

# ENTWICKLUNG EINES SKALIERTEN TESTSTANDS ZUR EXPERIMENTELLEN UNTERSUCHUNG HYBRID-ELEKTRISCHER WASSERSTOFFANTRIEBE

T. Albrecht, J. Rohwer, F. Traulsen-Pöschel, M. Kramer, T. Netzel, K. Kochan  
Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg,  
Fakultät Luftfahrt- und Fahrzeugsysteme,  
Berliner Tor 5, 20099 Hamburg, Deutschland

## Zusammenfassung

Die Dekarbonisierung der Luftfahrt erfordert neuartige Antriebskonzepte zur signifikanten Reduktion von Emissionen. Hybrid-elektrische Antriebssysteme auf Basis von Wasserstoff bieten hierbei ein erhebliches Potenzial. Im Rahmen des Verbundvorhabens BeHyPSy (B4 Innovative Hydrogen Propulsion System) wird eine modulare, segmentierte Antriebsarchitektur für Ultraleichtflugzeuge untersucht. Zur Analyse und Bewertung dieser Architektur wird ein physischer, skaliertes Antriebsteststand entwickelt und aufgebaut. Der Teststand bildet die sechs parallelen Antriebssegmente, die einen gemeinsamen, mehrsträngigen Elektromotor speisen, durch ein physisches Brennstoffzellensegment und fünf in Echtzeit emulierte Segmente ab. Durch die Aufteilung der Gesamtleistung wird eine erhöhte Systemredundanz sowie der Einsatz luftgekühlter Brennstoffzellensysteme ermöglicht. Der Versuchsaufbau im Leistungsbereich bis 3,6 kW erlaubt die experimentelle Untersuchung der Leistungsaufteilung, der Segmentkopplung und zugehöriger Betriebsstrategien sowie der dynamischen Wechselwirkungen innerhalb des Gesamtsystems. Eine gekoppelte Lastmaschine ermöglicht die Abbildung missionsbasierter Lastprofile unter realitätsnahen Betriebsbedingungen. Im Fokus der experimentellen Untersuchungen stehen die Erfassung und Analyse elektrischer Leistungsflüsse, Spannungs- und Stromverteilungen sowie des transienten Systemverhaltens bei variierenden Lastanforderungen. Die Messdaten sollen der Charakterisierung der Antriebsarchitektur sowie der Validierung entwickelter Simulationsmodelle dienen. Steuerung, Regelung, Datenerfassung und Echtzeitverarbeitung erfolgen über ein leistungsfähiges Echtzeitsystem. Der entwickelte Teststand stellt eine experimentelle Plattform zur systematischen Analyse modularer, segmentierter hybrid-elektrischer Wasserstoffantriebe dar und ermöglicht die Bewertung von Redundanzkonzepten und Skalierungsstrategien für zukünftige Luftfahrtsysteme.

## 1. EINLEITUNG

Die Dekarbonisierung des Luftverkehrs stellt eine der zentralen Herausforderungen der Luftfahrtindustrie dar. Mit der Selbstverpflichtung der internationalen Luftfahrtindustrie im Rahmen der Air Transport Action Group (ATAG) aus dem Jahr 2021 sowie dem 2022 von der ICAO verabschiedeten Long-Term Aspirational Goal hat sich die Branche das Ziel gesetzt, bis 2050 Netto-Null-CO<sub>2</sub>-Emissionen zu erreichen [1], [2]. Da für den Luftverkehr an europäischen Flughäfen bis 2050 ein durchschnittliches jährliches Wachstum von ein bis zwei Prozent prognostiziert wird [3], reichen evolutionäre Effizienzsteigerungen bestehender Antriebstechnologien nicht aus, um die absoluten CO<sub>2</sub>-Emissionen zu senken. Erforderlich sind daher Antriebskonzepte, die einen vollständig CO<sub>2</sub>-neutralen Betrieb ermöglichen.

Elektrischen Antriebskonzepten kommt in diesem Zusammenhang eine zentrale Bedeutung zu. Sie lassen sich batterie-, wasserstoff- oder hybrid-elektrisch ausführen. Rein batterieelektrische Antriebe sind aufgrund der geringen gravimetrischen Energiedichte heutiger Batterien auf Flugzeuge mit geringem Leistungsbedarf und geringer Reichweite beschränkt (z. B. Pipistrel Velis Electro [4]). Reine Brennstoffzellenantriebe ermöglichen

aufgrund der hohen gravimetrischen Energiedichte des Wasserstoffs potenziell größere Reichweiten. Die Systemkomplexität des Brennstoffzellensystems erhöht jedoch die Masse des Antriebsstrangs und verringert dadurch dessen Leistungsdichte, sodass hohe Leistungsanforderungen kritisch sind [5]. Hybrid-elektrische Wasserstoffkonzepte kombinieren die Vorteile beider Energiequellen. Die Brennstoffzellen decken den kontinuierlichen Leistungsbedarf, während die Batterien Lastspitzen und leistungskritische Flugphasen abdecken und in leistungsarmen Phasen mit überschüssiger Brennstoffzellenleistung nachgeladen werden können [6], [7]. Beide Energiequellen sind dabei parallel verschaltet und nicht, wie bei Range-Extender-Konzepten, seriell angeordnet.

Das Forschungsprojekt BeHyPSy verfolgt einen weitergehenden Ansatz, bei dem der Leistungsbedarf zusätzlich auf mehrere identische Antriebssegmente verteilt wird. Ein Segment umfasst jeweils eine Brennstoffzelle, eine Batterie und die zugehörige Leistungselektronik und speist einen Wicklungsstrang eines mehrsträngigen Elektromotors. Diese Segmentierung erhöht zum einen die Redundanz des Antriebssystems, zum anderen sinkt die Leistung je Brennstoffzelle so weit, dass luftgekühlte und damit leichtere Brennstoffzellensysteme eingesetzt werden können [8], [9].

Zur experimentellen Untersuchung dieser Architektur wird an der HAW Hamburg ein skalierter Teststand aufgebaut. Er dient der Validierung der im Projekt entwickelten Simulationsmodelle und bildet die Grundlage für ein virtuelles Abbild des Antriebssystems, das in späteren Projektphasen die Entwicklung und Optimierung der Einzelkomponenten, des Gesamtsystems und der Betriebsstrategien unterstützen soll. Am Teststand kommen weitgehend dieselben Komponententypen zum Einsatz wie im finalen Antriebskonzept, allerdings in einer geringeren Leistungsklasse. Auf diese Weise lässt sich das Verhalten des realen Systems möglichst genau auf Modellebene abbilden.

Ziel dieser Arbeit ist die Entwicklung und Beschreibung eines physischen Wasserstoffteststands zur experimentellen Untersuchung einer modularen, segmentierten hybrid-elektrischen Antriebsarchitektur. Der Beitrag umfasst die Konzeptentwicklung, die Auslegung und den Aufbau des Teststands sowie das zugehörige Steuerungs-, Regelungs- und Messkonzept.

## 2. STAND DER FORSCHUNG UND TESTSTANDSKONZEPTE

### 2.1. Wasserstoffbasierte Luftfahrtantriebe und Prüfstandskonzepte

Brennstoffzellen mit Protonenaustauschmembran (PEM) gelten aufgrund ihrer hohen Leistungsdichte, der niedrigen Betriebstemperatur und ihres günstigen Start- und Teillastverhaltens als bevorzugte Technologie für elektrische Luftfahrtantriebe [10], [11]. Die Machbarkeit brennstoffzellenbasierter Antriebe wurde durch mehrere pilotierte Demonstratoren nachgewiesen, etwa den viersitzigen HY4, mit dem 2023 der erste pilotierte Flug eines mit Flüssigwasserstoff betriebenen Elektroflugzeugs durchgeführt wurde [12], sowie den von ZeroAvia an einer Dornier 228 erfolgten Antriebsstrang der 600-kW-Klasse [13]. Diese Demonstratoren basieren überwiegend auf einer zentralen Architektur mit einem flüssiggekühlten Brennstoffzellensystem, einer Pufferbatterie und einem einzelnen Elektromotor. Hybridelektrische Auslegungen, bei denen die Brennstoffzelle die Dauerleistung und die Batterie die Spitzenlast übernimmt, wurden hinsichtlich Systemmasse und Brennstoffzellenlebensdauer als vorteilhaft bewertet [5], [14].

