

GENERATIVER ENTWURF HYBRIDELEKTRISCHER LUFTFAHRTANTRIEBE UNTER VERWENDUNG EVOLUTIONÄRER ALGORITHMEN

Albrecht, T., Kochan, K.
Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg,
Berliner Tor 5, 20099 Hamburg, Deutschland

Zusammenfassung

Die Elektrifizierung von Antriebssystemen in der Luftfahrt bietet erhebliches Potenzial zur Emissionsreduktion. Wasserstoffbetriebene, hybridelektrische Systeme verbinden lokalen emissionsfreien Betrieb mit hoher Energiedichte und ermöglichen größere Reichweiten, kleinere Batterien und kürzere Umlaufzeiten gegenüber rein batterieelektrischen Systemen. Solche Systeme bestehen aus stark vernetzten Komponenten, deren Anordnung und Koordination die Gesamtleistung entscheidend beeinflusst.

Dieser Beitrag beschreibt die architektonische Optimierung einer Multi-String-Konfiguration für ein wasserstoffbetriebenes, hybridelektrisches Ultraleichtflugzeug mit luftgekühlten Brennstoffzellen. Die Gesamtleistung wird auf mehreren parallel betriebenen Brennstoffzellen verteilt, wodurch leichtere Luftkühlung anstelle schwererer Flüssigkeitskühlung möglich wird. Ein Schwerpunkt liegt auf der Auswahl der Anzahl und Leistung der Brennstoffzellen sowie des Leistungsmanagement zwischen Brennstoffzellen und Batterie, da diese Entscheidungen die Dimensionierung weiterer Komponenten maßgeblich bestimmen. Das Ziel ist es daher, eine methodische Grundlage für diese frühen Entscheidungen im Entwicklungsprozess zu schaffen.

Die Multi-String-Architektur wird im Rahmen des Verbundprojekts BeHyPSy (B4 Innovative Hydrogen Propulsion System) erforscht, mit dem Ziel, sie in das Ultraleichtflugzeug Breezer UL B400-6 zu integrieren. Die HAW Hamburg nutzt modellbasierte Systementwicklung (MBSE), um Architekturen zu modellieren, zu simulieren und zu bewerten sowie neue Optimierungsmethoden zu entwickeln. Das Optimierungsverfahren basiert auf genetischen Algorithmen in der MATLAB® Optimization Toolbox™ und berücksichtigt gekoppelte thermisch-elektrische Wechselwirkungen. Neben Einzelzieloptimierungen, wie der Minimierung von Masse oder Energieverbrauch, werden auch Mehrzieloptimierungen durchgeführt, um Pareto-optimale Lösungen zu identifizieren. Die Methodik bietet einen neuartigen Ansatz für die frühe Konzeptphase wasserstoff-elektrischer Antriebe mit luftgekühlten Brennstoffzellen.

1. MOTIVATION

Die Reduktion klimarelevanter Emissionen ist eine der vorrangigsten Aufgaben der zivilen Luftfahrt. Daher haben sich Airlines gemäß CORSIA (Carbon Offsetting and Reduction Scheme for International Aviation) dazu verpflichtet, bis 2050 Netto-Null-CO₂-Emissionen zu erreichen [1]. Im Jahr 2022 entfielen etwa 12 % der verkehrsbedingten Treibhausgasemissionen in der Region EU27+EFTA auf den Luftverkehr, während dieser rund 4 % der gesamten Treibhausgasemissionen ausmachte [2]. Neben den Treibhausgasen rücken zunehmend Kondensstreifen und sich daraus bildende Zirkuswolken und deren Klimawirkung in den Fokus [2]. Vor diesem Hintergrund gilt die Elektrifizierung des Luftfahrtantriebs als zentrale Technologieoption zur Erreichung der Klimaziele. Vor allem die General Aviation bietet aufgrund der geringeren Leistungsanforderungen ein geeignetes Einsatzfeld, wobei die Ultraleichtklasse durch ihre vergleichsweise niedrigen regulatorischen Hürden eine vielversprechende Ausgangsbasis für die Erprobung und frühe Einführung elektrifizierter Antriebskonzepte darstellt [3].

Rein batterieelektrische Antriebe stoßen in der General Aviation jedoch schnell an physikalische Grenzen. Selbst mit

modernsten Lithium-Ionen-Zellen liegt die gravimetrische Energiedichte typischer Luftfahrtbatterien derzeit bei etwa 230–300 Wh/kg [4], während Wasserstoff (H₂) eine Energiedichte von etwa 33 kWh/kg aufweist [5]. Wasserstoffbetriebene, hybridelektrische Antriebssysteme kombinieren daher lokalen emissionsfreien Betrieb mit der hohen Energiedichte von Wasserstoff und ermöglichen so Reichweitensteigerungen um ein Vielfaches im Vergleich zu rein batterieelektrischen Systemen. Gleichzeitig kann die Batteriegroße, und damit die Systemmasse, reduziert werden, was kürzere Umlaufzeiten und eine höhere operative Flexibilität im Betrieb erlaubt.

Trotz dieser Vorteile ist die Integration von wasserstoffbasierten hybridelektrischen Antrieben technisch komplex. Solche Systeme bestehen aus einer Vielzahl gekoppelter Subsysteme. Dazu zählen Brennstoffzellen, Batterien, Leistungselektronik, Kühlsysteme und Steuerungseinheiten, deren thermische und elektrische Wechselwirkungen entscheidend für die Gesamtleistung und die Gesamtmasse sind. Besonders deutlich wird diese Komplexität bei Multi-String-Architekturen, in denen mehrere Brennstoffzellenstränge parallel betrieben werden und dadurch zusätzliche Freiheitsgrade, aber auch neue Abhängigkeiten entstehen [6], [7].

Luftgekühlte Multi-String-Architekturen bieten hierbei das Potenzial signifikanter Masseinsparungen. Gleichzeitig fehlen jedoch etablierte Methoden zur systematischen Auslegung und Optimierung solcher Architekturen. Insbesondere modellbasierte Ansätze sind erforderlich, die bereits in frühen Entwicklungsphasen zentrale Parameter wie Stranzahl, Brennstoffzellenleistung und die Leistungsaufteilung zwischen Brennstoffzellen und Batterie fundiert bestimmen können.

Ziel dieser Studie ist es daher, eine methodische Grundlage zur architektonischen Auslegung luftgekühlter Multi-String-Brennstoffzellensysteme für hybridelektrische Anwendungen in der Ultraleichtklasse zu entwickeln. Der Schwerpunkt liegt auf der Anwendung modellbasierter Systementwicklung in Kombination mit mehrkriteriellen Optimierungsverfahren.

2. STAND DER TECHNIK

In diesem Kapitel wird der aktuelle Stand der Technik in der elektrifizierten Luftfahrt dargestellt. Zunächst werden batterieelektrische Antriebskonzepte sowie wasserstoffbasierte hybride Systeme beschrieben, bevor im Anschluss aktuelle Optimierungsansätze und Optimierungsmethoden für hybride Antriebe vorgestellt werden.

2.1. Elektrifizierte Luftfahrt-Antriebssysteme

Die Elektrifizierung des Luftfahrtantriebs ist seit über einem Jahrzehnt Gegenstand intensiver Forschung und Entwicklung. Internationale Klimaziele (vgl. Kapitel 1) verstärken diesen Trend. Dabei lässt sich eine Differenzierung zwischen verschiedenen Flugzeugklassen und Elektrifizierungsansätzen beobachten.

Batterieelektrische Konzepte wurden in den vergangenen Jahren vor allem für Ultraleicht- und Trainingsflugzeuge erprobt. Beispiele hierfür sind Flugzeuge wie die Pipistrel Velis Electro (vgl. BILD 1), die zeigen, dass emissionsfreier Flugbetrieb technisch möglich ist [8]. Der Einsatz batterieelektrischer Flugzeuge bleibt jedoch weiterhin überwiegend auf den Einsatz auf Kurzstrecken beschränkt.



