

Verbundvorhaben IVekLu

**Integrierte Vorauslegung elektrohybrider Antriebssysteme
für kleine Luftfahrzeuge**

Abschlussbericht

Förderkennzeichen: 20Q1942C

Durchführende Stelle:

RWTH Aachen

Institut für Strahlantriebe und Turbomaschinen

Institutsleitung: Univ.-Prof. Dr.-Ing. P. Jeschke

Bearbeiter: J. Cäsar, M. Pohl, J. Köhler

Aachen, Juni 2023

Gefördert durch:



Bundesministerium
für Wirtschaft
und Klimaschutz

aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages

Firma/Einrichtung: Institut für Strahlantriebe und Turbomaschinen der RWTH Aachen	Förderkennzeichen: 20Q1942C
Titel des Teilvorhabens: Bewertung (hybrid-)elektrischer Antriebssysteme für kleine Luftfahrzeuge	
Laufzeit Vorhaben: 01.08.2020 – 31.12.2022	Berichtszeitraum: 01.08.2020 – 31.12.2022
Projektleiter: Univ.-Prof. Dr.-Ing- P. Jeschke	Telefon: 0241 80 95500

Inhaltsverzeichnis

Inhaltsverzeichnis	2
1 Kurzdarstellung	3
1.1 Aufgabenstellung	3
1.2 Voraussetzungen	6
1.3 Planung und Ablauf	7
1.4 Wissenschaftlicher und technischer Stand vor Projektbeginn	8
1.5 Zusammenarbeit	10
2 Eingehende Darstellung	12
2.1 Verwendung der Zuwendung	12
2.2 Ergebnisse und Gegenüberstellung zu den vorgegebenen Zielen	12
2.2.1 Arbeitspaket 1.1: Landkarte hybrid-elektrischer Luftfahrzeuge	12
2.2.2 Arbeitspaket 1.2: Übergeordnete Anforderungen Gesamtsysteme	16
2.2.3 Arbeitspaket 1.3: Luftfahrzeugkonfigurationen und Antriebsarchitekturen	17
2.2.4 Arbeitspaket 2.1: Festlegung der Komponenten und Anforderungsdefinition	19
2.2.5 Arbeitspaket 2.3: Verifizierung der Komponentenmodelle	24
2.2.6 Arbeitspaket 3.3: Auslegung Thermalmanagementsysteme	26
2.2.7 Gesamtsystementwurf (AP 4.2 und AP 4.3)	30
2.2.7.1 Auslegungsprozesse Gesamtsystem	30
2.2.7.2 Gesamtsystemstudie VTOL-Luftfahrzeug	32
2.2.7.3 Gesamtsystemstudie CTOL-Luftfahrzeug	32
2.2.8 Empfehlungen für weitere Arbeiten	41
2.2.9 Zusammenfassung und Fazit	42
2.3 Fortschritt auf dem Gebiet bei anderen Stellen	42
2.4 Erfolgte oder geplante Veröffentlichungen	44
3 Literaturverzeichnis	45

1 Kurzdarstellung

1.1 Aufgabenstellung

Das Vorhaben *Bewertung (hybrid-)elektrischer Antriebssysteme für kleine Luftfahrzeuge* wurde am Institut für Strahlantriebe und Turbomaschinen der RWTH Aachen (IST) als Teil des Verbundvorhabens *Integrierte Vorauslegung elektrohybrider Antriebssysteme für kleine Luftfahrzeuge* (IVekLu) bearbeitet.

Die Verbundpartner im Rahmen des Projekts waren das Bauhaus Luftfahrt e. V. (BHL) sowie das Unternehmen GasTurb GmbH, im Nachfolgenden abgekürzt als GasTurb bezeichnet. Der Projektpartner BHL übernahm im Verbundvorhaben den Flugzeugentwurf. GasTurb brachte seine weltweit verbreitete Software zur Modellierung von Luftfahrtantrieben und Gasturbinen als Ausgangspunkt für die Modellierung der hybridelektrischen Antriebssysteme ein.

Ausgehend von den Erfahrungen mit der Vorauslegung elektrohybrider Antriebssysteme für Verkehrsflugzeuge im vorangehenden Verbundvorhaben *IVeA (Integrierte Vorauslegung hybridelektrischer Antriebssysteme)* war es das Ziel die Forschungs- und Entwicklungskompetenzen aller drei Verbundpartner hin zu kleineren Luftfahrzeug- und Leistungsklassen zu erweitern. Insbesondere für die Antriebssysteme kleiner Luftfahrzeuge steigen die Anzahl der verwendeten Komponenten und Technologien sowie die möglichen Kombinationen und damit die Komplexität gegenüber konventionellen Antriebssystemen. Der Aufbau und die Erweiterung des Gesamtsystemverständnisses für hybridelektrische Antriebssysteme ist notwendig, um auch in Zukunft Forschung, Entwicklung und Beratung in diesem Bereich zu ermöglichen. Das Vorhaben trägt damit zum Erhalt und zur Weiterentwicklung der Luftfahrtindustrie in Deutschland bei.

Zur Erreichung des zentralen Ziels des Verbundvorhabens wurden weitere Ziele auf Verbundebene abgeleitet. Ein erstes Ziel war auf Basis der GasTurb-Software ein universell verwendbares und benutzerfreundliches Werkzeug zur integralen Vorauslegung und Bewertung von hybridelektrischen Antriebssystemen für kleine Luftfahrzeuge zu schaffen. Ein solches Werkzeug existierte zu Projektbeginn nicht. Das zweite Ziel war die Anwendung des Werkzeugs zur Bewertung verschiedener hybridelektrischer Antriebssysteme für ein senkrecht startendes und ein konventionell startendes Luftfahrzeug. Anhand dieser beiden Gesamtsystemstudien konnten neben den Auslegungsmethoden für hybride Antriebssysteme auch die aerodynamische Integration, das Thermalmanagementsystem und mögliche Ausfallszenarien jeweils anwendungsnah betrachtet werden.

Für das Teilvorhaben des IST ergaben sich damit die im Nachfolgenden erläuterten Ziele. Zentrales Ziel für das IST war der Ausbau des Gesamtsystemverständnisses für elektrohybride Antriebssysteme in Richtung kleiner Leistungsklassen. Um dieses Ziel zu erreichen, wurde eine Weiterentwicklung der Vorauslegungsmethoden für elektrische und elektrochemische Antriebskomponenten angestrebt. Damit wurde am Institut die Fähigkeiten der Bewertung und Auslegung elektrohybrider Antriebe und die Position als Forschungspartner im Bereich

der Luftfahrtantriebe gestärkt. Daneben galt es insbesondere für das IST im Verbundvorhaben ein Systemverständnis für das Thermalmanagement elektrohybrider Antriebssysteme aufzubauen. Seine Auslegung und Integration ist von essentieller Bedeutung für die Leistungsfähigkeit und Effizienz des Antriebssystems. Zudem wurde die Bewertung verschiedener Antriebsarchitekturen in den beiden Gesamtsystemstudien eines senkrecht und eines konventionell startenden Luftfahrzeugs in den Gesamtsystemstudien angestrebt.

Zur Erreichung der übergeordneten Ziele wurden Teilziele in den einzelnen Arbeitspaketen des Verbundvorhabens festgelegt. Die Aufgabenstellung und Ziele der einzelnen Arbeitspakete, an denen das IST beteiligt war, werden im Folgenden aufgeführt.

AP 1.1 Landkarte hybridelektrische Luftfahrzeuge

Ein Ziel des Verbundvorhabens war die Bewertung eines senkrecht startenden und eines konventionell startenden kleinen Luftfahrzeugs mit hybridelektrischen Antriebssystemen. Zur Definition der Anforderungen an diese Gesamtsystemstudien wurde in einem ersten Arbeitsschritt durch den Projektpartner BHL und das IST eine Recherche hybridelektrisch angetriebener Luftfahrzeuge mit einer Kapazität von bis zu 19 Passagieren durchgeführt. Ziel der Recherche war eine übersichtliche Darstellung aller Forschungs- und Entwicklungsarbeiten auf diesem Gebiet. Dabei wurde durch das IST der Teil der Senkrechtstarter übernommen, das heißt Luftfahrzeuge, welche den Auftrieb beim Start alleinig durch den Antrieb generieren (Helikopter, Multikopter und Kipprotorflugzeuge).

AP 1.2 Übergeordnete Anforderungen Gesamtsysteme

Ziel des Arbeitspakets war die Definition von übergeordneten Anforderungen an die beiden Luftfahrzeuge für die zum Abschluss des Projekts folgenden Studien. Die Anforderungen wurden auf Basis der in AP 1.1 erarbeiteten Landkarte hybridelektrischer kleiner Luftfahrzeuge definiert, um möglichst repräsentative Anwendungen für die Antriebsmodellierung und die Gesamtsystemstudien zu wählen. Zu den definierten Anforderungen gehören unter anderem die Nutzlast, die Reichweite, die Fluggeschwindigkeit, die Flughöhe sowie der avisierte Markteintritt, der als Grundlage für spätere Technologieannahmen für die Gesamtsystemstudien dient.

AP 1.3 Luftfahrzeugkonfigurationen und Antriebsarchitekturen

Die Ergebnisse der Arbeitspakete 1.1 und 1.2 wurden genutzt, um die technisch machbaren und wahrscheinlichsten Luftfahrzeugkonfigurationen und Antriebsarchitekturen zur Untersuchung in den späteren Gesamtsystemstudien zu identifizieren. Dazu wurde durch den Projektpartner BHL eine Vorauswahl repräsentativer Luftfahrzeuge durchgeführt, für die das IST mögliche Antriebssysteme abgeleitet hat. Die verschiedenen Antriebssysteme wurden für die in AP 1.2 definierten Flugmissionen bewertet. Die Auswahl der Luftfahrzeugkonfigurationen und Antriebsarchitekturen erfolgte schließlich in einem gemeinsamen Workshop.

AP 2.1 Festlegung Komponenten und Anforderungsdefinitionen

In AP 2.1 wurden zunächst die für die nachfolgende Modellierung der Antriebsarchitekturen notwendigen mechanischen, elektrischen, thermischen oder sonstigen Komponenten bestimmt. Dazu gehören insbesondere die für Antriebe kleiner Leistungsklassen geeigneten Brennstoffzellen und deren Hilfskomponenten, Kolbenmotoren und Batterien. Gemeinsam mit dem Projektpartner GasTurb wurden Anforderungen an die Modellierung der Komponenten hinsichtlich der notwendigen Detailtiefe und Schnittstellen definiert.

AP 2.3 Verifizierung der Komponentenmodelle

Um die Richtigkeit und Qualität der Modellierungsergebnisse der durch GasTurb neu erstellten Einzelkomponentenmodelle sicherzustellen wurden diese durch das IST verifiziert. Dafür hat das IST zunächst Referenzdaten in Form von Modellen mit größerer Detailtiefe oder idealerweise Messergebnisse recherchiert. Die Ergebnisse der Komponentenmodelle wurden mit den zuvor recherchierten Modellen größerer Detailtiefe und/oder Messergebnissen verglichen. Die wurden Modelle anschließend entsprechend angepasst oder kalibriert.

AP 3.3 Auslegung der Thermalmanagementsysteme

In AP 3.3 wurde in Zusammenarbeit mit dem BHL die Thermalmanagementsysteme für die beiden kleinen Luftfahrzeuge mit (hybrid-)elektrischem Antrieb modelliert. Dazu wurde durch das IST zunächst der grundlegende Kühlbedarf der Antriebskomponenten ermittelt. Insbesondere die thermische Anbindung der elektronischen Leistungsschalter mit betreffenden Wärmeübergängen sowie die Kühlung der bei niedrigen Temperaturen betriebenen PEM-Brennstoffzelle und Batterie stellte dabei eine Herausforderung dar. Anschließend wurden entsprechende Schnittstellen zum Thermalmanagement des Luftfahrzeugs definiert. Wesentliche Kenngrößen in diesem Kontext sind beispielsweise Wärmeströme und maximal zulässige Bauteiltemperaturen.

AP 4.2 Synthese der Antriebsstrangmodelle

Das IST leitet das HAP 4. Neben der Synthese der Luftfahrzeuge (AP 4.1) durch das BHL wurde das jeweilige Modell des Antriebsstrangs in Kooperation von GasTurb und IST erarbeitet. Aufgrund der komplexen Interaktion von Luftfahrzeug und Antriebsstrang wurde durch das IST dabei auf die Einhaltung der Kontrollvolumina sowie die Verwendung der zuvor definierten konsistenten Schnittstellen zwischen Antriebssystem und Luftfahrzeug geachtet. Außerdem wurden durch das IST die zuvor von GasTurb erarbeiteten Fehlerbehandlungsstrategien auf Antriebsebene überprüft, deren Anwendung in der Antriebsauslegung überprüft und Verbesserungsmaßnahmen gegebenenfalls ausgearbeitet.

AP 4.3 Fallstudien Gesamtsysteme

Im abschließenden Arbeitspaket wurden unter Leitung des IST die jeweiligen Modelle von Antriebssystem und Luftfahrzeug zusammengeführt und die Gesamtsystemstudien

durchgeführt. Zur Bewertung des senkrecht startenden und des konventionell startenden Luftfahrzeugs als Gesamtsysteme wurden Bewertungskriterien definiert und Untersuchungen der Eignung der hybriden Antriebssysteme für die definierten Anforderungen durchgeführt. Somit konnten die entwickelten Vorauslegungsmethoden demonstriert werden, Kenntnisse zu Vor- und Nachteilen verschiedener Antriebssysteme gewonnen werden und direkt in folgenden Forschungs- und Entwicklungsprojekten zum Entwurf von (hybrid-)elektrischen kleinen Luftfahrzeugen angewandt werden.

1.2 Voraussetzungen

Ein Fokus bisheriger Forschungsarbeiten am IST liegt auf konventionellen Antrieben für Luftfahrzeuge und stationären Gasturbinen, die auf Vorauslegungs- und Konzeptebene betrachtet werden. Zu den konkreten Kompetenzen gehören z.B. die Modellierung spezifischer existierender Gasturbinen, die Entwicklung und Modellierung neuartiger Triebwerksarchitekturen, die Analyse des stationären und instationären Betriebsverhaltens und die Bewertung von Triebwerkskonzepten. Die genannte Forschungs- und Methodenkompetenzen wurden in verschiedenen vergangenen Fördervorhaben aufgebaut. Hier sind insbesondere die rotierende Brennkammer [1] und der Dual Drive Turbofan [2] zu nennen. Ein weiterer Fokus des IST sind revolutionärere (hybrid-)elektrische Antriebskonzepte. Vor Beginn des Vorhabens IVekLu wurde im Verbundvorhaben IVeA die integrierte Vorauslegung elektrohybrider Antriebssysteme für Verkehrsflugzeuge untersucht [3]. Da Verkehrsflugzeuge mit deutlich größerer Geschwindigkeit und in größerer Höhe fliegen, sowie gänzlich anderen Zulassungsvorschriften unterliegen, unterscheiden sich ihre Antriebe von denen der kleinen Luftfahrzeuge. Auf den in IVeA entwickelten Modellierungs- und Bewertungsfähigkeiten für hybridelektrische Antriebssysteme in der Vorauslegungsphase konnte in diesem Vorhaben dennoch aufgebaut werden. Parallel zu diesem Vorhaben wurde durch das IST das Verbundvorhaben GNOSIS bearbeitet, in dem eine ganzheitliche Analyse der Elektrifizierung der Luftfahrt durchgeführt wurde. Dabei umfasste das Vorhaben des IST die Modellierung des Referenzantriebs und verschiedener Antriebskomponenten. Hinsichtlich der Flugzeuggröße schloss sich GNOSIS IVekLu nach oben hin an.

1.3 Planung und Ablauf

Die Bearbeitung des Projektes wurde nach Eingang des Zuwendungsbescheids begonnen. Projektstart war daher der 01.11.2020 (Beginn laut Zuwendungsbescheid: 01.08.2020). Die Verzögerungen beim Bearbeitungsbeginn konnten im Laufe des Projektes nicht aufgeholt werden. Der Balken- und Meilensteinplan in Abbildung 1 zeigt den Projektablauf mit den für das IST relevanten APs ab dem 01.11.2020.

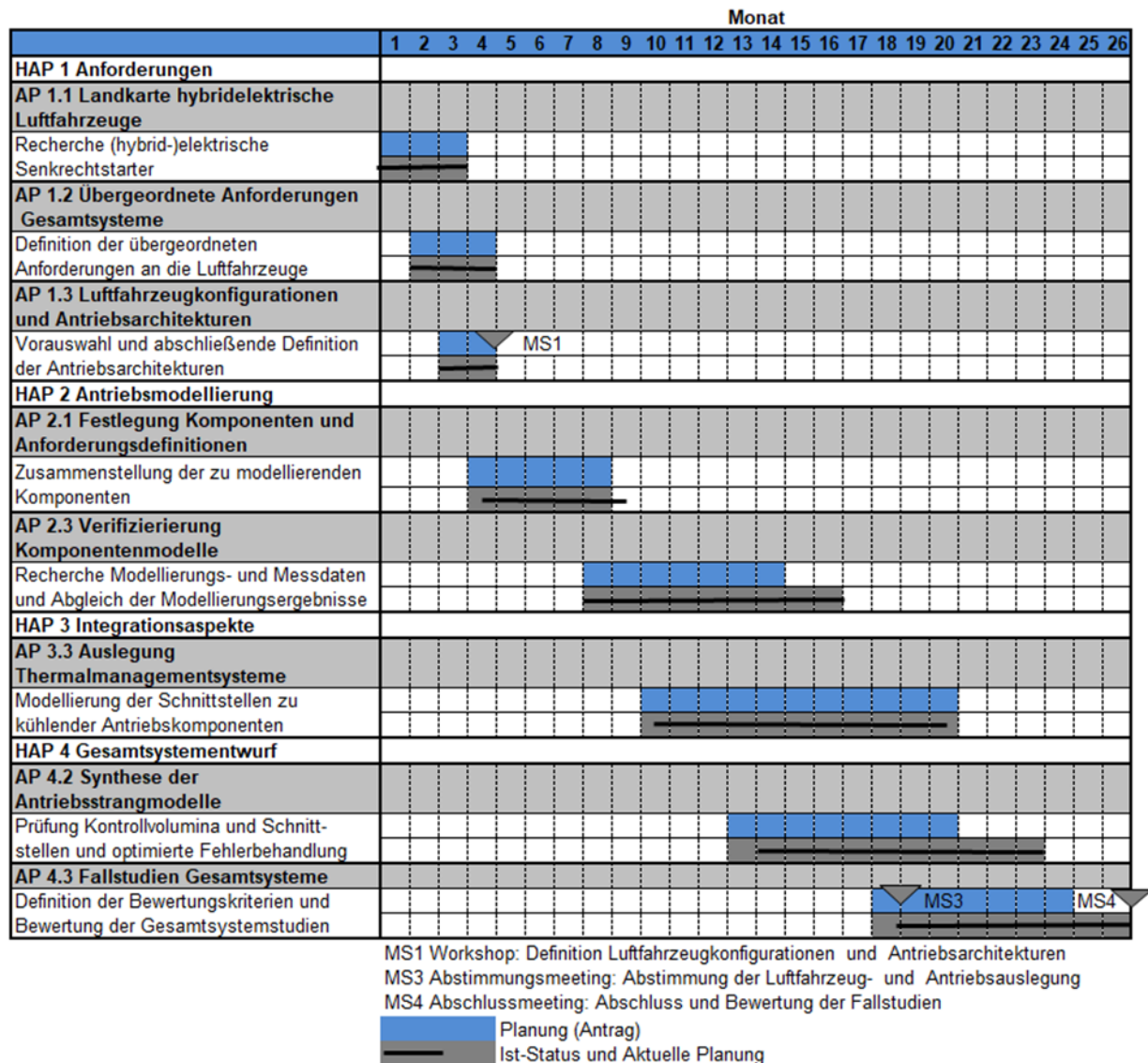


Abbildung 1: Balken- und Meilensteinplan

Es sind nach dem Beginn am 01.11.2020 in HAP1 und AP 2.1 keine oder nur geringe Abweichungen von der ursprünglichen Arbeits-, Zeit- und Ausgabenplanung aufgetreten. Bei AP 2.2, welches von der GasTurb GmbH bearbeitet wird, ist es zu leichten Verzögerungen bei der Erstellung und Implementierung der Komponentenmodelle gekommen. Dadurch konnte der Abgleich der Modellierungsergebnisse mit vom IST recherchierten Daten in AP 2.3 erst verzögert durchgeführt werden. Die anschließende Auslegung der Thermalmanagementsysteme konnte dennoch mit nur geringen Abweichungen von der ursprünglichen Planung bearbeitet werden.

Durch die Verzögerungen beim Abschluss des zweiten Hauptarbeitspakets ist es zu einer Verzögerung von etwa einem Monat beim Beginn des AP 4.2 „Synthese der Antriebsstrangmodelle“ gekommen. Durch einen personellen Engpass beim Projektpartner Bauhaus Luftfahrt haben sich weitere Verzögerungen bei der Durchführung der Gesamtsystemstudien in HAP 4 ergeben. Eine unabhängige Fertigstellung der Arbeiten des ISTs innerhalb des geplanten Bearbeitungszeitraums war aufgrund der vielen Schnittstellen zwischen Antriebs- und Luftfahrzeugauslegung nicht möglich. Die Verzögerung konnte bis zum Abschluss des Projektes nicht aufgeholt werden. Das Projekt wurde aus diesem Grund und aufgrund des verspäteten Projektbeginns um fünf Monate kostenneutral verlängert und konnte Ende des Jahres 2022 abgeschlossen werden.

1.4 Wissenschaftlicher und technischer Stand vor Projektbeginn

Die Retrospektive auf den Stand der Forschung und Technik vor Projektbeginn erfolgt in der Form eines angepassten Auszugs der relevanten Passagen des Förderantrags.

