



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

Bachelorarbeit

Ashraf Al-Mashhadani

Entwicklung eines Konzepts für ein wasserstoffbetriebenes Kleinflugzeug mittels methodischen Konstruierens

*Fakultät Technik und Informatik
Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau*

*Faculty of Engineering and Computer Science
Department of Automotive and
Aeronautical Engineering*

Ashraf Al-Mashhadani

**Entwicklung eines Konzepts für ein
wasserstoffbetriebenes Kleinflugzeug
mittels methodischen Konstruierens**

Bachelorarbeit eingereicht im Rahmen der Bachelorprüfung

im Studiengang Flugzeugbau
am Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau
der Fakultät Technik und Informatik
der Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg

Erstprüfer: Herr Prof. Dr.-Ing. Alexander Frenkel
Zweitprüfer: Herr Prof. Dipl Designer Werner Granzeier

Abgabedatum: 09.10.2023

Zusammenfassung

Ashraf Al-Mashhadani

Thema der Bachelorthesis

Entwicklung eines Konzepts für ein wasserstoffbetriebenes Kleinflugzeug mittels methodischen Konstruierens

Stichworte

Wasserstoff, Brennstoffzelle, Mobilität, Wasserstoffantriebstechnik, Nachhaltigkeit, Kosten, Wasserstoffverbrennungsmotor, Benchmark-Analyse

Kurzzusammenfassung

Diese Bachelorarbeit widmet sich der Entwicklung eines wirtschaftlichen und umweltfreundlichen Kleinflugzeugs, das auf Wasserstoffantrieb basiert. Sie analysiert detailliert die Funktionalität und die Kosten des Wasserstoffantriebs, um die Zukunftsfähigkeit im Vergleich zu herkömmlichen Verbrennungsmotoren objektiv zu bewerten. Die Ergebnisse deuten darauf hin, dass wasserstoffbetriebene Flugzeuge eine nachhaltige Alternative sein können, erfordern jedoch weitere Forschungen in den Bereichen Wasserstofftechnologie und grüne Wasserstoffherstellung für eine mögliche Serienproduktion.

Name of Student

Ashraf Al-Mashhadani

Title of the paper

Development of a concept for a hydrogen-powered small aircraft by means of methodical design.

Keywords

Hydrogen, Fuel cell, mobility, hydrogen propulsion technology, sustainability, cost, Hydrogen combustion engine, Benchmark analysis

Abstract

This bachelor's thesis is dedicated to the development of an economical and environmentally friendly small aircraft based on hydrogen propulsion. It provides a detailed analysis of the functionality and costs of hydrogen propulsion to objectively assess its future viability compared to conventional combustion engines. The results suggest that hydrogen-powered aircraft can be a sustainable alternative but require further research into hydrogen technology and green hydrogen production for possible series production.

Vorwort

Die vorliegende Bachelorarbeit ist im Rahmen meines Studiums des Flugzeugbaus Bachelor of Engineering (B.Eng.) an der Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg entstanden. Die Entwicklung von Konzepten für Flugzeuge mit einem Wasserstoffantrieb ist in der Luftfahrt ein gegenwartsnahes und erfolgversprechendes Forschungsgebiet. Alternative und umweltfreundliche Antriebstechniken sind angesichts des steigenden Klimawandels und der Umweltbelastung von großer Bedeutung. Wasserstoff als Energiequelle oder Flugkraftstoff bietet hierbei eine vielversprechende und zielführende Alternative zu herkömmlichen fossilen Brennstoffen. Sein Einsatz kann dazu beitragen, die Luftfahrt nachhaltiger und umweltfreundlicher zu gestalten. Darüber hinaus kann die Verwendung von Wasserstoff dazu beitragen, die Entwicklung umweltschädlicher Emissionen zu reduzieren und ein CO₂-neutrales Fliegen zu ermöglichen. Dabei erfordert die Entwicklung eines mit Wasserstoff betriebenen Flugzeugs ein umfangreiches Konzept, das verschiedene technische und wissenschaftliche Aspekte berücksichtigt. Diese Voraussetzung lässt dem methodischen Konstruieren der VDI 2221-Richtlinie eine zentrale Bedeutung zukommen. Hierbei können sich die verschiedenen Komponenten des Flugzeugs, durch die strukturierte und systematische Vorgangsweise, bestmöglich aufeinander anpassen. Das Ziel dieser Bachelorarbeit besteht darin, ein ganzheitliches Konzept für ein wasserstoffbetriebenes Kleinflugzeug zu entwickeln, das Umwelt-, Sicherheits-, Kosten- und Leistungsanforderungen berücksichtigt. Dabei werden neben den technischen Aspekten auch ökonomische und ökologische Aspekte miteinbezogen. Schließlich bin ich davon überzeugt, dass das Resultat dieser Bachelorarbeit einen wichtigen Beitrag zur nachhaltigen und umweltfreundlichen Entwicklung der Luftfahrt leisten und dazu beitragen kann, die Umweltbelastung zu verringern.