BILD 1. Pipistrel Velis Electro [8]

Brennstoffzellenbasierte Konzepte bieten demgegenüber eine deutlich höhere gravimetrische Energiedichte. Zudem können diese elektrische Energie kontinuierlich bereitstellen, wobei die Betankungszeiten mit denen konventioneller Flugzeuge vergleichbar sind [9]. Mehrere Forschungs- und Entwicklungsprojekte, darunter Airbus' ZEROe-Programm sowie Demonstratoren von ZeroAvia und BALIS, verdeutlichen die Relevanz dieses Ansatzes für die mittel- und langfristige Dekarbonisierung der Luftfahrt [10], [11], [12].

Hybridelektrische Systeme kombinieren die Vorteile beider Technologien. Batterien decken Lastspitzen und

Schwankungen ab, während Brennstoffzellen die Grundlast übernehmen und im optimalen Arbeitspunkt betrieben werden können. Dadurch steigt nicht nur die Gesamteffizienz des Antriebs, sondern auch die Lebensdauer der Brennstoffzellen [13]. Wie in Kapitel 1 bereits erwähnt, erweisen sich Ultraleichtflugzeuge (ULs) hierbei als besonders geeignetes Einsatzfeld. Auf diese Weise können hybride Brennstoffzellensysteme schrittweise weiterentwickelt und ihre Praxistauglichkeit validiert werden, bevor eine Übertragung auf größere Flugzeugklassen, etwa Regional- oder Verkehrsflugzeuge, erfolgt.

Neben klassischen Einstrang-Konfigurationen rücken zunehmend Multi-String-Architekturen in den Fokus. Sie bieten zusätzliche Freiheitsgrade bei der Leistungsaufteilung und erhöhen die Redundanz im Betrieb [7], [14]. Das thermische Management luftgekühlter Brennstoffzellen ist hierbei von besonderer Bedeutung.

2.2. Optimierung hybrider Antriebe

Für die Untersuchung und Optimierung hybrider Antriebskonzepte stehen verschiedene Software-Frameworks zur Verfügung. Die Open-Source-Plattform SUAVE ist speziell auf die multidisziplinäre Auslegung und Analyse von Flugzeugkonzepten ausgelegt, mit einem Schwerpunkt auf Aerodynamik, Masse und Flugperformance. Über Schnittstellen lassen sich externe Optimierer, etwa aus pyOptSparse oder SciPy, anbinden, um Designvariablen, Zielgrößen und Nebenbedingungen systematisch zu untersuchen [15]. Zwar können hybride Antriebe integriert werden, der Fokus liegt jedoch weiterhin auf geometrischen und flugmechanischen Aspekten.

Ein flexiblerer Ansatz wird mit OpenMDAO geboten, einem von der NASA entwickelten Framework für multidisziplinäre Analysen und Optimierungen. Im Gegensatz zu SUAVE ist OpenMDAO domänenunabhängig und erlaubt die modulare Kopplung komplexer Systeme, sodass aerodynamische, strukturelle, antriebsbezogene und regelungstechnische Modelle miteinander verknüpft werden können. Durch eigene Optimierungstreiber und die Anbindung externer Solver hat sich OpenMDAO als Standardwerkzeug für Optimierungen in der Luftfahrt etabliert. Allerdings liegt der Schwerpunkt auf gradientenbasierten Methoden, wodurch es insbesondere bei komplexen, multidimensionalen Optimierungsproblemen, wie sie beispielsweise bei hybriden Antriebsarchitekturen auftreten, zu Konvergenzproblemen kommen kann. [16], [17]

Der NSGA-II (Non-dominated Sorting Genetic Algorithm II) findet breite Anwendung in der Luftfahrt und bei hybriden Antriebssystemen. Er ist ein evolutionärer Mehrziel-Algorithmus, der in einem Lauf eine Menge Pareto-optimaler Lösungen erzeugt. NSGA-II eignet sich besonders für frühe Konzeptphasen, in denen widersprüchliche Zielgrößen wie Effizienz, Masse und thermische Randbedingungen gleichzeitig berücksichtigt werden müssen [18]. Der Algorithmus kann plattformunabhängig eingesetzt werden, wodurch er flexibel für verschiedene multidisziplinäre Optimierungsaufgaben nutzbar ist. Eine Integration des Algorithmus in bestehende Modelle muss jedoch meist eigens programmiert werden. Zudem ist der NSGA-II sehr rechenintensiv, sodass bei multidimensionalen Optimierungsproblemen die Rechendauer deutlich steigen kann. [19]

MATLAB® bietet mit der Optimization Toolbox™ und der Global Optimization Toolbox™ zwei etablierte Werkzeuge für Optimierungen. Die Optimization Toolbox™ umfasst deterministische Verfahren mit reproduzierbaren Ergebnissen, während die Global Optimization Toolbox™ stochastischer Methoden unterstützt [20], [21]. Dazu zählen genetische Algorithmen, Partikelschwarmoptimierung oder Varianten des NSGA-II [22]. Genetische Algorithmen arbeiten mit Individuen, deren Variablen zufällig ausgewählt werden und welche über viele Generationen mittels Kreuzung und Mutation optimiert werden. Dadurch eignen sich diese Verfahren besonders für komplexe, multidimensionale Probleme, wobei die Lösungen heuristisch sind und keine Garantie für das globale Optimum liefern [22].

Ein stärker auf die Architekturentwicklung zugeschnittener Ansatz wird von Bussemaker et al. [23] mit dem am DLR entwickelten Tool zur Function-Based Architecture Optimization verfolgt. Dabei wird der Architektur-Designraum formal beschrieben, Varianten werden automatisch generiert und mit multidisziplinären Analysemethoden quantitativ bewertet. Durch den Einsatz mehrzielliger genetischer Algorithmen lassen sich so Pareto-optimale Architekturen identifizieren, wodurch der Ansatz besonders für hybride Antriebssysteme geeignet ist. Mögliche Einschränkungen des Tools liegen unter anderem in eingeschränktem Zugang, einem hohen Implementierungsaufwand sowie in der begrenzten Flexibilität bei der direkten Einbindung detaillierter Subsystemmodelle. [23]

Bereits existierende Ansätze zur Optimierung hybrider Antriebe konzentrieren sich häufig auf die Leistungsaufteilung zwischen Batterie und Brennstoffzelle. Für Multi-String-Architekturen mit parallel betriebenen, luftgekühlten Brennstoffzellen fehlen jedoch geeignete Methoden. Diese Konfiguration wirft entscheidende Fragen zur optimalen Anzahl und Leistung der Brennstoffzellenstränge sowie zur Verteilung der Gesamtleistung zwischen Brennstoffzellen und Batterie auf.

Bestehende Frameworks liefern zwar wertvolle Ansätze für die Optimierung hybrider Antriebe, adressieren jedoch bislang nicht die spezifischen Anforderungen von Multi-String-Antriebssystemen. Insbesondere die Kopplung elektrischer und thermischer Modelle mehrerer parallel betriebener Stränge sowie die Möglichkeit, einzelne Subsysteme modular abzubilden, wurden bisher nicht systematisch berücksichtigt.

Diese Studie schließt diese Forschungslücke, indem sie einen systematischen Ansatz zur Architekturoptimierung hybrider Multi-String-Antriebssysteme entwickelt und bewertet.

3. METHODIK

In diesem Kapitel wird das methodische Vorgehen zur Optimierung der hybriden Multi-String-Antriebsarchitektur vorgestellt. Nach einer Einführung in den MBSE-Entwicklungsansatz werden die Optimierungsstrategie, die Auswahl der Optimierungsvariablen und die Einbindung von Nebenbedingungen beschrieben. Abschließend wird die Integration der Subsystemmodelle in den Optimierungsprozess erläutert.

3.1. Methodische Grundlage

Die Grundlage dieser Studie bildet ein MBSE-Ansatz, der eine konsistente Modellierung und Analyse des hybriden Multi-String-Antriebssystems vom Wasserstofftank bis zum Elektromotor ermöglicht. Der Fokus liegt auf der Architekturoptimierung, bei der unterschiedliche Systemkonfigurationen systematisch hinsichtlich Masse, Leistungsfähigkeit und Effizienz bewertet werden.