Die Luftfahrtbranche steht in den kommenden Jahren und Jahrzehnten vor immensen Herausforderungen. Wesentliche Ziele wurden unter anderem in der Vision „Flightpath 2050“ durch die Europäische Kommission festgehalten [4]. In dieser Vision der Europäischen Kommission wurden unter anderem anspruchsvolle Ziele hinsichtlich der Reduktion von Brennstoffverbrauch und Emissionen in der Luftfahrt definiert, die mit den konventionellen Antrieben heutiger Flugzeuge kaum realisierbar sind. So sollen bis zum Jahr 2050 die CO₂-Emissionen pro Passagier und Kilometer um 75 % gesenkt werden. Zudem soll gemäß der Ziele der Air Transport Action Group die Menge an CO₂-Emissionen ab 2020 eingefroren werden. Hinzu kommt, dass die internationalen Passagierzahlen seit 2014 jährlich jeweils um mehr als 6 % steigen [5] und auch für die Zukunft steigende Passagierzahlen prognostiziert werden. Trotz der ambitionierten Ziele zur Reduktion der CO₂-Emissionen der Luftfahrt, ist ein Ziel des Flightpath 2050, dass 90 % der Reisenden innerhalb Europas ihre Reise von Tür zu Tür binnen vier Stunden abschließen können, was nur durch die Luftfahrt erreicht werden kann.

In diesem Zusammenhang ist zu beachten, dass der Anteil der verschiedenen Luftfahrtsegmente an den CO₂-Emissionen sehr unterschiedlich ist. Durch Verkehrsflugzeuge mit Schmalrumpf oder Großraumflugzeuge werden 94 % der Emissionen der zivilen Luftfahrt verursacht. Die restlichen Emissionen teilen sich in die Bereiche Regional- und Zubringerflugzeuge sowie die General Aviation auf [6]. Aus dem angeführten Grund fokussierte sich die Forschung und Entwicklung bisher auf größere Verkehrsflugzeuge. Dabei zeigt sich, dass die anspruchsvollen Ziele des Flightpath 2050 hinsichtlich CO₂-, Schadstoff- und Lärmemissionen mit den klassischen Antrieben heutiger Flugzeuge praktisch nicht zu realisieren sind. In vielen Studien und Forschungsprojekten, auch für kleinere Luftfahrzeugtypen, stellen daher elektrohybride Antriebsarchitekturen den wesentlichen Aspekt dar, um den Energiebedarf des Flugzeugs zu verringern und damit Emissionen zu reduzieren. Diese oft ganz neuartigen Flugzeuge eröffnen zugleich neue Mobilitätsoptionen und können so einen wesentlichen Teil zur Erfüllung der Flightpath 2050-Ziele beitragen.

Die National Aeronautics and Space Administration (NASA) der USA stellen in diesem Umfeld eine der führenden Forschungseinrichtungen dar, sowohl bei den Verkehrsflugzeugen als auch bei neuen Kleinflugzeugkonzepten. Mit verschiedenen industriellen Partnern analysierte die NASA Antriebs- und Architekturkonzepte für zukünftige Flugzeuggenerationen [7, 8]. Bei den Großraumflugzeugen verfolgt die NASA Nurflüglerkonzepte. Hierin verfügt das wohl bekannteste Konzept N3-X über ein verteiltes turboelektrisches Antriebssystem [9, 10, 11]. Die damit verbundenen Nachteile von zusätzlichem Gewicht und zusätzlichen Verlusten bei der Energieumwandlung müssen durch eine verbesserte Integration des Antriebs in die Flugzeugaerodynamik überkompensiert werden. Dies kann anhand der flexibler positionierbaren elektrischen Antriebskomponenten durch die zuvor genannten verteilten Antriebe oder eine Grenzschichtabsaugung geschehen. Eine Anordnung der Triebwerke oberhalb des Rumpfs kann zusätzlich die Lärmemission in Richtung Boden reduzieren. Das Prinzip der Grenzschichtabsaugung dominiert bei neuen Konzepten für Schmalrumpfflugzeuge. So kann durch Einsaugung der langsam strömenden Grenzschicht der Vortriebswirkungsgrad des Propulsors deutlich gesteigert werden. Hier sind das Propulsive Fuselage Concept des Projektpartners BHL [12] und ein analoges Konzept der NASA namens STARC-ABL [13] zu nennen. Dabei ist das Antriebssystem partiell turboelektrisch, was bedeutet, dass der Elektromotor, welcher den Fan im Heck des Flugzeugs antreibt, über Generatoren von den unter den Flügeln montierten Haupttriebwerken gespeist wird. Im Segment der Schmalrumpfflugzeuge wurde eine Vielzahl von weiteren Studien durchgeführt wie beispielsweise die „SUGAR volt“-Studie der NASA, welche sich mit einem parallelhybriden Antrieb beschäftigt [7]. In der praktischen Umsetzung befindet sich nach derzeitigem Wissenstand aber kein Flugzeugkonzept mit hybridelektrischem Antriebssystem. Neue Forschungsergebnisse zeigen allerdings, dass das alleinige Ersetzen von konventionellen Triebwerken durch hybride Systeme bei Verkehrs- oder Regionalflugzeugen keinen oder nur geringfügig positiven Effekt hinsichtlich Emissionen oder gar Energieeinsatz hat. Grund dafür ist bei Verkehrsflugzeugen mit einer Passagierkapazität von mehr als 150 Personen im Wesentlichen das hohe Gewicht der Batterie, welche über beachtliche Distanzen transportiert werden muss [14]. Selbst bei optimistischen Annahmen kann auf diese Art und Weise kein Vorteil gefunden werden.

Bei etwas kleineren Regionalflugzeugen mit Turboprop-Antrieb ist es möglich durch so genannte Wing-Tip-Propeller den induzierten Widerstand des Flügels zu reduzieren und somit Verbrauchsvorteile eines partiell turboelektrischen Antriebes zu realisieren [15]. Bei Verwendung einer Batterie kann jedoch auch mit Wing-Tip-Propellern kein Vorteil erzielt werden, da die zusätzliche Masse der Batterie den Vorteil überwiegt [16]. Nur bei nahezu reinem Bezug des Stroms aus erneuerbaren Energien kann ein Emissionsvorteil erzielt werden, der Energieaufwand ist stets größer als bei einem vergleichbaren konventionellen Flugzeug. In Hinblick auf den Einsatz elektrifizierter Regionalflugzeuge nimmt das Land Norwegen eine Sonderrolle ein. Die Stromerzeugung des Landes findet schon heute fast ausschließlich auf Basis von Erneuerbaren Energien statt. Aus diesem Grund forciert der Staat die Elektrifizierung der Luftfahrt und möchte auf Kurzstrecken in den nächsten 10-20 Jahren (hybrid-) elektrische Luftfahrzeuge einsetzen [17].

Davon betroffen ist auch der Bereich der General Aviation welcher aufgrund der geringeren Leistungsdichte und oft veralteten Antriebstechnologie mehr und mehr in den Fokus der Forschung und Luftfahrtindustrie rückt. So forscht das DLR an der Verwendung der Brennstoffzelle als Antrieb [18]. Neue Mobilitätskonzepte sollen das Flightpath 2050-Ziel der schnellen Reisen innerhalb Europas mittels einer „On-Demand Air Mobility“ bedienen [19, 20]. Die NASA entwickelt auf Basis eines viersitzigen Leichtflugzeugs ein Experimentalflugzeug namens X-57 welches rein elektrisch angetrieben wird [8]. Auch wenn das Leistungsgewicht und die gravimetrische Energiedichte der Batterie sowie die Leistungsdichter der weiteren elektrischen Komponenten nach wie vor Herausforderungen sind, stellen erste Unternehmen konkrete Produkte in diesem Bereich vor. So möchte das israelische Start-up Eviation ein rein elektrisches Flugzeug auf den Markt bringen [21]. Das deutsche Start-up Volocopter führte mit seinem elektrisch betriebenen Senkrechtstarter bereits Testflüge in Dubai sowie in Helsinki durch und stellte ein überarbeitetes Modell vor [22]. Auch der amerikanische Hubschrauberhersteller Bell Textron stellte in Zusammenarbeit mit dem französischen Triebwerkhersteller Safran und weiteren etablierten Luftfahrtausrüstern zu Beginn des Jahres 2019 das Konzept des Nexus Senkrechtstarters mit schwenkbaren Ducted Props vor [23].

Bisher werden für die Modellierung der zugehörigen Antriebssysteme in der Regel aufwendige, individuell zusammengestellte Werkzeuge mit naturgemäß komplexen Schnittstellen und kaum abgestimmtem Detailgrad verwendet. Diese Werkzeuge können die hochgradige Interaktion der eng ins Luftfahrzeug integrierten Antriebe nicht sachgemäß abbilden. Die rapiden Entwicklungen im Bereich der kleinen Luftfahrzeuge mit (hybrid-) elektrischem Antrieb zeigen die Notwendigkeit entsprechende, leicht zu handhabende Modellierungs- und Vorauslegungswerkzeuge zu erstellen. Dies erleichtert den Zugang zu umfassender Bewertungsfähigkeit dieser neuen Systeme und wird so u.a. den Anschluss der deutschen Wissenschaft und Industrie im Bereich dieser Technologie sichern.

1.5 Zusammenarbeit

Das Forschungsvorhaben *Bewertung (hybrid-)elektrischer Antriebssysteme für kleine Luftfahrzeuge* wurde in Eigenverantwortung vom IST sowie in enger Zusammenarbeit und Abstimmung mit den Verbundpartnern Bauhaus Luftfahrt und GasTurb durchgeführt. Die Koordination innerhalb des Verbundvorhabens wurde durch den Verbundführer GasTurb übernommen. Die Zusammenarbeit im Konsortium ist in Abbildung 2 schematisch dargestellt.

Zu Beginn des Projektes erfolgte eine Recherche hybridelektrisch angetriebener kleiner Luftfahrzeuge bis 19 Passagiere in Zusammenarbeit mit dem Projektpartner Bauhaus Luftfahrt (AP 1.1). Das IST hat dabei die senkrecht startenden Luftfahrzeuge und das Bauhaus Luftfahrt die konventionell startenden Luftfahrzeuge übernommen. Die Verbundpartner legten im Anschluss gemeinsam die Anforderung an das Referenzflugzeug in Form der TLARs fest (AP 1.2). Auf dieser Grundlage wurden in einem gemeinsamen Workshop der Projektpartner die Luftfahrzeug- und Antriebskonfigurationen ausgewählt. Das IST stellte dafür Vorschläge zu realisierbaren Antriebskonfigurationen zusammen (AP 1.3).

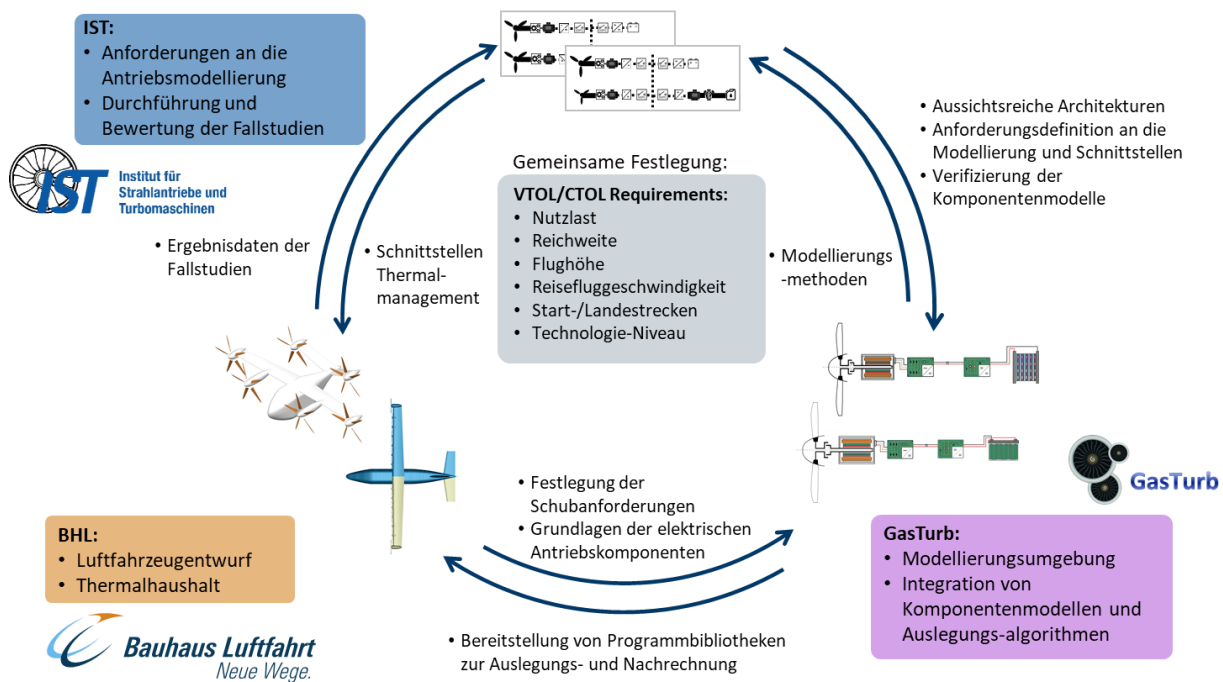


Abbildung 2: Zusammenarbeit im IVekLu-Verbund

Das IST unterstützte den Projektpartner GasTurb zu Beginn der Antriebsmodellierung durch die Auswahl der Komponenten und bei der Definition des notwendigen Detailgrads der Modellierung (AP 2.1). Der Projektpartner erstellte und implementierte daraufhin die Komponentenmodelle. Durch das IST wurden schließlich die zuvor von GasTurb erarbeiteten Komponentenmodelle verifiziert und Optimierungsmöglichkeiten zur Verbesserung der Komponentenmodelle vorgeschlagen (AP 2.3). Durch das IST wurden dazu Verifizierungsdaten recherchiert.

Bei der Auslegung der Thermalmanagementsysteme (AP 3.3) modellierte das IST die Schnittstellen der einzelnen zu kühlenden Antriebskomponenten mit dem übergeordneten Thermalmanagementsystem des Luftfahrzeugs. Das BHL arbeitete die Komponenten des Luftfahrzeugs aus und legte das Thermalmanagementsystem anhand eigener Methoden aus.

Im Rahmen der Synthese der Antriebsstränge (AP 4.2) übernahm das IST eine koordinierende und beratende Funktion. Durch das IST wurden die Einhaltung der Kontrollvolumina sowie der Schnittgrößen überprüft, wohingegen GasTurb die Gesamtmodelle des Antriebs erstellte und parametrisierte. Außerdem revidierte und optimierte das IST die von GasTurb in AP 3.1 ausgearbeiteten Fehlerbehandlungsstrategien. Das IST koordinierte schließlich in AP 4.3 die Zusammenführung der Modelle vom BHL und GasTurb, definierte die Bewertungskriterien der Fallstudien und bewertete zuletzt die beiden resultierenden kleinen Luftfahrzeuge.

Der Austausch über den Projektfortschritt erfolgte über regelmäßige Telefonkonferenzen und Online-Meetings. Aufgrund der mit der COVID-19-Pandemie einhergehenden Kontaktbeschränkungen konnten keine persönlichen Treffen durchgeführt werden.

2 Eingehende Darstellung

2.1 Verwendung der Zuwendung

Eine detaillierte Aufstellung aller Ausgaben und deren Verwendung finden sich im Verwendungsnachweis für Zuwendungen auf Ausgabenbasis.

2.2 Ergebnisse und Gegenüberstellung zu den vorgegebenen Zielen

2.2.1 Arbeitspaket 1.1: Landkarte hybrid-elektrischer Luftfahrzeuge

Zur Vorbereitung der Definition der Mission und des Marktsegments in AP 1.2 erfolgte im ersten Arbeitspaket eine Recherche der aktuellen Entwicklungen im Bereich der senkrecht startenden elektrischen und hybridelektrischen Luftfahrzeuge (VTOL) mit bis zu 19 Passagieren. Zur Datenermittlung wurden zunächst alle relevanten Forschungs- und Entwicklungsaktivitäten gesammelt. Auf Grundlage dieses ersten Überblicks wurden zwischen den Projektpartnern Parameter abgestimmt, die in der folgenden detaillierten Recherche zu jedem Luftfahrzeugkonzept recherchiert wurden. Diese Parameter umfassen Projektinformationen, wie zum Beispiel dem aktuellen Entwicklungsstatus, sowie Daten zu den Top Level Aircraft Requirements (TLARs), der Flugzeugkonfiguration und dem Antriebssystem. Insgesamt wurden in der Detailrecherche Informationen zu 57 VTOL-Konzepten gesammelt.

Senkrecht startende Luftfahrzeuge lassen sich in verschiedene Kategorien beziehungsweise Konfigurationen mit unterschiedlichen Funktionsprinzipien einordnen:

Kipprotor-Konfiguration:

Die Ausrichtung mindestens eines Propulsors oder des gesamten Flügels kann zur Nutzung im aktuellen Flugsegment angepasst werden.



Abbildung 3: Joby S4 [24]

Lift-and-Cruise-Konfiguration:

Für den vertikalen Flug und den Reiseflug werden unterschiedliche Propulsoren genutzt, die nicht gekippt werden können.



Abbildung 4: Beta Technologies ALIA [25]

Multikopter-Konfiguration:

Der Schub wird durch eine Vielzahl an Propulsoren, die alle vertikal ausgerichtet sind, erzeugt.



Abbildung 5: Volocopter 2X [26]

Helikopter-Konfiguration:

Der Schub wird durch einen einzigen Propulsor erzeugt, der vertikal ausgerichtet ist.



Abbildung 6: Tier 1 Engineering e-R44 [27]

Von den erfassten Konzepten sind knapp die Hälfte (47 %) Kipprotor-Luftfahrzeuge, 28 % Multikopter, 14 % Lift-and-Cruise Luftfahrzeuge und 8 % Helikopter.

Der Großteil der erfassten Projekte wird aktuell mit Demonstratoren am Boden oder in der Luft getestet und strebt eine kommerzielle Verwendung an. Insgesamt 26 % der erfassten Projekte sind dabei schon weit fortgeschritten und erproben bereits flugfähige Demonstratoren in Originalgröße. Bislang gibt es allerdings noch kein elektrisches oder hybridelektrisches VTOL-Konzept, das Anwendung als kommerzielles Luftfahrzeug findet. Die geographischen Schwerpunkte der Entwicklungsaktivitäten im Bereich hybridelektrischer senkrecht startender Luftfahrzeuge liegen in Europa (42 %) und Nordamerika (46 %). Dies spiegelt die starke Luftfahrtbranche der beiden Kontinente wieder. Aus Asien und Australien kommen zusammen nur etwa 12 % der erfassten Projekte.

In Abbildung 7 ist die Anzahl an Luftfahrzeugen über die Passagierzahl aufgetragen. Piloten sind in der Passagierzahl nicht eingerechnet. Es wurden keine unbemannten Konzepte in der Datenbank aufgenommen. Unter den erfassten Luftfahrzeugkonzepten beträgt die maximale Passagierzahl fünf. Die Anzahl an vorgesehenen Passagieren ist abhängig von der VTOL-Konfiguration. Insbesondere bei kleinen VTOL-Luftfahrzeugen wird häufig die Multikopter sowie Helikopter-Konfiguration gewählt, während bei größeren VTOL-Luftfahrzeugen ab drei Passagieren vor allem Kipprotor-Konzepte entwickelt werden.