Danksagung

An erster Stelle möchte ich mich bei meinem Betreuer und ersten Prüfer Herrn Prof. Dr.-Ing Alexander Frenkel bedanken, der mich richtungsweisend und mit viel Engagement während meiner Studien- sowie Bachelorarbeit begleitet und es mir ermöglicht hat, über dieses spannende Thema zu schreiben. Durch seine nutzbringende Kritik und die fachlichen und hilfreichen Aufklärungen konnte ich meine Arbeit stetig verbessern. Des Weiteren möchte ich mich herzlich bei Herrn Prof. Dipl Designer Werner Granzeier bedanken, der die Rolle des Zweitprüfers übernommen hat. Darüber hinaus richte ich ein herzliches Dankeschön an meine Studienkollegin und Freundin für ihre konstruktive Kritik, Unterstützung und die motivierenden Worte während des gesamten Studiums. Der allergrößte Dank gilt meiner Familie, die mich auf meinem Weg und in allen schwierigen Situationen stets unterstützt und ermutigt hat, meine Ziele zu verfolgen. Vor Allem richte ich einen besonderen und ganz herzlichen Dank an meinen Vater, der mich während meines gesamten Lebens und Studiums finanziell und mit motivierender Unterstützung begleitet und unterstützt hat. Abschließend möchte ich mich bei allen bedanken, die mich in der gesamten Zeit meines Studiums und vor allem durch ihre fachliche sowie persönliche Unterstützung zum Gelingen meines Studiums, sowie meiner Bachelorarbeit beigetragen haben.

Vielen Dank!

Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis	III
Tabellenverzeichnis	V
Symbolverzeichnis	VI
Abkürzungsverzeichnis	VIII
1 Einleitung	1
1.1 Motivation und Bedeutung des Themas	1
1.2 Aufgabenstellung und Zielsetzung.....	1
1.3 Vorgehensweise	2
2 Aktueller Stand der Luftfahrttechnik	3
2.1 Cessna 172 als Benchmark-Model mit konventionellem Antrieb	5
2.2 Einsatz von Wasserstoff als Energiequelle in der Luftfahrt.....	8
2.3 Analyse und Darstellung verschiedener Wasserstoffflugzeuge	13
2.3.1 Antares DLR-H2	13
2.3.2 HY4	17
2.3.3 APUS i-2	21
2.4 Vergleich der marktgängigen Wasserstoffflugzeuge	25
2.4.1 Benchmark-Analyse	25
2.4.2 Auswertung der Benchmark-Analyse	29
3 Konzeptentwicklung	32
3.1 Analyse und Aufstellen von Anforderungen.....	34
3.1.1 Berechnung der erforderlichen Antriebsleistung.....	37
3.2 Entwicklung eines Funktionsmodells	41
3.3 Entwicklung von Teilfunktionslösungen für den Wasserstoffantrieb	45
3.4 Beschreibung der Gesamtfunktionslösungen für den Wasserstoffantrieb ..	46
3.4.1 Konzept 1: Wasserstoff-Brennstoffzellen-Antriebssystem	46
3.4.2 Konzept 2: Wasserstoffverbrennungsmotor.....	54
3.4.3 Konzept 3: hybrides Brennstoffzellen-Batterie-Antriebssystem	64
3.5 Nutzwertanalyse	74
3.5.1 Bewertungskriterien und Gewichtung der Kriterien der Nutzwertanalyse .	74
3.5.2 Bewertung der Konzepte	78
4 Analyse und Detaillierung des finalen Gesamtkonzepts	83
4.1 Darstellung des Gesamtentwurfskonzepts	83
4.1.1 Aufbau und Skizzen des Gesamtflugzeugs	84
4.1.2 Brennstoffzellensystem	88
4.1.3 Gewichtabschätzung	91
4.1.4 Betrieb und Wartung	92
4.2 Kosten und Wirtschaftlichkeit.....	94
4.3 Einschätzung des Reifegrads des Entwurfskonzepts	97
4.4 Konzeptvergleich mit dem Benchmark-Model Cessna 172	98
5 Schlussfolgerung und Ausblick	101
5.1 Zusammenfassung	101

5.2 Fazit.....	109
5.3 Ausblick auf eine mögliche Weiterentwicklung	112
Literaturverzeichnis.....	114
Anhangsverzeichnis.....	126
Selbstständigkeitserklärung.....	138

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: Cessna 172 (Cessna, 2023)	5
Abbildung 2: Cockpit der Cessna mit den Steuerungs- und Überwachungsinstrumenten (Cessna, 2023)	6
Abbildung 3: Linke Seitenansicht der Cessna 172 (Cessna, 2023).....	7
Abbildung 4: Solarthermische Turmkraftwerk Jülich der DLR-Institut (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt B)	9
Abbildung 5: ZEROe-Konzeptflugzeug mit den drei möglichen Konfigurationen (Tasic et al., 2021)	10
Abbildung 6: Betankungstest des Demonstrationsflugzeugs mit flüssigem Wasserstoff (Lienerth, 2023).....	11
Abbildung 7: Das Demonstrationsflugzeug Dornier 228 bei dem ersten Testflug (ZEROAVIA, 2023).....	12
Abbildung 8: Beispielhafte Integration des Wasserstoffdrucktanks im Außenlastbehälter (Flugzeuglexikon).....	14
Abbildung 9: Strömungsbild des Forschungsflugzeugs Antares DLR-H2 (Süddeutsche Zeitung, 2009).....	15
Abbildung 10: Die Gesamtkabine des Antares DLR-H2 Flugzeugs (Flugzeuglexikon)	15
Abbildung 11: Das gesamt Antares DLR-H2 Flugzeug (Flugzeuglexikon)	16
Abbildung 12: HY4-Flugzeug mit dem Antriebsstrang und den Wasserstofftanks im eingebauten Zustand (Ebner, 2016).....	18
Abbildung 13: Erster Testflug des HY4-Flugzeugs über dem Stuttgart Flughafen (Pluta, 2023)	19
Abbildung 14: APUS i-2-Flugzeug mit dem Wasserstoffspeichersystem (Siegle, 2022)	22
Abbildung 15: Die Gesamtinnenstruktur und das Wasserstofflügeldesign des APUS i-2-Flugzeugs (APUS Zero Emission).....	22
Abbildung 16: Mock-up des APUS i-2 Flugzeugs (Thomalla, 2022).....	23
Abbildung 17: Schritte zum Erfolg einer Benchmark-Analyse (Heck, 2022)	26
Abbildung 18: Exemplarischer Aufbau des gesamten Brennstoffzellen-Antriebssystems (Eigene Darstellung)	53
Abbildung 19: Volllastpotenzial unterschiedlicher Gemischbildungsverfahren (Eichlseder et al., 2018, S.208).....	60

