür, dass der Stack eine präzise Kontrolle über Brennstoff, Sauerstoff, Temperatur und Wasserstand erhält, die alle für die Aufrechterhaltung effizienter elektrochemischer Reaktionen entscheidend sind. Dieser integrierte Ansatz ist für reale Anwendungen unerlässlich, bei denen das Brennstoffzellensystem unter wechselnden Betriebsbedingungen sauberen und zuverlässigen Strom liefern soll. [25]

4. SIMULATIONSUMGEBUNG UND -MODELL

Um Flug- und Missionsleistungen für den hybriden Antriebsstrang closed-loop simulieren zu können, ist eine Simulationsumgebung nötig, die dies unterstützt. Bild 2 zeigt die Umsetzung einer solchen Umgebung vorwiegend in MATLAB/Simulink.

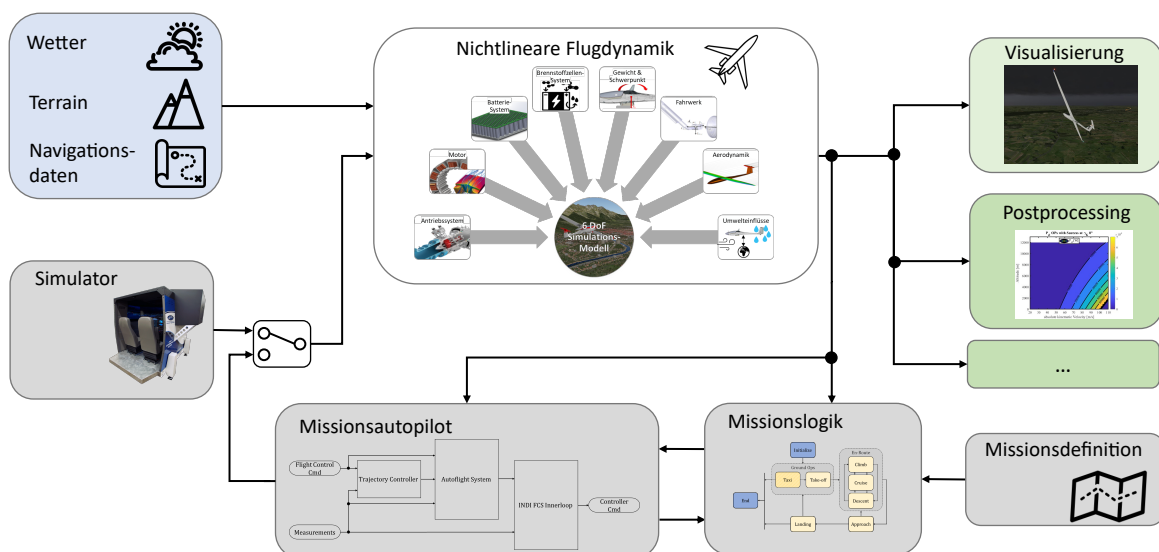


BILD 2. Simulationsumgebung

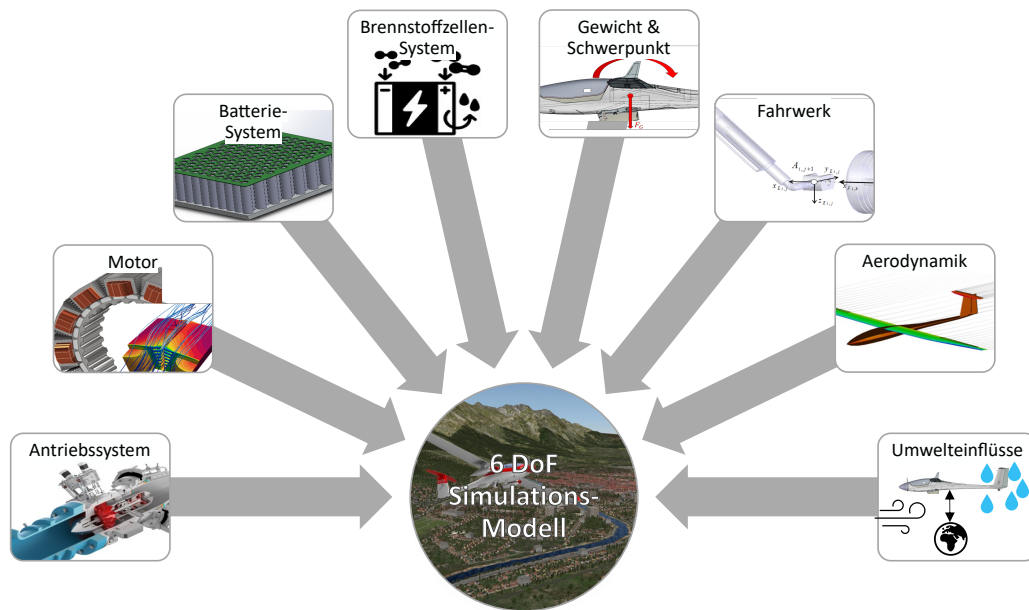


BILD 4. 6-Freiheitsgrad Simulationsmodell

Neben der nichtlinearen 6-Freiheitsgrad Flugdynamik, sind auch die äußeren Einflüsse von Wetter und Gelände berücksichtigt. Die resultierenden Daten können über verschiedene Programme wie 'X-Plane', 'Microsoft Flight Simulator' oder 'Flight Gear' visualisiert werden. Grundsätzlich erlaubt die Simulationsumgebung manuelle Eingaben in Echtzeit über einen Simulator als auch beschleunigte, automatisierte Simulationen über vom Benutzer definierte Missionen – was auch über eine graphische Benutzeroberfläche möglich ist – eine Missionslogik sowie einen Missionsautopiloten. Um mehrere Missionen zeitgleich, parallel simulieren zu können, wird die Visualisierung ausgesetzt und das Fluggerät führt die Mission eigenständig durch. Hierbei können Parameter für jedes Sample beliebig gesetzt werden. Die Implementierung der parallelen Missionssimulation zur Flug- und Missionsleistungsanalyse ist in [12] näher beschrieben.

Das nichtlineare Flugdynamikmodell aus [12] ist für diese Untersuchung um das Brennstoffzellensystem mit Wasserstofftank erweitert. Das Simulationsmodell, dargestellt in Bild 4 umfasst neben der Implementierung des soeben genannten 2. Energieträgers H_2 auch den bisher reinelektrischen Antriebsstrang aus Propeller, Motor und Batteriesystem mit Multilevel-Technologie (Vgl. Kapitel 2). Masse und Trägheitsmomente des Gesamtsystems, sowie ein Fahrwerksmodell, Umwelteinflüsse wie Wind und die Aerodynamik werden ebenso abgebildet. Das Modell mit reinelektrischem Antriebsstrang ist in seiner Masse über der Flugdauer konstant, da keines der Systeme Masse verliert. Durch die Erweiterung um das Brennstoffzellensystem, welches H_2 als Kraftstoff verbrennt, ist das gesamte Flugdynamikmodell ebenso um eine stetige Massereduktion ergänzt, um eine detaillierte Missionsleistungsbetrachtung sicherzustellen. Die zusätzliche Masse und Träg-

heitsmomente werden für jede gewählte Größe der Brennstoffzelle sowie deren Tank automatisiert im Modell berücksichtigt. Alle der aufgeführten Größen nehmen Einfluss auf die Starrkörpergleichungen des Simulationsmodells.