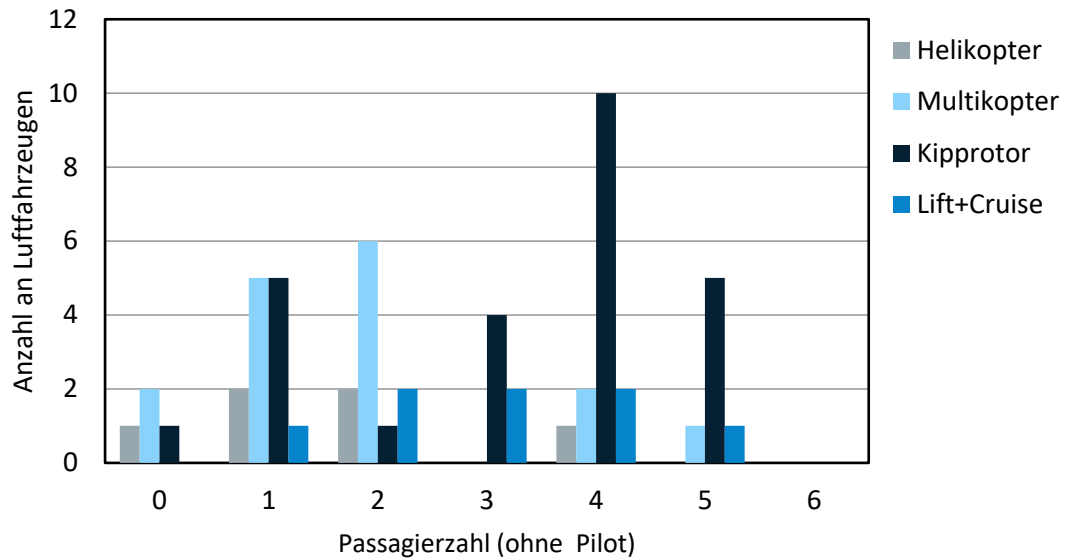
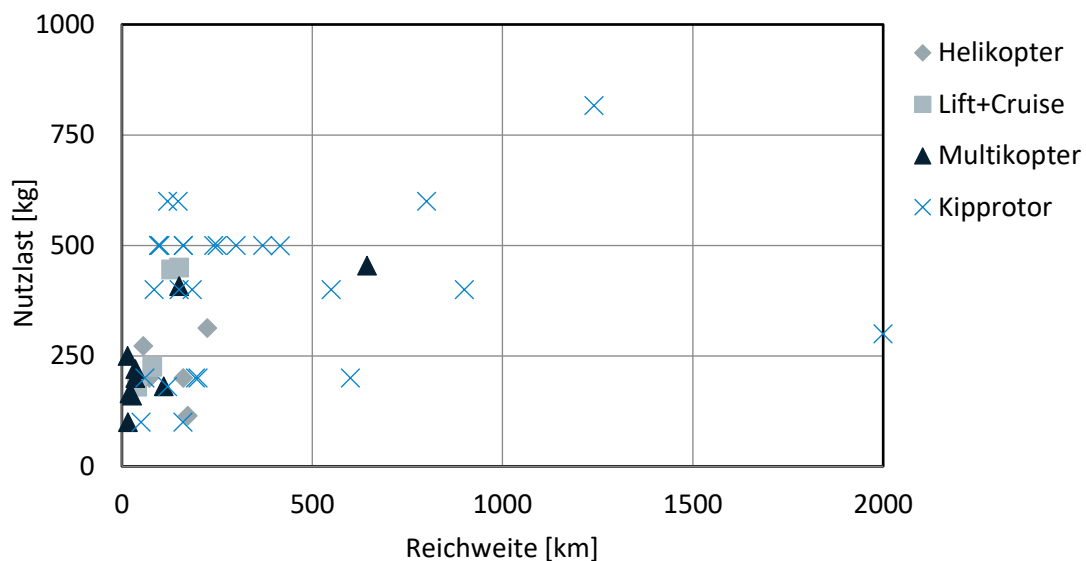


Abbildung 7: Anzahl der Luftfahrzeugkonzepte in Abhängigkeit der Passagierzahl sowie der VTOL-Konfiguration

Neben der Nutzlast ist insbesondere auch die mögliche Reichweite einer der wichtigsten Luftfahrzeugparameter. In Abbildung 8 ist die Nutzlast über der Reichweite aufgetragen. Daraus geht hervor, dass die maximale Reichweite der erfassten Luftfahrzeuge in der Datenbank bis zu 2000 km beträgt. Reichweiten von über 500 km weisen allerdings nur 7 der 57 erfassten Konzepte auf. Der Großteil der Konzepte konzentriert sich im Bereich bis zu 200 km Reichweite. Die Kipprotor-Luftfahrzeuge erreichen laut den jeweiligen Entwicklern größere Reichweiten, während der Großteil der Multikopter nur sehr kleine Reichweiten aufweist. Die erhöhte Reichweite der Kipprotor-Flugzeuge ist auf die geringere Schubanforderung im Reiseflug zurückzuführen.



Senkrechtstartende Luftfahrzeuge sollen insbesondere einen Zeitvorteil gegenüber konventionellen Verkehrsmitteln bieten. Daher ist die Reisefluggeschwindigkeit von hoher Bedeutung. In Abbildung 9 ist die Reisefluggeschwindigkeit über der Reichweite in Abhängigkeit der VTOL-Konfiguration dargestellt. Es ist erkennbar, dass insbesondere die Kipprotor- und Lift-and-Cruise- Konfigurationen hohe Fluggeschwindigkeiten erreichen können. Dies ist auf die aerodynamisch vorteilhafte Reiseflugkonfiguration zurückzuführen. Durch die hohen Fluggeschwindigkeiten können auch höhere Reichweiten sinnvoll und in angemessener Zeit geflogen werden. Helikopter und Multikopter weisen im Durchschnitt deutlich niedrigere Fluggeschwindigkeiten auf, da sie den Auftrieb nicht durch die aerodynamische Anströmung von Flügeln sondern alleine durch die Propulsoren erzeugen. Aufgrund der geringen Fluggeschwindigkeit ergeben sich für diese Konzepte auch nur geringe Reichweiten. Die Konzepte werden daher insbesondere für den innerstädtischen Verkehr eingesetzt, wo der Reiseflug einen geringeren Anteil an der Gesamtreisezeit hat.

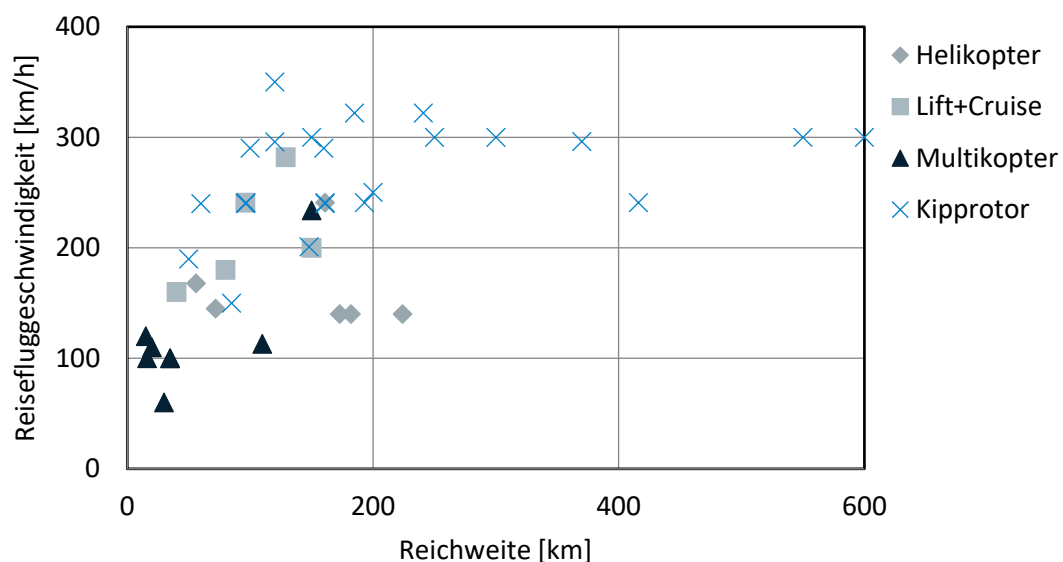


Abbildung 9: Reisefluggeschwindigkeit über Reichweite (bis 600 km) in Abhängigkeit der VTOL-Konfiguration

Das Antriebssystem steht im Fokus des Projektes IVekLu und ist daher auch ein zentraler Teil der Recherche. Ein Großteil der recherchierten Luftfahrzeugkonzepte verwendet vollelektrische Antriebssysteme (74 %). Diese werden insbesondere aufgrund ihrer geringen Komplexität und hohen Flexibilität bei der Integration als vorteilhaft angesehen. Insbesondere steht die Verwendung verteilter Antriebe im Vordergrund, welche die Lautstärke der Luftfahrzeuge verringern und die Sicherheit und Effizienz der Luftfahrzeuge erhöhen sollen. Allerdings wird die Reichweite der Luftfahrzeuge durch das hohe Batteriegewicht erheblich eingeschränkt. Sämtliche Konzepte mit einer Reichweite von über 500 km verwenden daher hybride Antriebssysteme (insgesamt 21 %). Ein parallel-hybrides Antriebssystem, bei dem eine konventionelle Verbrennungskraftmaschine mechanisch mit einem Propulsor verbunden ist, kommt nur in einem der recherchierten Konzepte zum Einsatz. Die hybriden Antriebssysteme

werden bei vielen Projekten explizit als Übergangstechnologie zum vollelektrischen Antrieb bezeichnet.

2.2.2 Arbeitspaket 1.2: Übergeordnete Anforderungen Gesamtsysteme

Auf Grundlage der im ersten Arbeitspaket recherchierten Datenbasis senkrecht und konventionell startender hybridelektrischer Luftfahrzeuge wurden in AP 1.2 in enger Abstimmung mit den Projektpartnern GasTurb und BHL die übergeordneten Anforderungen an die Luftfahrzeuge definiert. Bei der Definition der Anforderungen stand jeweils ein marktrelevanter Einsatz des Fluggeräts im Vordergrund. Daher wurden neben den Rechercheergebnissen aus AP 1.1 auch Marktstudien zu ökonomisch sinnvollen Flugmissionen in der Definition der Anforderungen berücksichtigt.

Für das VTOL-Luftfahrzeug orientieren sich die festgelegten Anforderungen zusätzlich an dem *White Paper* von Uber [28]. In dieser Studie werden die Anforderungen an ein Batteriebetriebenes senkrecht startendes Flugtaxi für den urbanen Luftverkehr aus ökonomischer Sicht beschrieben. Demnach sollte das Luftfahrzeug eine Reichweite von 160 km aufweisen und vier Personen transportieren können. Mit einer Batterieladung sollen mindestens zwei Starts- und Landungen möglich sein, sodass der Flug zu einem Ort ohne Lademöglichkeit und wieder zurück zu einer zentralen Station mit Lademöglichkeit möglich ist. Als Reisegeschwindigkeit werden 240 km/h gefordert, da nur dann ausreichend große Zeitvorteile gegenüber konventionellen Verkehrsmitteln erreicht werden können. Die Ergebnisse der Landkarte elektrohybrider Luftfahrzeuge zeigen in einem ähnlichen Anforderungsbereich eine große Anzahl an Luftfahrzeugentwicklungen. Die ausgewählte Mission orientiert sich daher an den von Uber beschriebenen Anforderungen.

Die Definition der übergeordneten Anforderungen an das hybridelektrische CTOL-Luftfahrzeug orientierte sich zunächst neben der Landkarte hybridelektrischer Luftfahrzeuge an einer Studie der NASA [29] und Daten von Cape Air, einem Anbieter für Kurzstreckenflüge im Thin-Haul Segment. Daraus wurde eine Flugmission mit einer Reichweite von 550 km (exkl. 185 km Reserve) ausgewählt. Für eine gute Vergleichbarkeit mit einer Referenz wurde die Anforderung an die Reichweite zu einem späteren Zeitpunkt im Projekt auf die Reichweite der konventionell angetriebene Tecnam P2012 Traveller angepasst, die die gleiche Nutzlast und Fluggeschwindigkeit aber eine höhere Reichweite aufweist.

Für beide Luftfahrzeuge wurde als Zeitpunkt des Markteintritts das Jahr 2035 ausgewählt. Entsprechend werden für die späteren Gesamtsystemstudien Technologieannahmen für das Jahr 2035 getroffen. Die zentralen Daten der jeweils abgeleiteten übergeordneten Anforderungen sind in Tabelle 1 zusammengefasst.

Tabelle 1: Übergeordnete Anforderungen an die im Projekt ausgelegten CTOL- und VTOL-Luftfahrzeuge

Anforderung	CTOL	VTOL
Nutzlast (ohne Piloten)	900 kg	400 kg
Fluggeschwindigkeit	330 km/h	240 km/h
Reichweite	1110 km	160 km
Reserve	300 km	10 km
Markteintritt	2035	2035

2.2.3 Arbeitspaket 1.3: Luftfahrzeugkonfigurationen und Antriebsarchitekturen

Um die Luftfahrzeugkonfigurationen und Antriebsarchitekturen definieren zu können, erfolgte zunächst in enger Abstimmung mit dem Projektpartner BHL eine Vorauswahl von Luftfahrzeugkonfigurationen, welche für die in AP 1.2 definierten Anforderungen geeignet sind. Zusätzlich erfolgte eine qualitative Bewertung der in AP 1.1 recherchierten Luftfahrzeugkonzepte in den Kategorien technische Machbarkeit, Zertifizierbarkeit, Wirtschaftlichkeit sowie Akzeptanz. Das IST hat dabei die Vorbewertung der senkrechtstartenden, hybridelektrischen Luftfahrzeuge durchgeführt.

In Abbildung 10 sind die recherchierten VTOL-Konzepte mit ihrer Reichweite und Nutzlast aufgetragen. Es ist erkennbar, dass die festgelegten Anforderungen für das VTOL-Luftfahrzeug insbesondere durch Lift-and-Cruise- sowie Kipprotor-Konzepte erfüllt werden können. Die gesammelten Multikopter- und Helikopter-Konzepte weisen hingegen eine zu geringe Reichweite und Nutzlast auf. Analog kann gezeigt werden, dass diese Konzepte auch keine ausreichenden Fluggeschwindigkeiten für die geplante Flugmission erreichen können. Entsprechend wurden für die Auswahl der Luftfahrzeugkonfiguration nur Lift-and-Cruise und Kipprotor-Konfigurationen in Betracht gezogen.

Ein analoges Vorgehen erfolgte durch das BHL bei der Auswahl der CTOL-Konfigurationen. Zur Erreichung der Mission sind demnach sowohl konventionelle Konfigurationen mit zwei Propulsoren (am Flügel oder am Heck) als auch Konfigurationen mit Flügelspitzenpropellern sowie Konfigurationen mit Hochauftriebspropellern (verteilter Antrieb) denkbar. Der Flügelspitzenpropeller verringert den Widerstand, der in konventionellen Konzepten durch den Flügelspitzenwirbel entsteht. Durch die Verwendung von Hochauftriebspropellern kann der Flügel kleiner dimensioniert werden und dadurch der Widerstand im Reiseflug reduziert werden.

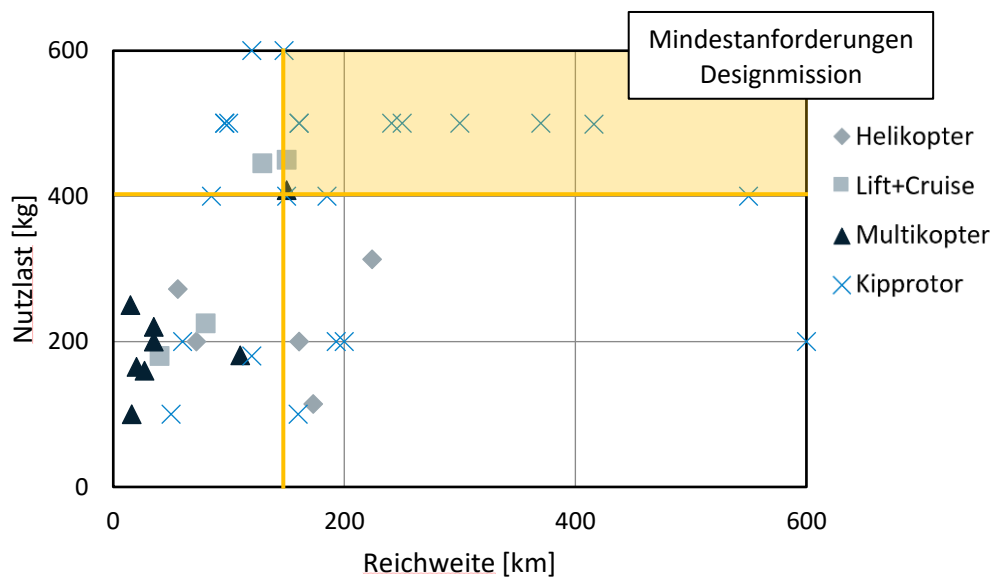


Abbildung 10: Reichweite und Nutzlast von VTOL-Konzepten

Durch das IST wurde im Anschluss an die Vorauswahl der Luftfahrzeugkonfigurationen eine Übersicht jeweils geeigneter Antriebsarchitekturen erstellt. Dabei wurde die Randbedingung beachtet, dass die jeweiligen Antriebsarchitekturen mit ihren Antriebskomponenten eine sinnvolle Erweiterung der Modellierungsfähigkeiten der GasTurb-Software darstellen, in die die Modellierungsmethoden zukünftig integriert werden sollen. Für das VTOL-Luftfahrzeug kommen für die Kipprotor-Konfigurationen insbesondere vollelektrische, seriell-hybride und Brennstoffzellen-Antriebssysteme in Frage. Parallel-hybride Antriebssysteme sind hier durch Integrationsaspekte (Kippfunktion der Propulsoren, verteilte Propeller) nicht geeignet. Diese wären dagegen für eine Lift-and-Cruise-Konfiguration geeignet, in der ein Kolbenmotor den Reiseflug-Propulsor und ein entkoppeltes paralleles System die Propeller für den Start betreiben könnten. Für die beschriebenen CTOL-Konzepte können ebenfalls vollelektrische, seriell-hybride sowie Brennstoffzellen-Antriebssysteme sinnvoll eingesetzt werden. Ein parallel-hybrider Antrieb kommt nur für ein konventionelles Konzept mit Antrieben nah am Rumpf des Flugzeugs in Frage. Für Flügelspitzenpropeller und verteilte Antriebe ist ein Parallel-Hybrid nicht geeignet. Für Flügelspitzenpropeller würde dieser zu einem großen Hebelarm und damit hohen Strukturmassen führen, wenn dort ein vergleichsweise schwerer Kolbenmotor platziert werden würde. Die ausgewählten Antriebsarchitekturen wurden im Anschluss durch den Projektpartner GasTurb mit Hilfe grundlegender analytischer Abschätzungen bewertet.

Auf Grundlage der zuvor erläuterten qualitativen Bewertung der verschiedenen Luftfahrzeug-Konzepte wurden im Anschluss die Luftfahrzeugkonfigurationen und jeweils passenden Antriebsarchitekturen final festgelegt. Bei der Auswahl der Antriebsarchitekturen wurden auch die Ergebnisse der Vorbewertungen durch den Projektpartner GasTurb sowie die Integrationsaspekte einbezogen. Schließlich wurde für das VTOL-Luftfahrzeug eine Kipprotorkonfiguration ähnlich des Joby S4 [24] ausgewählt. Das in Kombination gewählte

Brennstoffzellen-Antriebssystem besitzt zur Unterstützung der Brennstoffzelle beim Start eine Batterie mit hoher Leistungsdichte (Boost-Batterie), siehe Abbildung 11. Die Auswahl eines Brennstoffzellen-Antriebssystems anstelle eines seriell-hybriden Antriebs mit Kolbenmotor erfolgte aufgrund der lokalen CO₂-Emissionsfreiheit. Ein Batterie-elektrischer Antrieb wurde nicht gewählt, da mit diesen nach überschlägiger Abschätzung keine ausreichende Reichweite realisiert werden kann. Für das CTOL-Luftfahrzeug wurde eine Konfiguration mit Flügelspitzen- und Hochauftriebspropellern ausgewählt (ähnlich zu der aDEPT-Studie [30] oder der NASA-Commuter-Studie [29]). Das CTOL-Luftfahrzeug wird mit einem seriell-hybriden Antriebssystem (Abbildung 12) mit Kolbenmotor ausgestattet, wobei die Batterie zur Startunterstützung (Boost-Batterie) genutzt wird.

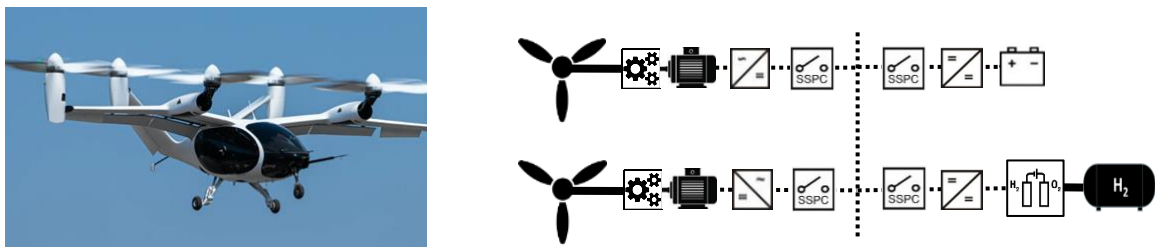


Abbildung 11: Ausgewählte VTOL-Konfiguration mit Kipprotoren und einem Brennstoffzellen-Antriebssystem mit Boost-Batterie

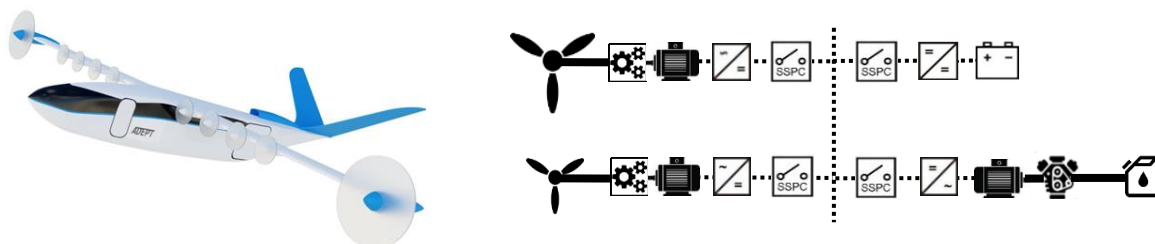


Abbildung 12: Ausgewählte CTOL-Konfiguration mit Hochauftriebspropellern und Flügelspitzenpropellern sowie mit einem seriell-hybriden Antriebssystem mit Kolbenmotor und Boost-Batterie

2.2.4 Arbeitspaket 2.1: Festlegung der Komponenten und Anforderungsdefinition

In AP 2.1 hat das IST die Antriebskonzepte in sinnvolle Einzelkomponenten aufgeteilt, für die im Anschluss durch den Projektpartner GasTurb jeweils ein Modell entwickelt wurde. Für einige der notwendigen Antriebskomponenten sind verschiedene Technologievarianten denkbar. Das IST hat die jeweiligen Vor- und Nachteile zusammengetragen und falls erforderlich Varianten für die Modellierung und den späteren Gesamtsystementwurf ausgewählt.

Durch die Entwicklungsarbeiten im Vorgängerprojekt IVeA bestehen bereits Modellierungsfähigkeiten für hybridelektrische Antriebssysteme für Verkehrsflugzeuge. Dabei wurden skalierbare Modelle für elektrische Maschinen und leistungselektronische Komponenten (Buck-Boost-Converter, Inverter, Rectifier, Power Controller, DC-Kabel) erstellt, die auch für die Leistungsklasse kleiner Luftfahrzeuge gültig sind. Für die Modellierung der Antriebssysteme in IVekLu konnten diese Modelle übernommen werden. Davon ausgehend sind die notwendigen Weiterentwicklungen in Abbildung 13 veranschaulicht. Insbesondere

sind neue Komponentenmodelle für die Bereitstellung der Leistung an den DC-Link erforderlich. Diese umfassen die Batterie, das Brennstoffzellensystem, den Wasserstofftank sowie den Kolbenmotor. Zudem ist eine Weiterentwicklung der Modellierungsmethoden für elektrische Maschinen hin zu weiteren Maschinentypen sinnvoll. Die Komponenten werden im Folgenden im Detail beschrieben.