Abbildung 20: Exemplarischer Aufbau des gesamten Wasserstoffverbrennungsmotors (Eigene Darstellung)	63
Abbildung 21: Exemplarischer Aufbau des hybriden Brennstoffzellen-Batterie-Antriebssystems (Eigene Darstellung)	73
Abbildung 22: dreidimensionale Ansicht des Wasserstoffflugzeugs (Eigene Darstellung)	85
Abbildung 23: Vorderansicht und Draufsicht des Flugzeugs (Eigene Darstellung)	86
Abbildung 24: Linke Seitenansicht des Wasserstoffflugzeugs (Eigene Darstellung)	87
Abbildung 25: Schematischer Aufbau des PEM-Brennstoffzellensystems (Eichseder et al., 2018, S. 169).....	88
Abbildung 26: Kosten von alkalischen und PEM-Elektrolyse-Systemen für verschiedene Kapazitäten (Fraunhofer ISE, 2022)	95

Tabellenverzeichnis

Tabelle 1: Technische Daten des Benchmarkmodellflugzeugs Cessna 172 (Cessna, 2023)	7
Tabelle 2: Technische Daten des Antares DLR-H2-Flugzeugs (DLR Institut für Technische Thermodynamik, 2009 A)	16
Tabelle 3: Technische Daten des HY4-Flugzeugs (DLR Institut für technische Thermodynamik, 2015).....	20
Tabelle 4: Technische Daten des APUS i-2-Flugzeugs (APUS Group, 2022).....	24
Tabelle 5: Funktionsanalyse	43
Tabelle 6: Konzept 1	46
Tabelle 7: Technische Daten des Antriebssystems	47
Tabelle 8: Konzept 2	54
Tabelle 9: Anforderungen an den Hochdruckinjektoren zur Wasserstoffdirekteinblasung (Van Basshuysen, 2017, S.527)	62
Tabelle 10: Konzept 3	64
Tabelle 11: Technische Daten des Antriebssystems	65
Tabelle 12: Präferenzmatrix der Bewertungskriterien	75
Tabelle 13: Nutzwertanalyse	78
Tabelle 14: Zusammenfassung der Eigenschaften der drei Wasserstoffflugzeug-Konzepte	104

Symbolverzeichnis

Indizes

Indizes	Bedeutung
$()_A$	Auftrieb
$()_{ele.,strang}$	elektrischer Antriebsstrang
$()_{ele.,strang,ein}$	elektrischer Antriebsstrang Eingang
$()_{erf,aero}$	erforderlich aerodynamisch
$()_{erf,B}$	erforderlich Brennstoffzellensystem
$()_{erf,EM_mech}$	erforderlich Elektromotor mechanisch
$()_{erf,VKM_mech}$	erforderlich Verbrennungskraftmaschine mechanisch
$()_{G,P}$	Getriebe und Propeller
$()_H$	Höchst
$()_{L,M}$	Leistungselektronik und elektrischer Motor
$()_{VKM,strang}$	Verbrennungskraftmaschine Antriebsstrang
$()_{VKM,strang,ein}$	Verbrennungskraftmaschine Antriebsstrang Eingang
$()_W$	Widerstand
$()_{W,0}$	Nullwiderstand
$()_{Wi}$	Induzierte Widerstand

Chemische Symbole

Symbol	Bedeutung
CO ₂	Kohlenstoffdioxid
CO	Kohlenstoffmonoxid
HC	Kohlenwasserstoff
NO _x	Stickoxide
SO _x	Schwefeloxide
PTFE	Polytetrafluorethylen
PN	Phosphor(III)-nitrid

Griechische Symbole

Symbol	Bedeutung
ρ	Dichte
Λ	Streckung
λ	Stöchiometrie
η	Wirkungsgrad

Physikalische Symbole

Symbol	Bedeutung	Einheit
A	Auftriebskraft	[N]
B	Flügelspannweite	[m]
C_A	Auftriebsbeiwert	[-]
C_w	Widerstandsbeiwert	[-]
$C_{w,0}$	Nullwiderstandsbeiwert	[-]
$C_{w,i}$	Induzierte Widerstandsbeiwert	[-]
e	Oswald's efficiency factor	[-]
F	Schubkraft	[N]
g	Erdbeschleunigung	[m/s ²]
G	Gewichtskraft	[N]
m	Masse	[kg]
P	Leistung	[W]
S	Flügelfläche	[m ²]
W	Widerstandskraft	[N]
V	Geschwindigkeit	[m/s]
V_H	Höchstgeschwindigkeit	[m/s]