In den folgenden Unterkapiteln werden die in dieser Arbeit im Fokus stehenden Systeme des hybriden Antriebs aus Batterie und Brennstoffzelle und deren Implementierung näher erläutert.

4.1. Hybrider Antriebsstrang aus Brennstoffzellen- und Batteriesystem

Brennstoffzellen, insbesondere PEMFC, arbeiten optimal unter gleichmäßigen, konstanten Lastbedingungen. Dies liegt daran, dass Brennstoffzellen im Vergleich zu Batterien ein langsames dynamisches Ansprechverhalten haben, d. h. sie sind weniger effizient, wenn sie schnellen Schwankungen im Strombedarf ausgesetzt sind. Wenn sich der Energiebedarf schnell ändert, wie z. B. beim Start, bei der Landung oder beim schnellen Beschleunigen in einem Hybridantrieb, kann es bei Brennstoffzellen zu Verzögerungen bei der Anpassung der Leistung kommen, was zu Ineffizienz und potenziellen Leistungseinbußen führt. Im Gegensatz dazu können Batterien auf plötzliche Änderungen des Leistungsbedarfs nahezu instantan reagieren, was sie ideal für die Bewältigung dynamischer Lasten macht. Aus diesem Grund werden PEMFCs in erster Linie als Reichweitenverlängerer und nicht als Hauptenergiequelle in Hybridantriebssträngen für Flugzeuge eingesetzt. Indem sie als zusätzliche Energiequelle dient, kann die Brennstoffzelle unter stabileren Bedingungen arbeiten und kontinuierlich Strom erzeugen, um die Batterie aufzuladen oder Hilfssysteme zu betreiben, ohne dynamisch auf den Energiebedarf reagieren zu müssen.

Indem die PEMFC in ihrem idealen Betriebsbereich – unter konstanter Last – betrieben wird, kann das System seinen hohen Wirkungsgrad zwischen 45 und 55 % und seine geringen Emissionen ohne Leistungseinbußen voll ausschöpfen. Darüber hinaus ermöglicht der Einsatz einer Brennstoffzelle als Reichweitenverlängerer im Vergleich zu reinen Batteriesystemen längere Flugzeiten bei gleichzeitiger Beibehaltung der Umweltvorteile von wasserstoffbasierter Energie, wie z. B. Emissionsfreiheit und nachhaltiger Betrieb.

Der aktuelle Stand der Technik bei der Auslegung von brennstoffzellenbasierten Hybridantrieben für Flugzeuge spiegelt einen sich schnell entwickelnden Bereich wider, der von Fortschritten in der Brennstoffzellentechnologie, Energiespeichersystemen und Leichtbaumaterialien angetrieben wird, die auf eine Maximierung der Effizienz und eine Reduzierung der Emissionen in der Luftfahrt abzielen. Die Studie [26] stellt eine vorläufige Auslegungsmethode für brennstoffzellenbasierte Hybridantriebe in der Luftfahrt vor, die das Energiemanagement in die Systemauslegung integriert, um die Effizienz zu optimieren und den Energieverbrauch zu senken. Ein neu entwickeltes mathematisches Werkzeug bietet Einblicke in die Auslegung von Regionalflugzeugen und unterstützt zukünftige Optimierungsanalysen.

In [27] wurde eine Testanlage mit einer Kapazität von bis zu 310 kW eingerichtet, um das Verhalten von Brennstoffzellen-Hybrid-Elektroantriebssträngen nachzubilden und zu untersuchen. Dabei wurden die Auswirkungen der Batterie- und Brennstoffzellengröße auf die Variation der Systemspannung aufgezeigt und wertvolle Erkenntnisse für die Optimierung der Konstruktion und Konfiguration von Antriebsstrangkomponenten gewonnen.

Ziel der Untersuchung [19] ist es, die Nutzung von Wasserstoffenergie durch Brennstoffzellen in Flugzeugen zu untersuchen und den am besten geeigneten Brennstoffzellentyp für die Integration in Kleinflugzeuge zu ermitteln. Die Ergebnisse zeigen, dass PEM-Brennstoffzellen aufgrund ihrer überlegenen Leistungsdichte und spezifischen Leistung die optimale Wahl sind, die mit bestehenden Integrationen in Segelflugzeugen und UAVs übereinstimmen und einen robusten Entscheidungsrahmen für die Einführung grüner Energiealternativen in der Luftfahrt bieten.

[28] beschreibt den Entwurf, den Bau und die Flug-erprobung eines kleinen unbemannten Flugzeugs, das mit einem Brennstoffzellensystem und einer kleinen Batterie angetrieben wird, unter Berücksichtigung der Leistungsmerkmale und des Ladevolumens des Brennstoffzellensystems. Zu den wichtigsten Verbesserungsbereichen gehören die Gewichtsreduzierung, die Haltbarkeit von Katalysator und Reaktor, die Leistungsdichte der Brennstoffzelle, schnellere Startzeiten und eine optimierte Leistung unter rauen Bedingungen. Die Studie [29] befasst sich mit der Optimierung von Brennstoffzellen-Energiesystemen für Flugzeuge und konzentriert sich dabei auf die

Hybridisierung von Brennstoffzellen und Batterien. Es werden Flugdaten von Mittelstreckenflugzeugen vom Typ Airbus A320 und Langstreckenflugzeugen vom Typ Boeing B772 analysiert. Dabei zeigte sich, dass Hybridsysteme bei Mittelstreckenflügen am vorteilhaftesten sind, da die Batterie die Spitzenlast während des Starts und des Aufstiegs abdeckt und die Größe der Brennstoffzelle reduziert.

In dieser Arbeit wird, ähnlich wie in den Arbeiten [26], [27] und [28], ein paralleler Hybridantriebsstrang entworfen, der eine Brennstoffzelle und eine Batterie kombiniert. Wie in [19] untersucht, wird in dieser Arbeit auch die PEMFC ausgewählt, da sie bessere Leistungen als andere Arten von Brennstoffzellen für Fluganwendungen erbringt. Diese Konfiguration profitiert von den Vorteilen beider Technologien, z.B. schnelles dynamisches Ansprechen der Batterie auf Schwankungen der Ladung und Erhöhung der Flugreichweite durch den Einsatz einer kleinen Brennstoffzelle im Antriebsstrang. In all diesen Studien wird eine konventionelle Batterie für die Hybridisierung des Brennstoffzellensystems in Betracht gezogen. In dieser Arbeit wird jedoch eine Multilevel-Batterie vorgestellt, die die Effizienz des Antriebssystems durch geringere Verluste verbessert.