Als Optimierungsumgebung dient die MATLAB® Global Optimization Toolbox™, wobei der genetische Algorithmus (GA) als zentrales Optimierungsverfahren zum Einsatz kommt. Der GA wurde aufgrund seiner Fähigkeit ausgewählt, komplexe, multidimensionale Probleme zu behandeln und die Wahrscheinlichkeit einer Konvergenz zu lokalen Minima zu verringern. Zudem ermöglicht die Toolbox™ eine direkte Kopplung mit System Composer™ sowie Simulink®/Simscape™-Modellen, sodass Eingangs- und Ausgangsgrößen zwischen Architektur- und Simulationsmodellen ausgetauscht und Parameterwerte automatisiert übernommen werden können.

Das Antriebssystem wird modular als numerisches MATLAB®-Modell umgesetzt. Die Strukturierung erfolgt in parametrisierten Submodellen, die die relevanten Subsysteme, darunter Wasserstoffversorgung, Brennstoffzellen, Batterie, Leistungselektronik, Elektromotor und Kühlung, abbilden und deren elektrische sowie thermische Wechselwirkungen berücksichtigen. Weitere Subsysteme, die sich im Zuge der Umrüstung des Referenzflugzeugs nicht signifikant verändern, werden im Modell nicht weiter betrachtet.

Grundlage der Modellierung bildet ein vollständig berechnetes Missionsprofil, das sich aus den Aircraft Top Level Requirements (ATLR), ausgewählten Flugparametern sowie aerodynamischen und geometrischen Kennwerten ableitet [24]. Das Profil umfasst alle relevanten Flugphasen von Rollen über Start, Steig- und Reiseflug bis hin zu Sinkflug, Landung, Durchstarten und Warteschleife. Das Missionsprofil dient der Dimensionierung der Subsysteme und stellt sicher, dass die Optimierung realitätsnahe Einsatzbedingungen berücksichtigt. Darüber hinaus kann es selbst in die Optimierung einbezogen werden, indem einzelne Flugparameter variiert werden, um die Flugmission gezielt an das jeweilige Optimierungsziel anzupassen.

3.2. Optimierungsstrategie

Zunächst werden die Optimierungsvariablen definiert und mit unteren sowie oberen Grenzen versehen, sodass ausschließlich technisch realisierbare Lösungen untersucht werden. Dazu zählen unter anderem die Leistung der Brennstoffzellen, Batteriekenngößen wie Kapazität, Spannung und Lade- und Entladerate die initiale Wasserstoffmasse, Parameter der Kühlung sowie Angaben zum Missionsprofil, beispielsweise Flug- und Steiggeschwindigkeiten. Die Wahl der Grenzen orientiert sich an physikalischen Eigenschaften sowie an Herstellerspezifikationen oder projektspezifischen Präferenzen, wodurch nicht realisierbare Konfigurationen ausgeschlossen werden (vgl. BILD 2, Gesamtworkflow der SOO).

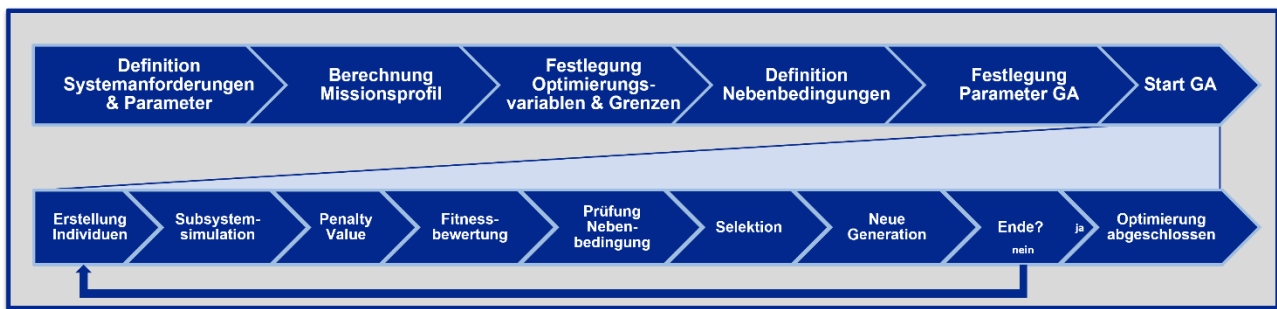


BILD 2. Workflow SOO

Der Optimierungsprozess beginnt mit der Erzeugung einer Population mit zuvor festgelegter Größe, wobei jedes Individuum eine mögliche Architekturvariante repräsentiert. Jedes Individuum ist durch eine Kombination der definierten Optimierungsvariablen innerhalb der festgelegten Grenzen charakterisiert. Anschließend werden in den Submodellen die relevanten Systemgrößen berechnet, um eine Bewertung anhand einer Fitnessfunktion zu ermöglichen. Diese bewertet, in welchem Maß eine Architekturvariante die definierten Zielgrößen erfüllt. Die am besten bewerteten Individuen werden bevorzugt in die nächste Generation übernommen, entweder direkt (Elitismus) oder als selektierte Eltern für neue Individuen. Die neuen Individuen entstehen durch Kreuzung der Eltern sowie durch gezielte Mutationen einzelner Elternvariablen, welche eine zusätzliche Diversität schaffen und ein Festfahren in lokalen Optima verhindern. Auf diese Weise entwickelt sich die Population über viele Generationen schrittweise in Richtung besserer Lösungen. [22]

Nebenbedingungen stellen sicher, dass ausschließlich realisierbare Architekturvarianten berücksichtigt werden. Hierzu zählt hauptsächlich die Durchführbarkeit des Missionsprofils: Ein Individuum wird nur dann als gültige Lösung akzeptiert, wenn während der gesamten Mission weder der Wasserstofftank noch die Batterie einen Wert kleiner null erreichen. In der Praxis wird zur Schonung der Batterie keine vollständige Entladung zugelassen, sodass der Mindestladezustand je nach Anwendung angepasst werden kann. Andere Nebenbedingungen, wie die Einhaltung der maximal zulässigen Startmasse, werden durch Strafwerte (Penalty Values) berücksichtigt, die unzulässigen Lösungen künstlich erhöhte Zielgrößen zuweisen. Dadurch weisen die betroffenen Individuen im Selektionsprozess eine deutlich schlechtere Fitness auf und werden von der weiteren Auswahl ausgeschlossen.

Die Berechnung der Systemgrößen erfolgt innerhalb der modularen Submodelle, die über definierte Schnittstellen gekoppelt sind und wechselseitige Abhängigkeiten (z. B. elektrische und thermische Kopplung zwischen Brennstoffzelle und Kühlsystem) berücksichtigen.

Die Optimierung wird sowohl als Einzelzieloptimierung (Single-Objective Optimization, SOO) als auch als Mehrzieloptimierungen (Multi-Objective Optimization, MOO) durchgeführt. Bei der SOO wird die Systemarchitektur ausschließlich hinsichtlich der Gesamtmasse optimiert, wobei die ATLR-Kenngrößen (Flugparameter, Leermasse, Start- und Landebahnlänge sowie Reichweite) als feste Nebenbedingungen vorgegeben sind.

In der MOO wird zusätzlich zur Minimierung der Masse die Minimierung der Flugdauer als weiteres Ziel berücksichtigt. Dadurch lassen sich Zielkonflikte zwischen Masse und Leistungsfähigkeit systematisch untersuchen. Das Missionsprofil wird hierbei für jedes Individuum flugphasenabhängig berechnet, sodass eine dynamische Anpassung an die jeweiligen Parameter erfolgt. Feste Eingangsgrößen wie Flugzeuggeometrie, Reichweite und maximale Startmasse bleiben unverändert. Das Ergebnis ist eine Pareto-Front, die die Kompromisse zwischen Masse und Leistungsfähigkeit sichtbar macht.

4. ANWENDUNG IM PROJEKT BEHYPSY

Die in Kapitel 3 beschriebenen Methoden werden im Rahmen des Projektes BeHyPSy angewendet. Ziel des Projekts ist die Entwicklung und Erprobung eines mehrsträngigen, hybridelektrischen Antriebssystems auf Basis des Ultraleichtflugzeugs Breezer UL B400-6 des Projektpartners Breezer Aircraft GmbH & Co. KG (vgl. BILD 3). Die Architekturoptimierung erfolgt dabei auf Basis dieses Referenzflugzeugs.