Abkürzungsverzeichnis

ATA.....	Air Transport Association
BDL.....	Bundesverband der Deutschen Luftverkehrswirtschaft
CFK.....	Kohlenstofffaserverstärkter Kunststoff
CG.....	Centre of Gravity
CS.....	Certification Specification
DLR.....	Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt
EASA.....	Agentur der Europäischen Union für Flugsicherheit
EHPS.....	Electric/Hybrid Propulsion System
FAA.....	Federal Aviation Administration
LH2.....	Liquid hydrogen
MTOW.....	Maximum Take Off Weight
NWA.....	Nutzwertanalyse
PEM.....	Polymer Elektrolyt Membran
SWOT.....	Stärken-Schwächen-Analyse
TBO.....	Time between overhaul
USV.....	Unterbrechungsfreie Stromversorgung
VFR.....	Visual flight rules

1 Einleitung

1.1 Motivation und Bedeutung des Themas

Innovative Ideen und starke Kompetenzen sind in der Luftfahrtindustrie stets von starker Bedeutung. Die Nachhaltigkeit ist dabei ein wesentlicher Aspekt, welcher nicht mehr zu vernachlässigen ist. Welche negativen Einflüsse haben Flugzeugkomponente auf die Umwelt und wie können diese eingeschränkt oder vollständig vermieden werden? Diese aktuelle Situation liefert die essenzielle Motivation für diese Arbeit. Wasserstoffbetriebene Flugzeuge sind eine vielversprechende Technologie auf dem Weg zum nachhaltigen und CO₂-freien Fliegen. Aufgrund dessen soll hierbei der Fokus auf die Entwicklung von alternativem und nachhaltigem Flugzeugkonzept mit einem Wasserstoffantrieb, dessen Eigenschaften und dem Stand der Technik von Wasserstoff als alternative Energiequelle in der Luftfahrt liegen. Die Problematik der Effizienz und der Nachhaltigkeit zukünftiger Flugzeuggenerationen zu steigern und die damit entstehenden umweltbelastenden Emissionen zu senken soll aufgegriffen und anschaulich dargestellt werden.

1.2 Aufgabenstellung und Zielsetzung

Zunächst soll im Rahmen dieser Arbeit ein Konzept für ein wasserstoffbetriebenes Kleinflugzeug mit 4 Sitzen entwickelt werden. Das Flugzeug soll dabei eine Reichweite von min. 750 km und eine Payload von 500 kg haben. Um einen wirtschaftlichen und Klimaneutralen Betrieb zu ermöglichen, sollen insbesondere die Herstellungs-, Betriebs- und Wartungskosten sowie die Gesamtfunktionslösungen für den Wasserstoffantrieb berücksichtigt werden. Für die Konzeptentwicklung soll das Vorgehen des Methodischen Konstruierens der VDI-Richtlinie 2221 angewendet werden. Des Weiteren soll der Stand der Technik in Bezug auf Wasserstoffflugzeuge und der Wasserstoff als Energiequelle in der Luftfahrt aufgegriffen und dargestellt werden. Die Zielsetzung dieser Arbeit ist die Darstellung des aktuellen Stands der Technik der Luftfahrt, unter nachhaltigen und zukunftsorientierten Aspekten. Die Thematisierung der Wasserstoffantriebstechnik soll den Rezipienten motivieren, Lösungen für klimaneutrales Fliegen zu entwickeln und die Sichtgrenze der möglichen Änderungen in der Luftfahrt zu erweitern.

1.3 Vorgehensweise

Das erste Kapitel der vorliegenden Arbeit beinhaltet die Deutung der Wasserstoffbetriebenen Flugzeuge, die Festlegung der Aufgabenstellung sowie Zielsetzung und Darlegung der methodischen Vorgehensweise zur Erforschung potenzieller Lösungen für die aktuellen Herausforderungen in der Luftfahrt. Um in die Thematik zu steigen und einen Überblick in die Ausarbeitung zu verschaffen, wird zunächst im zweiten Teil der Arbeit der aktuelle Stand der Technik, in Bezug auf die Umsetzung von Wasserstoff als Energiequelle in der Luftfahrt skizziert und verschiedene Darstellungen von Wasserstoffflugzeugen in Betracht gezogen. Dabei werden drei marktgängigen Wasserstoffflugzeuge analysiert, miteinander verglichen und schließlich durch eine Benchmarkanalyse ausgewertet. Um ein Benchmark-Modell zum gesamtentwickelten Konzept zu haben und dieses im vierten Kapitel mit dem besten Konzept zu vergleichen, wird das am meisten verkaufte Flugzeug der Welt Cessna 172 im zweiten Teil betrachtet und ausführlich beschrieben. Anschließend werden im dritten Kapitel drei Konzepte für ein Wasserstoffbetriebenes Kleinflugzeug entwickelt, um eine mögliche Lösung zu alternativen und nachhaltigen Flugzeugen darzustellen und die Möglichkeit zur Erreichung der zukunftsorientierten Ziele der Luftfahrt zu veranschaulichen. Dabei werden die Anforderungen an dem Wasserstoffflugzeug tiefgründig analysiert und aufgestellt. Danach wird ein Funktionsmodell entwickelt, die dazugehörigen Teilfunktionslösungen aufgestellt und im morphologischen Kasten ausführlich beschrieben. Das dritte Kapitel wird mit einer Nutzwertanalyse für alle möglichen Gesamtfunktionslösungen für den Wasserstoffantrieb abgeschlossen. Zielführend wird im nachfolgenden Abschnitt das gesamte Entwurfskonzept dargestellt, die wirtschaftlichen Aspekte beschrieben und der Reifegrad eingeschätzt. Abschließend wird durch eine Zusammenfassung und ein Fazit eine allgemeine Aussage über das Thema gegeben sowie eine Abschätzung über das weitere Potenzial geliefert.