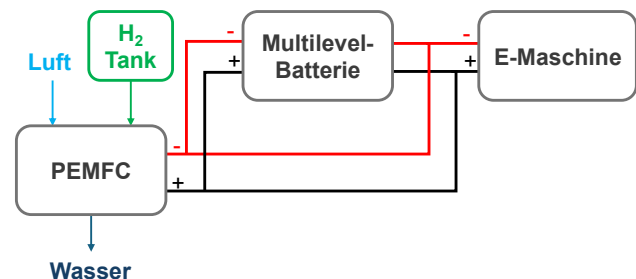


BILD 5. Aufbau des parallelen Hybridantriebsstrangs

Bild 5 zeigt den Aufbau des parallelen Hybridantriebsstrangs, der eine Multilevel-Batterie und eine PEM-Brennstoffzelle kombiniert. In diesem Aufbau liefert die Brennstoffzelle eine konstante Leistung von ca. 8 kW, die ausreicht, um den Leistungsbedarf des Elektromotors während der Reiseflugphase zu decken. In Phasen mit höherem Bedarf, wie z. B. beim Start oder im Steigflug, wo der Leistungsbedarf bis zu 80 kW betragen kann, kann die Brennstoffzelle allein jedoch nicht genügend Leistung liefern. In diesen Phasen mit hohem Bedarf springt die Batterie ein, um die zusätzliche Leistung neben der Brennstoffzelle bereitzustellen. Wenn der Strombedarf gering oder gleich Null ist, wie z. B. bei der Landung, erzeugt die Brennstoffzelle weiterhin Strom und lädt die Batterie für den späteren Gebrauch auf. Bei voller Ladung der Batterie schaltet sich die Brennstoffzelle automatisch ab, um Energieverluste zu vermeiden.

Im folgenden Kapitel 3 wird vertieft auf die Umsetzung des Brennstoffzellensystems und des hybriden Antriebsstrangs in der Simulationsumgebung eingegangen.

4.2. Modellierung des Brennstoffzellensystems

Für die Implementierung der physikalischen und chemischen Zusammenhänge des PEMFC-Systems in MATLAB/Simulink wird das Simscape Brennstoffzellen-Modell 'Fuel Cell Stack' von Mathworks [11] genutzt. Dieses wird in ein übergeordnetes Brennstoffzellensystem mit Hilfsaggregaten wie Kraftstoffregulator, Kompressor und Gleichstromwandler sowie einem Subsystem zur Berechnung der aktuellen Masse basierend auf dem Kraftstoffverbrauch integriert. Das PEMFC-Modell in MATLAB/Simulink bietet mehrere Vorteile, darunter die genaue Simulation der Brennstoffzellendynamik, die eine detaillierte Analyse des elektrochemischen und thermodynamischen Verhaltens ermöglicht. Es ermöglicht die nahtlose Integration mit hybriden Energiesystemen und bietet eine ganzheitliche Sicht auf die Systemleistung. Die Flexibilität des Modells bei der Anpassung von Parametern wie Temperatur, Druck und Betriebsbedingungen erhöht seine Vielseitigkeit. Darüber hinaus unterstützt es das Wärmemanagement, das für die Optimierung des Wirkungsgrads entscheidend ist, und vereinfacht die Wirkungsgradanalyse, was es ideal für die fortgeschrittene Forschung an brennstoffzellenbasierten Antriebssträngen macht. Ein Brennstoffzellenstack, der aus mehreren in Reihe geschalteten Zellen besteht, sorgt für einen konstanten Strom über den gesamten Stack, während die Gesamtspannung das Ergebnis der Multiplikation der Anzahl der Zellen mit der Spannung einer einzelnen Zelle ist, wie in Gleichung 3 nach [23] definiert.

$$(3) \quad U_{Stack} = U_{Cell} \cdot N_{Cell}$$

Hierbei ist U_{Stack} die Spannung des Stacks, U_{Cell} die Spannung einer Zelle und N_{Cell} die Anzahl der Zellen im Stack.

Dieses Prinzip gilt auch für den Kraftstoff- und Luftverbrauch, so dass die modulare Bauweise sehr vorteilhaft ist, um die Größe des Stacks zu optimieren. In dieser Untersuchung wird das in Simscape entwickelte PEMFC-Modell verwendet, um die Stack-Parameter in Abhängigkeit der Anzahl der Zellen zu definieren. Durch die Anpassung der Zellenzahl im Modell werden andere kritische Variablen wie Brennstoffverbrauch, Luftstrom und Spannung automatisch neu kalibriert, um größere oder kleinere Stacks zu simulieren, was einen äußerst flexiblen Ansatz zur Skalierung des Brennstoffzellen-Stack-Designs bietet.

Zu den Schlüsselparametern des Simscape-Modells gehören die Leerlaufspannung (OCV), Strom und Spannung sowohl bei Nenn- als auch bei maximalen Betriebsbedingungen, der Stack-Wirkungsgrad, die Betriebstemperatur, der Nennluftstrom, der Nenn-Druck des zugeführten Brennstoffs und der Luft sowie die Konzentrationen von H_2 und O_2 in den zugeführten Gasen. Diese Variablen sind wichtig, um die Polarisationskurve des Stacks (Vgl. Bild 6)

zu schätzen, die wiederum wertvolle Einblicke in die Betriebseigenschaften der Brennstoffzelle unter verschiedenen Bedingungen bietet. Das Modell erfasst effektiv, wie diese Variablen interagieren, was es zu einem robusten Werkzeug für die Analyse von Stack-Leistung und -Effizienz macht. Die Eingaben für den Brennstoffzellenstack innerhalb des Simscape-Modells umfassen die H_2 - und O_2 -Zusammensetzung, ihre Volumenstromraten, den Druck und die Betriebstemperatur. Das Modell berechnet den Volumenstrom zur Luft- und Kraftstoffdurchflussbestimmung sowohl für den nominalen als auch momentane Betriebspunkte wie in Gleichung 4 und 5 nach [23] definiert.

$$(4) \quad \dot{v}_{H_2} = \frac{N_{Cell} \cdot I \cdot M_{H_2} \cdot \lambda_{H_2}}{2 \cdot F \cdot \rho_{H_2}}$$

$$(5) \quad \dot{v}_{air} = \frac{N_{Cell} \cdot I \cdot M_{air} \cdot \lambda_{air}}{4 \cdot F \cdot x_{O_2} \cdot \rho_{air}}$$

Hierbei ist $\dot{v}$ der Volumenstrom, N_{Cell} die Anzahl der Zellen im Stack, I der Ausgangsstrom, M die molare Masse, F die Faraday-Konstante, x_{O_2} der Sauerstoffvolumenanteil in der Luft, λ das Überschussverhältnis und ρ die Dichte ist. In diesen Gleichungen stehen '2' und '4' für die Ladung von Wasser- bzw. Sauerstoff.

In dieser Arbeit wird ein Brennstoffzellenstack mit einer Nennleistung von ca. 8 kW benötigt, um den Leistungsbedarf des Antriebsstrangs im Reiseflug zu decken. Der zu diesem Zweck entworfene Stack enthält 40 Zellen mit einer aktiven Oberfläche von 280 cm², wobei die Zellen mit reinem Wasserstoff betrieben werden. Die Polarisationskurve als Leistungsindikator der Brennstoffzelle wird gezeichnet, während der Stack mit einem Versorgungsdruck von Wasserstoff und einem Luftdruck von 1,2 und 1 bar und einer Betriebstemperatur von 341 K betrieben wird. Wie die Polarisationskurve in Bild 6 zeigt, liefert der Stack eine Nennleistung von 8,4 kW und eine maximale Leistung von 11,3 kW unter Volllast.