BILD 3. Breezer UL B400-6 [25]

4.1. Ultraleichtflugzeug Breezer UL B400-6

Das Ultraleichtflugzeug Breezer UL B400-6 des Projektpartners Breezer Aircraft GmbH & Co. KG ist ein zweisitziges Modell mit einer maximalen Startmasse (*Maximum Take-Off Mass*, MTOM) von 600 kg, das vorwiegend im Vereins- und Schulungsbetrieb eingesetzt wird [25]. Relevante technische Daten sind in TAB 1 aufgelistet.

Für den Einbau und die Erprobung der Multi-String-Architektur werden zentrale Komponenten des ursprünglichen Antriebsstrangs entfernt und durch Elemente des hybridelektrischen Systems ersetzt. Demontiert werden der Rotax-Verbrennungsmotor, der Kraftstofftank und das Kraftstoffsystem [25]. BILD 4 zeigt das resultierende Antriebskonzept mit den Hauptkomponenten Brennstoffzellen (rot), Batterie (gelb), Elektromotor (blau) und

Wasserstofftank (grau). Ergänzend ist die Leistungselektronik vorgesehen, welche das Zusammenspiel zwischen Brennstoffzellen und Batterien regelt, sowie den Motor ansteuert. Systeme wie die Flugsteuerung oder der Flugzeugrumpf bleiben weitgehend unverändert und werden daher im Rahmen der Optimierung nicht vertieft behandelt.

TAB 1. Tech Daten Breezer UL B400-6 [25]

Technische Daten	
Reisegeschwindigkeit (75%)	200 km/h
Reichweite	800 km
Höchstgeschwindigkeit	245 km/h
Überziehggeschwindigkeit	80 km/h
Steiggeschwindigkeit	4,2 m/sec
Spannweite	8,03 m
Kabinenbreite	1,16 m
Länge	6,74 m
Höhe	2,12 m
Flügelfläche	10,92 m ²
Max. Startmasse	600 kg
Tankinhalt	76 l
Durchschnittsverbrauch	16-18 l/h
Startrollstrecke	145 m
Landerollstrecke	170 m
Leermasse* inkl. BRS-Rettung ab	325 kg

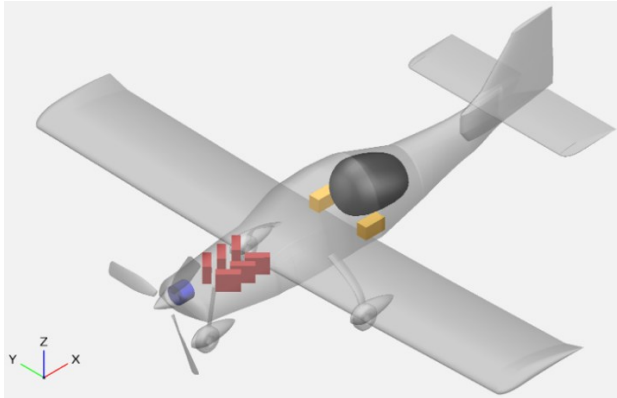


BILD 4. Hybridelektrischer Antriebsstrang im Breezer UL B400-6

Das Antriebssystem besteht aus mehreren Strängen, die jeweils eine Brennstoffzelle mit zugehöriger Leistungselektronik umfassen. Die Batterie und der Multi-String-Elektromotor sind hingegen zentrale Komponenten, die von allen Strängen genutzt werden. Im Projekt werden zunächst sechs Stränge vorgesehen, wobei die optimale Anzahl im Rahmen der Architekturoptimierung ermittelt werden soll. Im Folgenden werden die Subsysteme einzeln beschrieben.

4.2. Wasserstofftank und Versorgung

Der Wasserstoff wird gasförmig bei einem Druck von 700 bar in einem kugelförmigen Tank aus kohlenstofffaser-verstärktem Kunststoff (CFK) gespeichert [26]. Zum Tanksystem gehören Peripheriekomponenten wie ein

Druckminderer, verschiedene Ventile, Filter und Sensoren zur Überwachung von Druck, Temperatur und Durchfluss. Über ein Rohrsystem wird der Wasserstoff vom Tank zu den Brennstoffzellen geleitet. Die Tankgröße richtet sich nach der vorgesehenen Missionsdauer sowie den zulässigen Massebeschränkungen.

4.3. Brennstoffzellen

Es werden luftgekühlte Proton-Exchange-Membrane-Brennstoffzellen (PEMFC) eingesetzt, die innerhalb der Cowling integriert sind. Diese können mit offener oder geschlossener Kathode ausgeführt werden. Bei einer geschlossenen Kathode wird die Kühlluft nicht als Reaktionsluft genutzt, sondern in einem geschlossenen Gaskreislauf geführt [27]. Für die Architekturoptimierung wird zunächst eine Ausführung mit offener Kathode verwendet, da diese trotz geringerer Effizienz einen einfacheren Aufbau aufweist und keine zusätzlichen Komponenten wie Befeuchter oder Kompressor benötigt.

Jede Brennstoffzelle wird auf Zellebene modelliert und durch Spannung, Strom und die daraus resultierende Leistung charakterisiert. Mehrere Zellen werden zu einem Stack verschaltet, wodurch sich die Gesamtspannung aus der Anzahl der Zellen und deren Einzelspannung ergibt, während Stromstärke und Leistung von der jeweiligen Zellkonfiguration abhängen.

Ein zentraler Aspekt ist die thermisch-elektrische Kopplung zwischen Brennstoffzelle und Brennstoffzellenkühlung. Dabei wird sichergestellt, dass die entstehende Wärmeleistung abgeführt werden kann. Diese ergibt sich aus dem Wirkungsgrad und der elektrischen Gesamtleistung der Brennstoffzelle. Die Wärmeleistung bestimmt den erforderlichen Kühlkanalquerschnitt und die Kanallänge der Bipolarplatten sowie den benötigten Volumenstrom. Zusätzlich wird die maximal übertragbare Wärmeleistung innerhalb des Kanals berücksichtigt. [28]

4.4. Batteriesystem

Die Lithium-Ionen-Batterie (Li-Ion) bildet den zweiten Teil der Energieversorgung des Hybridkonzepts. Sie unterstützt die Brennstoffzelle in leistungsintensiven Flugphasen wie dem Start und dem Steigflug und deckt kurzzeitige Spitzenlasten ab.

Während des Flugs kann die Batterie teilweise wieder aufgeladen werden, insbesondere in leistungsärmeren Flugphasen wie dem Sinkflug, der Landung oder aber auch dem Reiseflug. Dies erhöht die Gesamteffizienz und Betriebssicherheit des Systems. Die Dimensionierung der Batterie wird durch ihre Kapazität, Nennspannung und maximale Leistungsabgabe bestimmt. Zentrale Kennwerte sind die sogenannten C-Raten, welche die maximal mögliche Lade- und Entladerate charakterisieren. Die daraus resultierenden Leistungsgrenzen orientieren sich an marktüblichen Batteriezellen, deren Lade- und Entladefähigkeit die zulässigen Werte innerhalb der Optimierung definiert [29]. Aufgrund der passiven elektrischen Verschaltung zwischen Batterie und Brennstoffzelle muss das Spannungsniveau der Batterie an das der Brennstoffzelle angepasst werden, was diese systembedingte Begrenzung verursacht. [13]

Die Batterie ist zentral ausgeführt und daher nicht strangweise vorhanden. Aus Redundanz- oder Integrationsgründen kann sie jedoch in mehrere Module unterteilt und parallel mit allen Antriebssträngen verschaltet werden. Die Batterie ist analog zum Wasserstofftank hinter den Sitzen angeordnet.