2 Aktueller Stand der Luftfahrttechnik

Der aktuelle Bedarf an nachhaltigen Flugzeugen und alternativen Kraftstoffen lässt die Luftfahrtbranche sich derzeit in einer Übergangsphase befinden. Hierbei zeigt der gegenwärtige Stand der Technik innovative Ideen und zielführende Konzepte für neue Antriebstechniken und klimaneutrale Kraftstoffe, die hauptsächlich den Nachhaltigkeitsgrad steigern und den spezifischen Energiebedarf der Flugzeuge und damit die klimaschädlichen Emissionen reduzieren. Dabei spielt die europäische Strategie für nachhaltige und intelligente Mobilität eine große Rolle, da diese einen zweckdienlichen Beistand und sehr starke Unterstützung für umweltfreundliche Flugzeuge und alternative Treibstoffe ansetzt (European Commission, 2023). Darüber hinaus arbeitet die Luftfahrt bereits seit vielen Jahren gründlich und erfolgreich daran dem Ziel der CO₂-neutral Gestaltung des gesamten Luftverkehrs bis zum Jahr 2050 zu erreichen. Das Ziel soll durch verschiedene Maßnahmen wie z.B. Effizienzsteigerung der Flugzeuge, Verringerung des CO₂-Anstiegs durch optimale Prozesse an Flughäfen und in der Luft, technische Innovationen und neue Flugzeugkonzepte, alternative Antriebstechniken sowie klimaneutrale Kraftstoffe und das Kompensieren von CO₂-Wachstum durch globale Klimaschutzprojekte weitgehend gelungen werden. Hierbei sollen die neuen Antriebstechniken den Strom aus erneuerbaren Energien oder Brennstoffzellen gewinnen. Diese Voraussetzung lässt das Fliegen mit elektrischen Antrieben oder Wasserstoff eine zentrale Bedeutung zu zukommen (Klimaschutz Portal, A).

Kraftstoffverbrauch und das elektrische Fliegen

Durch die andauernde Weiterentwicklung der Luftfahrt, sind die herkömmlichen Flugzeugtriebwerke ausschlaggebend energieeffizienter geworden, welches zu einem geringeren Treibstoffverbrauch und Emissionsausstoß gebracht hat. Dabei lag der durchschnittliche Kerosinverbrauch der deutschen Flugzeugflotte pro Passagier und 100 km im Jahr 1990 bei 6,3 Liter und ist über die Jahre bis 2019 kontinuierlich auf 3,56 Liter gesunken, also um etwa 43% (Klimaschutz Portal, B). Außerdem sind die leichteren Maschinen sowie der dadurch geringere Luftwiderstand erhebliche Gründe für den über die Jahre durchgehend sinkenden Kerosinverbrauch (Statista, 2023). Bei der Entwicklung neuer Flugzeugantirebe liegt der aktuelle und zukünftige Fokus der Luftfahrt auf die zielführende Elektrische- und Wasserstoffantriebe. Durch den Einsatz von regenerativen Energiequellen wie z.B. Windkraft oder Sonnenenergie, ist das Potenzial der Klimaschutz äußerst groß. Darüber hinaus liegt der Schwerpunkt bei der Entwicklung neuer Flugzeugkonfigurationen mit alternativen Antrieben bei der Aerodynamik und insbesondere bei der Platzierung der Antriebe ins Flugzeug. Zudem werden derzeit verschiedene Konzepte entwickelt, allerdings ist der Bedarf an weiterer Forschung

ausgesprochen groß, bis die alternativen Antriebstechnologien sowie die neuen Flugzeugkonfigurationen so ausgereift sind, dass sie zum erheblichen Einsatz kommen (Klimaschutz Portal, C). Es gibt bereits verschiedene marktgängigen Flugzeugprototypen wie z.B. das E-Fan von Airbus, das mit rein elektrischen Motoren und Emissionsfrei abheben kann, jedoch gilt dies nur für Kleinflugzeuge, die lediglich eine begrenzte Anzahl an Sitzplätzen anbieten. Des Weiteren haben solche Prototypen das Problem der Speicherkapazitäten der Batterien und die damit einhergehende Gewichtszunahme. Diese technischen Probleme behindern zurzeit den Einsatz der elektrischen Antriebe in den großen Passagierflugzeugen und führen die Luftfahrt in Richtung erfolgversprechende Hybridantriebe, bei denen der benötigte Strom mit alternativen Treibstoffen erzeugt wird. Jedoch wird der Bereich des elektrischen Fliegens im Entwicklungsblick behalten und weiterhin erforscht, um innovative und sinnvolle Ideen zu finden (Klimaschutz Portal, D).