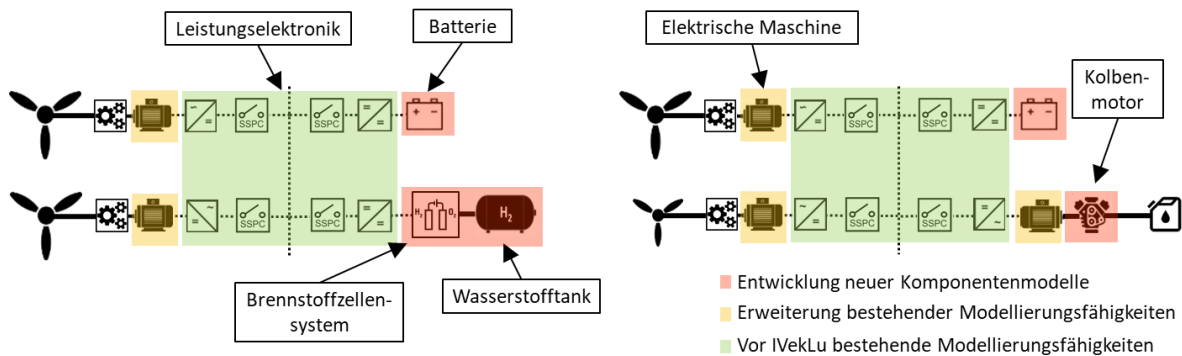


Abbildung 13: Übersicht erforderlicher Komponentenmodelle

Brennstoffzellensystem

Innerhalb des Brennstoffzellensystems ist die zentrale Komponente der Brennstoffzellenstack. Der Brennstoffzellenstack ist eine serielle Verschaltung einzelner Brennstoffzellen, in denen die elektrochemische Umwandlung von Wasserstoff mit Sauerstoff zu Wasser stattfindet. Es gibt sieben wesentliche Brennstoffzellentypen, die sich insbesondere durch unterschiedliche Elektrolyte unterscheiden und in Nieder- und Hochtemperatur-Brennstoffzellen eingeteilt werden können (Tabelle 2).

Tabelle 2: Ladungsträger, Betriebstemperatur und Wirkungsgrad verschiedener Brennstoffzellentypen

Abkürzung	LT-PEMFC	HT-PEMFC	DMFC	AFC	PAFC	MCFC	SOFC
Bedeutung	Nieder-Temperatur	Hoch-Temperatur	Direkt-Methanol-Brennstoff-zelle	Alkalische Brennstoff-zelle	Phosphor-säure-Brennstoff-zelle	Schmelz-karbonat-Brennstoff-zelle	Festoxid-Brennstoff-zelle
	Polymer-Elektrolyt-Membran-Brennstoffzelle						
Klasse	Niedertemperatur-Brennstoffzellen					Hochtemperatur-Brennstoffzellen	
Ladungs-träger	H ⁺	H ⁺	H ⁺	OH ⁻	H ⁺	CO ₃ ²⁻	O ²⁻
Betriebs-temperatur	30-100 °C	120-180 °C	90-120 °C	< 100 °C	150-200 °C	600-700 °C	500-1000 °C
Wirkungs-grad [31]	Ca. 60 %	Ca. 55 %	Ca. 40 %	Ca. 60 %	Ca. 40 %	Ca. 50 %	Ca. 55 %

Hochtemperaturbrennstoffzellen werden zwischen 500 °C und 1000 °C betrieben. Dadurch können diese Brennstoffzellen neben Wasserstoff auch weitere Brennstoffe wie Methan verarbeiten, ohne einen externen Reformier zu benötigen. Auch wenn der Brennstoffzellenwirkungsgrad mit höherer Temperatur grundsätzlich absinkt, können sich im Gesamtsystem durch die Rückgewinnung von Energie mit einer Turbine im Abgas Vorteile ergeben. Zudem

kann durch die hohe Betriebstemperatur ein leichtes Kühlsystem für diese Zelltypen realisiert werden. Wesentliche Nachteile für die Luftfahrt sind allerdings die nach aktuellem Stand der Technik geringe Leistungsdichte und die langen Startzeiten dieser Brennstoffzellentypen.

Niedrigtemperaturbrennstoffzellen werden hingegen zwischen 30 °C und 200 °C betrieben. Mit Ausnahme der DMFC ist als Brennstoff nur Wasserstoff verwendbar. PAFC sind im Gegensatz zu PEMFC weniger anfällig für Unreinheiten im Brennstoff, was in einem weniger störanfälligen Betrieb resultiert. Jedoch ist der Wirkungsgrad mit 40 % relativ niedrig. DMFC können Methanol als Brennstoff verarbeiten, weisen jedoch ebenfalls einen geringen Wirkungsgrad auf. Die AFC wird von der NASA in Raumfahrtanwendungen eingesetzt und weist einen hohen Wirkungsgrad von etwa 60 % auf. Zudem sind keine Edelmetalle notwendig. Jedoch ist für den Betrieb reiner Sauerstoff notwendig, der ebenfalls mitgeführt werden muss. Im Automobilbereich findet bislang die LT-PEMFC am meisten Anwendung. Ein Nachteil der LT-PEMFC ist das in den Elektroden notwendige Platin, das hohe Herstellkosten verursacht. Ebenso resultiert die niedrige Betriebstemperatur zwischen 30 °C und 100 °C in einem großen Kühlsystem, da große Abwärmen mit einem geringen Temperaturgradienten in die Umgebung abgeführt werden müssen. Mit der HT-PEMFC können höhere Betriebstemperaturen und damit ein leichteres Kühlsystem erreicht werden. Diese weist allerdings einen geringen Technologie-Reifegrad auf. Da die NT-PEMFC einen hohen Wirkungsgrad, eine hohe Leistungsdichte und einen hohen Technologie-Reifegrad aufweist, wird dieser Zelltyp als Brennstoffzellenvariante für die Gesamtsystemstudien und zur Modellierung ausgewählt.

Neben dem Brennstoffzellenstack ist das Brennstoffzellensystem aus weiteren Subsystemen aufgebaut. Dazu gehören das Luftversorgungssystem, das Wasserstoffversorgungssystem sowie das Kühlsystem. Aufgrund des großen Einflusses einiger Komponenten innerhalb des Brennstoffzellensystems auf die Systemmasse und die Systemperformance wurde das Brennstoffzellensystem in Subkomponentenmodelle unterteilt, die eine optimale Brennstoffzellensystemauslegung ermöglichen.

Das Wasserstoffversorgungssystem besteht aus einem Leitungssystem für den Wasserstoff sowie einem Wärmetauscher zur Erwärmung des Wasserstoffs auf die Betriebstemperatur der PEM-Brennstoffzelle. Die Masse des Leitungssystem kann in der Vorauslegung vernachlässigt oder durch Faktoren berücksichtigt werden und muss daher nicht als Komponente modelliert werden. Die Brennstoffzelle wird immer überstöchiometrisch mit Wasserstoff versorgt. Der überbleibende Wasserstoff wird über ein Rezirkulationsgebläse zurückgeführt. Das Rezirkulationsgebläse für Wasserstoff kann aufgrund der geringen Leistungsanforderungen in der Vorauslegung von vollständigen Antriebssystemen in erster Größenordnung vernachlässigt werden.

Im Luftversorgungssystem wird über einen Verdichter Umgebungsluft komprimiert und im Anschluss auf die Betriebstemperatur der Brennstoffzelle gekühlt sowie befeuchtet. Für den Aufbau des Luftversorgungssystems gibt es verschiedene Möglichkeiten. So kann eine Turbine im Abgas der Brennstoffzelle verwendet werden um den Luftverdichter anzutreiben. Zudem

sind unterschiedliche Befeuchtungsmethoden einsetzbar. Im Automobilbereich ist insbesondere der Einsatz von Membranbefeuchtern üblich, die eine Befeuchtung durch das Konzentrationsgefälle von gasförmigem Wasser zwischen Ein- und Austrittsmassenstrom der Brennstoffzelle und damit ohne weiteren Leistungsbedarf ermöglichen. Der Nachteil von Membranbefeuchtern ist ihr hohes Volumen und die schwierige Regelung der Befeuchtung. Alternativ ist auch die Befeuchtung durch Einspritzung von flüssigem Wasser möglich. Durch die Einspritzung von Wasser in die Luft nach dem Austritt aus dem Verdichter wird die Luft gleichzeitig gekühlt und befeuchtet. Je nach Betriebspunkt muss für diese Befeuchtungsmethode nach der Verdichtung noch weitere Wärme zur Verdampfung von ausreichend Wasser bereitgestellt werden. Das flüssige Wasser kann aus dem Abgas der Brennstoffzelle abgeschieden werden. Dafür ist ein Kondensator oder eine ausreichend große Expansion des Gases in der Turbine notwendig. Diese Methode kann insbesondere bei Anwendungen in großer Flughöhe durch die hohen Verdichtungsverhältnisse und den daraus folgendem hohen Kühlbedarf des Luftmassenstroms zwischen Verdichter und Brennstoffzelle vorteilhaft sein. Da in diesem Projekt nur kleine Luftfahrzeuge mit geringer Flughöhe betrachtet werden, wurde der im Automobilbereich übliche Membranbefeuchter verwendet.

Das Kühlsystem des Brennstoffzellensystems wurde in diesem Projekt auf Luftfahrzeugebene ausgelegt und war daher an dieser Stelle kein Teil der Antriebsmodellierung. Die Modellierung der Schnittstellen zum Kühlsystem wird in Kapitel 2.2.6 (AP 3.3: Auslegung Thermalmanagementsystem) beschrieben.

Das Brennstoffzellensystem mit den modellierenden Komponenten ist in Abbildung 14 dargestellt.

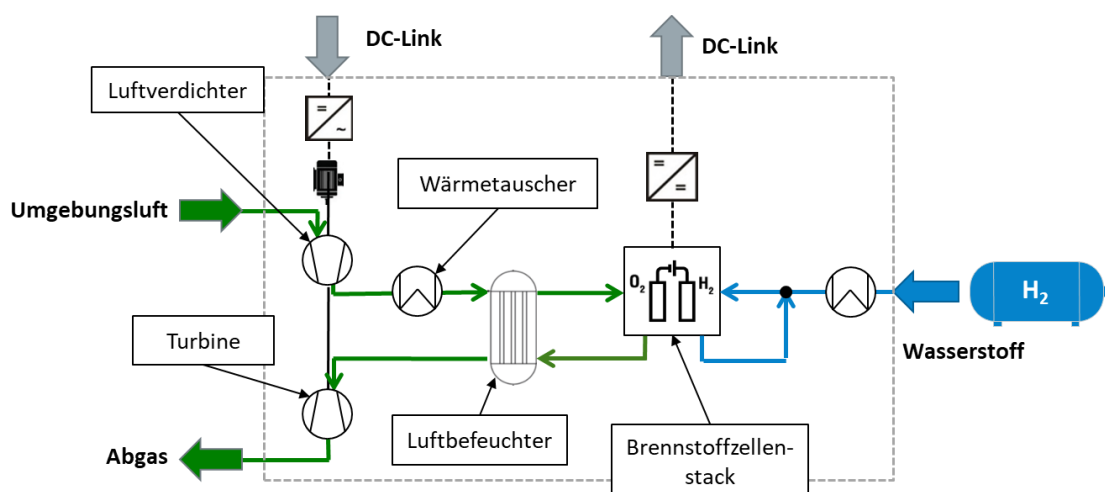


Abbildung 14: Komponenten zur Luft- und Wasserstoffversorgung in einem Brennstoffzellensystem

Wasserstoffspeicher

Es gibt verschiedene Möglichkeiten den Wasserstoff im Luftfahrzeug zu speichern. Zum einen kann der Wasserstoff in Reinform gespeichert werden, wie zum Beispiel gasförmig in

Drucktanks oder flüssig in Kryotanks. Zum anderen ist auch eine chemische Speicherung in Metallhydriden oder in flüssigen organischen Wasserstoffträgern möglich. Das Verhältnis der Wasserstoffmasse zur Speichermasse ist bei einer solchen Speicherung jedoch sehr gering (etwa 0,01-0,02), sodass ein Einsatz in der Luftfahrt nicht sinnvoll ist. Im Automobilbereich ist die Wasserstoffspeicherung in 700 bar-Drucktanks verbreitet. Diese erreichen eine Energiedichte auf Systemebene von etwa 1,4 kWh/kg [32]. Flüssigspeicher erreichen bei einer Automobilanwendung hingegen Energiedichten von etwa 2 kWh/kg. Durch Leichtbau und bei in der Luftfahrt üblicherweise größeren Tanks kann die Energiedichte weiter gesteigert werden [33]. Es wurde deshalb die Verwendung eines kryogenen Wasserstoffspeichers für die Modellierung und die abschließenden Gesamtsystemstudien ausgewählt. Für kryogene Wasserstofftanks ist eine Wärmeisolation erforderlich. Diese wird meist als Schaumstoffisolation oder als Vakuumisolation ausgeführt. Eine Schaumstoffisolation ist sehr leicht, weist allerdings eine hohe Wärmeleitfähigkeit auf. Eine Vakuumisolation sorgt durch einen vakuumierten Raum zwischen einem inneren Tank und einem äußeren Druckbehälter für die Isolation. Durch die Notwendigkeit von zwei Druckbehältern ist diese Isolationsform schwer, weist aber eine geringe Wärmeleitfähigkeit auf. Vor einer detaillierten Auslegung ist keine allgemeingültige Aussage darüber möglich, welche Variante des Wasserstofftanks für die Anwendung in diesem Projekt besser geeignet ist. Mit der schließlich durch GasTurb umgesetzten Modellierungsmethode können beide Varianten abgebildet werden.

Hubkolbenmotor

Im Kleinflugzeugbereich werden üblicherweise verschiedene Kolbenmotorvarianten eingesetzt. Dazu gehört der 4-Takt-Diesel- und Ottomotor, sowie 2-Takt- und Wankelmotoren. Am weitesten verbreitet sind die 4-Takt Motoren, die als erstes Modellierungsziel empfohlen wurden. Bestehende Modellierungsmöglichkeiten für verschiedene 4-Takt Hubkolbenmotoren (Otto, Diesel, aufgeladener Motor, Saugmotor, Vergaser, Direkteinspritzung) sind sich jedoch sehr ähnlich, sodass eine Aufteilung in verschiedene Modelle oder in das Turbosystem und den Motor nicht notwendig war.

Batterie

Die Batterie oder ein Batterie-Pack ist durch serielle und parallele Verschaltung einzelner Batteriezellen aufgebaut. Es gibt verschiedene Zelltypen, wobei Lithiumbatterien durch ihre hohe Energiedichte für den Einsatz in der Mobilität nach aktuellem Stand der Technik am besten geeignet sind. Lithiumbatterien können wiederum je nach Zellaufbau auf hohe Energiedichte oder hohe Leistungsdichte optimiert sein. Durch eine Modellierung der Batterie mit Hilfe von Kennfeldern der Zelle können die unterschiedlichen Zelltypen innerhalb eines Komponentenmodells berücksichtigt werden. Eine Einschränkung auf eine Variante war daher nicht erforderlich.

Elektrische Maschinen

Auch bei elektrischen Maschinen existieren verschiedene Variationen. Insbesondere im Leistungs- und Drehzahlbereich von Propulsoren kleiner Luftfahrzeuge werden häufig

Axialflussmaschinen eingesetzt. Aufgrund ihrer Bauweise kann in diesem Leistungsbereich eine höhere Drehmomentendichte erreicht werden, als es mit Radialflussmaschinen möglich ist. Deshalb wurden sie im Projekt für die Modellierung empfohlen.

Die zusammengestellten Empfehlungen wurden abschließend mit dem Projektpartner GasTurb abgestimmt und die Komponenten wurden final definiert. Die Erstellung und Implementierung der Komponentenmodelle erfolgte in AP 2.2 durch den Projektpartner GasTurb.

2.2.5 Arbeitspaket 2.3: Verifizierung der Komponentenmodelle

Für die Verifizierung und Kalibrierung der Komponentenmodelle erfolgte durch das IST zunächst eine Recherche von Modell- und Messdaten für alle modellierten Komponenten. Der anschließende Modellabgleich konnte für die jeweiligen Komponenten mit Hilfe eines von GasTurb zur Verfügung gestellten Testprogramms durchgeführt werden.

Für die Modellierung des Brennstoffzellenstacks wird die einzelne Zellperformance auf Grundlage analytischer Gleichungen in Abhängigkeit des Drucks erfasst. Entsprechend wurden druckabhängige experimentelle Daten aktueller Brennstoffzellen recherchiert [34]. Ein erster Modellabgleich mit den Messdaten zeigte insbesondere bei hohen Stromdichten in der Brennstoffzelle hohe Abweichungen der errechneten Zellspannungen gegenüber den experimentellen Daten. Es erfolgte eine detailliertere der Modellierung der Diffusionsverluste in der Brennstoffzelle durch GasTurb, durch welche die Druckabhängigkeit im Bereich hoher Stromdichten besser erfasst werden konnte. Schließlich konnten Abweichungen von maximal 2,5 % des Wirkungsgrads erreicht werden. Die Ergebnisse des Modellabgleichs für die Brennstoffzelle sind in Abbildung 15 dargestellt. Für die Bestimmung der Gesamtmasse und des Gesamtvolumens des Stacks sind Kalibrierfaktoren erforderlich, mit denen Zusatzgewichte wie zum Beispiel das Stackgehäuse berücksichtigt werden können. Die Faktoren werden durch einen Abgleich von Modellierungsergebnissen mit veröffentlichten Daten kommerzieller Brennstoffzellenstacks (z.B. Toyota Mirai [35, 36]) bestimmt.

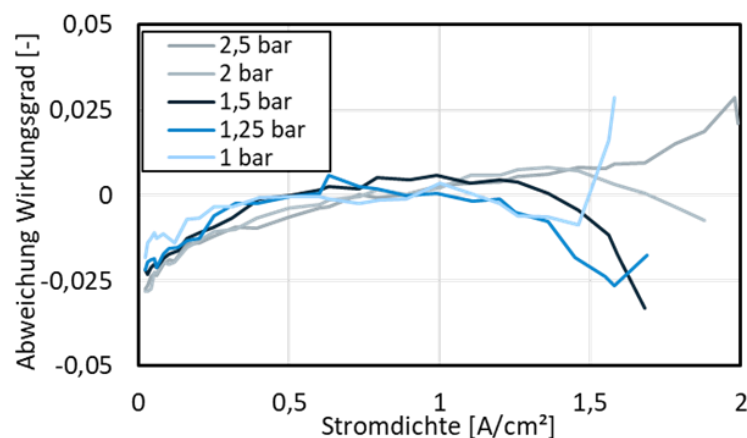


Abbildung 15: Ergebnis des Modellabgleichs zwischen den Ergebnissen des Brennstoffzellenmodells und experimentellen Daten für verschiedene Betriebsdrücke [34]

Die weiteren modellierten Komponenten des Brennstoffzellensystems (Verdichter, Turbine, und Luftbefeuchter) benötigen keine Validierung der Modellierungsmethode, da diese auf wenigen allgemeingültigen thermodynamischen Zusammenhängen beruhen und das Betriebsverhalten über Kennfelder beschrieben wird. Daher wurde lediglich überprüft, dass der implementierte Programmcode die erwarteten Ergebnisse erzeugt. Die Berechnung von Masse und Volumen erfolgt anhand von Kalibrierfaktoren. Die Masse des Verdichters des Brennstoffzellensystems wird empirisch über einen Faktor mit Bezug auf den Luftmassenstrom bestimmt. Für Radialverdichter und Radialturbinen können Werte von etwa $10 \text{ kg}/(\text{kg/s})$ [37] ermittelt werden. Im Vergleich zum weiteren Antriebssystem kann das Volumen in erster Größenordnung vernachlässigt werden. Für die Bestimmung der Masse und des Volumens des Luftbefeuchters werden empirische Faktoren bezogen auf die Leistung des Brennstoffzellenstacks genutzt. Angaben hierzu können Datenblättern von Luftbefeuchtern (z.B. Fumatech [38]) für Brennstoffzellensysteme entnommen werden.

Zur Verifizierung der Modellierung des Flüssigwasserstofftanks wurde eine Veröffentlichung zur Auslegung eines kleinen kryogenen Wasserstofftanks (16 kg) für ein Luftfahrzeug genutzt [39]. Mit Hilfe der Ergebnisse kann eine Abweichung bei der Berechnung der Tankmasse von unter 5 % und eine Abweichung bei der Berechnung des Tankvolumens von 2 % erreicht werden. Sowohl auf die Tankmasse als auch auf den Wärmestrom in den Tank müssen Kalibrierfaktoren aufgeschlagen werden. Zusätzlich zu den Massen des Druckbehälters und der Isolierschichten sind die Massen der Hilfssysteme wie Ventile, Instrumentierung und Verdampfer zu berücksichtigen. Diese können bei kleinen Tanks etwa 50 % der Gesamtmasse ausmachen [39]. Zudem sind Kalibrierfaktoren für Leckagen in der Isolation (Leitungen, Instrumentierung, etc.) zu beachten, die auf den Wärmestrom durch die Isolationsschicht aufaddiert werden.