Für die Entwicklung und Bewertung solcher Antriebe haben sich experimentelle Prüfstände und Hardware-in-the-Loop-Umgebungen (HiL) als zentrale Werkzeuge etabliert [15]. Gong et al. belasteten ein kommerzielles Brennstoffzellensystem auf einem HiL-Prüfstand mit aufgezeichneten Flugdaten realer Missionen eines kleinen unbemannten Flugzeugs und wiesen dabei lastinduzierte Brennstoffzellendynamiken nach, die Abweichungen von bis zu 13 % gegenüber dem stationären Verhalten verursachten [16]. Farinha et al. erprobten ein parallel verschaltetes Brennstoffzellen-Batterie-System auf einem hybrid-elektrischen Antriebsprüfstand und zeigten, dass durch die Leistungsaufteilung zwischen den Quellen die Lastanforderung an die jeweils andere Seite um bis zu 40 % reduziert werden kann [17]. Im automobilen Kontext demonstrierten Gauchia und Sanz eine HiL-Umgebung, in der die Fahrzeuglast durch die Kombination aus programmierbarer elektronischer Last und DC-Quelle bidirektional

emuliert wird, sodass auch Rekuperation abgebildet werden kann [18]. Im Projekt ENFICA-FC wurde der vollständige Antriebsstrang eines zweisitzigen Brennstoffzellenflugzeugs zunächst am Boden getestet, wobei Netzteile die beiden Energiequellen und eine Bremsvorrichtung die Last emulierten, und anschließend erfolgreich im Flugversuch erprobt [19]. Auf Systemebene entstehen zudem großskalige Testinfrastrukturen. Im DLR-Testfeld BALIS können die Testfelder für Brennstoffzelle, Batterie und Elektromotor über eine Schaltmatrix flexibel gekoppelt werden, um Antriebsstränge bis 1,5 MW zu untersuchen. Bei der Inbetriebnahme des dortigen Multi-Stack-Systems traten bei paralleler Kopplung mehrerer Stränge Lastoszillationen zwischen den Zweigen auf, deren Beherrschung eine angepasste Regelungsstrategie erfordert [20].

Segmentierte Architekturen, bei denen je Segment eine Brennstoffzelle, ein Motorcontroller und ein Wicklungssatz auf eine gemeinsame Welle wirken, wurden im Projekt BETA (Brennstoffzellensystem-Entwicklung für die technische Aviatik) unter der Bezeichnung H<sub>2</sub>-to-Torque eingeführt [21]. Die Architektur wurde auf Laborprüfständen mit jeweils sechs unabhängigen Brennstoffzellensystemen und einem sechssträngigen Elektromotor umgesetzt [22], [23]. Anhand eines Missionsprofils konnte nachgewiesen werden, dass der Ausfall einzelner Segmente durch die verbleibenden Segmente kompensiert wird [23]. Die Brennstoffzellen wurden über HiL-Emulationen abgebildet und ohne Batterie betrieben, sodass jedes Segment über eine einzige Energiequelle verfügt [22], [23].

### 2.2. Beitrag der vorliegenden Arbeit

Modulare Multi-Stack-Brennstoffzellensysteme werden in der Literatur vorwiegend hinsichtlich elektrischer und medienseitiger Architektur, Fehlertoleranz und Wirkungsgrad behandelt. Die entsprechenden Untersuchungen erfolgen überwiegend simulativ oder auf Ebene einzelner Teilkomponenten, während das Verhalten des Gesamtsystems bislang wenig erschlossen ist [24]. Auch die in Abschnitt 2.1 dargestellten experimentellen Arbeiten beschränken sich in der Regel auf einzelne Brennstoffzellensysteme [16] oder einzelne hybride Leistungsstränge [17], [18], [19]. Großskalige Testumgebungen wie BALIS adressieren zwar das Gesamtsystem, jedoch mit paralleler Verschaltung mehrerer Brennstoffzellenmodule auf einen gemeinsamen Zwischenkreis [20] und nicht mit einer segmentweisen Zuordnung zu einzelnen Wicklungssträngen.

Im Projekt BeHyPSy wird die in Abschnitt 2.1 beschriebene segmentierte Architektur um eine Batterie und einen bidirektionalen DC/DC-Wandler je Segment erweitert. Daraus ergibt sich ein zusätzlicher Untersuchungsbedarf: Innerhalb eines Segments treten zwei Energiequellen mit unterschiedlichem Klemmenverhalten und unterschiedlicher Dynamik auf, deren Verschaltung und Leistungsaufteilung geregelt werden muss [5], [14]. Hinzu kommt, dass die Segmente über den gemeinsamen Rotor mechanisch gekoppelt sind, sodass die Lastaufteilung innerhalb eines Segments auf das Verhalten der übrigen Segmente zurückwirken kann. Die vorliegende Arbeit adressiert diesen Bedarf mit einer experimentellen Plattform, auf der die Leistungsaufteilung zwischen Brennstoffzelle und Batterie, die Segmentkopplung und das

Fehlverhalten auf Systemebene untersucht werden können. Im Unterschied zu den Laborprüfständen für segmentierte Architekturen [22], [23] kommt dabei ein reales Brennstoffzellensystem zum Einsatz.

### 3. SYSTEMARCHITEKTUR DES UNTERSUCHTEN ANTRIEBSSYSTEMS

#### 3.1. Segmentierte hybride Antriebsarchitektur

Als Referenzplattform für die Umrüstung auf einen hybrid-elektrischen Wasserstoffantrieb dient im Projekt BeHyPSy das Ultraleichtflugzeug Breezer UL B400-6 (vgl. BILD 1) [8]. Flugzeuge dieser Klasse unterliegen mit einer maximalen Abflugmasse von 600 kg engen Massen- und Bauraumrestriktionen. Für das betrachtete Missionsprofil ergibt sich ein maximaler Leistungsbedarf von 60 kW beim Start sowie eine kontinuierliche Reiseleistung von 30 kW [25].



BILD 1. Referenzflugzeug Breezer UL B400-6. Foto: Breezer Aircraft GmbH & Co. KG, mit freundlicher Genehmigung.

Anders als die in Abschnitt 2.1 beschriebenen Demonstratoren mit zentralem Brennstoffzellensystem wird im Projekt eine modular segmentierte Topologie untersucht. Das Antriebssystem gliedert sich in sechs identische, elektrisch voneinander entkoppelte Leistungssegmente, die jeweils einen Wicklungsstrang eines gemeinsamen mehrsträngigen Elektromotors speisen (vgl. BILD 2). Eine elektrische Verbindung zwischen den Segmenten besteht nicht. Ihre Kopplung erfolgt mechanisch über den gemeinsamen Rotor sowie medienseitig über die gemeinsame Wasserstoffversorgung. Der Wasserstoff wird gasförmig in einem zentralen Drucktank mitgeführt und über ein Verteilungsnetz auf die Segmente aufgeteilt, was insbesondere im Fehlerfall sicherheitsrelevant ist. Am Motor ist ein Einstellpropeller montiert.

Durch die Aufteilung der Gesamtleistung auf sechs Segmente sinken die Leistungsanforderungen an die Einzelkomponenten erheblich. Daraus ergeben sich zwei wesentliche systemische Vorteile. Zum einen erhöht sich die Redundanz und damit die Ausfallsicherheit des Antriebssystems, da der Ausfall eines einzelnen Segments nicht zum Verlust des gesamten Antriebs führt. Zum anderen verringert sich die je Brennstoffzelle bereitzustellende Leistung und mit ihr die abzuführende Verlustwärme so weit, dass luftgekühlte Brennstoffzellensysteme eingesetzt werden können. Da bei diesen ein eigener Kühlkreislauf mit Pumpe, Kühlmittel und Wärmetauscher entfällt, versprechen sie gegenüber

flüssiggekühlten Systemen eine geringere Systemkomplexität und damit Gewichtsvorteile [26].