Fliegen mit Wasserstoff

Parallel zum elektrischen Fliegen wird derzeit das Fliegen mit Wasserstoff tiefgreifend untersucht und weiterentwickelt. Es sind jedoch noch verschiedene Herausforderungen zu bewältigen, um nachhaltiges Fliegen mit Wasserstoff zu ermöglichen. Dazu gehören die Herstellung von grünem Wasserstoff sowie die Integration großer und schwerer Wasserstofftanks in Flugzeugen. Diese Probleme müssen gelöst werden, um CO₂-neutrales Fliegen mit Wasserstoff als Treibstoff zu realisieren. Solche Probleme erfordern eine nachhaltige Wasserstoffherstellung sowie ein komplett neues Kabinenkonzept, das enorm Zeit in Anspruch nehmen würde (Klimaschutz Portal, D). Diesbezüglich arbeitet die Firma Airbus im Konzept „ZEROe“ an der Entwicklung eines neuen und emissionsfreien wasserstoffbetriebenen Verkehrsflugzeugs, das bis zum Jahr 2035 marktreif und in den Einsatz gehen sollen. Hierbei ermöglicht das Konzept mehrere Konfigurationen und verschiedene Technologiemöglichkeiten, die die Entwicklung des Wasserstoffflugzeugs beeinflussen werden (Airbus, 2023). Gleichzeitig arbeiten andere große Flugzeugs- und Triebwerkshersteller wie Boeing und Rolls-Royce an der Entwicklung von emissionsfreien Wasserstoffflugzeugen und alternativen Treibstoffen. Die Firma Rolls-Royce hat im Jahr 2021 einen 250 kW Wasserstoff-Brennstoffzellen-Demonstrator erfolgreich aufgebaut, mit dem zukünftige CO₂-freie Energiesysteme getestet und Kunden vorgestellt werden. Dabei ist der Demonstrator für verschiedene Anwendungen wie z.B. Notstromversorgung, Dauerstromversorgung, Unterbrechungsfreie Stromversorgung (USV) und die Schwarzstartfähigkeit geeignet (Mtu, 2023, A). Der Flugzeughersteller Boeing hat z.B. im Rahmen des ecoDemonstrator-Programms in etwa 250 Technologien ausprobiert, welche zur Verbesserung der betrieblichen Effizienz und Erhöhung der Sicherheit sowie zum Fluggastkomfort beitragen. Rund ein Drittel der ausprobierten Technologien wurden bereits in

Boeing-Produkte und Dienstleistungen integriert (Borgmann, 2023). Trotz dieser Herausforderungen bleibt die Luftfahrt innovativ und sieht gute Chancen für Veränderungen in der Zukunft der Fliegerei.

2.1 Cessna 172 als Benchmark-Model mit konventionellem Antrieb

Die Cessna 172 ist ein einmotoriges Leichtbauflugzeug des US-amerikanischen Flugzeugherstellers Cessna mit einem konventionellen Antrieb und einer maximalen Besatzung von 4 Passagieren. Als Benchmark-Model mit beeindruckenden technischen Daten ist die Cessna, der meistgebaute und -verkaufte Flugzeugtyp der Welt mit einer Stückzahl von mehr als 44.000 (Luftsportverein Worms e.V., 2021). Außerdem wird die Cessna durch die herausragenden Flugeigenschaften, die hohe Sichtbarkeit, die langsame Landegeschwindigkeit sowie die einfache Handhabung und der nachsichtiger Strömungsabriss für verschiedene Zwecke eingesetzt, von Schulungen über Freizeitflügen bis hin zu Geschäftsreisen und ist bei Flugschülern sowie Piloten aller Erfahrungsstufen sehr beliebt. Darüber hinaus sorgt das Hochflügeldesign für eine bessere Stabilität und eine größere Bodenfreiheit und ist somit sehr optimal für Flugschüler. Mit den Abmessungen von etwa 8,3 m Länge, 2,7 m Höhe und 11 m Flügelspannweite bietet die Cessna ausreichend Platz für die Passagiere und sorgt durch die ergonomische Gestaltung der Kabine mit den Abmessungen von 3,6 m Länge, 1 m Breite und 1,2 m Höhe für den Komfort und die Bequemlichkeit während des Flugs. Das Haupt- und Bugfahrwerk sind aerodynamisch verkleidet und sorgen für eine bessere Luftströmung und geringere Luftwiderstand. Die Kabine verfügt über zwei große Türen, die ein bequemer Einstieg- und Ausstieg ermöglichen. Die folgende Abbildung 1 stellt das Flugzeug mit den aerodynamischen Verkleidungen der Fahrwerke dar. Zudem ist zu erkennen, dass das Flugzeug über zwei Streben zwischen dem Rumpf und den Tragflächen verfügt, die für bessere Stabilität der Tragflächen sorgen.



Abbildung 1: Cessna 172 (Cessna, 2023)

Das Cockpit verfügt über verschiedene Instrumente zur Kommunikationsausrüstung, Flugüberwachung sowie Flugmanagement- und Navigationssysteme, die einfach zu bedienen sind und einen sicheren und effizienten Flug gewährleisten. Außerdem ermöglichen diese Systeme eine präzise Flugsteuerung und bieten eine zuverlässige Leistung. Die folgende Abbildung 2 stellt das Cockpit der Cessna mit den verschiedenen Instrumenten zur Steuerung und Überwachung des Flugzeugs dar. Dabei ist zu erkennen, dass die Cessna über die neuesten Technologien der integrierten Cockpit-Avionik mit grafischen Benutzeroberflächen und hochauflösenden Displays verfügt.