Die Auslegung der Axialflussmaschine erfolgt in GasTurb analog zur Radialflussmaschine durch eine geometrische Auslegung der Maschine und Berechnung eines Ersatzschaltbildes. Für die entsprechenden Rechenmethoden ist eine Validierung erforderlich. Es gibt verschiedene Maschinentypen der Axialflussmaschine, die sich im Wesentlichen durch die Anordnung von Stator und Rotor unterscheiden. Für die Validierung wird eine Maschine mit einem jochlosen Stator gewählt, da mit dieser Bauform eine besonders hohe Drehmomentendichte erreicht werden kann. Dieser Bautyp wird in der Literatur auch YASA (Yokeless And Segmented Armature) genannt. Die Ergebnisse des Abgleichs zwischen dem GasTurb-Modell und veröffentlichten Daten einer YASA-Axialflussmaschine [40] sind in Tabelle 3 aufgelistet und liegen mit Abweichungen von maximal 3,5 % in einem für die Vorauslegung erwartbaren Bereich.

Tabelle 3: Ergebnis des Modellabgleichs zwischen den Ergebnissen des Modells der Axialflussmaschine und veröffentlichten Daten einer YASA-Axialflussmaschine [40]

Parameter	Referenz	Modellergebnis	Abweichung
Außendurchmesser [mm]	204	206,1	1,1 %
Gesamtlänge [mm]	79	81,8	3,5 %
Strangstrom [A]	163,3	166,1	1,7 %
Induktivität [mH]	0,6	0,59	-1,7 %

Eine Validierung der modellierten Betriebscharakteristik der Batteriezellen ist nicht notwendig, da diese in tabellierter Form aus experimentellen Daten gewonnen wird. Durch das IST erfolgte daher eine Recherche entsprechender experimenteller Daten, die an GasTurb zur Erstellung der Kennfelder übergeben wurden. Um die Gesamtmasse und das Gesamtvolumen des Batteriepacks zu bestimmen, werden die Zellmasse und das Zellvolumen mit Faktoren versehen. Diese müssen kalibriert werden. Für den Massenfaktor können in der Literatur Werte zwischen 1,25 und 1,4 [41] ermittelt werden. Für den Volumenfaktor sind Werte zwischen 1,25 [42] und 1,9 [43] gebräuchlich.

Da auch der Hubkolbenmotor mit Hilfe eines Kennfeldes modelliert wird, wurden auch hier Messdaten bzw. Herstellerdaten für Luftfahrt-geeignete Kolbenmotoren recherchiert, die im Anschluss an den Projektpartner GasTurb weitergegeben wurden. Um die Masse des Hubkolbenmotors korrekt zu bestimmen, sind ebenfalls Kalibrierfaktoren notwendig. Das Leistungsgewicht von Hubkolbenmotoren kann empirisch zu etwa 1 kW/kg ermittelt werden. Jedoch wird von den Herstellern nur die Trockenmasse der Motoren angegeben, also die Masse ohne notwendige Betriebsmittel. Um die Betriebsmittel ebenfalls zu berücksichtigen, ist ein zusätzlicher Betriebsmittelfaktor auf die Trockenmasse des Motors notwendig. Dieser wird ebenfalls empirisch ermittelt und ergibt sich zu 1,06 [44].

2.2.6 Arbeitspaket 3.3: Auslegung Thermalmanagementsysteme

In AP 3.3 hat das IST die Schnittstellen der Antriebsauslegung zum Thermalmanagementsystem festgelegt, welches anschließend durch das BHL ausgelegt wird. An den Schnittstellen wurden jeweils Wärmeströme, notwendige Temperaturlimits sowie das zu verwendende Kühlmittel übergeben. Die Aufgabe bestand zum einen in der Definition einer möglichst einfachen Schnittstelle für Einzelkomponenten oder Komponentengruppen und zum anderen in der korrekten Modellierung der Abwärme in den jeweiligen Komponenten. Diese werden im Folgenden je zu kühlender Antriebskomponente aufgeführt.

Kolbenmotor

Zu den im Hubkolbenmotor auftretenden Verlustmechanismen gehören Verluste durch unvollständige Verbrennung, Leckageverluste, Ladungswechselerluste, Wandwärmeverluste

und Reibungsverluste. In das Kühlsystem wird nur ein Teil der auftretenden Verluste in Form von Wärmeströmen abgegeben. Ein wesentlicher Teil der Abwärme tritt mit dem Abgas aus. Insbesondere durch die Modellierung des Kolbenmotors mit einem Kennfeld, stellt dies eine Herausforderung für die korrekte Modellierung der Abwärme in das Kühlsystem dar. Eine weitere Schwierigkeit ergibt sich durch die Vielzahl an Kühlkreisläufen eines Kolbenmotors. Je nach Motor-Typ können folgende Kühlsysteme vorhanden sein: Luftkühlung der Zylinder, Flüssigkühlung der Zylinderköpfe, Ölkühlung und Ladeluftkühlung.

Um eine adäquate Auslegung der genannten Kühlsysteme zu ermöglichen, müssen die Wärmeströme in das jeweilige Kühlsystem bekannt sein. Dazu werden vereinfachende Annahmen getroffen, die zu akzeptablen Ergebnissen in der Konzeptphase führen. Die relativen Anteile der Gesamtverluste, die in die jeweiligen Kühlsysteme übertragen werden, können im Volllastpunkt für einen Motor ähnlicher Leistungsklasse aus der Literatur ermittelt werden. Anschließend wird angenommen, dass diese Aufteilung der Abwärme über den gesamten Betriebsbereich in etwa konstant bleibt. Innerhalb der Konzeptstudien ist keine Geometrie für den Kolbenmotor vorhanden. Daher ist eine Betrachtung der Wärmeübergänge innerhalb der Komponente nicht möglich. An der Schnittstelle wurden daher neben der Wärmeverlustleistung und der Art des Kühlmediums die maximale Kühlmittel-eintrittstemperatur und der Kühlmittelmassenstrom übergeben. Die maximale Kühlmittelintrittstemperatur sowie der Kühlmittelmassenstrom wurden anhand eines Referenzkolbenmotors ermittelt. Für die Auslegung des Thermalmanagementsystems wurde ein Motor der Firma Rotax als Referenz genutzt [44]. Für diesen gelten folgende maximale Kühlmittelintrittstemperaturen: 120 °C für den Glykol-Wasser Kreislauf (ca. 19 % der Verluste), 130 °C für den Ölkühlkreislauf (ca. 6 % der Verluste) und 200 °C für die Luftkühlung der Zylinderköpfe [45]. Über die Luftkühlung und das Abgas werden die restlichen 75 % der Abwärme abgegeben.

Batteriepack

Bei der Umsetzung von chemischer in elektrische Energie, treten in den Zellen des Batteriepacks Ohm'sche Verluste, Aktivierungsverluste und Diffusionsverluste auf. Alle genannten Verluste erzeugen Wärmeströme, die aus der Zelle abgeführt werden müssen. Sie sind von dem aktuellen Ladezustand der Zelle und dem Entladestrom abhängig. Das von GasTurb in AP 2.2 entwickelte Zellmodell wird für die Bestimmung der Gesamtverluste erweitert, indem die Leerlaufspannung der Zelle in Abhängigkeit des Ladezustands bestimmt wird. Anschließend wird der Zellwiderstand in Abhängigkeit des Entladestroms und damit die Verlustleistung bestimmt. Die gesamte Verlustleistung des Batteriepacks wird an das BHL übergeben. Die maximale Temperatur einer Lithium-Ionen-Batterie liegt gewöhnlich bei 65 °C. Eine solche Temperatur ist im dauerhaften Betrieb allerdings bereits mit erheblichen Alterungseffekten verbunden. Die maximale Temperatur zur Auslegung des Thermalmanagements wurde daher bei etwas geringeren maximalen Temperaturen von 55-60 °C gesetzt [46]. Auch für das Batteriepack wurde innerhalb der Konzeptstudien keine Geometrie entworfen, womit der Wärmeübergang innerhalb des Packs nicht bestimmt werden kann. Entsprechend der maximalen Bauteiltemperaturen wurden die maximale

Kühlmitteleintrittstemperatur und der Kühlmittelmassenstrom anhand einer Referenzbatterie ermittelt und an der Schnittstelle bereitgestellt.

Leistungselektronik

Die wesentlichen Verluste der Leistungselektronik entstehen in den eingesetzten Halbleiterbauteilen. Auftretende Leit- und Schaltverluste müssen in Form eines Wärmestroms über mehrere Schichten bis zum Gehäuse geführt werden (vgl. Abbildung 16). Diese Schichten weisen einen thermischen Widerstand auf, sodass die auftretende Verlustleistung in Abhängigkeit der Kühlung limitiert werden muss. In den Datenblättern von Halbleitermodulen sind meist der thermische Widerstand vom Halbleitermaterial bis zum Gehäuse sowie die maximale Betriebstemperatur des Halbleitermaterials angegeben. Maximale Betriebstemperaturen für Siliciumcarbid-MOSFETs liegen bei ca. 150 °C [47]. Die für DCDC-Wandler relevanten Zwischenkreiskondensatoren sollten gewöhnlich 90 °C nicht überschreiten [48]. Mit einer Wärmetransportrechnung kann die maximal mögliche Temperatur der Wärmesenke bestimmt werden. Jedoch wurden einheitliche Schnittstellen für alle Komponenten angestrebt. Entsprechend wurden neben dem Wärmestrom erneut die die maximale Kühlmitteleintrittstemperatur und der Kühlmittelmassenstrom an der Schnittstelle übergeben. Letztere wurden dabei aus Datenblättern verfügbarer Kühlplatten ermittelt.

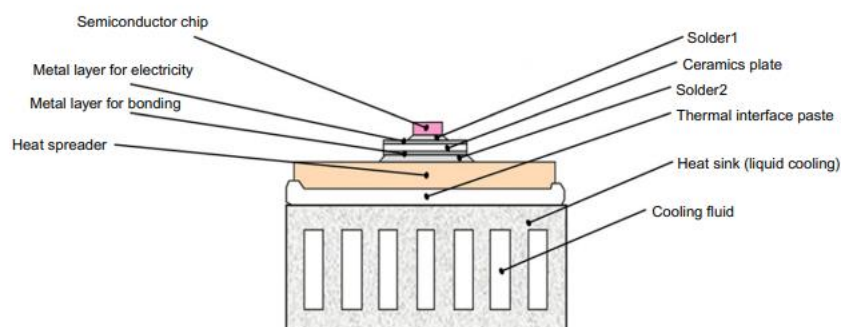


Abbildung 16: Schichten zwischen Halbleitermaterial und Kühlmittel [49]

Elektrische Maschinen

Insbesondere die Leiterisolation und die Permanentmagnete einer elektrischen Maschine limitieren den Betrieb durch eine höchstzulässige Temperatur. Für die Isolation sind je nach Isolationsklasse Betriebstemperaturen bis ungefähr 180 °C möglich. Typischerweise ist die Magnettemperatur im Betrieb auf etwa 150 °C beschränkt [50]. In der Auslegungsrechnung der elektrischen Maschine wird die Maschinengröße auf Grundlage der elektrischen Belastung, der Stromdichte und der magnetischen Flussdichte im Luftspalt ermittelt. In der Literatur finden sich Wertebereiche für die drei genannten Parameter, die eine adäquate Wärmeübertragungsfläche und damit eine sichere Abfuhr der entstehenden Verlustwärme sicherstellen [38]. Die jeweils maximalen Bauteiltemperaturen am Übergang zum Kühlmittel sind in Abhängigkeit der Kühlmethode nicht ohne Weiteres bestimmbar. So kann bei einer direkten Leiterkühlung die maximale Betriebstemperatur der Isolation als Maßgabe

verwendet werden. Bei einer Mantelkühlung hingegen müssen die Temperaturen geschätzt werden oder es wird eine Wärmetransportrechnung mit einem entsprechenden Netzwerk aus Wärmewiderständen verwendet. Eine solche detaillierte Betrachtung ist in der Konzeptphase jedoch nicht angemessen. Daher wurden analog zu den bereits definierten Schnittstellen die abzuführende Wärme, die maximale Kühlmiteleintrittstemperatur und der Kühlmittelmassenstrom als Parameter übergeben.

Brennstoffzellensystem

Im Brennstoffzellensystem gibt es drei wesentliche Schnittstellen zum Thermalmanagementsystem. Die wesentliche Verlustwärme entsteht dabei im Brennstoffzellenstack, weitere Schnittstellen sind die Wärmetauscher in der Luft- und Wasserstoffversorgung (Abbildung 17).

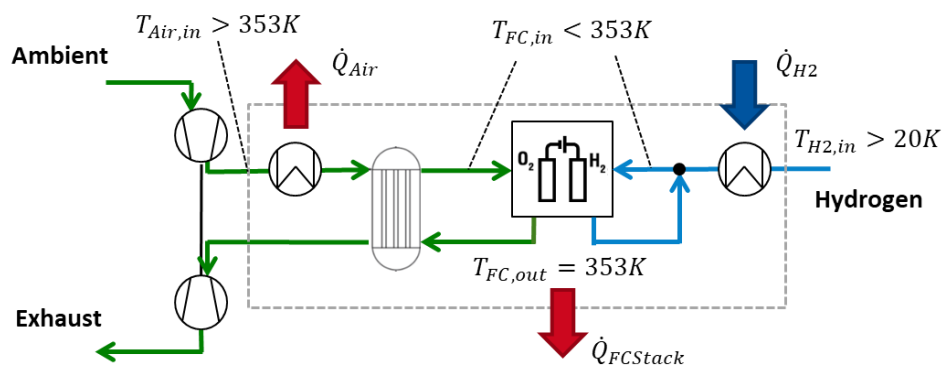


Abbildung 17: Schnittstellen des Brennstoffzellensystems zum Thermalmanagementsystem

Gewöhnlich liegt die Betriebstemperatur einer PEM-Brennstoffzelle bei etwa 80 °C [31]. Geringere Temperaturen führen zu einem schlechteren Wirkungsgrad, höhere Temperaturen erschweren die notwendige Befeuchtung der Membran und führen zu verstärkten Alterungseffekten [52]. Die Temperatur der Brennstoffzelle wurde für die Antriebsauslegung in AP 4.2 daher auf 80 °C (353 K) festgelegt. Der Wirkungsgrad von PEM-Brennstoffzellen liegt bei Betrieb im optimalen Temperaturbereich bei nur etwa 50-60 %. Entsprechend werden hohe Verlustleistungen bei geringer Wärmeabfuhrtemperatur erzeugt, die mit dem Thermalmanagementsystem aufgenommen werden müssen. Um die Wärme abzuführen, werden in den Bipolarplatten Kühlkanäle vorgesehen, die eine Flüssigkühlung (Kühlmittel darf nicht leitfähig sein) erlauben. Das Prinzip ähnelt dem der Kühlplatten für Leistungselektronikkomponenten und die maximale Kühlmiteleintrittstemperatur sowie der Kühlmittelmassenstrom können analog als Schnittstelle festgelegt werden.

Neben der Verlustleistung im Brennstoffzellenstack selbst werden in der Luft- und Wasserstoffversorgung weitere Wärmeströme zu- und abgeführt. Die Umgebungsluft wird zunächst verdichtet, bevor sie durch den Brennstoffzellenstack strömt. Um die optimale Temperatur der Betriebsluft zu gewährleisten, ist eine Zwischenkühlung notwendig. An das BHL wird der Luftmassenstrom für die Brennstoffzelle sowie die Ein- und Ausgangstemperatur des Zwischenkühlers übermittelt, um eine Auslegung des Zwischenkühlers zu ermöglichen. Der Wasserstoff für die Brennstoffzelle muss vor dem Einströmen in den Brennstoffzellenstack

aufgeheizt werden. Auch hier ist ein Wärmetauscher erforderlich. An der Schnittstelle werden Ein- und Ausgangstemperatur des Zwischenerhitzers und der Wasserstoffmassenstrom übermittelt. So kann der Wasserstoff als Wärmesenke dienen um den Kühlluftbedarf des Gesamtsystems zu verringern.

Das Thermalmanagementsystem hat einen erheblichen Anteil von etwa 10-30 % an der Masse eines Brennstoffzellensystems. Die Auslegung des Brennstoffzellenstacks hat dabei einen großen Einfluss auf die Masse des Thermalmanagementsystems. So führt eine Auslegung des Brennstoffzellenstacks auf maximale Leistungsdichte zu geringen Wirkungsgraden und damit hohen Verlustleistungen. Entsprechend ist dann auch die Masse des Thermalmanagementsystems hoch. Eine Auslegung auf maximale Leistungsdichte der Brennstoffzelle ist damit meist nicht sinnvoll. Um das Brennstoffzellensystem geschlossen auf Antriebsebene optimieren zu können, muss demnach die Masse des Thermalmanagementsystems berücksichtigt werden. Dafür wurde durch das IST eine erste Auslegung des Brennstoffzellensystems durchgeführt und die Größe der Wärmeströme und Kühlmitteltemperaturen bestimmt. Das BHL hat auf der Grundlage auf die Wärmeströme bezogene Faktoren zur Bestimmung der Thermalmanagementsystemmasse ermittelt. Das Gewicht des Thermalmanagementsystems lag demnach bei etwa 0,28 kg/kW Abwärme des Brennstoffzellenstacks und 0,35 kg/kW Abwärme des Luft-Zwischenkühlers. Die Masse des Wasserstoff-Wärmetauscher ergab sich zu 0,06 kg/kW Heizleistung. Diese Faktoren wurden im späteren optimierten Entwurf des Brennstoffzellen-Antriebssystems berücksichtigt.

2.2.7 Gesamtsystementwurf (AP 4.2 und AP 4.3)

Ziel des letzten HAPs war der Entwurf der in AP 1.3 definierten VTOL- und CTOL-Konfigurationen unter Beachtung der in AP 1.2 definierten Anforderungen. Dazu wurde das von dem Projektpartner GasTurb neu erstellte Vorauslegungswerkzeug für hybridelektrische Antriebssysteme kleiner Leistungsklassen angewandt. In den Entwürfen wurden besonders die in HAP 3 zusammengestellten Anforderungen an die Antriebsintegration beachtet. Durch den Projektpartner GasTurb wurden dazu in AP 3.1 die Ausfallszenarien erfasst und ausfallsichere Antriebsarchitekturen zusammengestellt. Methoden zur Modellierung der möglichen aerodynamischen Vorteile der Antriebsintegration wurden durch den Projektpartner BHL erstellt (AP 3.2). Zudem wurde die Auslegung der Thermalmanagementsysteme (AP 3.3) in die Gesamtsystementwürfe integriert.

Das IST war leitend für den Gesamtsystementwurf verantwortlich und übernahm eine koordinierende Rolle in der komplexen Abstimmung von Antriebssystemen und Luftfahrzeug. Innerhalb des HAP 4 wurde durch das BHL der Entwurf der Luftfahrzeuge und durch GasTurb der Entwurf der Antriebssysteme durchgeführt. Dabei hat das IST die Einhaltung der Schnittgrößen zwischen Antrieb und Luftfahrzeug sowie der Randbedingungen zur Einhaltung der Ausfallsicherheiten in der Auslegung überwacht. Abschließend wurden die Ergebnisse der Gesamtsystemstudien durch das IST bewertet.

Im Folgenden wird in Kapitel 2.2.7.1 zunächst die Vorgehensweise bei der Erstellung der Gesamtsystementwürfe erläutert. Im Anschluss werden in Kapitel 2.2.7.2 zunächst die Ergebnisse auf Antriebs- und Luftfahrzeugebene für das VTOL-Luftfahrzeug und im Anschluss in Kapitel 2.2.7.3 für das CTOL-Luftfahrzeug vorgestellt und bewertet.

2.2.7.1 Auslegungsprozesse Gesamtsystem

Zwischen dem Luftfahrzeug und dem jeweiligen Antriebssystem bestehen bei der Gesamtsystemauslegung zahlreiche Schnittstellen. Im iterativen Auslegungsprozess werden im Luftfahrzeugentwurf Leistungsanforderungen ermittelt und an die Antriebsauslegung übergeben. Dort werden dann die Massen und Volumina sowie die Wärmeströme der Antriebskomponenten ermittelt und an die Luftfahrzeugauslegung zurückgegeben. Zur Auslegung des Energiespeichers muss zudem eine Missionsrechnung in die Auslegung integriert werden. Aufgrund der Komplexität der Schnittstellen und des jeweiligen Entwurfs wurde durch das IST und das BHL zunächst ein Auslegungsprozess definiert, der die Konvergenz beim Gesamtsystementwurf verbessern soll. Die Vorgehensweise ist in Abbildung 18 dargestellt und wurde für die Auslegung beider geplanten Gesamtsysteme (VTOL und CTOL) genutzt.