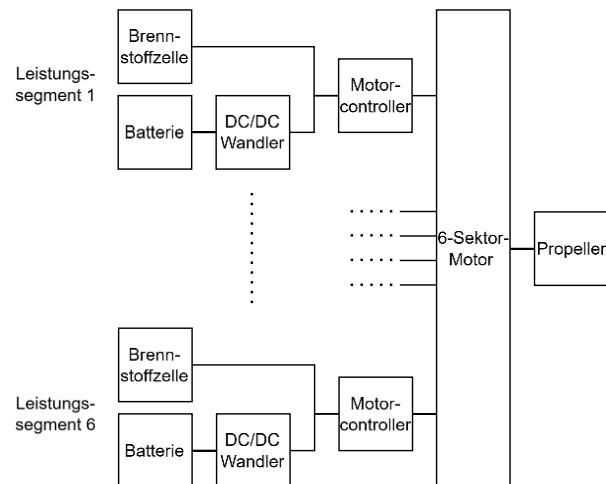


BILD 2. Vereinfachtes Blockdiagramm der segmentierten Gesamtarchitektur

#### 3.2. Aufbau eines Leistungssegments

Zentrale Komponente eines Segments ist eine luftgekühlte PEM-Brennstoffzelle mit geschlossener Kathode, bei der Reaktions- und Kühlluft getrennt geführt werden. Die Reaktionsluft wird über einen zentralen Luftpfad bereitgestellt, der durch NACA-Einlässe in der Cowling gespeist wird, und vor Eintritt in die Brennstoffzelle durch einen Filter und einen Verdichter konditioniert wird. Jede Brennstoffzelle wird auf eine Nennleistung von 5 kW ausgelegt, wodurch in Summe die sechs Brennstoffzellen 30 kW bereitstellen, was näherungsweise dem Leistungsbedarf im Reiseflug entspricht. Die Brennstoffzellen decken damit den über alle Flugphasen hinweg kontinuierlich anfallenden Leistungsbedarf.

Zur Deckung von Lastspitzen ist je Segment eine parallel geschaltete Batterie mit ebenfalls bis zu 5 kW Spitzenleistung vorgesehen. Damit stehen bis zu 10 kW je Segment und eine Antriebsgesamtleistung von 60 kW zur Verfügung, die dem maximalen Leistungsbedarf beim Start entspricht. Neben Lastspitzen übernimmt die Batterie auch schnelle Lastwechsel, um die Brennstoffzelle vor dynamischer Beanspruchung zu schützen. Die Wahl der Zellchemie ergibt sich aus der benötigten Kapazität und den erforderlichen C-Raten unter der Zielsetzung minimaler Systemmasse. Vorgesehen ist ferner, die Batterien in leistungsarmen Flugphasen über die Brennstoffzellen nachzuladen. Weitere Betriebsstrategien werden im Projektverlauf untersucht, darunter das gezielte Abschalten einzelner Segmente in leistungsarmen Flugphasen, um die verbleibenden Brennstoffzellen in ihrem optimalen Betriebspunkt zu betreiben. Brennstoffzelle und Batterie werden innerhalb eines Segments über einen bidirektionalen DC/DC-Wandler aktiv gekoppelt, sodass die Lastaufteilung zwischen beiden Quellen geregelt werden kann. Der nachgelagerte Motorcontroller speist den zugehörigen Wicklungsstrang des Elektromotors.

### 3.3. Mehrsträngiger Elektromotor

Der Elektromotor ist eine permanentenerregte Synchronmaschine in Außenläuferbauweise, die direkt mit dem Propeller verbunden ist. Die Statorwicklung ist in sechs getrennte Wicklungsstränge unterteilt. Mehrsträngige Maschinen weisen gegenüber konventionellen dreiphasigen Maschinen eine inhärente Fehlertoleranz auf, da der Ausfall einzelner Stränge nicht zum Totalausfall des Antriebs führt. Bei Ausfall eines Segments können die verbleibenden fünf Segmente die benötigte Leistung, gegebenenfalls mit reduzierter Gesamtspitzenleistung, weiterhin bereitstellen. Voraussetzung ist, dass der Ausfall erkannt und die Soll-Leistung auf die verbleibenden Segmente umverteilt wird (vgl. Abschnitt 5.2). Die Auswirkungen von Segmentausfällen auf Drehmoment, Strangströme und die erreichbare Gesamtleistung sind Gegenstand der experimentellen Untersuchungen.

## 4. ENTWICKLUNG UND AUFBAU DES WASSERSTOFFTESTSTANDS

### 4.1. Skalierungsansatz

Der Teststand soll die Antriebskomponenten des Referenzflugzeugs physisch oder modellbasiert abbilden und das Verhalten des Gesamtsystems wiedergeben. Aufgrund der gegenüber dem Referenzsystem früheren Entwicklung des Teststands sowie aus wirtschaftlichen Gründen wurden gezielte Vereinfachungen vorgenommen. Anstelle von sechs vollständigen Antriebssegmenten wird nur ein Segment physisch aufgebaut. Dessen in Echtzeit erfasstes Verhalten wird auf steuerbare Netzteile übertragen, welche die übrigen fünf Segmente emulieren (vgl. Abschnitt 5.3). Dieser Ansatz reduziert Kosten und Komplexität erheblich, während das Zusammenwirken aller sechs Segmente am gemeinsamen Motor erhalten bleibt.

Es werden ausschließlich kommerziell bezogene Komponenten eingesetzt, wodurch auf Hardware-Eigenentwicklungen verzichtet wird. Der sechssträngige Antriebsmotor ist eine Sonderanfertigung des Herstellers. Anstelle luftgekühlter Brennstoffzellen mit geschlossener Kathode kommen Systeme mit offener Kathode zum Einsatz, da diese im Leistungsbereich des skalierten Systems von etwa 300 W je Segment deutlich kostengünstiger verfügbar sind. Dies ist für die adressierten Fragestellungen zulässig, da das elektrische Klemmenverhalten beider Bauarten vergleichbar ist. Zudem entfällt im skalierten System die separate Kühlluftführung, wodurch sich der Aufbau vereinfacht. Die Batterie wird durch einen Batterieemulator in Form eines bidirektionalen Netzteils ersetzt, dem unterschiedliche Batteriekenlinien und Leistungsgrenzen hinterlegt werden können. Auf diese Weise lassen sich verschiedene Batteriekonfigurationen ohne Hardware-änderung abbilden. Abweichend vom Referenzsystem ist dem Quellenverbund im Teststand ein zusätzlicher DC/DC-Wandler nachgeschaltet, der die Spannung auf den 48-V-Zwischenkreis des skalierten Motors anhebt (Abschnitt 4.4). Da der Teststand stationär betrieben wird, tritt an die Stelle des Propellers eine Lastmaschine zur Nachbildung der Luftkräfte. Die generatorisch anfallende Leistung wird über ein weiteres bidirektionales Netzteil in das Stromnetz zurückgespeist. Insgesamt bildet der Teststand die sechs Segmente des Referenzsystems bei einer auf etwa ein Siebzehntel reduzierten Leistung ab.

Der Antriebsleistung von 60 kW im Referenzsystem steht eine Gesamtleistung von 3,6 kW am Teststand gegenüber. Die strukturellen Merkmale der Architektur (Segmentierung, Hybridisierung je Segment und die mechanische Kopplung am gemeinsamen Motor) bleiben dabei erhalten, wobei Batterie und DC/DC-Wandler in den emulierten Segmenten modellbasiert abgebildet werden. Ein Blockschaltbild der skalierten Teststandarchitektur ist in BILD 3 abgebildet.

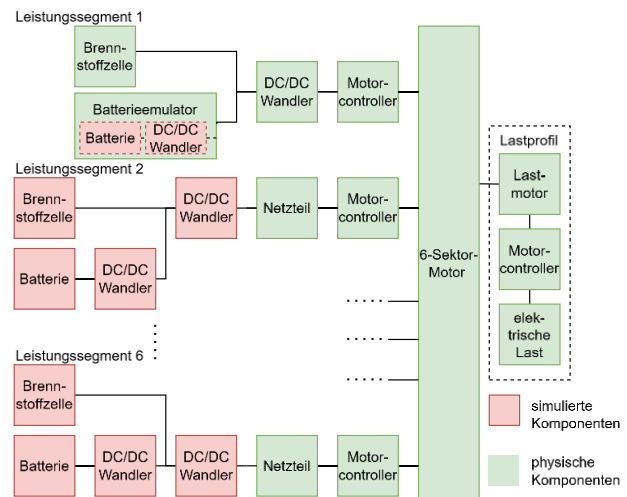


BILD 3. Vereinfachtes Blockdiagramm der skalierten Teststandarchitektur

### 4.2. Anforderungen

Aus diesem Konzept und dem übergeordneten Ziel, die im Projekt entwickelten Simulationsmodelle anhand realer Komponenten zu validieren, leiten sich die zentralen Anforderungen an den Teststand ab: Der Aufbau muss echtzeitfähig sein, damit das physische und die emulierten Segmente synchron am gemeinsamen Motor betrieben werden können. Darüber hinaus muss eine Systemidentifikation aller relevanten Teilsysteme möglich sein. Sämtliche für die Modellvalidierung erforderlichen elektrischen, mechanischen und thermischen Größen sind daher mit ausreichender Abstrakte und Genauigkeit zu erfassen. Zudem ist der Aufbau modular und skalierbar zu gestalten, sodass einzelne Komponenten, etwa Brennstoffzelle oder DC/DC-Wandler, im Projektverlauf ausgetauscht oder ergänzt werden können. Schließlich sind die sicherheitstechnischen Anforderungen an den Umgang mit Wasserstoff im Laborbetrieb einzuhalten (Abschnitt 4.5).