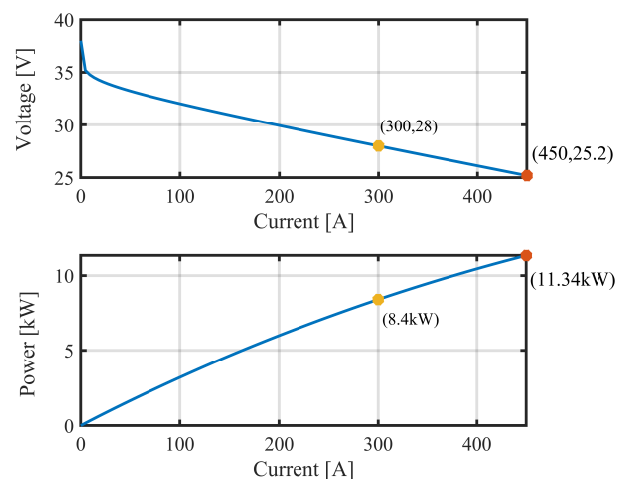


BILD 6. Polarisationskurve des Brennstoffzellenstacks

Eine umfassende Darstellung des simulierten Brennstoffzellensystems mit den berücksichtigten Hilfskomponenten findet sich in Bild 7. Eingangsgrößen sind eine kommandierte Leistung, welche aus Effizienzgründen auf die Nominalleistung gesetzt wird, und eine kommandierte Spannung, sodass die Multilevel-Batterie mit variabler Gleichstromspannung und die Brennstoffzelle stets dasselbe Spannungsniveau besitzen. Das Flugdynamik und Motormodell benötigen die aktuellen Leistungsdaten $P_{Stack,net}$ sowie die verbleibende Wasserstoffmenge $m_{H_2,remaining}$ im Tank.

4.2.1. Kompressor

Das implementierte Kompressormodell berücksichtigt für die benötigte Leistung den aktuellen Luftmassenstrom sowie den Differenzdruck der Umgebung auf der aktuellen Flughöhe zum benötigten Luftdruck für die Brennstoffzelle von 1,2 bar.

Der Kompressor spielt eine entscheidende Rolle für die Leistung eines Protonenaustauschmembran-Brennstoffzellensystems (PEM). Die elektrochemischen Reaktionen innerhalb der Brennstoffzelle werden durch den Betriebsdruck erheblich beeinflusst, insbesondere auf der Kathodenseite, wo Sauerstoff zugeführt wird. Experimentelle Daten zeigen durchweg, dass der Betrieb bei höherem Druck die Zellspannung verbessert, was zu einem höheren Stack-Wirkungsgrad führt. Dies ist darauf zurückzuführen, dass die Reaktionskinetik bei höherem Druck günstiger ist, wodurch der Sauerstoffpartialdruck erhöht und der Stofftransport verbessert wird. Während Wasserstoff in der Regel unter sehr hohem Druck gespeichert wird und auf optimale Werte heruntergeregelt werden muss, muss die der Kathode zugeführte Luft komprimiert werden, um den Umgebungsdruck auf ein Niveau zu erhöhen, das die Leistung des Stacks maximiert. Das Kompressionsverhältnis wirkt sich direkt auf die Zellspannung aus, da eine höhere Kompression zu einer besseren Sauerstoffverfügbarkeit und einer verbesserten Gesamtleistung des Stacks führt. [30]

Der Vorteil eines höheren Drucks geht jedoch auf Kosten des Leistungsbedarfs des Kompressors. Da der Kompressor durch den von der Brennstoffzelle erzeugten Strom angetrieben wird, erhöht ein höheres Verdichtungsverhältnis die parasitären Leistungsverluste, wodurch die Nettogleistung und die Gesamteffizienz des Systems sinken. Dies führt zu einem kritischen Kompromiss zwischen der Erhöhung der Stackspannung durch höheren Luftdruck und der Aufrechterhaltung der Systemeffizienz durch Begrenzung des Energieverbrauchs des Kompressors. Um dieses Gleichgewicht zu optimieren, muss ein Betriebsdruck ermittelt werden, der die Zellenspannung maximiert, ohne den elektrischen Nettowirkungsgrad des Systems übermäßig zu verringern, [31]. Mathematisch lässt sich die vom Kompressor benötigte Arbeit W_{Comp} mit Hilfe der isentropen Beziehung nach [32] annähern.

$$(6) \quad W_{Comp} = \dot{m} \cdot C_p \cdot T_{in} \left(\left(\frac{p_{out}}{p_{in}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right)$$

Hier ist:

- W_{Comp} die Arbeit des Kompressors in J ,
- $\dot{m}$ der Massenstrom in $\frac{g}{s}$,
- C_p die spezifische Wärmekapazität bei konstantem Druck in $\frac{J}{kg \cdot K}$,
- T_{in} die Eintrittstemperatur in K ,
- $\frac{p_{out}}{p_{in}}$ das Verdichtungsverhältnis und
- γ das spezifische Wärmeverhältnis (adiabatischer Index).

Diese Gleichung zeigt, dass die von einem Kompressor benötigte Arbeit in erster Linie vom Massenstrom der Luft und der Druckdifferenz zwischen Ein- und Auslass abhängt. Auf der Grundlage dieser Gleichung wird ein vereinfachtes Modell des Kompressors entwickelt, mit dem der Leistungsbedarf des Kompressors P_{Comp} nach Gleichung 7 berechnet wird.

$$(7) \quad P_{Comp} = \dot{v}_{air} \cdot \Delta p \cdot C_{Comp}$$

Hierbei ist:

- P_{Comp} der Leistungsverbrauch des Kompressors in W ,
- $\dot{v}_{air}$ der Volumenstrom der Zuluft in $\frac{l}{min}$,
- Δp die Druckdifferenz in bar und
- C_{Comp} die Kompressorkonstante in $\frac{W}{bar \cdot \frac{l}{min}}$.

Der Stromverbrauch des Kompressors wird durch die elektrische Leistung des Brennstoffzellenstacks gedeckt, wodurch sich die vom Stack an den Antriebsstrang abgegebene Nettogleistung $P_{Stack,net}$ nach Gleichung 8 verringert.

$$(8) \quad P_{Stack,net} = (U_{Stack} \cdot I_{Stack}) - P_{Comp}$$

4.2.2. Gleichstromwandler

Das aktuelle Multilevel-Batteriesystem, wie in Kapitel 2 beschrieben, ist in der Lage eine geforderte Ausgangsspannung der Batterie durch Adaption der Zellverschaltung zu liefern. Die Ausgangsspannung ist hierbei nicht frei variabel, sondern besitzt eine Mindestschrittweite in Höhe der Spannung einer Batteriezelle. Die Brennstoffzelle liefert basierend auf der Polarisationskurve in Bild 6 eine Spannung zwischen 25 V und knapp 40 V. Um die Spannungsniveau beider Leistungslieferanten stets auf demselben Niveau zu halten, ist im Brennstoffzellensystem ein vereinfachter Gleichstromwandler mit konstantem Wirkungsgrad von 97 % implementiert.

Potenzial bietet sich hier in der Erhöhung des Detailgrads der Modellierung und einem variablen Wirkungsgrad basierend auf dem aktuellen Systemzustand bzw. Eingangs- und Ausgangsgrößen.