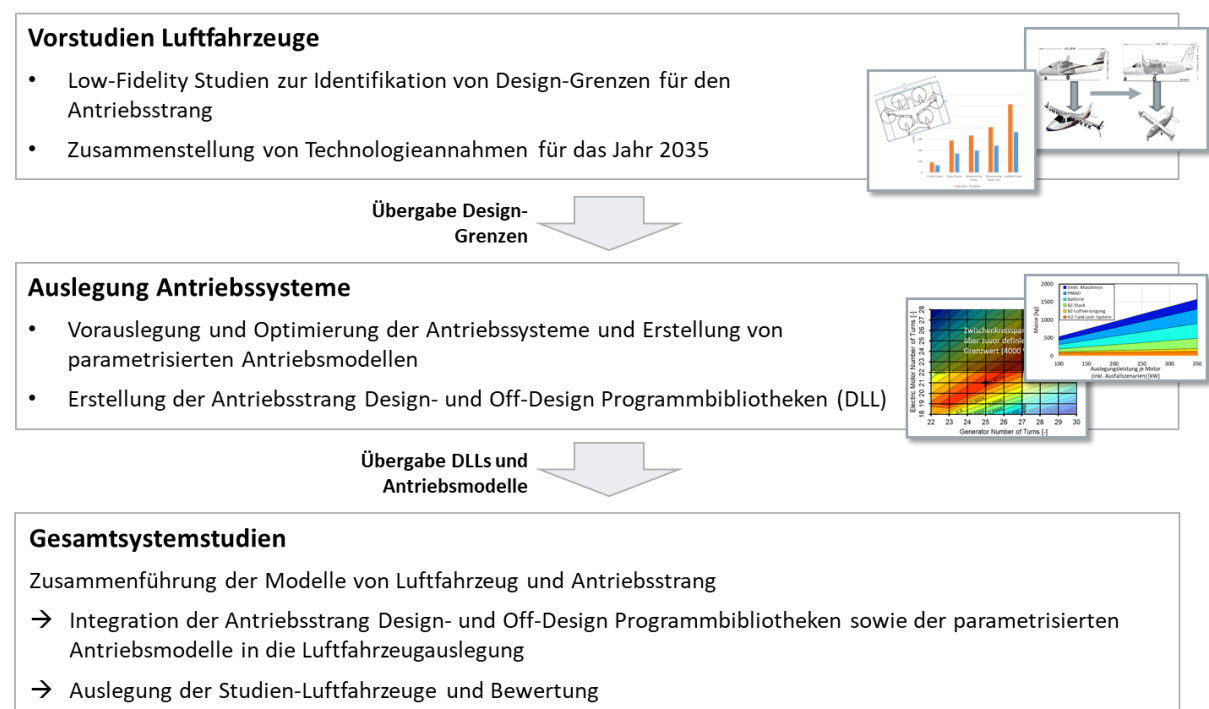


Abbildung 18: Prozess zur Auslegung der Gesamtsysteme aus Luftfahrzeug und Antriebssystem

Der Auslegungsprozess wurde in drei zentrale Schritte geteilt. Im ersten Schritt hat das BHL Vorstudien auf Luftfahrzeugebene mit geringem Detailgrad durchgeführt. Dafür wurden die Antriebsmasse und der Energiebedarf des Antriebs auf Grundlage von übergeordneten Annahmen der Leistungsdichte und des Wirkungsgrads ermittelt. Die Annahmen wurden dabei für das in AP 1.2 definierte Technologieniveau im Jahr 2035 getroffen. Auf der Grundlage konnten mit Low-Fidelity Werkzeugen die Anforderungen an die Antriebssysteme abgeschätzt werden. Ergebnis waren Grenzwerte für die erforderlichen Schnittstellengrößen der Antriebsauslegung (Auslegungswellenleistung und -drehzahl der elektrischen Maschinen, Wellenleistung beim Start und im Reiseflug, Leistungsbedarf für Kühlsysteme, etc.).

Die Ergebnisse konnten im zweiten Schritt von GasTurb und dem IST in der Antriebsauslegung genutzt werden, um eine detaillierte Vorauslegung und Optimierung des jeweiligen Antriebssystems durchzuführen. Für die Anforderungen an das Antriebssystem wurden optimale Parametersätze gefunden mit denen das Antriebsmodell parametrisiert wurde. Zudem wurden für das VTOL und CTOL jeweils eine Programmbibliothek (DLL) erstellt, die die vollständigen Auslegungs- und Nachrechnungsmethoden für das jeweilige Antriebssystem beinhalten. In die DLLs können die parametrisierten Antriebsmodelle eingeladen werden und damit für verschiedene Übergabewerte an der Schnittstelle vom Luftfahrzeug zum Antriebssystem gültige und optimale Auslegungen erzeugen, solange sich diese innerhalb der anfangs berechneten Auslegungsgrenzen befinden. Die erstellten DLLs und Antriebssystemmodelle wurden als Ergebnis an die Luftfahrzeugauslegung übergeben.

Im dritten Schritt erfolgte dann der finale Gesamtsystementwurf. Dafür wurden die DLLs mit den jeweiligen Antriebssystemmodellen in den Luftfahrzeugentwurf integriert und damit ein Werkzeug zum Gesamtsystementwurf geschaffen. Die erforderlichen Ergebnisse der Antriebsauslegung (Design-Deck) oder auch verschiedener Betriebspunkte (Off-Design-Deck) konnten dann im Luftfahrzeugentwurf eingelesen werden. Das Werkzeug ermöglichte damit die Auslegung optimaler Gesamtsysteme, die in den folgenden Kapiteln vorgestellt werden. Innerhalb des Gesamtsystementwurfs war insbesondere die Einhaltung der zahlreichen Schnittstellen zwischen Luftfahrzeugentwurf und Antriebsentwurf herausfordernd. Die jeweiligen Schnittstellen sind in Abbildung 19 beispielhaft für den Gesamtsystementwurf des VTOL-Luftfahrzeugs aufgelistet.

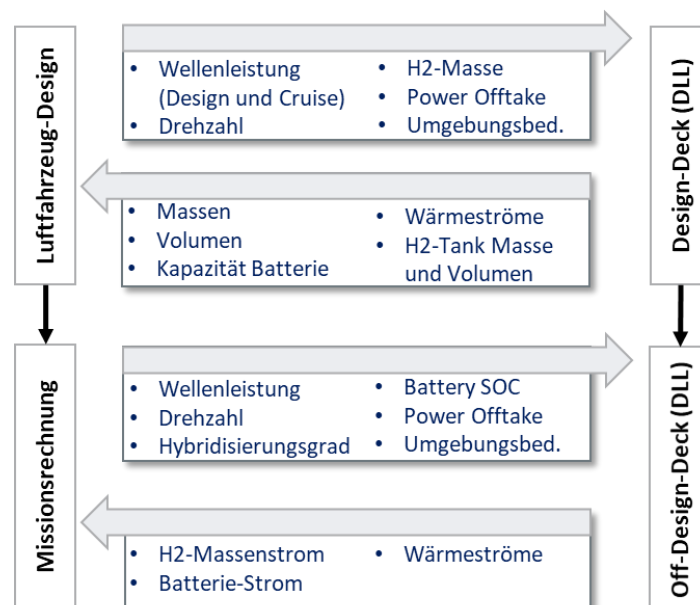


Abbildung 19: Schnittstellen zwischen Luftfahrzeug und Antriebssystementwurf für den Gesamtsystementwurf des VTOL-Luftfahrzeugs

2.2.7.2 Gesamtsystemstudie VTOL-Luftfahrzeug

Im Folgenden werden die Ergebnisse der Gesamtsystemstudie des VTOL-Luftfahrzeugs mit Brennstoffzellenantrieb beschrieben. Für den Entwurf wurde der in Kapitel 2.2.7.1 erläuterte Auslegungsprozess durchlaufen. Aufgrund der hohen Bedeutung für die Auslegung werden dafür zunächst die beachteten Ausfallszenarien erläutert und im Anschluss die Ergebnisse auf Antriebssystem- und Gesamtsystemebene vorgestellt.

Fehlerbehandlungsstrategien

Durch den Projektpartner GasTurb wurden in AP 3.1 systematisch die Ausfallszenarien für die Gesamtsystemstudien erfasst. Für das VTOL-Luftfahrzeug wurde als dimensionierendes Szenario der Ausfall des Antriebssystems in einer Vertikalflugphase, also einem nicht mehr ausreichenden Auftrieb durch die Propeller, erfasst. Ein solches Szenario darf gemäß der EASA Special Condition VTOL [53] nur alle 10^9 Flugstunden vorkommen. Um die Ausfallsicherheit bewerten zu können, wurden durch GasTurb Ausfallwahrscheinlichkeiten der Antriebskomponenten recherchiert und mit Hilfe einer Fehlerbaumanalyse deren Einfluss auf Gesamtsystemebene bewertet. Als Ergebnis wurden ausfallsichere Antriebssystemarchitekturen gemeinsam durch GasTurb und das IST abgeleitet.

Um eine ausreichende Ausfallsicherheit zu erreichen, darf der Ausfall eines Propellers nicht unmittelbar zum Absturz des Luftfahrzeugs führen. Um diese Forderung zu erfüllen, darf erst der Ausfall von zwei Propellern auf einer Seite zum Absturz führen. Entsprechend müssen die Propeller und elektrischen Maschinen so ausgelegt werden, dass auch nach Ausfall von zwei Propellern (einer je Seite) ein Vertikalflug noch möglich ist. In diesem Zuge wurde auch die Anzahl der Propeller für die Gesamtsystemstudien auf sechs festgelegt. Eine geringere Anzahl an Propellern würde zu hohen notwendigen Leistungsreserven für das Ausfallszenario führen. Eine höhere Anzahl senkt den Propellerwirkungsgrad durch den sinkenden Durchmesser der Propeller. Als weitere Maßnahmen wurde eine redundante Leistungsversorgung (Kabel und Leistungswandler) sowie redundanten Windungen der elektrischen Maschinen eingeführt. Zudem wurde die Batterie so ausgelegt, dass sie im Fall des Ausfalls des Brennstoffzellensystems die vollständige Leistung für den Vertikalflug sowie die Energie für die Reservereichweite (10 km) bereitstellen kann. Die Architektur des Antriebssystems ist in Abbildung 22 dargestellt.

Ergebnisse auf Antriebssystemebene

Die Optimierung und Parametrisierung des Brennstoffzellenantriebs wurde auf Grundlage der vom BHL berechneten Auslegungsgrenzen durch GasTurb durchgeführt. Darauf aufbauend konnten erste Ergebnisse auf Antriebssystemebene bestimmt werden. Eine entscheidende Zielgröße war dabei die Masse des Antriebssystems. Der Einfluss der Leistungsanforderung an das Antriebssystem auf dessen Gesamtsystemmasse ist in Abbildung 20 dargestellt. Auffällig ist zunächst der lineare Anstieg der Antriebsmasse mit der Auslegungsleistung, der auf die gute Skalierbarkeit aller elektrischen Antriebskomponenten zurückzuführen ist. Die Leistungsdichte des Antriebs sinkt damit auch nicht signifikant mit kleineren Auslegungsleistungen. Besonders hohe Massenanteile haben die Batterie und das System zur Leistungsverteilung (PMAD). Dies ist insbesondere auf die Beachtung der Ausfallszenarien zurückzuführen. So führt die redundante Leistungsversorgung in etwa zu einer Verdopplung ihres Gewichts. Die Batterie muss zudem wie beschrieben die vollständige Startleistung bereitstellen können und wird entsprechend dimensioniert. Die Batterien sind damit, obwohl sie in der Auslegungsmission nur kurzzeitig den Start unterstützen, schwerer als das Brennstoffzellensystem, das die vollständige Reiseflugleistung bereitstellt.

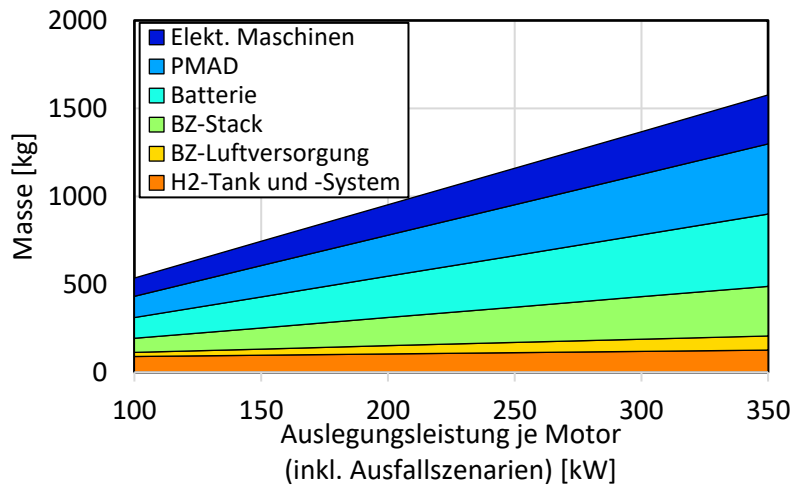


Abbildung 20: Masse des Brennstoffzellenantriebs in Abhängigkeit der Auslegungsleistung

Ergebnisse auf Gesamtsystemebene

Mit Hilfe der erstellten Antriebssystemmodelle konnte nun das Gesamtsystem aus VTOL-Luftfahrzeug und Brennstoffzellenantrieb ausgelegt werden. Um eine Bewertung zu ermöglichen, wurde zudem ein Referenz-Luftfahrzeug ausgelegt. Aus den von Ergebnissen von AP 1.1 geht hervor, dass in etwa 75 % der recherchierten VTOL-Konzepte Batterieantriebe vorgesehen sind. Als Referenz für die Gesamtsystemstudie wird daher ein VTOL-Luftfahrzeug mit Batterieantrieb gewählt. Die übergeordneten Anforderungen an das Luftfahrzeug mit 160 km Reichweite, 240 km/h Fluggeschwindigkeit sowie einer Transportkapazität von vier Passagieren wurden analog auch für das Luftfahrzeug mit Batterieantrieb verwendet. Zur Parametrisierung des Batteriemodells wurden Batteriezellen mit hoher Energiedichte und entsprechend geringerer Leistungsdichte ausgewählt. Die beiden Gesamtsysteme aus Luftfahrzeug und Antriebssystem sind in Abbildung 21 und Abbildung 22 dargestellt.

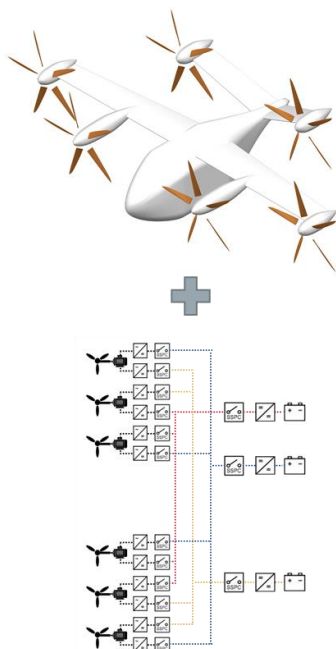


Abbildung 21: Senkrechtstartendes Luftfahrzeug mit Batterieantrieb (Referenz)

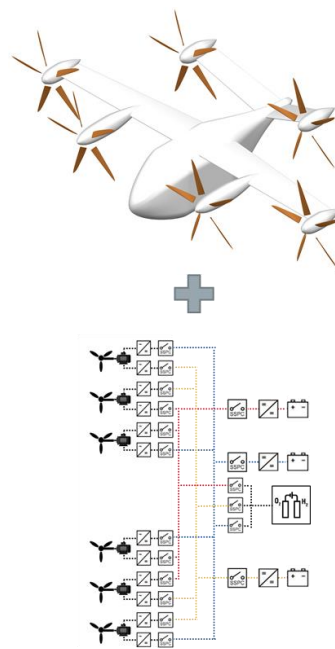


Abbildung 22: Senkrechtstartendes Luftfahrzeug mit Brennstoffzellenantrieb

Die wichtigsten Ergebnisse der Gesamtsystemauslegung für die Referenz und das Luftfahrzeug mit Brennstoffzellenantrieb sind in Tabelle 4 aufgelistet. Das wichtigste Bewertungskriterium ist das Erreichen der vorgegebenen übergeordneten Anforderungen. Die Ergebnisse zeigen, dass das Luftfahrzeug mit Brennstoffzellenantrieb die geforderte Reichweite erreichen kann. Das Referenz-Luftfahrzeug erreicht allerdings nur 112 km und damit etwa 70 % der geforderten Reichweite. Eine darüberhinausgehende Reichweite kann mit einer weiter steigenden Batteriemasse zwar erreicht werden, dies würde aber zu einem Überschreiten der innerhalb der EASA Special Condition VTOL [53] maximal zulässigen Luftfahrzeugmasse von 3175 kg führen. Für die vorgegebenen Anforderungen ist das Luftfahrzeug mit Batterieantrieb demnach auch mit den getroffenen Technologieannahmen für 2035 nicht geeignet.

Die Masse des Luftfahrzeugs mit Brennstoffzellenantrieb liegt etwa 30 % unter der Masse der Referenz. Dies ist auf die geringere Masse von Antrieb und Energieträgern bei Nutzung des Brennstoffzellenantriebs zurückzuführen. Die hohe Energiedichte von Wasserstoff sorgt für einen leichteren Energiespeicher im Vergleich zu Batterien. Die Masse der Energiespeicher sinkt bei Nutzung von Brennstoffzellen um 71 %, wobei die Masse der Boost-Batterie für den Brennstoffzellenantrieb bereits berücksichtigt ist. Durch die resultierende geringere Luftfahrzeugmasse ist auch eine geringere Antriebsleistung ausreichend, womit die Masse der elektrischen Maschinen und den leistungselektronischen Komponenten zur Leistungswandlung und Verteilung absinkt. In der Folge sinkt die Masse des Antriebssystems bei Nutzung von Brennstoffzellen um etwa 50 % gegenüber der Referenz ab.

Tabelle 4: Ergebnisse der Gesamtsystemauslegungen für das VTOL-Luftfahrzeug mit Batterieantrieb (Referenz) und das VTOL-Luftfahrzeug mit Brennstoffzellenantrieb

	Batterieantrieb	Brennstoffzellenantrieb
Reichweite	112 km	160 km
Abflugmasse Luftfahrzeug	3160 kg	2193 kg
Masse Antriebssystem	1594 kg	791 kg
El. Maschinen und Leistungsverteilung	615 kg	368 kg
Batterie	979 kg	194 kg
Brennstoffzellensystem	-	136 kg
Wasserstofftank (inkl. Wasserstoff)	-	93 kg
Energiebedarf (Batterie)	145 kWh / 100 km	2,1 kWh je Vertikalflugphase
Energiebedarf (H ₂)	-	5,36 kg / 100 km

Da die beiden Luftfahrzeuge unterschiedliche Energiespeicher nutzen, ist der Vergleich des Energieverbrauchs nicht unmittelbar möglich. Bei Herstellung des Wasserstoffs mit Hilfe von durch Elektrolyse können die Ergebnisse aber hinsichtlich des Verbrauchs elektrischer Energie

verglichen werden. Für die Elektrolyse kann dabei ein Wirkungsgrad von etwa 70 % und für die Verflüssigung und den Transport des Wasserstoffs ein Wirkungsgrad von 83 % angenommen werden (jeweils bezogen auf den unteren Heizwert von Wasserstoff) [54]. Entsprechend ergeben sich die in Abbildung 23 geplotteten Energieverbräuche für die beiden Luftfahrzeuge. Der Energiebedarf pro Flugstrecke des Brennstoffzellen-Luftfahrzeugs übersteigt den der batteriebetriebenen Referenz um etwa 116 %. Die Verringerung der Antriebsmasse und der notwendigen Flugleistung können demnach nicht die hohen Verluste bei der Erzeugung und der verlustbehafteten Umsetzung des Wasserstoffs überkompensieren. Für Missionen mit kurzer Reichweite bis 112 km wäre ein batteriebetriebenes VTOL-Luftfahrzeug entsprechend besser geeignet als ein Luftfahrzeug mit Brennstoffzellenantrieb.

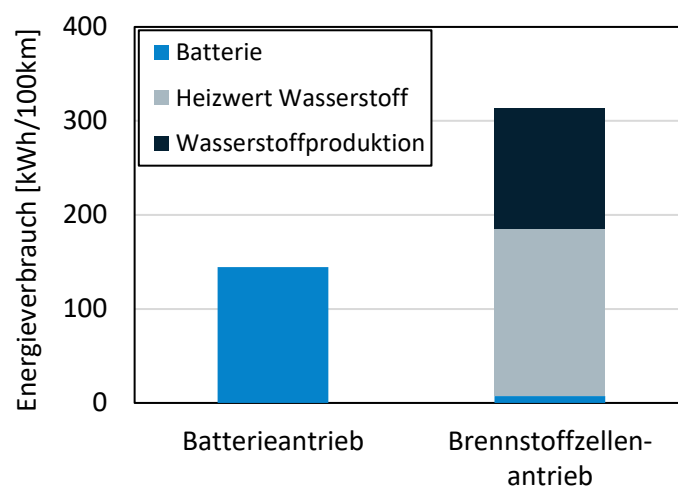


Abbildung 23: Energieverbrauch des Luftfahrzeugs mit Batterieantrieb im Vergleich zum Luftfahrzeug mit Brennstoffzellenantrieb bei aus elektrischer Energie erzeugtem Wasserstoff

Im Vergleich zu bodengebundenen Transportmitteln im urbanen Raum benötigen die ausgelegten Luftfahrzeuge erheblich mehr Energie. So ist der Energieverbrauch des Luftfahrzeugs mit Batterieantrieb mit etwa 145 kWh / 100 km etwa sieben- bis zehnmal größer als der eines mit Batterien angetriebenen PKWs (ca. 15-20 kWh / 100 km, VW ID3 [55]). Auch der Vergleich des Luftfahrzeugs mit Brennstoffzellenantrieb zeigt einen vielfach höheren Verbrauch als der in bodengebundenen Anwendungen. Im Vergleich zu einem Toyota Mirai (0,8-1 kg / 100 km [56]) wird ein mindestens fünfmal größerer Energieverbrauch erreicht. Für den Einsatz dieser Luftfahrzeuge im privaten Personentransport müssen für eine ökonomisch sinnvolle Anwendung demnach erhebliche Zeitvorteile gegenüber bodengebundenen Anwendungen erreicht werden.

Einen großen Einfluss auf die Ergebnisse der Gesamtsystemauslegungen hatte die Beachtung der Ausfallsszenarien. In der Auslegung muss eine Reservereichweite (10 km) sowie weitere Reservekapazitäten in den Energiespeichern berücksichtigt werden. Die Anteile nutzbarer Energie für die beiden Luftfahrzeuge sind in Abbildung 24 dargestellt. Für das Luftfahrzeug mit Batterieantrieb liegt der Anteil bei etwa 60 % der ursprünglichen Batteriekapazität. Die nutzbare Kapazität sinkt insbesondere durch die Vermeidung sehr niedriger Ladestände, da

dort eine erhöhte Zellalterung stattfindet. Zudem wurde eine End-of-Life Kapazität von 90 % für die Batterie vorgesehen. Analog sind auch für das Luftfahrzeug mit Brennstoffzellenantrieb Reserven in der Boost-Batterie vorgesehen. Da die Boost-Batterie im Fall des Ausfalls der Brennstoffzelle die Energieversorgung vollständig übernimmt, sind dort besonders hohe Sicherheitsreserven vorzusehen und nur etwa 35 % der Kapazität werden in der Auslegungsmission benötigt. Auch für den Wasserstofftank gibt es eine maximale Entleerung. Für Flüssigtanks ist zu jedem Zeitpunkt sicherzustellen, dass eine flüssige Phase im Tank vorliegt, um starke Temperaturerhöhungen im Tank zu vermeiden.