Abbildung 2: Cockpit der Cessna mit den Steuerungs- und Überwachungsinstrumenten (Cessna, 2023)

Des Weiteren liegt das Leergewicht bei 762 kg, während das maximale Startgewicht bei etwa 1.157 kg mit einer maximalen Nutzlast von 395 kg. Durch die verschiedenen Fähigkeiten zeichnet sich die Cessna aus, auf kurzen Start- und Landebahnen zu operieren. Diese Fähigkeit macht das Flugzeug sehr flexibel für den Einsatz auf kleinen Regionalflugplätzen und anderen kleinen Landebahnen. Darüber hinaus wird die Cessna von einem leistungsstarken mit luftgekühlten vierzylinder Lycoming-Benzintriebwerk mit Kraftstoffeinspritzung angetrieben, der eine Leistung von 180 PS bietet. Diese Leistung ermöglicht eine maximale Reisegeschwindigkeit von 230 km/h und eine Höchstgeschwindigkeit von rund 302 km/h. Daher kann das Flugzeug effizient und schnell Kurz- und Mittelstrecken mit einer maximalen Reichweite von bis zu 1.185 km und auf einer Höhe von bis zu 14000 ft zurücklegen. Die Luftkühlung des Motors erfolgt wie in Abbildung 1 zu sehen, durch zwei große aerodynamische Öffnungen in dem vorderen Teil der Cowling und ist somit viel leichter als Flüssigkeitskühlung und kann nicht durch Kühlmittelverlust ausfallen. In Bezug auf die Sicherheit verfügt die Cessna über moderne und zuverlässige Sicherheitssysteme sowie herausragende Manörfähigkeit, um unvorhergesehenen Situationen während des Flugs problemlos zu begegnen. Schließlich bietet die Cessna einen Gepäckraum mit einer maximalen Gepäckkapazität von 54 kg und einem Volumen von 0,85 m³, das sich an der linken Seite des Rumpfs hinter der Tür befindet (Cessna, 2023). Die Abbildung 3 zeigt eine linke Seitenansicht des Flugzeugs sowie dem mit rot gekreistem Gepäckraum.



Abbildung 3: Linke Seitenansicht der Cessna 172 (Cessna, 2023)

Das Flugzeug verfügt über weitere besondere technische Daten, die der Tabelle 1 zu entnehmen sind.

Technische Daten

Tabelle 1: Technische Daten des Benchmarkmodellflugzeugs Cessna 172 (Cessna, 2023)

Spezifikationen Cessna 172					
Länge	8,3 m	max. Rampengewicht	1.160 kg	max. Reisegeschwindigkeit	230 km/h
Höhe	2,7 m	max. Startgewicht	1.157 kg	max. Reichweite	1.185 km
Spannweite	11 m	max. Landegewicht	1.157 kg	Startdistanz	497 m
Flügelfläche	16,17 m ²	Nutzbare Kraftstoffgewicht	144 kg	Startrollstrecke	293 m
Kabinenhöhe	1,2 m	Nutzbare Kraftstoffvolumen	53 Gallonen (201 l)	Landedistanz	407 m
Kabinenbreite	1 m	Leergewicht	762 kg	Landerollstrecke	175 m
Kabinenlänge	3,6 m	Nutzlast	398 kg	Dienstgipfelhöhe	4.267 m (14.000 ft)
max. Belegung	4	max. Nutzlast	395 kg	Höchstgeschwindigkeit	302 km/h
Gepäcksraumvolumen	0,85 m ³	Volle Treibstoff-Nutzlast	254 kg	Max. Steigrate	223 mpm
Triebwerkshersteller	Lycoming	max. Gepäckgewicht	54 kg	Motorleistung	180 PS

2.2 Einsatz von Wasserstoff als Energiequelle in der Luftfahrt

Wasserstoff gilt als eine der zielführenden Technologien auf dem Weg zum nachhaltigen und CO₂-freien Fliegen. Der Einsatz in der Luftfahrt als Energiequelle wird derzeit in verschiedenen Konzepten tiefgreifend erforscht und auf verschiedene Lösungsansätze intensiv untersucht. Es gibt bereits viele Gründe dafür, dass der Wasserstoff als Energiequelle in der Luftfahrt eingesetzt werden soll. Einerseits ist Wasserstoff als Brennstoff sehr effizient und hat eine dreimal höhere Energiedichte pro Masseinheit als Kerosin und ist im Vergleich zu anderen Flugkraftstoffen sehr viel leichter (Klimaschutz Portal). Andererseits ist Wasserstoff eine reichlich vorhandene und saubere Energiequelle, da bei der Verbrennung von reinem Wasserstoff in den konventionellen Triebwerken, kein klimaschädliches CO₂ und auch keine Nebenprodukte wie Schwefeloxide (SO_x) oder Stickoxide (NO_x) entstehen, sondern lediglich Wasserdampf. Außerdem kann Wasserstoff auch in Brennstoffzellen zur Erzeugung von Strom durch die Kombination von Wasserstoff und Sauerstoff verwendet werden, der anschließend Elektromotoren zur Erzeugung des Vortriebs speist. Dabei weist die Umwandlung der chemischen Energie des Wasserstoffs in Vortrieb ein wesentlich besserer und eindrucksvoller Wirkungsgrad aus als bei den Turbinen. Dieser elektrische Antriebsstrang stellt viele neue Möglichkeiten zur Wahl, den Antrieb in die Flugzeugkonfiguration zu integrieren (Nagel, 2020). Darüber hinaus kann durch den Einsatz von Wasserstoff in den Brennstoffzellen die Lärmemissionen im Vergleich zu herkömmlichen Flugzeugtriebwerken reduziert werden (TWI-Deutschland). Des Weiteren besteht durch den Einsatz von Wasserstoff in der Luftfahrt lediglich geringe Abhängigkeit von fossilen Brennstoffen, da Wasserstoff aus erneuerbaren Energiequellen wie Sonnen- oder Windenergie erzeugt werden kann (Biol, 2019). Allerdings ist die Technologie noch nicht marktreif und es gibt noch einige technische Herausforderungen, die intensiv erforscht und bewältigt werden müssen, bevor Wasserstoff als Standardantrieb in der Luftfahrtindustrie eingesetzt werden kann.