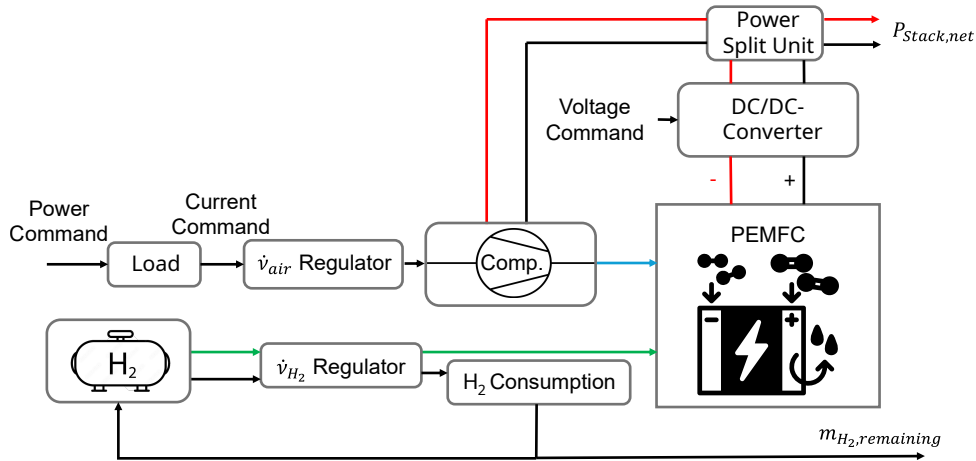


BILD 7. Modellierung Brennstoffzellensystem

4.2.3. Wasserstofftank

Das Ziel der Integration eines vereinfachten H_2 -Tank-Modells ist es, die mit dem Brennstoffzellensystem erreichbare Flugreichweite über die Zeit abzuschätzen. Zu diesem Zweck wird ein Wasserstofftank mit einer bestimmten Masse an Wasserstoff zu Beginn einer Flugmission ausgelegt. Die maximale Speicherkapazität des jeweiligen Tanks für die Beispiel-Konfigurationen ist in Tabelle 1 ersichtlich. Eine Mission muss nicht zwangsläufig mit einem vollen Tank beginnen, wird jedoch in den folgenden Simulationen angenommen. Als Gewicht wird a posteriori basierend auf internen Daten 10 kg Tankgewicht pro 1 kg Wasserstoff angenommen. Hierbei handelt es sich um Tanks des Typs 3 bzw. 4 mit einem Druck von 700 bar nach [33] und [34].

Ausgehend von der elektrischen Lastanforderung an den Brennstoffzellenstack und dessen aktueller Leistung wird der benötigte Wasserstoff-Volumenstrom - einschließlich des H_2 -Überschusses - berechnet (Vgl. Gleichung 2) und der Anodenseite des Stacks zugeführt. Anhand des Wasserstoff-Volumenstroms wird die verbrauchte Wasserstoffmenge ermittelt und von der zu Beginn der Mission im Tank gespeicherten Masse $m_{H_2,initial}$ abgezogen. Somit wird die verbleibende Kraftstoffmenge im Tank $m_{H_2,remaining}$ zu jedem Zeitschritt nach Gleichung 9 aktualisiert und im Flugdynamikmodell berücksichtigt.

$$(9) \quad m_{H_2,remaining} = m_{H_2,initial} - \int \dot{m}_{act,H_2} dt$$

Wenn bei längeren Flugmissionen der gesamte Wasserstoffvorrat verbraucht ist und die verbleibende Wasserstoffmasse im Tank 0 kg erreicht, schaltet sich die Brennstoffzelle ab und produziert keinen elektrischen Strom mehr. In diesem Fall ist die Batterie die einzige Energiequelle im Antriebsstrang.

Es schließt sich die Analyse der Flug- und Missionsleistungen des Gesamtsystems aus hybridem Antriebsstrang integriert in die Simulationsumgebung mit nichtlinearer Flugdynamik an.

5. FLUGLEISTUNGSANALYSE

Dieses Kapitel beschreibt das Setup für die automatisierte Missionssimulation, aus welcher Schlüsse über die Flug- und Missionsleistungen des Gesamtsystems gezogen werden können. Es wird untersucht, ob eine definierte Mission für verschiedene Antriebskonzepte erfolgreich absolviert werden kann, um zu zeigen, dass die entwickelte Simulationsumgebung mit allen Systemen fähig ist, in paralleler Weise Parameterstudien automatisiert durchzuführen. Dieser Aufbau kann im Weiteren dafür verwendet werden, mehrdimensionale Wertebereiche für beispielsweise verschiedene Größen bzw. Leistungsklassen von Brennstoffzellen inklusive aller Parameter wie das Überschussverhältnis λ oder den Versorgungsdruck des Kraftstoffs sowie Kraftstoffmenge mit Tankgrößen zu variieren. Ebenso können Parameter anderer Systeme wie der Batterie, Flugparameter oder Missionen für jedes Sample festgelegt werden und parallel simuliert werden.

5.1. Test-Konfigurationen

In dieser Untersuchung wird ein hybrider Antriebsstrang aus Brennstoffzelle und Batteriesystem mit einem rein elektrischen Batterieantrieb verglichen, um das Potenzial des Brennstoffzellensystems als Range Extender zu analysieren. Tabelle 1 zeigt die grundlegenden Parameter der beiden Konfigurationen. Beide Konzepte verfügen über dasselbe Batteriesystem (Vgl. Kapitel 2) mit einem Gewicht von 120 kg für 52 Ah elektrischer Kapazität bei nominaler Spannung. Der hybride Antrieb hat ein um 37 kg höheres Gewicht. Dieses resultiert aus 40 Zellen mit Gehäuse und Hilfssystemen zu ca. 15 kg , einem Tank mit einer Masse von 20 kg und 2 kg Wasserstoff. Die Nennleistung dieses Brennstoffzellenstacks beträgt $8,4 \text{ kW}$, um den Leistungsbedarf im Reiseflug zu decken und die Batterie zu entlasten oder gar zu laden.

Zukünftige Untersuchungen können dieses Setup mit geringem Aufwand erweitern, da alle Systeme modular und weitestgehend automatisiert aufgebaut sind,

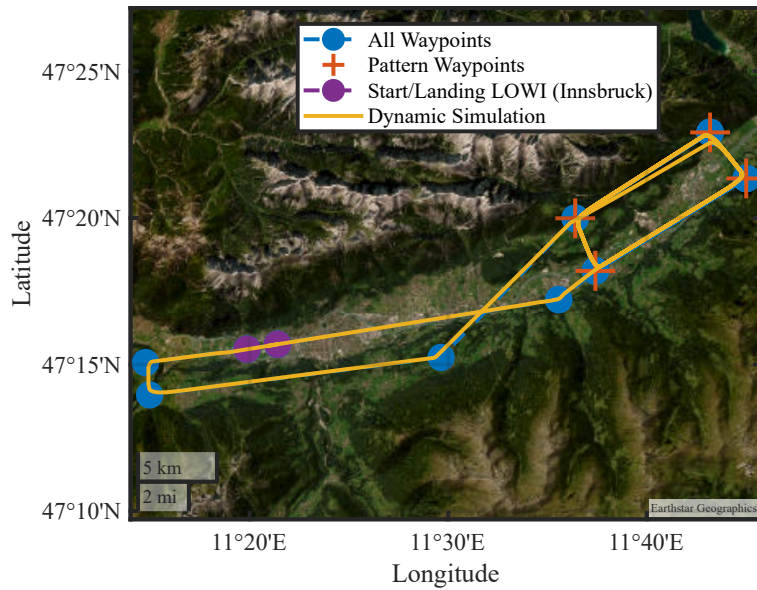


BILD 9. Dynamische Missionssimulation: Geographische Position über der Route

Beide Konfigurationen erreichen dieselbe Trajektorie. Einige der Wegpunkte werden nicht direkt überflogen, da jeder Wegpunkt mit einem Transitionsradius versehen ist, ab welchem die benötigte Position als erreicht gilt.