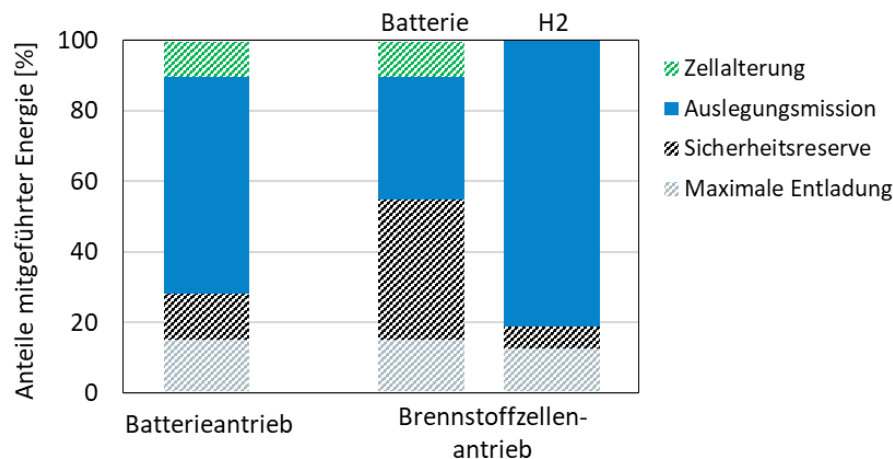


Abbildung 24: Anteil der nutzbaren Energie an der mitgeführten Energie für den Batterieantrieb und den Brennstoffzellenantrieb

Zudem ist es notwendig, dass das beide Luftfahrzeuge bei Ausfall von zwei Propellern noch ausreichend Auftrieb im Vertikalflug erreichen können. Durch die geringere Anzahl an Propellern steigt im Ausfallszenario zudem die Flächenbelastung an. In der Folge müssen die elektrischen Maschinen in der Lage sein etwa 72 % mehr Leistung bereitzustellen als ohne Berücksichtigung von Ausfallszenarien. Die Massen der elektrischen Maschinen sowie der Leistungsverteilung steigen entsprechend proportional an. Durch einen zeitlich begrenzten thermischen Überlastbetrieb bis zur Erreichung maximaler Bauteiltemperaturen der elektrischen Maschine könnte die hohe Antriebsmasse reduziert werden. Die Möglichkeit eines Überlastbetriebs wurde in diesem Projekt allerdings nicht modelliert und konnte daher nicht berücksichtigt werden.

Würden die Ausfallszenarien in der Auslegung nicht berücksichtigt werden, würde die Masse des Batterieantriebs um 36 % und die des Brennstoffzellenantriebs um 39 % sinken. Der große Einfluss der Ausfallszenarien auf die Größe der Energiereserven und die Antriebsmasse verdeutlichen, dass für eine aussagekräftige Bewertung (hybrid-)elektrischer Antriebssysteme die Berücksichtigung von Ausfallszenarien zwingend erforderlich ist.

2.2.7.3 Gesamtsystemstudie CTOL-Luftfahrzeug

Im Folgenden werden die Ergebnisse der Gesamtsystemstudie des CTOL-Luftfahrzeugs mit seriell-hybridem Antriebssystem beschrieben, das in einem analogen Prozess zum VTOL-Luftfahrzeug ausgelegt wurde. Zunächst werden die beachteten Ausfallszenarien beschrieben und im Anschluss die Ergebnisse auf Antriebssystem- und Gesamtsystemebene vorgestellt.

Fehlerbehandlungsstrategien

Für das CTOL-Luftfahrzeug wurden durch den Projektpartner GasTurb zwei kritische Ausfallszenarien identifiziert, die im Gesamtsystementwurf berücksichtigt werden müssen. Als erster Fehlerfall wurde der komplette Ausfall des Hauptantriebs (beide Flügelspitzenpropeller) kurz nach dem Start identifiziert, da durch die geringe Flughöhe und geringe kinetische Energie des Flugzeugs keine kontrollierte Notlandung mehr möglich wäre. Der zweite kritische Fehlerfall ist ein Ausfall des Hochauftriebssystems (Hochauftrieb durch Propeller) beim Start. Analog zum VTOL-Luftfahrzeug wurden durch GasTurb Ausfallwahrscheinlichkeiten der Antriebskomponenten recherchiert und mit Hilfe einer Fehlerbaumanalyse deren Einfluss auf Gesamtsystemebene bewertet. Daraus wurden mehrere Maßnahmen abgeleitet. Zunächst muss auch bei Ausfall eines Hochauftriebspropellers ausreichend Startleistung bereitgestellt werden können. Der Ausfall eines einzelnen Propellers ist durch keine Maßnahme mit ausreichend kleiner Wahrscheinlichkeit auszuschließen. Entsprechend werden die elektrischen Maschinen der Hochauftriebspropeller in der Auslegung größer dimensioniert, um bei Ausfall eines Propellers die fehlende Leistung kompensieren zu können. Außerdem werden eine redundante Leistungsversorgung sowie redundante Wicklungen in den elektrischen Maschinen vorgesehen. Auch bei den Flügelspitzenpropellern darf der Ausfall eines Propellers nicht zum kritischen Fehlerfall führen. Entsprechend werden die elektrischen Maschinen und die Leistungsversorgung so dimensioniert, dass sie den Ausfall des jeweils anderen Propellers kompensieren können. Für eine ausreichende Redundanz der Leistungsversorgung wurde die Anzahl der Kolbenmotoren auf zwei erhöht. Je nach Auslegung der Kolbenmotoren ist bei Ausfall eines Kolbenmotors dann noch die Unterstützung durch eine Batterie notwendig. Die ausfallsichere Antriebsarchitektur ist in Abbildung 27 dargestellt.

Ergebnisse auf Antriebsebene

Auf Grundlage der in den Vorstudien berechneten Auslegungsgrenzen wurde durch GasTurb die Parametrisierung des CTOL-Antriebssystems durchgeführt. Damit konnten erste Ergebnisse auf Antriebssystemebene erstellt werden. Der Einfluss der installierten Leistung auf die Masse der Antriebskomponenten und des gesamten Antriebssystems ist in Abbildung 25 dargestellt. Es ist erkennbar, dass die Kolbenmotoren einen Großteil (etwa 60 %) der Systemmasse darstellen. Die hohe Masse ist insbesondere auf die geringe Leistungsdichte von Kolbenmotoren von etwa 1 kW/kg zurückzuführen. Da die Masse der Kolbenmotoren (im gegebenen Leistungsbereich) und der elektrischen Antriebskomponenten weitgehend linear mit der Leistung skalieren, steigt auch das Gewicht des gesamten Antriebs linear an. Die Leistungsaufteilung zwischen Kolbenmotor und Batterie kann im Gesamtsystementwurf frei variiert werden. Entsprechend kann sich die Massenaufteilung zwischen Kolbenmotor und Batterie in den Gesamtsystemstudien noch ändern.

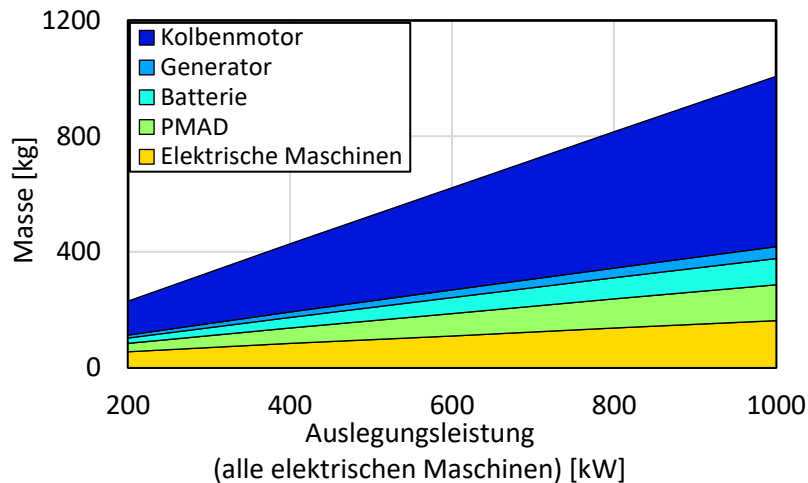


Abbildung 25: Masse des seriell-hybriden Antriebssystems in Abhängigkeit der installierten Leistung

Ergebnisse auf Luftfahrzeugebene

Auf Grundlage der parametrisierten Antriebssystemmodelle wurde im nächsten Schritt das Gesamtsystem aus Luftfahrzeug und Antrieb entworfen. Analog zum zur Gesamtsystemstudie des VTOL-Luftfahrzeugs wurde für die CTOL-Studie zur Bewertung der Ergebnisse eine Referenz definiert. Wie in Kapitel 2.2.2 beschrieben wurde, orientiert sich die Gesamtsystemstudie des CTOL-Luftfahrzeugs an den Missionsanforderungen der Tecnam P2012 Traveller. Als Referenz wurde daher dieses Flugzeug genutzt. Zur Vergleichbarkeit der Ergebnisse wurde das Referenzflugzeug analog zur CTOL-Gesamtsystemstudie mit Technologieannahmen für das Jahr 2035 ausgelegt. Das Referenz-Gesamtsystem aus Luftfahrzeug und Antriebssystem ist in Abbildung 26 dargestellt, das untersuchte Gesamtsystem mit seriell-hybridem Antrieb in Abbildung 27.

In Tabelle 5 sind die zentralen Auslegungsergebnisse für das Referenzflugzeug und das Luftfahrzeug mit seriell-hybridem Antriebssystem aufgelistet. Die grundlegenden Missionsanforderungen aus Tabelle 1 können durch beide Luftfahrzeuge erfüllt werden. Die Abflugmasse des Luftfahrzeugs mit seriell-hybridem Antrieb liegt allerdings etwa 27 % über der des Referenzflugzeugs. Die Ursache dafür ist der etwa 60 % schwerere seriell-hybride Antrieb. Die Massenaufteilung im Antrieb zeigt, dass insbesondere die elektrischen Maschinen und die Leistungsverteilung (leistungselektronische Komponenten und Stromkabel) für die höhere Antriebsmasse sorgen. Die Batterie zur Unterstützung des Starts hat nur ein geringes Gewicht und unterstützt die Kolbenmotoren beim Start mit einem Hybridisierungsgrad

$$H = \frac{P_{Batterie}}{P_{Batterie} + P_{Kolbenmotor}}$$

von zunächst 6 %. Der Einfluss des Hybridisierungsgrads wird im nächsten Schritt untersucht. Trotz des erheblich schwereren Luftfahrzeugs ergibt sich mit dem seriell-hybriden Antriebssystem ein ähnlicher Energiebedarf für die Auslegungsmission wie für die Referenz. Dies ist auf eine erhebliche Reduktion des Widerstands des Luftfahrzeugs in Folge deutlich kleinerer Flügelflächen bei gleicher Spannweite zurückzuführen, die durch die Nutzung der Hochauftriebspropeller ermöglicht werden.

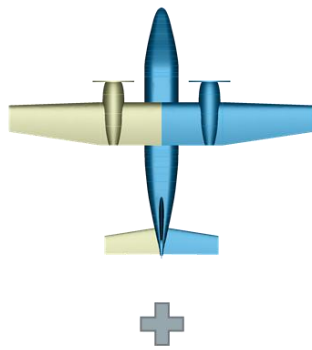


Abbildung 26: Konventionell startendes Luftfahrzeug (CTOL) mit konventionellem Kolbenmotor-Antrieb (Referenz)

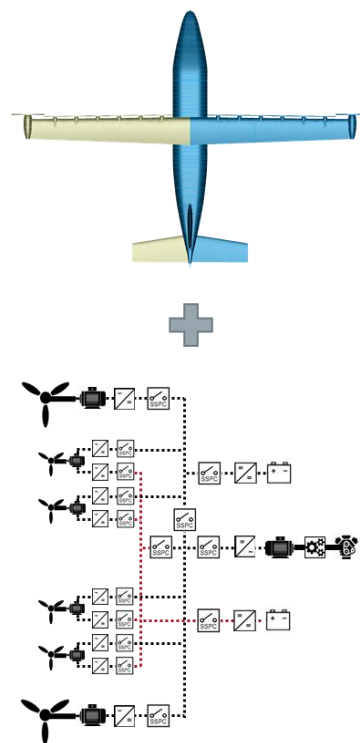


Abbildung 27: Konventionell startendes Luftfahrzeug (CTOL) mit Flügelspitzenpropellern, Hochauftriebspropellern (Anzahl in entworfenem Antrieb: 12) und zugehörigem seriell-hybridem Antriebssystem

Tabelle 5: Ergebnisse der Gesamtsystemauslegungen für das CTOL-Luftfahrzeug mit Kolbenmotor-Antrieb (Referenz) und das CTOL-Luftfahrzeug mit seriell-hybridem Antriebssystem

	Kolbenmotor-Antrieb (Referenz)	Seriell-hybrider Antrieb ($H = 6 \%$)	Serieller Antrieb ($H = 0 \%$)
Abflugmasse Luftfahrzeug	3606 kg	4576 kg	4644 kg
Masse Antriebssystem	628 kg	1011 kg	1072 kg
Brennstoffbedarf	349 kg	345 kg	332 kg

In einer weiteren Auslegung wurde der Hybridisierungsgrad des Antriebssystems auf null reduziert, also die Batterie aus dem Antrieb entfernt. Die Ergebnisse dieser Gesamtsystemauslegung sind in Tabelle 5 (Serieller Antrieb ($H = 0 \%$)) aufgelistet. Das Ergebnis zeigt, dass die Unterstützung des Starts durch Batterien keinen Vorteil beim Brennstoffbedarf bringt. So wird das Antriebssystem für eine Auslegung ohne Boost-Batterie in Folge der geringen Leistungsdichte des Kolbenmotors zwar um 6 % schwerer, aber der Brennstoffbedarf für die Flugmission sinkt gegenüber der hybriden Variante um 3,7 % ab. Die Gründe hierfür werden nachfolgend erläutert.

In Abbildung 28 ist der Einfluss des Hybridisierungsgrads zwischen Kolbenmotor und Batterie auf die Antriebsmasse und den leistungsspezifischen Brennstoffverbrauch

$$PSFC = \frac{\dot{m}_{\text{Brennstoff}}}{\sum P_{\text{Elektr. Antrieb}}}$$

unter der Randbedingungen einer konstanten Antriebsleistung abgebildet. Ein steigender Hybridisierungsgrad und damit eine größere Batterie führen demnach zu einer geringeren Antriebsmasse und einem höheren Brennstoffverbrauch (PSFC). Die Antriebsmasse sinkt mit steigender Hybridisierung ab, da die Batterie eine höhere Leistungsdichte hat als ein Kolbenmotor. Für die gegebene Anwendung mit Hochauftriebspropellern beim Start stellt sich allerdings ein geringes Verhältnis von Start- und Reiseflugleistung ein. Dadurch wird der Betriebspunkt im Reiseflug bei einer Hybridisierung schnell in Richtung eines weniger effizienten Volllastbetriebs bewegt.

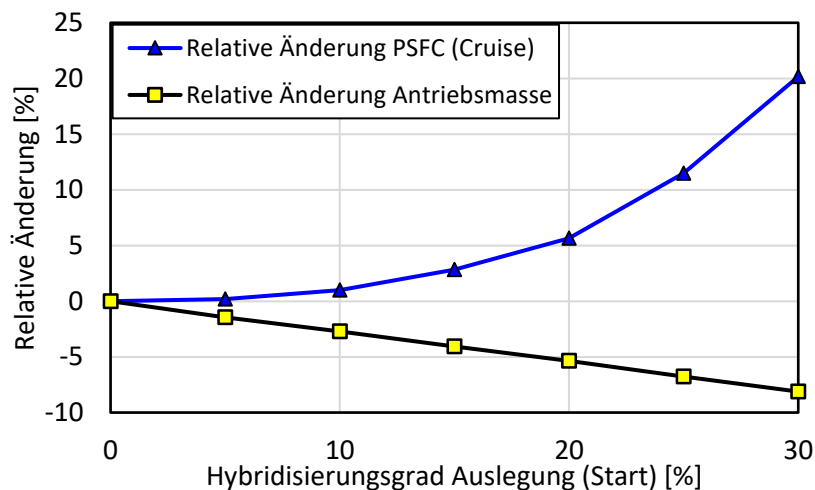


Abbildung 28: Einfluss des Hybridisierungs-grads beim Start auf die Antriebssystemmasse und den PSFC im Reiseflug (bei konstanter Antriebsleistung)

Der Brennstoffbedarf des seriell-hybriden Antriebs ohne Batterie ist gegenüber der konventionellen Referenz etwa 5 % kleiner. Gleichzeitig steigt die Masse des Luftfahrzeugs um 30 % an. Die positiven Integrationseinflüsse durch die Hochauftriebs- und Flügelspitzenpropeller überkompensieren den Einfluss der höheren Luftfahrzeugmasse. Der positive Effekt ist allerdings klein und steht einem sehr komplexen Antriebssystem gegenüber. Aufgrund von Unsicherheiten bei der Berechnung der gesamten Antriebs- und Luftfahrzeugmassen sowie der Bestimmung der ausfallsicheren Antriebsarchitekturen ist es möglich, dass der hier errechnete Vorteil nicht in eine reale Anwendung überführt werden kann.

2.2.8 Empfehlungen für weitere Arbeiten

Im bearbeiteten Forschungsbereich hybridelektrischer Antriebssysteme für die Luftfahrt finden zum aktuellen Zeitpunkt viele Entwicklungen statt. Das IST erweitert dabei ständig seine Kenntnisse in diesem Bereich. Entsprechend haben sich im Verlaufe des Projekts auch Empfehlungen für weitere Arbeiten ergeben.

Im Bereich der Antriebssysteme sind seit Projektbeginn insbesondere die Anzahl an Entwicklungen mit Fokus auf Wasserstoff als Energieträger stark angestiegen. In diesem Bereich ist neben der Wasserstoffgasturbine der Brennstoffzellenantrieb von hohem Interesse. Neben der im Projekt betrachteten Anwendung für ein kleines Luftfahrzeug ist auch eine Anwendung im Regionalflugzeug-Segment denkbar. Detaillierte Auslegungsstudien für eine solche Anwendung mit dem geschaffenen Werkzeug sind daher von hohem Interesse. Zudem ist eine Erweiterung der Modellierungsmethoden in Richtung weiterer Brennstoffzellen-Systemarchitekturen (Befeuchtungsmethoden, mehrstufige Verdichter, etc.) sowie eine Vertiefung der Modellierung zur Abbildung des transienten Betriebsverhaltens zu empfehlen, um die Bewertungsfähigkeit im Bereich der Brennstoffzellenantriebe weiter zu steigern. Auch ein Ausbau der Bewertungsfähigkeit für das Kühlsystem des Brennstoffzellensystems wird aufgrund des hohen Anteils an der Systemmasse empfohlen.

Neben Vertiefungen der Bewertung von Brennstoffzellensystemen sollte zukünftig auch das transiente Überlastverhalten der elektrischen Systemkomponenten berücksichtigt werden, die je nach Missionsanforderungen eine Verringerung der jeweiligen Komponentenmasse ermöglichen kann. Zudem ist eine Modellierung der thermischen Trägheit und damit die transiente Modellierung des Kühlsystems interessant, da dies das Gewicht des Kühlsystems erheblich senken kann.

Insbesondere für VTOL-Luftfahrzeuge ist zudem eine Bewertung des Rotorlärms von hohem Interesse. Durch die Nutzung dieser Luftfahrzeuge im urbanen Raum wird der Fluglärm eine wichtige Optimierungsgröße in der Auslegung darstellen. Ein Ausbau der Fähigkeiten zur Bewertung des Fluglärms sollte daher angestrebt werden.

2.2.9 Zusammenfassung und Fazit

Das übergeordnete Ziel des Verbundvorhabens - die Entwicklung eines umfangreichen und einheitlich anwendbaren Werkzeugs zur integrierten Vorauslegung und Bewertung elektrohybrider Antriebssysteme für kleine Luftfahrzeuge - ist erreicht worden. Durch die Anwendung des Werkzeugs in den Gesamtsystemstudien konnten umfangreiche Kenntnisse im Bereich der Auslegung hybridelektrischer Antriebssysteme und deren Integration in die Luftfahrzeuge durch alle Verbundpartner aufgebaut werden. Das IST hat dabei Kompetenzen in der Modellierung von Antrieben kleiner Leistungsklassen, der thermischen Anbindung der Antriebskomponenten an das Kühlsystem sowie in der Auslegung und Bewertung hochintegrierter hybridelektrischer Antriebssysteme aufgebaut. Dadurch konnte das IST seine Bewertungsfähigkeit für hybridelektrische Antriebssysteme in den Bereich kleiner Leistungsklassen erweitern und seine Attraktivität als Forschungspartner in diesem Bereich steigern.

In den Gesamtsystemstudien konnte gezeigt werden, dass Brennstoffzellenantriebe für die Anwendung in VTOL-Luftfahrzeugen im Vergleich zu Batterieantrieben ein großes Potential aufweisen. Durch die hohe Energiedichte des Wasserstoffs wird eine mindestens 50 % höhere Reichweite und eine Halbierung des Antriebsgewichts gegenüber Batterieantrieben erreicht.

Auch bei einer Indienststellung im Jahr 2035 sind mit den getroffenen Technologieannahmen nur geringe Reichweiten mit Batterieantrieben realisierbar. Dennoch ist der Energiebedarf eines Brennstoffzellenantriebs mehr als doppelt so hoch wie der des Batterieantriebs, falls der Wasserstoff aus elektrischer Energie erzeugt wird.