### 4.3. Mechanischer Aufbau

Der Teststand wurde zunächst vollständig als CAD-Modell aufgebaut, um Komponentenordnung, Bauraumbedarf und Zugänglichkeit vor der Beschaffung abzusichern (vgl. BILD 4). Die Umsetzung erfolgte anschließend auf einem Rahmen aus Aluminiumprofilen mit Siebdruckplatten als Montage- und Arbeitsebenen (vgl. BILD 5). Das Aufbaukonzept trennt räumlich den wasserstoffführenden Bereich mit Brennstoffzelle und Gasversorgung, den elektrischen Bereich mit Netzteilen, DC/DC-Wandler und Motorcontrollern sowie den mechanischen Antriebsbereich mit Motor, Kupplung und Lastmaschine. Die Steuerungs- und Schutztechnik ist in einem gemeinsamen Schaltkasten zusammengefasst. Eine Zwangsbelüftung ist aufgrund des

Wasserstoffbetriebs vorgesehen (Abschnitt 4.5). Der rotierende Teil des Aufbaus ist zum Schutz vor Eingriffen und sich gegebenenfalls lösenden Teilen vollständig von einem Deckel aus Polycarbonat umschlossen.

Antriebs- und Lastmaschine sind auf einer gemeinsamen, steifen Halterung montiert. Deren Steifigkeit und die unter Betriebslast auftretenden Verformungen wurden anhand des CAD-Modells mit einem FEM-Modell nachgewiesen.

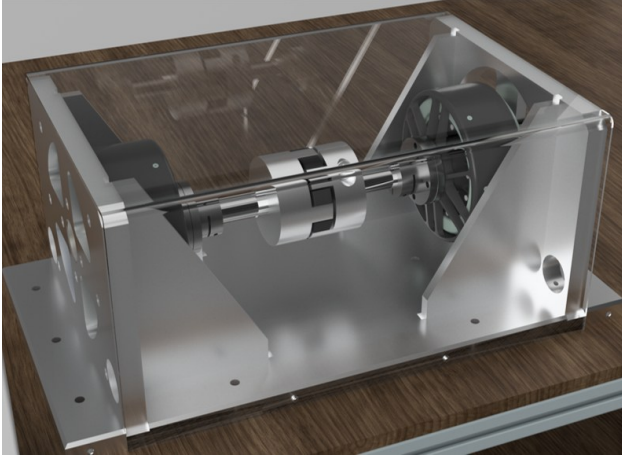


BILD 4. Ausschnitt des CAD-Modells des skalierten Teststands

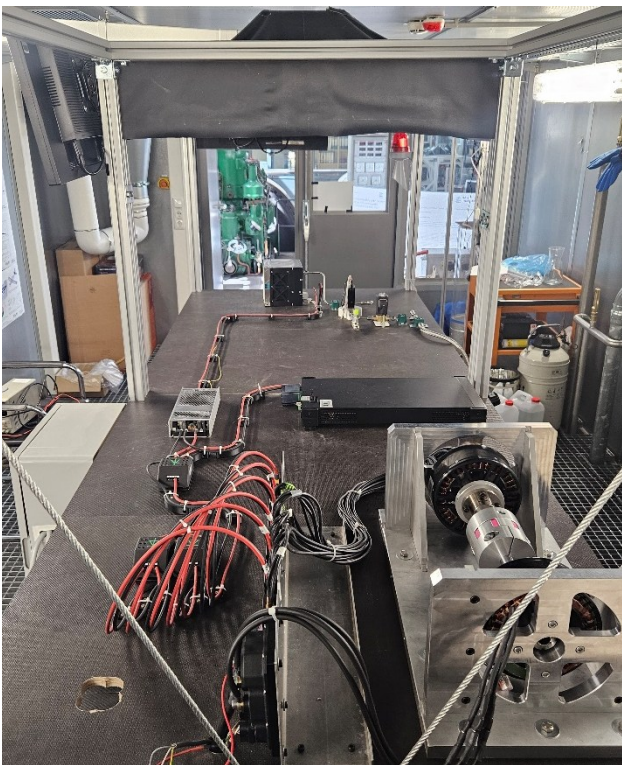


BILD 5. Skalierter Teststand an der HAW Hamburg

#### 4.4. Elektrischer Aufbau

Der elektrische Aufbau umfasst das physische Leistungssegment, die Netzteile zur Emulation der fünf virtuellen Segmente sowie den Antriebs- und Lastmaschinenstrang. TAB 1 fasst die verwendeten Komponenten mit ihren

wesentlichen Kenndaten zusammen; die nachfolgenden Abschnitte erläutern deren Funktion im Systemverbund.

TAB 1. Komponenten des skalierten Teststands.

| Funktion                            | Hersteller / Typ                           | Wesentliche Kenndaten                                                  | Quelle |
|-------------------------------------|--------------------------------------------|------------------------------------------------------------------------|--------|
| Brennstoffzelle                     | balticFuel-Cells SuSy 300                  | PEM, offene Kathode, 300 W                                             | [27]   |
| Batterie-emulator                   | ITECH IT-M3400 Serie                       | bidirektional, parametrierbare Batteriekennlinien und Leistungsgrenzen | [28]   |
| DC/DC-Wandler                       | Bel Fuse VFK600-D24-S48                    | Eingang 18–36 V, Ausgang 48 V, bis 600 W                               | [29]   |
| Motor-controller (Antrieb)          | siliXcon AX                                | Leistungsregelung, sensorlose FOC, CAN                                 | [30]   |
| Antriebsmotor                       | Hacker Motor QST150-45 (Sonderanfertigung) | PMSM, Außenläufer, mehrsträngige Wicklung                              | [31]   |
| Lastmaschine                        | Hacker Motor QST150-45                     | generatorischer Betrieb, drehmomentgeregelt                            | [31]   |
| Motor-controller (Last)             | siliXcon SX                                | Drehmomentregelung, CAN                                                | [32]   |
| Netzzrückspeisung                   | ITECH IT-M3904C                            | bidirektional, Rückspeisung ins Stromnetz                              | [33]   |
| Segment-emulation (5×)              | CAMTEC HSEUREG07 201                       | programmierbar, je 720 W, analoge Ansteuerung                          | [34]   |
| Echtzeit-system                     | dSPACE SCALEXIO                            | HiL-fähig, Anbindung an MATLAB®/Simulink®                              | [35]   |
| H <sub>2</sub> -Massenstrom-messung | Alicat M-Serie                             | Laminar-Differenzdruck, zusätzlich Druck und Temperatur                | [36]   |

#### Brennstoffzelle

Als physische Brennstoffzelle wird ein System vom Typ balticFuelCells SuSy 300 eingesetzt. Es handelt sich um eine luftgekühlte PEM-Brennstoffzelle mit offener Kathode, bei der die Umgebungsluft zugleich als Reaktions- und Kühlmedium dient. Das System verfügt über eine interne Regelung, die Lüfter, Purge- und Einlassventil autonom steuert. Um vollständigen Zugriff auf alle Stellgrößen zu erhalten und Betriebsstrategien auf Zellebene untersuchen zu können, soll diese interne Regelung im weiteren Projektverlauf durch eine Eigenentwicklung ersetzt werden.

#### Batterieemulator

Die Batterie eines Segments wird durch ein bidirektionales Netzteil abgebildet. Dem Batterieemulator können virtuelle

Batteriekennlinien unterschiedlicher Zellchemien sowie Kapazitäts- und Leistungsgrenzen hinterlegt werden, sodass verschiedene Batteriekonfigurationen ohne Hardwareänderung untersucht werden können [28]. Ergänzend wird ein MATLAB®/Simscape™-Modell eingesetzt, über das der bidirektionale DC/DC-Wandler der Batterie (Abschnitt 3.2) virtuell in den Regelkreis des Batterieemulators integriert werden kann.