4.5. Leistungselektronik

Die Leistungselektronik gliedert sich in zwei Hauptkomponenten: den Motorstrang-Leistungscontroller und den Motorcontroller. Der Motorstrang-Leistungscontroller übernimmt die Regelung der Leistungsaufteilung zwischen Brennstoffzelle und Batterie. Diese Aufteilung kann entweder passiv, etwa über Dioden und MOSFETs, oder aktiv über unidirektionale und bidirektionale DC/DC-Wandler erfolgen. Die passive Variante ist leichter, erfordert jedoch eine präzise Abstimmung der Spannungsniveaus und Entladekennlinien von Batterie und Brennstoffzelle. Das aktive System ermöglicht hingegen eine flexible Leistungssteuerung und ein gezieltes Energiemanagement. In dieser Studie wird aufgrund der geringen Masse zunächst die passive Variante betrachtet, während eine aktive Implementierung für weitergehende Untersuchungen vorgesehen ist. [7], [30]

Der Motorcontroller steuert die Energiezufuhr zum Motor und regelt dessen Betriebsparameter. Hierfür erhält er Rückmeldungen vom Motor, etwa zur Rotorposition (Hall-Sensoren) sowie zur Temperatur. Sowohl der Motorstrang-Leistungscontroller als auch der Motorcontroller sind strangweise ausgeführt und am Brandschott der Cowling montiert.

4.6. Elektromotor

Der eingesetzte Elektromotor ist ein luftgekühlter, mehrsträngiger Außenläufer in bürstenloser Gleichstrombauweise (BLDC), der in der Cowling direkt hinter dem

Propeller integriert ist. Jeder Antriebsstrang versorgt eine separate Motorwicklung, wodurch die Redundanz deutlich erhöht wird: Fällt ein Strang aus, bleibt der Motor weiterhin funktionsfähig [31]. Der Propeller des ursprünglichen Verbrennungsmotors wird in der Optimierung nicht detailliert betrachtet. Obwohl bei der hybridelektrischen Auslegung ein verstellbarer Propeller zum Einsatz kommt, sind keine signifikanten Änderungen in Masse oder Leistungsparametern zu erwarten.

5. ERGEBNISSE UND DISKUSSION

Einzelzieloptimierung (SOO)

Bei der SOO wird das Missionsprofil vor der eigentlichen Optimierung berechnet. Die Zielreichweite beträgt 600 km. In Kombination mit den geometrischen Daten des Breezer UL B400-6 und einer verfügbaren Startbahnlänge von 300 m ergibt sich eine maximal erforderliche Startleistung von rund 56 kW. Der vollständige Leistungsverlauf für alle Flugphasen ist in BILD 5 (oben) dargestellt.

Die Optimierung erfolgt anschließend mit den in TAB 2 aufgeführten Optimierungsvariablen und Randbedingungen. Das Ergebnis ist ein Gesamtantriebssystemmasse von 115 kg, basierend auf den ebenfalls in TAB 2 angegebenen Optimierungsvariablen. Als optimale Konfiguration zeigt das Modell eine Aufteilung der Brennstoffzellenleistung auf neun Module mit jeweils rund 3,9 kW, was einer Gesamtbrennstoffzellenleistung von etwa 35,1 kW entspricht. Die verbleibenden 20,9 kW, die für den Start erforderlich sind, werden kurzfristig durch die Batterie bereitgestellt. Für die Absolvierung des Missionsprofils wird eine Wasserstoffmasse von 9,5 kg benötigt.

BILD 5 zeigt (Mitte) den zeitlichen Verlauf des Batterieladezustands (State of Charge, SOC) und (unten) den Wasserstofffüllstand über die Missionsdauer. Auffällig ist die während des Steigflugs erfolgende Ladung der Batterie. Dieses

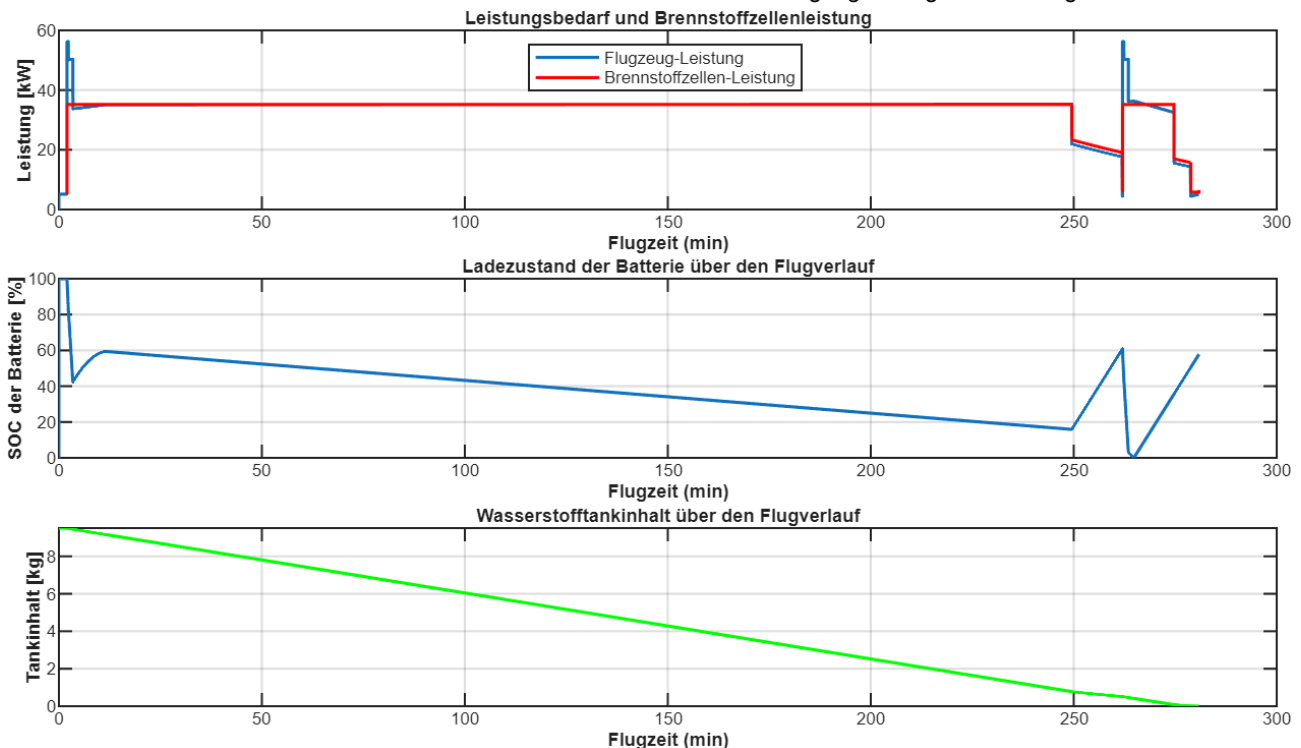


BILD 5. Leistungsbedarf über die Flugdauer SOO

Verhalten resultiert aus dem vergleichsweise geringen Leistungsbedarf in dieser Flugphase, der durch die niedrige vorgegebene Steiggeschwindigkeit bedingt ist.

TAB 2. Optimierungsvariablen SOO

Optimierungsvariable	u. Grenze	o. Grenze	SOO
Leistung BZ [kW]	1	-	3,9
H2-Masse [kg]	-	-	9,5
Kapazität Bat [kWh]	-	-	0,634
Anzahl BZ	1	-	9
Breite Zelle BZ [m]	0,05	0,2	0,05
C-Faktor Bat Laden	-	5	2
C-Faktor Bat Entladen	-	52	42
Spannung Bat [V]	75	85	79,4
Seitenlänge Kühlkanal BZ [mm]	1	5	1,4
ΔT Lüftung Auslass BZ [°C]	35	50	50
Systemmasse [kg]			115

Mehrzieloptimierung (MOO)

Bei der MOO wird das Missionsprofil nicht vorab festgelegt, sondern für jedes Individuum dynamisch bestimmt. Dadurch wird das Profil direkt durch zusätzliche Optimierungsvariablen beeinflusst, zu denen insbesondere die Steig- und Sinkgeschwindigkeit, die Fluggeschwindigkeit sowie die Start- und Landebahnlänge gehören (vgl. TAB 3). Im Gegensatz zur SOO existiert bei der MOO keine eindeutige optimale Lösung, sondern eine Menge von Gleichgewichtslösungen, die in einer Pareto-Front dargestellt werden (vgl. BILD 6).