Wie zu erwarten, benötigt der Hybridantrieb aufgrund des um 37 kg höheren Abfluggewichts mehr Leistung, was sich im konstanten Geradeaufzug mit ca. 600 W – abhängig von aktueller Fluggeschwindigkeit, verbleibendem Kraftstoff und weiteren Einflüssen – erhöhtem Leistungsbedarf bemerkbar macht. Ebenso macht sich die größere Masse des Gesamtsystems in der benötigten Startstrecke bemerkbar. Die Höhe über Grund in blauer Farbe und die zugehörige absolute aerodynamische Geschwindigkeit in orangener Farbe wird in Bild 10 über der zurückgelegten

Distanz dargestellt. Das Fluggerät mit dem schwereren Hybridantrieb beschleunigt langsamer als der reinelektrische Motorsegler, was zu einem späteren Erreichen der Abhebegeschwindigkeit von knapp 32 m/s und somit einer späteren Initialisierung der Rotation führt. Die Startstrecke bis zu einer Höhe von 15 m über Grund unterscheidet sich demnach um ca. 30 m . Beide Startstrecken liegen mit 445 m bzw. 475 m nach Zertifizierungsspezifikation CS-22 [3] unter dem Maximalwert von 500 m und bestehen damit die Anforderung.

In Bild 11 wird der Verlauf des Batterieladezustands (SoC) in blauer Farbe und des verbleibenden Kraftstoffs $m_{H_2, \text{remaining}}$ in orangener Farbe jeweils in Prozent über der Missionsdauer dargestellt. Die durchgezogenen Linien beziehen sich auf Konfi-

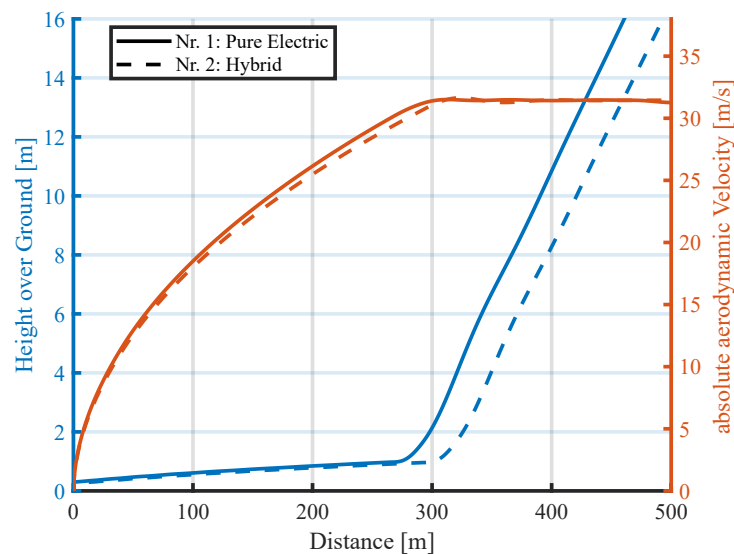


BILD 10. Dynamische Missionssimulation: Startstrecke

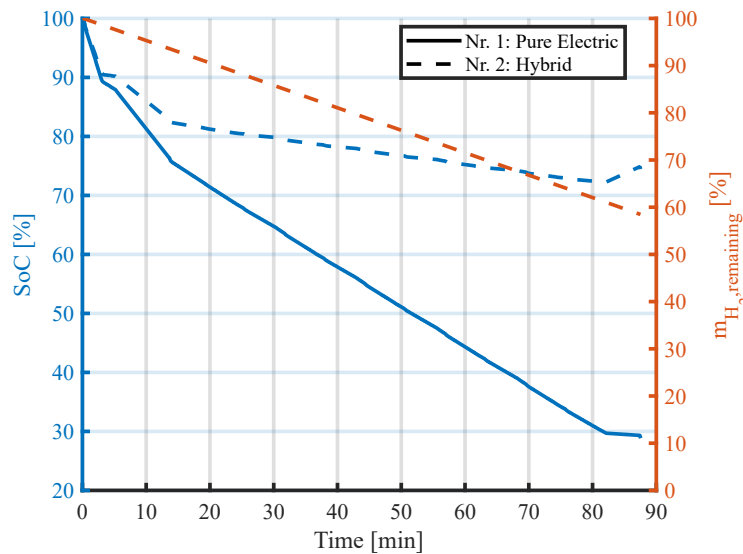


BILD 11. Dynamische Missionssimulation: Batterieladezustand (SoC) und verbleibender Kraftstoff ($m_{H_2,remaining}$)

guration 1 mit reinelektrischem Antrieb und die gestrichelten Linien auf den Hybridantrieb mit Brennstoffzelle nach Tabelle 1. Die steileren Abfälle der Batteriekapazität beruhen auf den Steigflügen, welche einen erhöhten Leistungsbedarf aufweisen. Der Hybridantrieb schafft es im Geradeausflug nicht vollständig die erforderliche Leistung aufzubringen, wodurch 1 % Batterieladung je 7 min Flugzeit verbraucht wird. Aufgrund der hohen aerodynamischen Effizienz des Segelflugzeugs, kann im Sinkflug die gesamte Brennstoffzellenleistung zum Laden der Batterie genutzt werden. Bei längeren Sinkflügen wird die Brennstoffzelle nach vollständiger Aufladung der Batterie abgeschaltet, um nicht unnötig Kraftstoff zu verbrennen.

Basierend auf initialer Routenplanung, wie in [36] beschrieben, ist die Mission so gewählt, dass alle Konfigurationen nach Missionserfüllung noch über ausreichend Restenergie für ein eventuelles Durchstarten nach abgebrochener Landung verfügen. Es ist ersichtlich, dass der hybride Antrieb nach erfolgreich absolvierter Mission mit 75 % verbleibender Batteriekapazität im Vergleich zu knapp 30 % für den rein elektrischen Antriebsstrang noch Kapazität zu weiteren Patterns und somit längerer Flugzeit und Reichweite im Stande ist. Für ein Pattern ist für den reinelektrischen Antriebsstrang in etwa 8 % Batterieladung nötig, für das Hybridsystem nur ca. 2 % Batteriekapazität und knapp 7 % des initialen Kraftstoffs. Somit lässt sich abschätzen, dass das der Motorsegler mit hybridem Antrieb noch mindestens 8 Patterns ausführen kann bis die Wasserstoffvorräte aufgebraucht sind. Die Batterie hat nach diesen 8 Patterns noch in etwa 56 % Restkapazität. Mit dieser Energie können dann im reinelektrischen Flug noch weitere 3 Patterns geflogen werden, bevor auch dieser zurück zum Flugplatz kehren muss, um mit ca. 30 % Batterieladung in Innsbruck zu landen.

Der Hybrideantriebsstrang ist folglich zu 16 Patterns im Vergleich zu 5 Patterns für den reinelektrischen Batterieantrieb fähig, was einen signifikanten Unterschied darstellt.

6. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Flug- und Missionsleistungsanalysen sind wichtiger Bestandteil in der Entwicklung neuartiger Antriebssysteme und Flugzeugkonzepte. Diese Untersuchung fokussiert sich auf den simulativen Vergleich eines reinelektrischen mit einem hybriden Antriebsstrang aus Brennstoffzellensystem und Batterie. Es werden die Simulationsumgebung zur automatisierten Missiondurchführung, das nichtlineare 6-Freiheitsgrad Flugsimulationsmodell und das Antriebssystem aus Batterie und Brennstoffzelle sowie deren Implementierung in MATLAB/Simulink beschrieben. Darauf basierend wird automatisiert eine Beispiel-Mission von 2 Konfigurationen parallel simuliert und die resultierenden Flug- und Missionsleistungen verglichen.