### DC/DC-Wandler

Der Kombination aus Brennstoffzelle und Batteriezweig, einschließlich des bidirektionalen Batterie-DC/DC-Wandlers, ist ein weiterer DC/DC-Wandler nachgeschaltet, der die lastabhängige Spannung dieses Verbunds auf die Zwischenkreisspannung von 48 V anhebt. Hierfür wird ein Wandler vom Typ VFK600-D24-S48 von Bel Fuse mit einer Nennleistung von 600 W eingesetzt [29]. Der Wandler entkoppelt den Quellenverbund vom segmenteigenen Zwischenkreis und schützt die Brennstoffzelle vor Rückspeisung.

### Motor und Motorcontroller

Als Antriebsmotor dient eine sechssträngige Sonderanfertigung des QST150-45 der Hacker Motor GmbH, deren Kenndaten denen der Lastmaschine entsprechen [31]. Jeder Wicklungsstrang wird von einem eigenen AX-Controller der Firma siliXcon s.r.o. betrieben. Da alle Stränge auf denselben Rotor wirken, synchronisieren sich die Controller im mehrsträngigen Betrieb selbstständig zueinander und erzeugen ein gemeinsames Drehfeld. Als Betriebsmodus wurde die Leistungsregelung gewählt, über die jedem Segment eine Soll-Leistung vorgegeben wird.

### Emulation der virtuellen Segmente

Die fünf virtuellen Segmente werden durch programmierbare Netzteile abgebildet, deren Sollwerte im Echtzeitsystem aus dem Betriebszustand des physischen Segments berechnet werden. Das Emulationskonzept und seine prinzipbedingten Grenzen sind in Abschnitt 5.3 beschrieben.

## 4.5. Wasserstoffversorgung und Sicherheitskonzept

Die Wasserstoffversorgung erfolgt aus einer 10-L-Druckgasflasche mit 200 bar Fülldruck. Ein zweistufiger Druckminderer reduziert den Flaschendruck auf den Betriebsdruck der Brennstoffzelle. Ein Massenstrommesser erfasst den Wasserstoffverbrauch sowie Druck und Temperatur des Gases und ermöglicht die Bestimmung des Systemwirkungsgrads sowie des spezifischen Verbrauchs in den untersuchten Betriebspunkten (vgl. BILD 6).

Das Sicherheitskonzept ist mehrstufig aufgebaut (vgl. BILD 7). Ein stromlos geschlossenes Magnetventil hinter dem Druckminderer trennt die Wasserstoffzufuhr im Fehlerfall. Ein Überdruckventil schützt den Niederdruckpfad vor unzulässigen Drücken. Über zwei Spülventile kann der gesamte Wasserstoffpfad kontrolliert entleert und entlüftet werden. Anodenseitig akkumulierte Inertgase und Produktwasser werden von der Brennstoffzelle direkt in den Kühlluftstrom abgeführt. Alle sicherheitsrelevanten Kompo-

nenten sind in eine hartverdrahtete Sicherheitskette eingebunden, die bei Auslösung die Wasserstoffzufuhr trennt und den Teststand in einen sicheren Zustand überführt. Eine Gaswarnanlage mit H<sub>2</sub>-Sensorik oberhalb der Brennstoffzelle löst die Sicherheitskette bei Überschreiten definierter Konzentrationsschwellen aus.

Der wasserstoffführende Bereich ist mit einer dachförmigen Abzugshaube versehen, an die die Abgasanlage direkt angeschlossen ist. Der Betrieb des Teststands ist ausschließlich bei laufender Abgasanlage zulässig. Dies wird über die Freigabelogik des Dashboards sichergestellt (vgl. Abschnitt 5.1). Durch den kontinuierlichen Luftwechsel wird auch im Fall einer Leckage die Bildung einer zündfähigen Atmosphäre verhindert.



BILD 6. Wasserstoffversorgung mit Sicherheitseinrichtungen

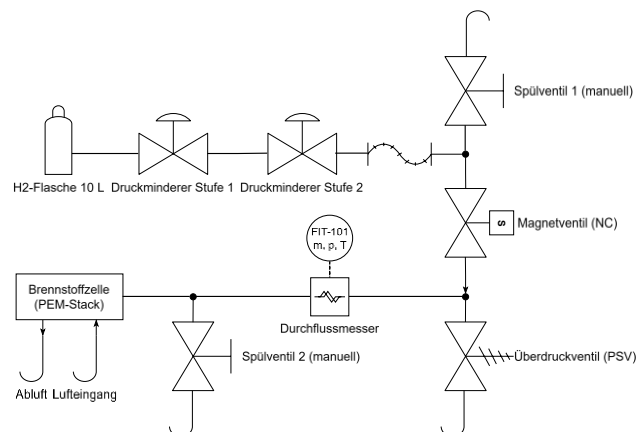


BILD 7. Fließbild (P&ID) des Wasserstoff-Brennstoffzellenteststands

## 4.6. Lastmaschine

Zur Nachbildung der Propellerlast wird eine zweite elektrische Maschine vom Typ Hacker QST150-45

generatorisch betrieben. Deren Ansteuerung erfolgt über einen SX-Controller von siliXcon. Antriebs- und Lastmaschine sind über eine Klauenkupplung verbunden, die Fluchtungsfehler ausgleicht und Drehmomentstöße dämpft. Selbstzentrierende Adapterplatten gewährleisten eine reproduzierbare Ausrichtung der Wellen und damit einen schwingungsarmen Betrieb auch bei hohen Drehzahlen und Lasten. Die Lastmaschine wird drehmomentgeregelt betrieben, sodass beliebige Lastkennlinien, insbesondere Propellerkennlinien mit drehzahlabhängigem Drehmoment, vorgegeben werden können. Auf dieser Grundlage lassen sich vollständige Missionsprofile mit allen Flugphasen sowie definierte Lastsprünge abbilden. Die generatorisch erzeugte Leistung wird über ein bidirektionales Netzteil des Typs IT-M3904C in das Stromnetz zurückgespeist.

## 5. REGELUNGS- UND MESSKONZEPT

### 5.1. Echtzeitsystem

Die Echtzeitverarbeitung, Sollwertvorgabe und Datenerfassung erfolgen zentral über ein dSPACE-SCALEXIO-System. Die Steuerungs- und Emulationsmodelle werden in MATLAB®/Simulink® entwickelt. Die Ablaufsteuerung des Teststands, Startprozedur, Betriebszustände und Fehlerreaktionen, ist in Stateflow® implementiert. Das System ist HiL-fähig, sodass reale Komponenten und echtzeitfähige Simulationsmodelle in einem gemeinsamen Regelkreis betrieben werden können. Über diese Umgebung werden die Sollwerte für alle Segmente und die Lastmaschine vorgegeben und sämtliche Messgrößen synchron erfasst.

Für die Bedienung wurde ein eigens entwickeltes Dashboard implementiert, das über die Platform-API-Package-Lizenz von dSPACE mit dem Echtzeitsystem kommuniziert und die Steuerung des Simulink-Modells einschließlich der Stateflow®-Ablaufsteuerung ermöglicht. Das Dashboard beinhaltet zudem die Freigabelogik des Teststands (vgl. Abschnitt 4.5). Darüber hinaus können vordefinierte Versuchsabläufe hinterlegt und automatisiert ausgeführt werden. Dies erlaubt insbesondere die Umsetzung automatisch generierter Testpläne.

### 5.2. Regelungsarchitektur

Die Motorcontroller regeln die einzelnen Wicklungsstränge mittels feldorientierter Regelung (FOC, Field-Oriented Control) [37]. Die Rotorposition wird sensorlos über die Auswertung der induzierten Gegenspannung (BEMF, Back Electromotive Force) bestimmt [37], [38]. Über die gemeinsame Positionsinformation werden die magnetischen Drehfelder der Segmente synchronisiert. Für den Motoranlauf kommt eine proprietäre Startprozedur von siliXcon zum Einsatz. Da BEMF-basierte Verfahren prinzipbedingt erst oberhalb einer Mindestdrehzahl verfügbar sind [38], ist ein gesteuerter Hochlauf erforderlich. Dabei handelt es sich um einen I/f-Start. Die Aufteilung der Gesamtlast auf die Segmente erfolgt über die Leistungsregelung der einzelnen Motorcontroller. Jedem Segment wird eine individuelle Soll-Leistung vorgegeben, wodurch neben einer symmetrischen Lastaufteilung auch gezielt asymmetrische Betriebszustände und Segmentabschaltungen eingestellt werden können. Die übergeordnete Segmentkoordination, einschließlich der Lastaufteilung zwischen Brennstoffzelle

und Batterieemulator innerhalb eines Segments, erfolgt im Echtzeitsystem. Dazu gehört auch die Erkennung von Segmentausfällen, etwa anhand der Status- und Istwertrückmeldungen der Motorcontroller über CAN. Da die Motorcontroller im Leistungsregelungsmodus lediglich ihre jeweilige Soll-Leistung einregeln, übernehmen die verbleibenden Segmente die Leistung eines ausgefallenen Segments nicht selbstständig.