TAB 3. Optimierungsvariablen MOO

Optimierungsvariable	UG	OG	Eco	Perf.	Bal.
Leistung BZ [kW]	1	-	6,66	10,3	4,77
H2-Masse [kg]	-	-	3,25	8,39	5,19
Kapazität Bat [kWh]	-	-	4,69	4,25	4
Anzahl BZ	[1, 3, 6, 9, 12, 15, 18]		1	3	3
Breite Zelle BZ [m]	0,05	0,2	0,092	0,092	0,091
C-Faktor Bat Laden	-	5	1,74	2,86	2,75
C-Faktor Bat Entladen	-	52	39,8	31,3	30,1
Spannung Bat [V]	75	85	78,4	80,2	80,2
Seitenlänge Kühlkanal BZ [mm]	1	5	2,63	3,08	2,81
ΔT Lüftung Auslass BZ [°C]	35	50	45,1	44,8	43,6
Startbahnlänge [m]	-	400	260	242	254
Landebahnlänge [m]	-	400	175	284	233
Steiggeschw. Anfangssteigflug [m/s]	4,2	8	5,52	6,36	6,23
Steiggeschw. Steigflug [m/s]	2	8	5,38	5,82	4,65
Fluggeschw. Reise- flug & Warteschleife	20,3	71	22,5	40,3	30,2
Steiggeschw. Sinkflug [m/s]	-8	-1	-3,84	-5,18	-4,77
Systemmasse [kg]			58,3	131	79,3
Flugdauer [min]			482	275	363

Für diese Pareto-Front wurde eine Populationsgröße von 500 Individuen und eine Generationenzahl von 800 festgelegt. Zur Veranschaulichung werden drei repräsentative Lösungen näher betrachtet: eine Eco-Konfiguration mit Fokus auf die Minimierung der Antriebssystemmasse, eine Performance-Konfiguration mit Schwerpunkt auf minimaler Flugdauer sowie eine Balanced-Konfiguration als Kompromisslösung zwischen beiden Optimierungszielen. Die jeweiligen Konfigurationen und zugehörigen Optimierungsvariablen sind in TAB 3 dargestellt. Die maximale Startmasse beträgt in allen Fällen 600 kg. Eine geringere Systemmasse ermöglicht eine höhere potenzielle Nutzlast, beeinflusst das berechnete Missionsprofil jedoch nicht, da dieses unabhängig von der verbleibenden Masse bestimmt wird.

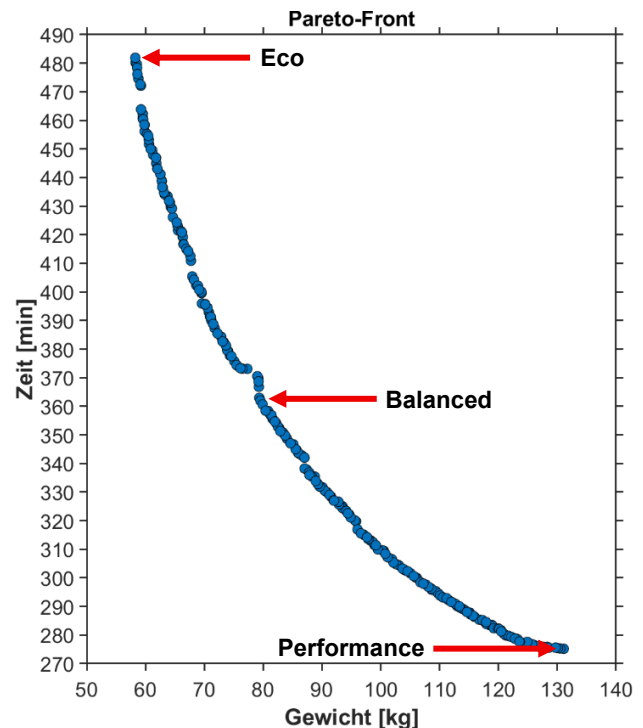


BILD 6. Pareto-Front MOO

Die Eco-Konfiguration erreicht eine Antriebssystemmasse von 58,3 kg bei einer Flugdauer von 482 min. Sie verwendet eine einzelne Brennstoffzelle mit einer Leistung von 6,66 kW, die über das gesamte Missionsprofil 3,25 kg Wasserstoff benötigt. Die unterstützende Batterie weist eine Kapazität von 4,69 kWh auf. Die hohe Flugdauer ergibt sich aus der geringen Reisegeschwindigkeit von 81 km/h.

In der Performance-Konfiguration liegt die Reisegeschwindigkeit bei 145 km/h, was zu einer verkürzten Flugdauer von 275 min führt. Die Systemmasse steigt dabei auf 131 kg und liegt an der oberen Grenze der zulässigen Systemmasse. Höhere Werte werden durch die Masselimitierung des Referenzflugzeugs ausgeschlossen und innerhalb der Optimierung über Strafwerte stark bestraft. Dadurch wird die maximal verfügbare Antriebsleistung begrenzt, sodass die theoretisch erlaubte Fluggeschwindigkeit (73–255 km/h) nicht ausgenutzt wird. In dieser Konfiguration liefern drei Brennstoffzellen eine Gesamtleistung von 30,9 kW, wobei der Wasserstoffverbrauch mit 8,39 kg um etwa 158 % über dem der Eco-Variante liegt. Die Batteriekapazität fällt mit 4,25 kWh etwas geringer aus, da in dieser Konfiguration ein größerer Anteil der Gesamtleistung direkt durch die Brennstoffzellen gedeckt wird.

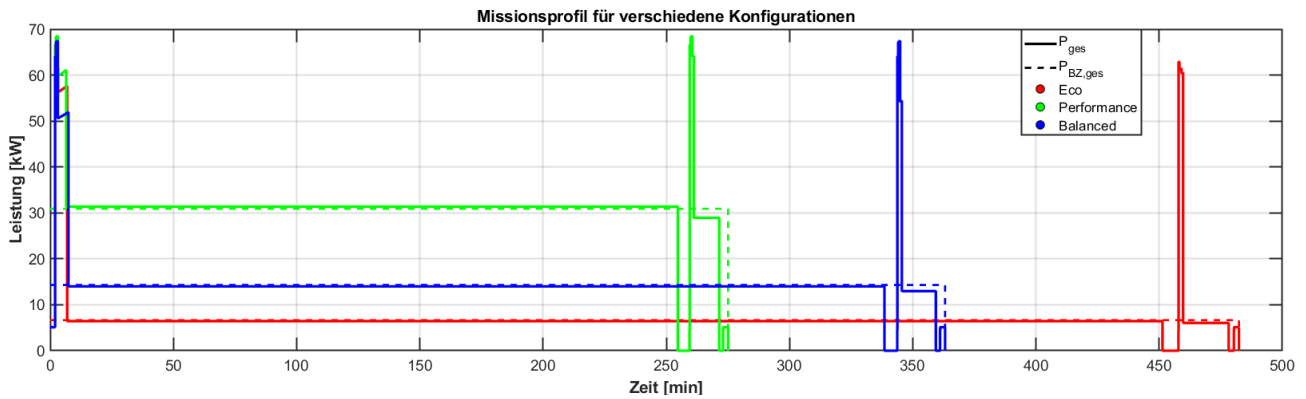


BILD 7. Missionsprofile für verschiedene Konfigurationen

Die Balanced-Konfiguration ist eine kompromissorientierte Lösung. Sie weist eine Systemmasse von 79,3 kg und eine Flugdauer von 363 min auf. Die Reisegeschwindigkeit von 109 km/h liegt zwischen den beiden Extremen. Auch hier kommen drei Brennstoffzellen mit einer Gesamtleistung von 14,3 kW zum Einsatz. Der Wasserstoffverbrauch beträgt 5,19 kg und liegt ebenfalls zwischen den Werten der anderen beiden Konfigurationen. Die Batteriekapazität beträgt 4 kWh.

BILD 7 zeigt die Missionsprofile der drei Konfigurationen. Dargestellt ist die Gesamtleistung über der Flugdauer, ergänzt um die reine Brennstoffzellenleistung (gestrichelt). Die Differenz zur Gesamtleistung wird jeweils durch die Batterie bereitgestellt. Die größten Unterschiede treten erwartungsgemäß im Reiseflug auf, was die beobachteten Abweichungen in Flugdauer und Systemmasse erklärt.