Für das CTOL-Luftfahrzeug mit seriell-hybridem Antrieb mit Kolbenmotor ergibt sich ein im Vergleich zum konventionell angetriebenen Luftfahrzeug um etwa 70 % schwereres Antriebssystem. Durch die Hochauftriebspropeller und Flügelspitzenpropeller, deren Nutzung in konventionellen Antrieben nicht möglich wäre, ergibt sich allerdings eine erhebliche Reduktion des Widerstands im Reiseflug und damit trotz des deutlich schwereren Luftfahrzeugs eine Reduktion des Brennstoffbedarfs um etwa 5 %. Das Ergebnis zeigt, dass die integrativen Vorteile von hybriden Antriebssystemen zwingend genutzt werden müssen, um eine Verringerung des Brennstoffbedarfs durch die Verwendung hybrid-elektrischer Antriebe zu erreichen.

2.3 Fortschritt auf dem Gebiet bei anderen Stellen

Die ursprünglich im „Flightpath 2050“ [4] durch die Europäische Kommission definierten Ziele der Luftfahrt wurden durch Ziele in der Vision „Fly the Green Deal“ aktualisiert [57]. Für das Jahr 2050 sind darin weitreichendere Ziele als bislang formuliert. So soll eine Reduktion des (Netto-)CO₂-Ausstoßes für alle Flüge innerhalb der EU auf null erreicht werden. Weiterhin sollen die NO_x- und Ruß-Emissionen relativ zum Jahr 2000 um 90 % sinken, um schließlich eine Reduktion der Klimawirkung aller CO₂- und Nicht-CO₂-Effekte um 90 % zu erreichen. Zusätzlich sollen Reisen innerhalb der EU von „Tür-zu-Tür“ innerhalb von 4 Stunden möglich werden.

Die genannten Ziele eines schnellen und nachhaltigen Transports sollen explizit auch durch den Einsatz von (hybrid-)elektrisch angetriebenen kleinen Luftfahrzeugen, die konventionell oder senkrecht starten, erreicht werden. Entsprechend werden in diesem Themenfeld aktuell viele Entwicklungen vorangetrieben. Im Projekt GNOSIS wurde ein kleines Luftfahrzeug für 19 Passagiere mit einem partiell turboelektrischen Antriebssystem und Flügelspitzenpropellern untersucht [60]. Für die untersuchte Konfiguration konnte kein Vorteil beim Brennstoffverbrauch im Reiseflug gegenüber einer konventionellen Referenz erreicht werden. Anders als in der in diesem Vorhaben durchgeführten Studie wurden keine Hochauftriebspropeller in die Betrachtung einbezogen. Durch die NASA wird weiterhin die bereits in Kapitel 1.4 beschriebene X-57 Maxwell untersucht. Ein erster Testflug mit vollelektrischem Antrieb ist für das Jahr 2023 geplant [58, 59]. Dabei werden allerdings zunächst noch nicht die final geplanten Flügelspitzen- und Hochauftriebspropeller eingesetzt. Zudem wurde die Entwicklung erster kommerzieller Anwendungen weiter vorangetrieben. So konnte der Hersteller Eviation am 27.09.2022 erstmals den vollelektrischen 9-Sitzer Alice im Flug testen, wobei bislang nur eine kurze Flugdauer von acht Minuten erreicht wurde [61]. Im Bereich der senkrechtstartenden Luftfahrzeuge wurde insbesondere durch die Hersteller Joby Aviation und Volocopter die Zulassung der ersten elektrisch angetriebenen Senkrechtstarter

vorangetrieben [62, 24]. Joby Aviation konnte in Flugtests mit einem Prototyp des Joby S4 bereits eine Reichweite von 240 km erreichen [63].

Im „Fly the Green Deal“ wird zudem die Verwendung von wasserstoffbasierten Antriebssystemen explizit als Ziel für das Jahr 2035 festgehalten. Entsprechend wird auch die Entwicklung von Brennstoffzellenantrieben, die insbesondere für kleine Luftfahrzeuge aussichtsreich sind, vorangetrieben. Durch die NASA wurde beispielsweise die Anwendung von Brennstoffzellen für den Antrieb eines VTOL-Luftfahrzeugs modelliert [64]. Dabei konnte gezeigt werden, dass mindestens eine Leistungsdichte von 1,1 kW/kg für ein PEM-Brennstoffzellensystem und eine Speicherdichte von 15 % im Wasserstofftank erreicht werden müssen, um die Performance eines konventionellen Kolbenmotor-Antriebs zu erreichen. Diese Ziele werden von der NASA durch den Fortschritt in der Brennstoffzellen-Technologie im letzten Jahrzehnt als erreichbar angesehen. Im Bereich der Brennstoffzellenantriebe werden zudem Demonstratoren für kleine Luftfahrzeuge entwickelt. Beispielsweise wird durch das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt sowie die MTU Aero Engines gemeinsam die Entwicklung eines Demonstrators für die Anwendung von Brennstoffzellenantrieben in einer Dornier 228 voran getrieben [65]. Auch die Unternehmen ZeroAvia, Inc. und Universal Hydrogen verfolgen die Entwicklung von Brennstoffzellenantrieben für kleine Flugzeuge und Senkrechtstarter [66, 67]. Beide konnten ihre Antriebssysteme bereits zu Beginn des Jahres 2023 an einem Regionalflugzeug unter Flugbedingungen testen.

2.4 Erfolgte oder geplante Veröffentlichungen

Unter Leitung des IST ist ein Vortrag zum Thema der integrierten Antriebsauslegung beim Deutschen Luft- und Raumfahrtkongress 2023 mit anschließender Veröffentlichung im CEAS Aeronautical Journal geplant. Die Verbundpartner Bauhaus Luftfahrt und GasTurb GmbH unterstützen diese als Co-Autoren.

Die gewonnenen Erkenntnisse sind zudem in die Dissertation zum Thema *Entwurfsmethode für elektrische und hybride Kleinflugzeugantriebe* [36] des Projektbearbeiters Herr Köhler eingeflossen. Eine Verwertung der Erkenntnisse im Bereich der brennstoffzellenbasierten Antriebssysteme wird zudem in der geplanten Dissertation des Projektbearbeiters Herr Cäsar angestrebt.

3 Literaturverzeichnis

- [1] A. Penkner und P. Jeschke, „Analytic Rayleigh pressure loss model for high-swirl combustion in a rotating combustion chamber“, *CEAS Aeronautical Journal* 6, pp. 613-625, 2015.
- [2] V. Kloos, T. Speak, R. Sellick und P. Jeschke, „Dual Drive Booster for a Two-Spool Turbofan: High Shaft Power Offtake Capability for More Electric Aircraft and Hybrid Aircraft Concepts“, *Journal of engineering for gas turbines and power*, 2018.
- [3] RWTH Aachen, Institut für Strahlantriebe und Turbomaschinen, „Integrierte Vorauslegung elektrohybrider Antriebssysteme : Verbundvorhaben IVEA : Abschlussbericht“, 2021.
- [4] Europäische Kommission, Flightpath 2050 Europe's Vision for Aviation.
- [5] International Civil Aviation Organization, „Solid passenger growth and moderate air cargo demand in 2018“, [Online]. Verfügbar unter: <https://www.icao.int/Newsroom/Pages/Solid-passenger-traffic-growth-and-moderate-air-cargo-demand-in-2018.aspx>. [Zugriff am 12.09.2019].
- [6] Committee on Propulsion and Energy Systems to Reduce Commercial Aviation Carbon Emissions, Commercial Aircraft Propulsion and Energy Systems Research: Reducing Global Carbon Emissions, National Academies Press, 2016.
- [7] S. Ashcraft, A. Padron, K. Pascioni, G. Stour Jr und D. Huff, „Review of Propulsion Technologies for N+3 Subsonic Vehicle Concepts“, NASA Glenn Research Center, Cleveland, Ohio, 2011.
- [8] A. Dubois, M. van der Geest, J. Bevirt, R. Christie und N. Borer, „Design of an Electric Propulsion System for SCEPTOR's Outboard Nacelle“, *16th Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, 2016.
- [9] J. Felder, G. Brown, H. Kim und J. Chu, „Turboelectric Distributed Propulsion in a Hybrid Wing Body Aircraft“, *International Society of Air Breathing Engines, ISABE 2011*, 2011.
- [10] J. Felder, H. Kim und G. Brown, „Turboelectric Distributed Propulsion Engine Cycle Analysis for Hybrid-Wing-Body Aircraft“, *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, p. pages 5–8, 2009.
- [11] J. Felder, M. Tong und J. Chu, „Sensitivity of Mission Energy Consumption to Turboelectric Distributed Propulsion Design Assumptions on the N3-X Hybrid Wing Body Aircraft“, *48th AIAA joint propulsion conference and exhibit*, 2012.
- [12] Bauhaus Luftfahrt, „Concept study: Propulsive Fuselage“, 2014. [Online]. Verfügbar unter: http://www.dispursal.eu/doc/20140515_BHL_ILA_2014_DisPURSAL.pdf.
- [13] J. Welstead, J. Felder, M. Guynn, B. Haller, M. Tong, S. Jones, I. Ordaz, J. Quinlan und B. Mason, „Overview of the NASA STARC-ABL (Rev. B) Advanced Concept“, *One Boeing NASA Electric Aircraft Workshop*, 2017.
- [14] P. Vratny, Conceptual Design Methods of Electric Power Architectures for Hybrid Energy Aircraft, Technische Universität München: Dissertation, 2019.

- [15] M. Strack, G. P. Chiozzotto, M. Iwanizki, M. Plohr und M. Kuhn, „Conceptual Design Assessment of Advanced Hybrid Electric Turboprop Aircraft Configurations“, *17th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, 2017.
- [16] J. Hoelzen, Y. Liu, B. Bensmann, C. Winnefeld, A. Elham, J. Friedrichs und R. Hanke-Rauschenbach, „Conceptual Design of Operation Strategies for Hybrid Electric Aircraft“, *Energies* 11, p. 217, 2018.
- [17] J. O. Reimers, „Introduction of Electric Aviation in Norway“, 2018. [Online]. Verfügbar unter: <https://avinor.no/contentassets/c29b7a7ec1164e5d8f7500f8fef810cc/introduction-of-electric-aircraft-in-norway.pdf>. [Zugriff am 12 09 2019].
- [18] „First flight of DLR's HY4 fuel cell light aircraft“, *Fuel Cells Bulletin* (2016) 10, 2016.
- [19] M. Kreimeier, „Evaluation of On-Demand Air Mobility Concepts with Utilization of Electric Powered Small Aircraft“, RWTH Aachen: Dissertation, 2019.
- [20] E. Stumpf, M. Kreimeier, P. Strathoff, J. Lückhof, K.-U. Schröder und F. Janser, „Small Aircraft Concept for Regional on-Demand Air Mobility“, *International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS)*, 2018.
- [21] Eviation, „Eviation Alice“, [Online]. Verfügbar unter: <https://www.eviation.com/aircraft/>. [Zugriff am 31 05 2023].
- [22] K. Schwarz, „Volocopter enthüllt Flugtaxi VoloCity“, [Online]. Verfügbar unter: <https://www.flugrevue.de/zivil/weiterentwickeltes-design-fuer-urban-air-mobility-volocopter-enthueelt-volocity/>. [Zugriff am 12 09 2019].
- [23] Bell, „BELL NEXUS“, [Online]. Verfügbar unter: <https://www.bellflight.com/products/bell-nexus>. [Zugriff am 12 09 2019].
- [24] Joby Aviation, „All-Electric Air Mobility“, [Online]. Verfügbar unter: <https://www.jobyaviation.com/>. [Zugriff am 07 04 2021].
- [25] Beta Technologies, „ALIA-250c“, [Online]. Verfügbar unter: <https://www.beta.team/aircraft/>. [Zugriff am 07 04 2021].
- [26] evtol.news, „e-volo's 2X Ready for Production“, 05 2017. [Online]. Verfügbar unter: <https://evtol.news/news/e-volos-2x-ready-for-production/>. [Zugriff am 07 04 2021].
- [27] evtol.news, „Tier 1 Engineering e-R44 1st Generation“, [Online]. Verfügbar unter: <https://evtol.news/tier-1-robinson-r44/>. [Zugriff am 07 05 2021].
- [28] Uber Elevate, „Fast-Forwarding to a Future of On-Demand Urban Air Transportation“, 2016.
- [29] A. Stoll und G. Veble Mikic, „Design Studies of Thin-Haul Commuter Aircraft with Distributed electric Propulsion“, *American Institute of Aeronautics and Astronautics (Hg.): 16th AIAA Conference*, 2016.
- [30] K. Poch, L. Hennies, M. Y. Albarran und E. Stumpf, „aDePT - Aircraft Design Concept“, NASA/DLR Design Challenge, 2019.

- [31] U.S. Department of Energy, Energy Efficiency and Renewable Energy, Fuel Cell Technologies Office, „Comparison of Fuel Cell Technologies”, 04 2016. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.energy.gov/eere/fuelcells/articles/comparison-fuel-cell-technologies-fact-sheet>. [Zugriff am 20 04 2023].
- [32] H. Eichlseder, M. Klell und A. Trattner, „Speicherung und Transport”, in *Wasserstoff in der Fahrzeugtechnik: Erzeugung, Speicherung, Anwendung*, 2018, pp. H. Eichlseder, M. Klell, und A. Trattner,.
- [33] R. Peters, „Brennstoffzellensysteme in der Luftfahrt”, Heidelberg: Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2015.
- [34] R. K. Ahluwalia, X. Wang und A. J. Steinbach, „Performance of advanced automotive fuel cell systems with heat rejection constraint”, *Journal of Power Sources*, p. 178–191, 2016.
- [35] Toyota Motor Corporation, „Outline of the Mirai”, [Online]. Verfügbar unter: https://www.toyota-europe.com/download/cms/euen/Toyota%20Mirai%20FCV_Posters_LR_tcm-11-564265.pdf. [Zugriff am 29 11 2021].
- [36] J. Köhler, „Entwurfsmethode für elektrische und hybride Kleinflugzeugantriebe”, RWTH Aachen: Dissertation, 2022.
- [37] R. Tornabene, X.-Y. Wang, C. Steffen und J. Freeh, „Development of Parametric Mass and Volume Models for an Aerospace SOFC/Gas Turbine Hybrid System”, *ASME Turbo Expo 2005: Power for Land, Sea, and Air*, pp. 135-144, 2005.
- [38] Fumatech, „Membrane Humidifiers - fumasep® High Performance Membrane Humidifiers for Fuel Cells”, 2019.
- [39] R. Ladous, „Hydrogen for powering aircraft - Roadmap becomes Tangible”, *E2FLIGHT Conference 2020*, 2020.
- [40] T. Woolmer und M. McCulloch, „Analysis of the Yokeless And Segmented Armature Machine”, *IEEE International Electric Machines & Drives Conference*, 2007.
- [41] T. Dever, „Assessment of Technologies for Noncryogenic Hybrid Electric Propulsion”, Technischer Bericht NASA/TP-2015-216588, 2015.
- [42] A. Elkamel, „Optimization of a Battery Pack in Plug-In Hybrid Electric Vehicles”, *Proceedings of the 2016 International Conference on Industrial Engineering and Operations Management*, 2016.
- [43] H. Löbbberding, „From Cell to Battery System in BEVs: Analysis of System Packing Efficiency and Cell Types”, *World Electric Vehicle Journal*, 11(4), 2020.
- [44] BRP-Rotax GmbH & Co. KG., „Installation Manual for Rotax Engine Type 912 I Series”, Edition 1, 2012.
- [45] BRP-Rotax GmbH & Co. KG, „Technical Documentation”, [Online]. Verfügbar unter: <https://www.flyrotax.com/p/service/technical-documentation>. [Zugriff am 02 03 2022].

- [46] Kokam, [Online]. Verfügbar unter: <https://kokam.com/wp-content/uploads/2016/03/SLPB-Cell-Brochure.pdf>. [Zugriff am 02 03 2022].
- [47] SEMIKRON International GmbH, „Siliziumkarbid-MOSFET-Module“, [Online]. Verfügbar unter: <https://www.semikron.com/de/produkte/produktklassen/sic/sic-mosfet-module.html>. [Zugriff am 02 03 2022].
- [48] TDK Electronics AG, „Leistungskondensatoren für DC-Anwendungen“, [Online]. Verfügbar unter: <https://www.tdk-electronics.tdk.com/de/2803012/produkte/produktkatalog/leistungskondensatoren/dc-zylindrisch>. [Zugriff am 02 03 2022].
- [49] Y. Furukawa und S. Yamauchi, „Technologies of a cooling device for power semiconductor“, in *Wide Bandgap Power Semiconductor Packaging: Materials, Components, and Reliability*, 2018.
- [50] VACUUMSCHMELZE GmbH & Co. KG, „NdFeB Magnete aus VACODYM“, [Online]. Verfügbar unter: <https://vacuumschmelze.de/Produkte/Dauermagnete/NdFeB-Magnete---VACODYM>. [Zugriff am 02 03 2022].
- [51] G. Müller, K. Vogt und B. Ponick, *Berechnung elektrischer Maschinen*, John Wiley & Sons, 2008.
- [52] T. Lochner, R. M. Kluge, J. Fichtner, H. A. El-Sayed, B. Garlyyev und A. S. Bandarenka, „Temperature Effects in Polymer Electrolyte Membrane Fuel Cells“, *ChemElectroChem*, p. 3545–3568, 2020.
- [53] European Union Aviation Safety Agency, „Special Condition Vertical Take-Off and Landing (VTOL) Aircraft“, 02 07 2019. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/SC-VTOL-01.pdf>.
- [54] McKinsey & Company; Clean Sky 2 Joint Undertaking, „Hydrogen-powered aviation - A fact-based study of hydrogen technology, economics, and climate impact by 2050“, Publications Office of the European Union, Luxembourg, 2020.
- [55] Volkswagen, „Der neue ID.3“, [Online]. Verfügbar unter: <https://www.volkswagen.de/de/modelle/der-neue-id3.html>. [Zugriff am 20 12 2022].
- [56] Toyota, „Mirai - Willkommen in der Zukunft“, [Online]. Verfügbar unter: <https://www.toyota.de/neuwagen/mirai>. [Zugriff am 20 12 2023].
- [57] Europäische Kommission, „Fly the Green Deal. Europe’s Vision for Sustainable Aviation, Report of the Advisory Council for Aviation Research and Innovation in Europe (ACARE)“, Publications Office of the European Union, 2022.
- [58] P. Strathoff, C. Zumengen, E. Stumpf, C. Klumpp, P. Jeschke, K. Warner, R. Gelleschus, T. Bocklisch, B. Portner, L. Moser und M. Hornung, „On the Design and Sustainability of Commuter Aircraft with Electrified Propulsion Systems“, *AIAA AVIATION 2022 Forum 2022*, 2022.
- [59] National Aeronautics and Space Administration, „How will the X-57 be built?“, [Online]. Verfügbar unter: <https://www.nasa.gov/specials/X57/modification.html>. [Zugriff am 15 02 2023].

- [60] National Aeronautics and Space Administration, „NASA’s X-57 Maxwell Powers Up”, [Online]. Verfügbar unter: <https://www.nasa.gov/feature/nasa-s-x-57-maxwell-powers-up>. [Zugriff am 15 02 2023].
- [61] Reuters, „'Alice' the all-electric aircraft takes off from U.S.”, [Online]. Verfügbar unter: <https://www.reuters.com/video/watch/alice-the-all-electric-aircraft-takes-of-idOV842228092022RP1>. [Zugriff am 15 02 2023].
- [62] Volocopter GmbH, „Volocopter Completes Production Setup for Electric Air Taxis”, [Online]. Verfügbar unter: <https://www.volocopter.com/newsroom/volocopter-completes-production-setup/>. [Zugriff am 05 04 2023].
- [63] Joby Aviation, „Joby Aviation - Our Story”, [Online]. Verfügbar unter: <https://www.jobyaviation.com/about/>. [Zugriff am 15 02 2023].
- [64] A. Datta, „PEM Fuel Cell Model for Conceptual Design of Hydrogen eVTOL Aircraft - NASA/CR 20210000284”, National Aeronautics and Space Administration, 2021.
- [65] Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, „DLR and MTU Aero Engines study fuel cell propulsion system for aviation”, 05 08 2020. [Online]. Verfügbar unter: https://www.dlr.de/en/latest/news/2020/03/20200805_dlr-and-mtu-aero-engines-study-fuel-cell-propulsion-system-for-aviation. [Zugriff am 15 02 2023].
- [66] ZeroAvia, Inc., „ZeroAvia Flight Testing Hydrogen-Electric Powerplant”, [Online]. Verfügbar unter: <https://www.zeroavia.com/flight-testing>. [Zugriff am 15 02 2023].
- [67] Universal Hydrogen, „Fueling Carbon-Free Flight”, [Online]. Verfügbar unter: <https://hydrogen.aero/product/>. [Zugriff am 15 02 2023].
- [68] A. Stoll, „Design Studies of Thin-Haul Commuter Aircraft with Distributed electric Propulsion”, *16th AIAA Conference*, 2016.
- [69] H. Lohse-Busch, M. Duoba, K. Stutenberg, S. Iliev und M. Kern, „Technology Assessment of a Fuel Cell Vehicle: 2017 Toyota Mirai”, Argonne National Laboratory, 2018.
- [70] Vertical Aerospace, „VA-X4”, [Online]. Verfügbar unter: <https://www.vertical-aerospace.com/va-x4/>. [Zugriff am 01 2021].
- [71] Eviation Aircraft, „Eviation Alice”, [Online]. Verfügbar unter: <https://www.eviation.com/>. [Zugriff am 07 04 2021].
- [72] N. K. Borer, S. C. Geuther, B. L. Litherland und L. Kohlmann, „Design and Performance of a Hybrid-Electric Fuel Cell Flight Demonstration Concept”, *AIAA Aviation*, 06 12 2019.