### 5.3. Emulation der virtuellen Segmente

Kern des Skalierungskonzepts ist die Emulation von fünf der sechs Segmente durch steuerbare Netzteile vom Typ CAMEC HSEUREG07201 mit einer Ausgangsleistung von je 720 W [34]. Hierzu werden die Messgrößen des physischen Brennstoffzellensegments, insbesondere Klemmenspannung und Strom sowie daraus abgeleitete Kenngrößen, in Echtzeit vom SCALEXIO-System erfasst und einem Segmentmodell aus Brennstoffzelle, Batterie und DC/DC-Wandler als Referenz zugeführt. Das Modell bildet das stationäre und dynamische Klemmenverhalten des realen Segments nach und berechnet daraus die Sollwerte für die Netzteile der fünf virtuellen Segmente. Die emulierten Segmente reagieren damit auf Laständerungen des Gesamtsystems in gleicher Weise wie das physische Segment. Die mechanische Wechselwirkung der Segmente über den gemeinsamen Rotor (Abschnitt 3.3) bleibt durch das Emulationskonzept vollständig erhalten.

Das Emulationskonzept unterliegt prinzipbedingten Grenzen. Die Netzteile bilden das Klemmenverhalten der Segmente nur innerhalb ihrer Regelbandbreite nach. Schnelle elektrochemische und leistungselektronische Effekte oberhalb dieser Bandbreite werden nicht wiedergegeben. Gasseitige und thermische Wechselwirkungen, etwa eine gemeinsame Luft- oder Wasserstoffversorgung mehrerer Brennstoffzellen, werden ebenfalls nicht abgebildet, da nur ein physisches Brennstoffzellensystem vorhanden ist. Zudem wird das Verhalten der virtuellen Segmente aus dem Betriebszustand des physischen Segments abgeleitet, sodass exemplarbedingte Streuungen zwischen realen Brennstoffzellen zunächst unberücksichtigt bleiben. Diese lassen sich jedoch durch parametrische Variation der Modelle gezielt untersuchen. Für die adressierten Fragestellungen, Leistungsaufteilung, Segmentkopplung und transientes Verhalten am gemeinsamen Motor, stellt der Ansatz einen geeigneten Kompromiss aus Abbildungsgüte, Kosten und Komplexität dar.

### 5.4. Messdatenerfassung

Zur Charakterisierung des Systemverhaltens und zur Modellvalidierung werden alle relevanten Größen synchron im Echtzeitsystem erfasst. Auf elektrischer Seite werden Strom und Spannung an Brennstoffzelle und Batterieemulator gemessen und daraus die Leistungsflüsse bestimmt. Strom und Spannung der segmenteigenen Zwischenkreise werden derzeit über die Eingangsgrößen der AX-Motorcontroller erfasst. Drehmoment und Drehzahl werden aus den internen Größen der Motorcontroller von Antriebsmotor (AX) und Lastmaschine (SX) ausgelesen, die neben Drehmoment und Drehzahl weitere Betriebsgrößen bereitstellen. Der Wasserstoffmassenstrom wird mit einem Massenstrommesser nach dem Laminar-Differenzdruck-Messprinzip (Alicat M-Serie) erfasst, der

neben dem Volumenstrom auch Druck und Temperatur des Gases misst. Die Brennstoffzelle stellt zusätzlich den Wasserstoff-Eingangsdruck und die Stacktemperatur bereit.

Die Anbindung an das Echtzeitsystem erfolgt über unterschiedliche Schnittstellen. Die Motorcontroller kommunizieren über CAN, der Batterieemulator über Ethernet, die Netzteile zur Emulation der virtuellen Segmente werden analog angesteuert. Brennstoffzelle und Massenstrommesser sind über einen Arduino mit Digital-Analog-Wandler angebunden, wobei ein Parser die Signale in das interne Datenformat konvertiert. Weitere Sensoren, etwa für Umgebungstemperatur und -feuchte, sind ebenfalls analog angebunden. Der DC/DC-Wandler verfügt über keine Kommunikationsschnittstelle und ist nicht mit dem dSPACE-System verbunden. Seine Ein- und Ausgangsgrößen werden über die externe Sensorik erfasst.

## 6. INBETRIEBNAHME, EXPERIMENTELLE UNTERSUCHUNGEN UND ERWARTETE ERGEBNISSE

### 6.1. Inbetriebnahme

Die Inbetriebnahme erfolgte gestuft, um die Teilsysteme einzeln zu verifizieren, bevor sie zum Gesamtsystem gekoppelt wurden. Zunächst wurde die Brennstoffzelle gemäß dem Inbetriebnahmeprotokoll des Herstellers isoliert betrieben und über eine elektronische Last geführt. Im zweiten Schritt folgte die Kombination aus Brennstoffzelle und DC/DC-Wandler. Anschließend wurde der Antriebsmotor zunächst über ein einzelnes, danach über mehrere Netzteile gespeist und die Lastmaschine zugeschaltet. Darauf aufbauend wurde die Kette aus Brennstoffzelle, DC/DC-Wandler, einem Motorstrang und Lastmaschine betrieben. Abschließend folgte der vollständige mehrsträngige Motor mit Lastmaschine. Als nächster Schritt ist die Zuschaltung des Batterieemulators einschließlich der Regelungsalgorithmen für den Batterieanteil vorgesehen.

### 6.2. Versuchsprogramm und erwartete Ergebnisse

Aufbauend auf der Inbetriebnahme ist ein gestuftes Versuchsprogramm definiert. In der ersten Stufe werden stationäre Lastpunkte über den gesamten Leistungsbereich angefahren, um Kennfelder der Brennstoffzelle, des DC/DC-Wandlers und des Antriebssegments aufzunehmen und die stationäre Genauigkeit der Simulationsmodelle zu bewerten. In der zweiten Stufe werden transiente Lastwechsel untersucht, wie sie beim Übergang zwischen Flugphasen und bei Böen auftreten. Im Vordergrund stehen dabei die Lastaufteilung zwischen Brennstoffzelle und Batterieemulator sowie das dynamische Zusammenwirken der Segmente. In der dritten Stufe werden gezielt asymmetrische Segmentbelastungen eingestellt, um die Kopplungseffekte zwischen den Strängen am gemeinsamen Motor zu quantifizieren. Abschließend werden Segmentfehler, etwa der Ausfall eines vollständigen Segments oder die Leistungsdegradation einer Brennstoffzelle, simuliert, um das Redundanzverhalten der Architektur experimentell zu bewerten.

Analysiert werden die Leistungsflüsse innerhalb und zwischen den Segmenten, die Stromaufteilung auf die sechs Stränge, die Spannungen in den segmenteigenen Zwischenkreisen sowie Dynamik und Stabilität des Gesamtsystems. Es wird erwartet, dass die Batterie schnelle Lastwechsel wirksam von der Brennstoffzelle entkoppelt und sich bei Ausfall eines Segments nach Umverteilung der Soll-Leistung ein stabiler Betriebspunkt mit erhöhter Belastung der verbleibenden Segmente einstellt. Von besonderem Interesse sind Kopplungseffekte über den gemeinsamen Rotor sowie die erreichbaren Reaktionszeiten von Ausfallerkennung und Leistungsregelung. Da eine Rückspeisung in die Segmente nicht vorgesehen ist, ist zudem zu prüfen, ob bei asymmetrischer Belastung generatorische Betriebszustände einzelner Stränge auftreten.

## 7. DISKUSSION

Der vorgestellte Teststand ermöglicht die experimentelle Untersuchung einer segmentierten hybrid-elektrischen Antriebsarchitektur auf Systemebene. Da weitgehend dieselben Komponententypen wie im Referenzsystem eingesetzt werden, sind die gewonnenen Erkenntnisse, insbesondere zu Segmentkopplung, Lastaufteilung und Fehlverhalten, qualitativ auf das reale Luftfahrtsystem übertragbar. Die Kombination aus einem physischen und fünf emulierten Segmenten reduziert Kosten und Komplexität des Aufbaus erheblich, wobei das Zusammenwirken der sechs Stränge am gemeinsamen Motor innerhalb der in Abschnitt 5.3 genannten Grenzen erhalten bleibt.