Der Hybridantrieb weist in puncto Reichweite deutliche Vorteile aufgrund der hohen Energie- und Leistungsdichte des Brennstoffzellensystems auf und ermöglicht die Absolvierung von 16 Patterns im Vergleich zu 5 für den reinen Batterieantrieb. Beide Konfigurationen schaffen die definierte Mission und erreichen den Zielflugplatz mit ausreichend Restenergie für einen möglichen Landeabbruch in Verbindung mit einer Platzrunde. In Bezug auf die Startstrecke oder andere dynamische Manöver hat der schwerere Hybridantrieb das Nachsehen. In der definierten Mission mit Abflug in Innsbruck (LOWI) verlängert sich die Startstrecke durch das zusätzliche Gewicht um ca. 30 m, bleibt jedoch unterhalb des Grenzwerts zur Zertifizierung nach Spezifikation CS-22 [3] von 500 m.

Bisherige Forschungen basieren auf vereinfachten Flugdynamikmodellen oder führen sog. 'open-loop' Simulationen mit vorgegebenem Leistungsprofil

durch. Die vorgestellte Simulationsumgebung mit allen Systemen stellt eine 'closed-loop' Simulation dar, mit welcher aufgrund des Automatisierungsgrades ebenso Parameterstudien für weitere Hybridantriebskonzepte ermöglicht werden. Innovativ ist der Detailgrad der Flugdynamik und Missionsdurchführung in Kombination mit dem hybriden Antriebsstrang aus Multilevel-Batterie und Brennstoffzellensystem. Potenzial für zukünftige Arbeiten bietet die Missionsplanung. Bisher werden die Fluggeschwindigkeiten jeder Flugphase vom Nutzer ausgewählt und vorzugsweise für den Reiseflug auf die möglichst effizienteste Geschwindigkeit gesetzt. Durch veränderte Gewichtsdaten bei gleichbleibender Aerodynamik ändert sich jedoch auch die optimale Reisegeschwindigkeit. In der aktuellen Umsetzung wird diese nicht automatisiert angepasst. Wie bereits angemerkt, trägt die Integration eines Energiemanagementsystems zur stetigen Bestimmung der verbleibenden Energiereserven auch unter Windeinfluss zur weiteren Erhöhung des Automatisierungsgrades bei. Es dient als Entscheidungskriterium im Pilotenmodell, ob die Mission fortgesetzt werden kann, oder ob zum Flugplatz zurückgekehrt werden muss.

Danksagung

Diese Forschungsarbeit im Projekt ELAPSED wird durch dtcc.bw Zentrum für Digitalisierungs- und Technologieforschung der Bundeswehr gefördert. dtcc.bw wird von der Europäischen Union NextGenerationEU finanziert. [2]

Kontaktadresse:

Luca.Hein@unibw.de

Literatur

- [1] European Commission. Directorate General for Research and Innovation. and European Commission. Directorate General for Mobility and Transport. *Flightpath 2050 :Europe's vision for aviation : maintaining global leadership and serving society's needs*. Publications Office, 2011. DOI: 10.2777/50266.
- [2] dtcc.bw. Electric Aircraft Propulsion – die Zukunft der Flugzeugantriebe, 08.11.2022. <https://dtccbw.de/home/forschung/unibw-m/projekt-elapsed>.
- [3] European Aviation Safety Agency. CS-22 Amendment 3: Certification Specifications, Acceptable Means of Compliance and Guidance Material for Sailplanes and Powered Sailplanes. <https://www.easa.europa.eu/en/downloads/131414/en>.
- [4] Manuel Kuder. *Neue Ansätze und Topologien für Modulare Multilevelsysteme im Niederspannungsbereich*. PhD thesis, Universität der Bundeswehr München, München, 2022. <https://athe-ne-forschung.unibw.de/doc/138451/138451.pdf>.
- [5] Nina Sorokina, Tobias Högerl, Bliemetsrieder Wolfgang, Luca Hein, Thomas Weyh, and Manuel Kuder. Investigation of reconfigurable battery efficiency for an application in an electrical sailplane. In *2023 25th European Conference on Power Electronics and Applications (EPE'23 ECCE Europe)*, pages 1–8. IEEE, 2023. ISBN: 978-9-0758-1541-2. DOI: 10.23919/EPE23ECCEurope58414.2023.10264472.
- [6] Fabrizio Oliviero and Kilian Swannet. Optimal energy management strategies and mission profiles for a generic hybrid aircraft. In *AIAA AVIATION 2023 Forum*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, June 2023. DOI: 10.2514/6.2023-4224.
- [7] Nicholas K. Borer, Steven C. Geuther, Brandon L. Litherland, and Lee W. Kohlman. Design and performance of a hybrid-electric fuel cell flight demonstration concept. In *2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, June 2018. DOI: 10.2514/6.2018-3357.
- [8] YM Khan, A Rolando, F Salucci, CED Riboldi, and L Trainelli. Hybrid-electric and hydrogen powertrain modelling for airplane performance analysis and sizing. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 1226(1):012071, Feb. 2022. ISSN: 1757-899X. DOI: 10.1088/1757-899x/1226/1/012071.
- [9] Tobias Graf, Robin Fonk, Christiane Bauer, Josef Kallo, and Caroline Willich. Optimal sizing of fuel cell and battery in a direct-hybrid for electric aircraft. *Aerospace*, 11(3):176, Feb. 2024. ISSN: 2226-4310. DOI: 10.3390/aerospace11030176.
- [10] D. Felix Finger, Reynard de Vries, Roelof Vos, Carsten Braun, and Cees Bil. Cross-validation of hybrid-electric aircraft sizing methods. *Journal of Aircraft*, 59(3):742760, May 2022. ISSN: 1533-3868. DOI: 10.2514/1.c035907.
- [11] Mathworks – entwickler von matlab und simulink, 10.04.2024. https://de.mathworks.com/?s_tid=gn_logo.
- [12] Luca Hein, Purav Panchal, Denis Surmann, and Stephan Myschik. Performance analysis of an electrically powered general aviation aircraft using parallelized automated mission simulations. In *AIAA AVIATION 2023 Forum*, Reston, Virginia, 2023. American Institute of Aeronautics

and Astronautics.

DOI: [10.2514/6.2023-4472](https://doi.org/10.2514/6.2023-4472).