Auch in den Start- und Steigphasen zeigen sich deutliche Unterschiede zwischen den Konfigurationen (vgl. TAB 3 & BILD 8). Die Performance-Konfiguration benötigt die kürzeste Startbahnlänge und die höchste Leistung während Start und Steigflug. Die Eco-Konfiguration zeigt die niedrigsten Leistungsanforderungen während Start und Anfangssteigflug und erfordert dementsprechend die längste Startstrecke. Die Balanced-Konfiguration liegt in beiden Fällen zwischen den beiden Extremen.

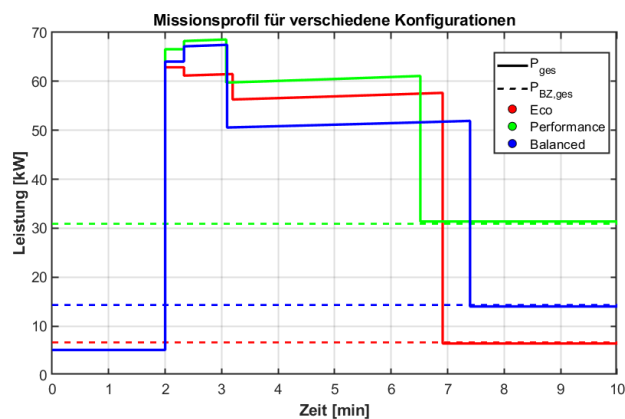


BILD 8. Missionsprofile Start & Steigflug

Unerwartet zeigt die Eco-Konfiguration im Steigflug eine höhere Leistungsanforderung als die Balanced-Konfiguration. Dies ist insofern widersprüchlich, als höhere Leistungsanforderungen in dieser Flugphase eine größere Batteriekapazität und damit eine höhere Systemmasse

erfordern. Zwar wird diese Leistung nur über einen kürzeren Zeitraum benötigt, da die Reiseflughöhe schneller erreicht wird, jedoch führt die damit verbundene erhöhte Spitzenleistung zu einer geringeren Effizienz der Batterie und erfordert eine leistungsstärkere Auslegung der Leistungselektronik. Das beobachtete Verhalten ist daher vermutlich auf Ungenauigkeiten innerhalb der Subsystemmodelle oder auf eine zu geringe Populationsgröße während der Optimierung zurückzuführen, was darauf hindeutet, dass das globale Optimum in diesem Fall möglicherweise nicht erreicht wurde.

Physikalisch plausibel wäre hingegen eine Eco-Konfiguration, die sich in den Start- und Steigphasen an den unteren Grenzen der Fluggeschwindigkeit und den oberen Grenzen der Startbahnlänge orientiert, um die erforderliche Gesamtleistung zu minimieren. Möglicherweise ist der Gesamtenergiebedarf beim schnellen Absolvieren der Flugphase geringer als bei einem langsamen, aber länger andauernden Steigflug, was somit einen positiven Effekt auf die Batteriemasse hätte.

Beim Vergleich der Ergebnisse zwischen der SOO und der MOO fallen insbesondere die deutlichen Unterschiede zwischen den optimierten Antriebssystemmassen auf. Während diese bei der SOO 115 kg beträgt, liegt sie bei der MOO mit 58,8 kg erheblich niedriger. Dies ist darauf zurückzuführen, dass das Missionsprofil bei der SOO fest vorgegeben ist und die Flugparameter somit nicht an das Optimierungsziel angepasst werden.

Das vorgegebene Missionsprofil der SOO liegt leistungsmäßig zwischen der Performance- und der Balanced-Konfiguration der MOO, wodurch keine direkte Vergleichbarkeit der Ergebnisse besteht. Eine quantitative Gegenüberstellung beider Optimierungsstrategien ist daher nicht zielführend, da die MOO durch die simultane Optimierung mehrerer Zielgrößen ein deutlich höheres konzeptionelles Potenzial bietet, während die SOO im weiteren Verlauf des Projekts nicht vertieft analysiert wird.

6. FAZIT UND AUSBLICK

In dieser Studie wurde eine Methode zur Architekturoptimierung hybrider, modularer Multi-String-Antriebssysteme entwickelt, die ein MBSE-Modell mit genetischen Algorithmen kombiniert. Damit konnte gezeigt werden, dass fundierte Systementscheidungen bereits in frühen Phasen des Flugzeugentwurfsprozesses unterstützt werden können. Das entwickelte Modell bildet das Gesamtsystem vom Wasserstofftank bis zum Elektromotor ab und ermöglicht

eine systematische Variation und Bewertung zentraler Auslegungparameter.

Die Methode liefert erste Ergebnisse zur Bewertung verschiedener Architekturvarianten. Gleichzeitig ist zu betonen, dass die Subsystemmodelle bewusst vereinfacht wurden und weiterführende Verfeinerungen erforderlich sind. Dazu gehören detailliertere Modelle der Batterie, um deren dynamisches Verhalten realitätsnäher abzubilden und Effekte wie Wirkungsgradverluste bei höheren Spitzenlasten berücksichtigen zu können.

Insbesondere bei der Modellierung der luftgekühlten Brennstoffzellen mit geschlossener Kathode bestehen noch Unsicherheiten, da deren Kühlsystem aufgrund der komplexen Wärmeübertragung und geometrisch komplexen Aufbau nur eingeschränkt parametrisch abbildbar ist.

Ein weiterer Aspekt ist die Analyse des Einflusses von Masseinsparungen auf das Missionsprofil und die Leistungsanforderungen in den frühen Flugphasen, um bestehende Unstimmigkeiten in der Missionsauslegung zu identifizieren und zu beheben. Die Optimierungsstrategie lässt sich zudem auf weitere Zielgrößen erweitern, z. B. Energieeffizienz, Wasserstoffverbrauch, Bauraumvolumen oder Ökobilanz, wodurch unterschiedliche Designprioritäten gezielt adressiert werden können. Besonders das Bauraumvolumen ist detailliert zu untersuchen, da es bei luftgekühlten Brennstoffzellen einen kritischen Faktor darstellt und die Integration in den begrenzten Bauraum der Cowling maßgeblich die Anzahl und Leistungsanforderungen der einzelnen Module bestimmt.

Für die Weiterentwicklung sind vor allem eine höhere Modelltiefe der Subsysteme sowie die Erweiterung der Optimierungsvariablen und Zielgrößen vorgesehen. Darüber hinaus soll die Methode an realen Daten validiert werden und zusätzliche Anpassungen an den Geometriedaten des Referenzflugzeugs untersucht werden. Damit leistet die Studie einen ersten Beitrag zur systematischen Bewertung hybrider Wasserstoffantriebe und bildet eine methodische Grundlage für weiterführende Untersuchungen in der frühen Flugzeugkonzeption.

7. 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 (ZAL), Breezer Aircraft GmbH & Co. KG, die Helmut-Schmidt-Universität der Bundeswehr Hamburg, Rostock System-Technik GmbH (RST) sowie das Zentrum für Brennstoffzellen-Technik GmbH.