Der Aufbau unterliegt jedoch Grenzen, die bei der Interpretation der Ergebnisse zu berücksichtigen sind. Skalierungseffekte zwischen dem 3,6-kW-Teststand und dem 60-kW-Referenzsystem betreffen insbesondere die Regelbarkeit der Leistungselektronik. Hinzu kommt, dass sich die am Teststand eingesetzten Brennstoffzellen mit offener Kathode im Luftmanagement und damit im thermischen wie elektrischen Verhalten von den im Flugzeug vorgesehenen Systemen mit geschlossener Kathode unterscheiden. Ferner bilden die Laborbedingungen die reale Flugumgebung nicht ab. Der Teststand wird unter konstanten Umgebungsbedingungen und ohne Anströmung betrieben, weshalb die Luftversorgung der Brennstoffzelle vereinfacht ausgeführt ist. Die geschwindigkeitsabhängige Anströmung sowie die höhenabhängige Variation von Umgebungsdruck und -temperatur sind daher nicht Bestandteil des Versuchsaufbaus, lassen sich jedoch als Randbedingungen in den Simulationsmodellen abbilden, deren Parameter am Teststand identifiziert werden. Vibrations- und Lagewinkeleinflüsse bleiben sowohl im Versuch als auch in der Modellierung unberücksichtigt.

## 8. FAZIT UND AUSBLICK

In dieser Arbeit wurden Konzeptentwicklung, Auslegung und Aufbau eines skalierten Wasserstoffteststands zur experimentellen Untersuchung einer modularen, segmentierten hybrid-elektrischen Antriebsarchitektur für Ultraleichtflugzeuge vorgestellt. Der Teststand bildet sechs parallele Leistungssegmente ab: ein physisches Brennstoffzellensegment und fünf in Echtzeit emulierte Segmente, die einen gemeinsamen mehrsträngigen

Elektromotor speisen. Er umfasst eine vollständige Wasserstoffversorgung mit mehrstufigem Sicherheitskonzept, eine drehmomentgeregelte Lastmaschine zur Abbildung missionsbasierter Lastprofile sowie ein Echtzeitsteuerungs- und Messsystem mit automatisierbaren Versuchsabläufen. Damit steht eine experimentelle Plattform zur Verfügung, die die systematische Analyse von Leistungsaufteilung, Segmentkopplung und Redundanzverhalten segmentierter Wasserstoffantriebe ermöglicht und die Validierung der im Projekt BeHyPSy entwickelten Simulationsmodelle unterstützt.

Im weiteren Projektverlauf werden die experimentellen Untersuchungen auf erweiterte Betriebsstrategien ausgedehnt. Im Fokus stehen dabei sowohl die Leistungsaufteilung zwischen Brennstoffzelle und Batterie in den einzelnen Flugphasen als auch das transiente Verhalten des Systems bei Lastwechseln. Die am Teststand durchgeführte Systemidentifikation dient der Validierung der Modellumgebung, die als virtuelles Abbild des Antriebssystems die Projektpartner bei der Komponentenentwicklung und der Skalierung auf höhere Leistungsklassen unterstützt. Langfristig sollen die gewonnenen Erkenntnisse in die Auslegung segmentierter hybrid-elektrischer Wasserstoffantriebe für zukünftige Luftfahrtanwendungen einfließen.

## DANKSAGUNG

Die vorliegende Studie wurde im Rahmen des Forschungsprojekts "BeHyPSy – B4 Innovative Hydrogen Propulsion System" erstellt, welches durch das Luftfahrtforschungsprogramm Klima (LuFo Klima) des Bundesministeriums für Wirtschaft und Energie gefördert wird. Zu den Projektpartnern zählen das Zentrum für Angewandte Luftfahrtforschung GmbH, Breezer Aircraft GmbH & Co. KG, die Helmut-Schmidt-Universität / Universität der Bundeswehr Hamburg, Rostock System-Technik GmbH sowie das Zentrum für Brennstoffzellen-Technik GmbH.

## LITERATUR

- [1] Air Transport Action Group (ATAG), „Commitment to Fly Net Zero 2050“, Genf, Schweiz, Okt. 2021. [Online]. Verfügbar unter: <https://aviationbenefits.org/media/167501/atag-net-zero-2050-declaration.pdf>
- [2] International Civil Aviation Organization (ICAO), „Report on the Feasibility of a Long-Term Aspirational Goal (LTAG) for International Civil Aviation CO<sub>2</sub> Emission Reductions“, Montréal, Kanada, März 2022. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.icao.int/environmental-protection/ltag-report>
- [3] E. van der Sman, B. Peerlings, J. Kos, R. Lieshout, und T. Boonekamp, „Destination 2050 - A Route to Net Zero European Aviation“, Royal Netherlands Aerospace Centre (NLR) and SEO Amsterdam Economics, NLR-CR-2020-510, Feb. 2021. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.destination2050.eu/roadmap/>
- [4] Pipistrel, „Velis Electro“. Zugegriffen: 22. Juli 2026. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.pipistrel-aircraft.com/products/velis-electro/>
- [5] T. Kadyk, C. Winnefeld, R. Hanke-Rauschenbach, und U. Krewer, „Analysis and Design of Fuel Cell Systems for Aviation“, *Energies*, Bd. 11, Nr. 2, Art. Nr. 375, Feb. 2018, doi: 10.3390/en11020375.
- [6] T. Göbel, L. Baum, F. Grumm, und D. Schulz, „Hochredundantes, emissionsarmes Flugzeug-Antriebssystem mit multiplen Wasserstoff-Brennstoffzellen“, *Hamburger Beiträge zum technischen Klimaschutz: Hamburger Energieinfrastruktur – Anforderungen, Problemstellungen und Lösungsansätze*, Bd. 6, S. 45–50, März 2025, doi: 10.24405/17160.
- [7] L. Baum, T. Göbel, F. Grumm, M. Terörde, und D. Schulz, „Peak-Power Supply for Fuel-Cell-Powered Aircraft: A Comparative Review with Design Implications“, in *2025 IEEE Transportation Electrification Conference and Expo, Asia-Pacific (ITEC Asia-Pacific)*, Singapur, Nov. 2025, S. 1–6. doi: 10.1109/ITECAsia-Pacific63742.2025.11344939.
- [8] J. Rohwer, T. Albrecht, F. Traulsen, K. Kochan, und T. Netzel, „Modellbasierte Systementwicklung hybridelektrischer Antriebsstränge“, in *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2024*, Hamburg, Deutschland, Okt. 2024, S. 1–9. doi: 10.25967/630138.
- [9] T. Albrecht und K. Kochan, „Generativer Entwurf hybridelektrischer Luftfahrtantriebe unter Verwendung evolutionärer Algorithmen“, in *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2025*, Augsburg, Deutschland, Okt. 2025, S. 1–10. doi: 10.25967/650068.
- [10] N. A. A. Qasem und G. A. Q. Abdulrahman, „A Recent Comprehensive Review of Fuel Cells: History, Types, and Applications“, *International Journal of Energy Research*, Bd. 2024, Nr. 1, Art. Nr. 7271748, Jan. 2024, doi: 10.1155/2024/7271748.
- [11] M. Schröder, F. Becker, und C. Gentner, „Optimal design of proton exchange membrane fuel cell systems for regional aircraft“, *Energy Conversion and Management*, Bd. 308, Art. Nr. 118338, Mai 2024, doi: 10.1016/j.enconman.2024.118338.
- [12] H2FLY GmbH, „H2FLY And Partners Complete World's First Piloted Liquid Hydrogen Electric Flight“. Zugegriffen: 20. Juli 2026. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.h2fly.de/en/press-releases/h2fly-and-partners-complete-world-s-first-piloted-flight-of-liquid-hydrogen-powered-electric-aircraft>
- [13] ZeroAvia, „ZeroAvia Successfully Completes Initial Dornier 228 Flight Test Campaign“, ZeroAvia. Zugegriffen: 20. Juli 2026. [Online]. Verfügbar unter: <https://zeroavia.com/complete-flight-test/>
- [14] J. Hoelzen u. a., „Conceptual Design of Operation Strategies for Hybrid Electric Aircraft“, *Energies*, Bd. 11, Nr. 1, Art. Nr. 217, Jan. 2018, doi: 10.3390/en11010217.
- [15] A. Gong und D. Verstraete, „Fuel cell propulsion in small fixed-wing unmanned aerial vehicles: Current status and research needs“, *International Journal of Hydrogen Energy*, Bd. 42, Nr. 33, S. 21311–21333, Aug. 2017, doi: 10.1016/j.ijhydene.2017.06.148.
- [16] A. Gong, J. L. Palmer, G. Brian, J. R. Harvey, und D. Verstraete, „Hardware-in-the-loop simulation of a fuel-cell-based UAV propulsion system using real-world flight data“, gehalten auf der Fourth Australasian Unmanned Systems Conference, Melbourne, Australien, Dez. 2014, S. 1–7.