- [13] Johannes Buberger, Anton Kersten, Manuel Kuder, Arthur Singer, Ali Mashayekh, Julian Estaller, Torbjorn Thiringer, Richard Eckerle, and Thomas Weyh. Charging strategy for battery electric vehicles with a battery modular multilevel management (bm3) converter system using a pr controller. In *2021 23rd European Conference on Power Electronics and Applications (EPEEC-CE Europe)*. IEEE, 2021.
DOI: [10.23919/epe21ecceurope50061.2021.9570669](https://doi.org/10.23919/epe21ecceurope50061.2021.9570669).
- [14] Nina Sorokina, Julian Estaller, Anton Kersten, Johannes Buberger, Manuel Kuder, Torbjorn Thiringer, Richard Eckerle, and Thomas Weyh. Inverter and battery drive cycle efficiency comparisons of multilevel and two-level traction inverters for battery electric vehicles. In *2021 IEEE International Conference on Environment and Electrical Engineering and 2021 IEEE Industrial and Commercial Power Systems Europe (EEEIC / I&CPS Europe)*. IEEE, 2021.
DOI: [10.1109/eeeic/icpseurope51590.2021.9584705](https://doi.org/10.1109/eeeic/icpseurope51590.2021.9584705).
- [15] MOLICEL. Data sheet molichel intr-21700-p42a. <https://www.molichel.com/>.
- [16] Ali Mahsayekh and Mahdiye Khorasani. Online state of health diagnostic method of battery cells in a reconfigurable battery system or multilevel inverter. 2022.
- [17] Martin Keim, Josef Kallo, K. Andreas Friedrich, Claudia Werner, Martin Saballus, and Florian Gores. Multifunctional fuel cell system in an aircraft environment: An investigation focusing on fuel tank inerting and water generation. *Aerospace Science and Technology*, 29(1):330–338, 2013. ISSN: 1270-9638.
DOI: [10.1016/j.ast.2013.04.004](https://doi.org/10.1016/j.ast.2013.04.004).
- [18] Alexandra Pessot, Christophe Turpin, Amine Jaafar, Emilie Soyez, Olivier Rallières, Guillaume Gager, and Julien dArbigny. Contribution to the modelling of a low temperature pem fuel cell in aeronautical conditions by design of experiments. *Mathematics and Computers in Simulation*, 158:179–198, 2019. ISSN: 0378-4754. ELECTRIMACS 2017.
DOI: [10.1016/j.matcom.2018.07.008](https://doi.org/10.1016/j.matcom.2018.07.008).
- [19] Murat Ayar and Tahir Hikmet Karakoc. Decision mechanism between fuel cell types: A case study for small aircraft. *International Journal of Hydrogen Energy*, 48(60):23156–23167, 2023. ISSN: 0360-3199. The 6th International Hydrogen Technologies Congress (IHTEC-2022).
DOI: [10.1016/j.ijhydene.2022.12.020](https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2022.12.020).
- [20] S. Mekhilef, R. Saidur, and A. Safari. Comparative study of different fuel cell technologies. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 16(1):981–989, 2012. ISSN: 1364-0321.
DOI: [10.1016/j.rser.2011.09.020](https://doi.org/10.1016/j.rser.2011.09.020).
- [21] Ahmad Baroutaji, Tabbi Wilberforce, Mohamad Ramadan, and Abdul Ghani Olabi. Comprehensive investigation on hydrogen and fuel cell technology in the aviation and aerospace sectors. 2019. ISSN: 1364-0321.
DOI: [10.1016/j.rser.2019.02.022](https://doi.org/10.1016/j.rser.2019.02.022).
- [22] Lisa L. Kohout and Paul C. Schmitz. An analysis of fuel cell options for an all-electric unmanned aerial vehicle. 2007.
- [23] Dr. Alexander Kabza. *Fuel Cell Formulary*. 2001.
- [24] A. Vasilyev, J. Andrews, S.J. Dunnett, and L.M. Jackson. Dynamic reliability assessment of pem fuel cell systems. *Reliability Engineering & System Safety*, 210:107539, 2021. ISSN: 0951-8320.
DOI: [10.1016/j.ress.2021.107539](https://doi.org/10.1016/j.ress.2021.107539).
- [25] Mahdiye Khorasani, Ali Mashayekh, and Christian Trapp. Investigation of the viability of fuel cell system for sustainable aviation. *International Conference on Future Energy Solutions (FES2023)*, 2023.
- [26] Michele Sparano, Marco Sorrentino, Giovanni Troiano, Giovanni Cerino, Giuseppe Piscopo, Marco Basaglia, and Cesare Pianese. The future technological potential of hydrogen fuel cell systems for aviation and preliminary co-design of a hybrid regional aircraft powertrain through a mathematical tool. *Energy Conversion and Management*, 281:116822, 2023. ISSN: 0196-8904.
DOI: [10.1016/j.enconman.2023.116822](https://doi.org/10.1016/j.enconman.2023.116822).
- [27] Tobias Graf, Robin Fonk, Jonas Schröter, Pia Hoenicke, Christiane Bauer, Josef Kallo, and Caroline Willich. Investigation of a fuel cell hybrid system with a new modular test bench approach for all electric hybrid power train systems. *Journal of Energy Storage*, 56:105999, 2022. ISSN: 2352-152X.
DOI: [10.1016/j.est.2022.105999](https://doi.org/10.1016/j.est.2022.105999).
- [28] Taegyu Kim and Sejin Kwon. Design and development of a fuel cell-powered small unmanned aircraft. *International Journal of Hydrogen Energy*, 37(1):615–622, 2012. ISSN: 0360-3199. 11th China Hydrogen Energy Conference.
DOI: [10.1016/j.ijhydene.2011.09.051](https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2011.09.051).
- [29] Thomas Kadyk, René Schenkendorf, Sebastian Hawner, Bekir Yildiz, and Ulrich Römer. Design of fuel cell systems for aviation: Representative

mission profiles and sensitivity analyses. *Frontiers in Energy Research*, 7, 2019. ISSN: 2296-598X.

DOI: [10.3389/fenrg.2019.00035](https://doi.org/10.3389/fenrg.2019.00035).

- [30] Sergei Hahn, Jochen Braun, Helerson Kemmer, and Hans-Christian Reuss. Adaptive operation strategy of a polymer electrolyte membrane fuel cell air system based on model predictive control. *International Journal of Hydrogen Energy*, 46(33):17306–17321, 2021. ISSN: 0360-3199. RENEWABLE HYDROGEN ENERGY WORLD. DOI: [10.1016/j.ijhydene.2021.02.135](https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2021.02.135).
- [31] Johannes Hoeflinger and Peter Hofmann. Air mass flow and pressure optimisation of a pem fuel cell range extender system. *International Journal of Hydrogen Energy*, 45(53):29246–29258, 2020. ISSN: 0360-3199. DOI: [10.1016/j.ijhydene.2020.07.176](https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2020.07.176).
- [32] Richard E. Sonntag Claus Borgnakke. *Fundamentals of Thermodynamics*. 2020. ISBN: 978-1-119-72365-3.
- [33] British Standards Institution. ISO 11515:2022: Gas cylinders - Refillable composite reinforced tubes of water capacity between 450 l and 3000 l Design, construction and testing, 2022.
- [34] International Organization for Standardization. ISO 11119-3:2020: Gas cylinders - Design, construction and testing of refillable composite gas cylinders and tubes, Part 3: Fully wrapped fibre reinforced composite gas cylinders and tubes up to 450 l with non-load-sharing metallic or non-metallic liners or without liners, 2020.
- [35] Denis Surmann, Luca Hein, and Stephan Myschik. Missionslogik mit einer state-machine zur steuerung und überwachung von evtols in einer nichtlinearen simulation. In DGLR, editor, *DLRK 2023*, Bonn, 2023. Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt - Lilienthal-Oberth e.V.
- [36] L. Hein, P. Panchal, D. Surmann, and S. Myschik. Tool-basierte validierung von systemanforderungen eines elektrisch angetriebenen luftfahrzeugs. In DGLR, editor, *DLRK 2023*, Bonn, 2023. Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt - Lilienthal-Oberth e.V. DOI: [10.25967/610239](https://doi.org/10.25967/610239).