LITERATUR

- [1] International Air Transport Association (IATA), „Policy Net Zero CO₂ Emissions Roadmap“, IATA, Montréal, Kanada, Roadmap, Sep. 2024. Zugriffen: 19. August 2025. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.iata.org/contentassets/8d19e71663647c184e7221c77563c93/policy-net-zero-roadmap.pdf>
- [2] European Union Aviation Safety Agency (EASA), „Europäischer Luftfahrt-Umweltbericht 2025“, EASA, Köln, Deutschland, 2025. Zugriffen: 19. August 2025. [Online]. Verfügbar unter: https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/eaer-downloads/EASA_EAER_2025_BROCHURE_WEB_de_v2.pdf
- [3] Luftfahrt-Bundesamt (LBA), *Bekanntmachung von Lufttüchtigkeitsforderungen für motorgetriebene, aerodynamisch gesteuerte Ultraleichtflugzeuge*, Bd. 2-547–20. 2020. Zugriffen: 20. August 2025. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.dulv.de/sites/default/files/Downloads/NfL%20motorisierte%20UL%202-547-20.pdf>
- [4] T. Schmaltz, T. Wicke, L. Weymann, P. Voß, C. Neef, und A. Thielmann, „Solid-State Battery Roadmap 2035+“, Fraunhofer-Institut für System- und Innovationsforschung ISI, Karlsruhe, Deutschland, Roadmap, 2022. Zugriffen: 20. August 2025. [Online]. Verfügbar unter: https://www.isi.fraunhofer.de/content/dam/isi/dokumente/cct/2022/SSB_Roadmap.pdf
- [5] M. J. Wolf u. a., „Wasserstoff-Verflüssigung, Speicherung, Transport und Anwendung von flüssigem Wasserstoff“, Karlsruher Institut für Technologie (KIT), 2023. doi: 10.5445/IR/1000155199.
- [6] J. Rohwer, T. Albrecht, F. Traulsen, K. Kochan, und T. Netzel, „Modellbasierte Systementwicklung hybrid-elektrischer Antriebsstränge“, S. 9 pages, Okt. 2024, doi: 10.25967/630138.
- [7] T. Göbel, L. Baum, F. Grumm, und D. Schulz, „Hochredundantes, emissionsarmes Flugzeug-Antriebssystem mit multiplen Wasserstoff-Brennstoffzellen“, März 2025, doi: 10.24405/17160.
- [8] Pipistrel d.o.o., „Velis Electro“, Pipistrel d.o.o., Ajdovščina, Slowenien, 2024. Zugriffen: 20. August 2025. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.pipistrel-aircraft.com/products/velis-electro/>
- [9] M. Li u. a., „Review on the research of hydrogen storage system fast refueling in fuel cell vehicle“, *International Journal of Hydrogen Energy*, Bd. 44, Nr. 21, S. 18, Apr. 2019, doi: 10.1016/j.ijhydene.2019.02.208.
- [10] Airbus, „ZEROe: our hydrogen-powered aircraft“, Airbus. Zugriffen: 20. August 2025. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.airbus.com/en/innovation/energy-transition/hydrogen/zeroe-our-hydrogen-powered-aircraft>
- [11] D. Weeks, „ZeroAvia and PowerCell to Collaborate on Next Gen Fuel Cell Development“, ZeroAvia. Zugriffen: 20. August 2025. [Online]. Verfügbar unter: <https://zeroavia.com/zeroavia-and-powercell-to-collaborate-on-next-gen-fuel-cell-development/>
- [12] Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), „Wasserstoff-Brennstoffzellen-Technologie für eine emissionsfreie Mobilität: BALIS 2.0“, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR). Zugriffen: 29. August 2024. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.dlr.de/de/tt/aktuelles/nachrichten/2024/wasserstoff-brennstoffzellen-technologie-fuer-eine-emissionsfreie-mobilitaet-balis-2.0>
- [13] T. Jarry, F. Lacrosonnière, A. Jaafar, C. Turpin, und M. Scohy, „Modeling and Sizing of a Fuel Cell—Lithium-Ion Battery Direct Hybridization System for Aeronautical Application“, *Energies*, Bd. 14, Nr. 22, S. 7655, Nov. 2021, doi: 10.3390/en14227655.
- [14] 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: IEEE, Juni 2025, S. 1–6. doi: 10.1109/ITEC63604.2025.11097971.
- [15] S. Nicolay, S. Karpuk, Y. Liu, und A. Elham, „Conceptual design and optimization of a general aviation aircraft with fuel cells and hydrogen“, *International Journal of Hydrogen Energy*, Bd. 46, Nr. 64, S. 32676–32694, Sep. 2021, doi: 10.1016/j.ijhydene.2021.07.127.
- [16] J. S. Gray, J. T. Hwang, J. R. R. A. Martins, K. T. Moore, und B. A. Naylor, „OpenMDAO: an open-source framework for multidisciplinary design, analysis, and optimization“, *Struct Multidisc Optim*, Bd. 59, Nr. 4, S. 1075–1104, Apr. 2019, doi: 10.1007/s00158-019-02211-z.
- [17] R. Quiben Figueroa, R. Cavallaro, und A. Cini, „Feasibility studies on regional aircraft retrofitted with hybrid-electric powertrains“, *Aerospace Science and Technology*, Bd. 151, S. 109246, Mai 2024, doi: 10.1016/j.ast.2024.109246.
- [18] J. Zhang, I. Roumeliotis, und A. Zolotas, „Model-based fully coupled propulsion-aerodynamics optimization for hybrid electric aircraft energy management strategy“, *Energy*, Bd. 245, S. 123239, Jan. 2022, doi: 10.1016/j.energy.2022.123239.
- [19] H. Ma, Y. Zhang, S. Sun, T. Liu, und Y. Shan, „A comprehensive survey on NSGA-II for multi-objective optimization and applications“, *Artif Intell Rev*, Bd. 56, Nr. 12, S. 15217–15270, Dez. 2023, doi: 10.1007/s10462-023-10526-z.
- [20] The MathWorks, Inc., „Optimization Toolbox“. Zugegriffen: 20. August 2025. [Online]. Verfügbar unter: <https://de.mathworks.com/products/optimization.html>
- [21] The MathWorks, Inc., „Global Optimization Toolbox“. Zugegriffen: 20. August 2025. [Online]. Verfügbar unter: <https://de.mathworks.com/products/global-optimization.html>
- [22] V. Punnathanam, C. Sivadurgaprasad, und P. Kotecha, „On the performance of MATLAB’s inbuilt genetic algorithm on single and multi-objective unconstrained optimization problems“, in *2016 International Conference on Electrical, Electronics, and Optimization Techniques (ICEEOT)*, Chennai, India: IEEE, März 2016, S. 3976–3981. doi: 10.1109/ICEEOT.2016.7755461.
- [23] J. Bussemaker, R. G. Sánchez, M. Fouda, L. Boggero, und B. Nagel, „Function-Based Architecture Optimization: An Application to Hybrid-Electric Propulsion Systems“, *INCOSE International Symp*, Bd. 33, Nr. 1, S. 251–272, Juli 2023, doi: 10.1002/iis2.13020.
- [24] B. Wied, „Validierung eines Missionsprofils eines Ultraleichtflugzeugs unter Verwendung der Aerodynamischen Beiwerte“, Hamburg, 22. August 2025. Zugegriffen: 1. Oktober 2025. [Online]. Verfügbar unter: <https://hdl.handle.net/20.500.12738/18087>
- [25] Breezer Aircraft, „UL B400-6 | Sportlichkeit trifft Sicherheit. 600kg MTOW.“ Zugegriffen: 15. September 2025. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.breezeraircraft.de/modelle/ul-b400-6>
- [26] „PS-HySphere – PS-HyTech“. Zugegriffen: 16. September 2025. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.ps-hytech.de/services/ps-hysphere/>
- [27] J. C. Kurnia, B. A. Chaedir, A. P. Sasmito, und T. Shamim, „Progress on open cathode proton exchange membrane fuel cell: Performance, designs, challenges and future directions“, *Applied Energy*, Bd. 283, S. 116359, Feb. 2021, doi: 10.1016/j.apenergy.2020.116359.
- [28] Q. Meyer u. a., „System-level electro-thermal optimisation of air-cooled open-cathode polymer electrolyte fuel cells: Air blower parasitic load and schemes for dynamic operation“, *International Journal of Hydrogen Energy*, Bd. 40, Nr. 46, S. 16760–16766, Dez. 2015, doi: 10.1016/j.ijhydene.2015.07.040.
- [29] P. Kurzweil und O. K. Dietlmeier, *Elektrochemische Speicher: Superkondensatoren, Batterien, Elektrolyse-Wasserstoff, Rechtliche Rahmenbedingungen*. Wiesbaden: Springer Fachmedien Wiesbaden, 2018. doi: 10.1007/978-3-658-21829-4.
- [30] J. Bernard u. a., „Fuel cell/battery passive hybrid power source for electric powertrains“, *Journal of Power Sources*, Bd. 196, Nr. 14, S. 5867–5872, Juli 2011, doi: 10.1016/j.jpowsour.2011.03.015.
- [31] N. Surani, L. Baum, T. Göbel, E. Diego Gomez Ancas, F. Grumm, und D. Schulz, „A Comprehensive Review of Modelling Methods for Multi-Three-Phase Permanent Magnet Synchronous Machines“, Hamburg, Deutschland, 2025.