- Zugegriffen: 20. Juli 2026. [Online]. Verfügbar unter: [https://www.researchgate.net/publication/282356907\\_Hardware-in-the-loop\\_simulation\\_of\\_a\\_fuel-cell-based\\_UAV\\_propulsion\\_system\\_using\\_real-world\\_flight\\_data](https://www.researchgate.net/publication/282356907_Hardware-in-the-loop_simulation_of_a_fuel-cell-based_UAV_propulsion_system_using_real-world_flight_data)
- [17] J. Farinha, L. M. Silva, J. Matlock, F. Afonso, und A. Suleman, „Hydrogen fuel cell integration and testing in a hybrid-electric propulsion rig“, *International Journal of Hydrogen Energy*, Bd. 48, Nr. 97, S. 38473–38483, Dez. 2023, doi: 10.1016/j.ijhydene.2023.06.090.
  - [18] L. Gauchia und J. Sanz, „A Per-Unit Hardware-in-the-Loop Simulation of a Fuel Cell/Battery Hybrid Energy System“, *IEEE Trans. Ind. Electron.*, Bd. 57, Nr. 4, S. 1186–1194, Apr. 2010, doi: 10.1109/TIE.2009.2036641.
  - [19] G. Romeo, F. Borello, G. Correa, und E. Cestino, „ENFICA-FC: Design of transport aircraft powered by fuel cell & flight test of zero emission 2-seater aircraft powered by fuel cells fueled by hydrogen“, *International Journal of Hydrogen Energy*, Bd. 38, Nr. 1, S. 469–479, Jan. 2013, doi: 10.1016/j.ijhydene.2012.09.064.
  - [20] J. Weiss, D. Diarra, K. Sommer, B. Ni, O. Thalau, und C. Bansch, „Modular test environment for fuel cell-based electric powertrains for aviation: Methodological approach of the BALIS test fields fuel cell, battery and e-drive“, in *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2024*, Hamburg, Deutschland, 2024. Zugegriffen: 31. August 2026. [Online]. Verfügbar unter: <https://elib.dlr.de/209008/>
  - [21] L. Baum, C. Cosse, F. Grumm, und D. Schulz, „Zukunftsfähige Antriebskonzepte für Luftfahrzeuge – Vom ‚fossilen‘ zum ‚grünen‘ Fliegen –“, *Hamburger Beiträge zum technischen Klimaschutz: Stand der Technik und Digitalisierung bei integrierten Energiesystemen, Sektorenkopplungs- und Mobilitätstechnologien*, S. 121–127, 2021, doi: 10.24405/13962.
  - [22] L. Baum, F. Grumm, und D. Schulz, „Sensorless Start-Up Synchronization of Multi-3-Phase Segmented PMSM for Electrical Aircraft Propulsion Systems“, in *2024 IEEE International Conference on Electrical Systems for Aircraft, Railway, Ship Propulsion and Road Vehicles; International Transportation Electrification Conference (ESARS-ITEC)*, Neapel, Italien, Nov. 2024, S. 1–6, doi: 10.1109/ESARS-ITEC60450.2024.10819803.
  - [23] L. Baum, T. Göbel, A. Stadler, F. Grumm, und D. Schulz, „Redundant Multi-Source Multi-3-Phase Fuel Cell Propulsion Architecture for Electric Aviation“, in *2025 IEEE/AIAA Transportation Electrification Conference and Electric Aircraft Technologies Symposium (ITEC+EATS)*, Anaheim, CA, USA, Juni 2025, S. 1–6, doi: 10.1109/ITEC63604.2025.11097971.
  - [24] N. Marx, L. Boulon, F. Gustin, D. Hissel, und K. Agbossou, „A review of multi-stack and modular fuel cell systems: Interests, application areas and on-going research activities“, *International Journal of Hydrogen Energy*, Bd. 39, Nr. 23, S. 12101–12111, Aug. 2014, doi: 10.1016/j.ijhydene.2014.05.187.
  - [25] B. Wied, „Validierung eines Missionsprofils eines Ultraleichtflugzeugs unter Verwendung der Aerodynamischen Beiwerte“, Bachelorarbeit, Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg, 2025. Zugegriffen: 14. August 2026.
  - [26] W. A. N. Wan Mohamed, „Cooling channels design analysis with chaotic laminar trajectory for closed cathode air-cooled PEM fuel cells using non-reacting numerical approach“, *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.*, Bd. 88, Art. Nr. 012065, Sep. 2015, doi: 10.1088/1757-899X/88/1/012065.
  - [27] balticFuelCells GmbH, „SuSy300 Brennstoffzellen-Subsystem – Bedienungsanleitung (Version 2.1)“, Schwerin, Unveröffentlichte Bedienungsanleitung, Jan. 2025.
  - [28] ITECH Electronics Co., Ltd., „IT-M3400 Bidirectional DC Power System“. Zugegriffen: 21. Juli 2026. [Online]. Verfügbar unter: [https://www.itechate.com/en/product/info\\_128.aspx?itemid=439&lcid=84](https://www.itechate.com/en/product/info_128.aspx?itemid=439&lcid=84)
  - [29] Bel Fuse Inc., „VFK600-D24-S48 DC-DC Converter“. Zugegriffen: 29. September 2026. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.belfuse.com/products/power-supplies/dc-dc-converters/vfk600-d24-s48>
  - [30] siliXcon s.r.o., „AX Controller Documentation“. Zugegriffen: 21. Juli 2026. [Online]. Verfügbar unter: <https://docs.silixcon.com/docs/hw/esc/ax/ax-controller/>
  - [31] Hacker Motor GmbH, „QST150-45-6 50V“, Hacker Motor GmbH, Ergolding, Unveröffentlichtes Datenblatt, März 2019.
  - [32] siliXcon s.r.o., „SX Controller Documentation“. Zugegriffen: 21. Juli 2026. [Online]. Verfügbar unter: <https://docs.silixcon.com/docs/hw/esc/sx/sx-controller/>
  - [33] ITECH Electronics Co., Ltd., „IT-M3900C Bidirectional Programmable DC Power Supply“. Zugegriffen: 21. Juli 2026. [Online]. Verfügbar unter: [https://www.itechate.com/en/product/info\\_128.aspx?itemid=447&lcid=84](https://www.itechate.com/en/product/info_128.aspx?itemid=447&lcid=84)
  - [34] Camtec Power Supplies GmbH, „HSEUREG07201 720W Laborstromversorgung Spannung programmierbar Hutschiene“, Pfinztal, März 2022. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.camtec-netzteile.de/hseureg07201>
  - [35] dSPACE GmbH, „SCALEXIO – Skalierbare HIL-Simulator-Hardware für Steuergerätestests“. Zugegriffen: 21. Juli 2026. [Online]. Verfügbar unter: [https://www.dspace.com/de/gmb/home/products/hw/simulator\\_hardware/scalexio.cfm](https://www.dspace.com/de/gmb/home/products/hw/simulator_hardware/scalexio.cfm)
  - [36] Alicat Scientific, Inc., „Technical Data for M/MB-Series Mass Flow Meters (10 SCCM to 20 SLPM)“. Zugegriffen: 21. Juli 2026. [Online]. Verfügbar unter: <https://documents.alicat.com/specifications/DOC-SPECS-M-MID.pdf>
  - [37] Z. Zhang, „Sensorless Back EMF Based Control of Synchronous PM and Reluctance Motor Drives—A Review“, *IEEE Trans. Power Electron.*, Bd. 37, Nr. 9, S. 10290–10305, Sep. 2022, doi: 10.1109/TPEL.2022.3162963.
  - [38] P. P. Acarnley und J. F. Watson, „Review of position-sensorless operation of brushless permanent-magnet machines“, *IEEE Trans. Ind. Electron.*, Bd. 53, Nr. 2, S. 352–362, Apr. 2006, doi: 10.1109/TIE.2006.870868.