Herausforderungen des Wasserstoffs

Eine herausragende Herausforderung bei der Verwendung von Wasserstoff als Energiequelle besteht darin, den Wasserstoff an Bord des Flugzeugs zu speichern. Um ausreichend Energie für einen Flug zur Verfügung zu stellen, muss der Wasserstoff aufgrund der niedrigen Energiedichte entweder gasförmig unter sehr hohem Druck oder flüssigförmig, bei sehr niedrigen Temperaturen (-253°C) gespeichert werden. Dabei gehört die Speicherung des flüssigen Wasserstoffs zu den zielführenden Optionen, während die Speicherung von Wasserstoff als Druckgas in Bezug auf Gewicht und Volumen des Flugzeugs eine weitere Herausforderung präsentiert. Diesbezüglich arbeitet die Luftfahrt derzeit intensiv daran, innovative Lösungen zu finden, die das Speichern von Wasserstoff an Bord des Flugzeugs sicher und effizient

ermöglichen (Klimaschutz Portal, D). Eine weitere Herausforderung ist die Herstellung und Bereitstellung von Wasserstoff für die Luftfahrt. Diese kann zu den Herausforderungen gezählt werden, die einen Forschungsbedarf noch haben (Nagel, 2020). Zudem wird derzeit Wasserstoff im Wesentlichen aus Erdgas durch Dampfreformierung produziert, das noch hohe CO₂-Emissionen mit sich bringt (Biol, 2019). Um die Belastung der Umwelt reduzieren zu können, müssen alternative Methoden und innovative Ideen zur Herstellung von Wasserstoff gefunden werden. Die Verwendung von Wasserstoff in der Luftfahrt kann nur dann Klimafreundlich sein, wenn Wasserstoff aus regenerativen Energien hergestellt wird. Hierbei besteht die Herausforderung der Luftfahrtindustrie darin, diesen emissionsfreien Energieträger an die Bedürfnisse der kommerziellen Luftfahrt anzupassen (Nagel, 2020). Derzeit forschen Wissenschaftlerinnen und Wissenschaftler des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR) an der Elektrolyse sowie an solarthermischen Verfahren, um grünen Wasserstoff nachhaltig und wirtschaftlich in großen Mengen für die Industrie herstellen zu können. Dabei ist die Elektrolyse die am meisten und weitesten entwickelte Technologie und im kommerziellen Bereich aktuell auch verfügbar. Das Prinzip der Elektrolyse ist sehr deutlich und einfach. Hierbei wird Wasser mit Hilfe von Strom in Wasserstoff und Sauerstoff gespalten. Jedoch gibt es drei Elektrolyse Verfahren (die alkalische-, Protonen-Austausch-Membran- und die Hochtemperatur-Elektrolyse), die zurzeit im Mittelpunkt stehen und untersucht werden. Darüber hinaus berichtet das DLR-Zentrum, dass das Solarthermische Verfahren zur Wasserstofferzeugung durch die Umwandlung von der konzentrierten Solarstrahlung in Strom und Wärme einen besseren Wirkungsgrad verspricht. Hierbei wird durch die Nutzung der Sonnenenergie von den solarthermischen Kraftwerken, Wärme zur thermochemischen Wasserspaltung erzeugt. In der folgenden Abbildung 4 ist das einzige solarthermische Turmkraftwerk Jülich in Deutschland von der DLR-Institut zu sehen (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt B).



Abbildung 4: Solarthermisches Turmkraftwerk Jülich der DLR-Institut (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt B)

Des Weiteren wird aktuell im DLR-Zentrum die sichere und effiziente Wasserstoffspeicherung, sowie das Transportieren von Wasserstoff über große Entfernung untersucht (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt A). Auch andere Unternehmen wie Airbus hat z.B. Fortschritte in der Entwicklung von Wasserstoffbetriebenen Flugzeugen erzielt. Dabei wird in dem Konzept „ZEROe“ das erste Wasserstoffbetriebe Verkehrsflugzeug der Welt entwickelt, das bis zum Jahr 2035 marktreif ist und in Betrieb gesetzt werden soll (Airbus, 2023). Zu dem Konzept hat das Unternehmen drei mögliche Flugzeugtypen (Turboprop, Blended-Wing Body und Turbofan) vorgestellt. In der folgenden Abbildung 5 sind die drei möglichen Flugzeugkonfigurationen des ZEROe-Konzepts zu sehen. Hierbei ist zu erkennen, dass das Turboprop-Flugzeug in etwa weniger als 100 Passagiersitze und eine Reichweite von mehr als 1000nm haben wird. Demgegenüber weisen die beiden anderen Konfigurationen (Blended-Wing Body und Turbofan) in etwa 200 Passagiersitze und eine Reichweite von mehr als 2000nm aus, was bedeutet, dass die ungefähr die doppelte Anzahl an Passagieren über doppelte Strecke befördert werden können. Außerdem ist zu erkennen, dass alle drei Konfigurationen zwei Triebwerke haben, die mit flüssigem Wasserstoff betrieben werden.



Abbildung 5: ZEROe-Konzeptflugzeug mit den drei möglichen Konfigurationen (Tasic et al., 2021)

Das H2FLY Unternehmen hat bereits mit seinem Projektpartner Air Liquide in Rahmen von Kopplungstests, das in einem viersitziges Demonstrationsflugzeug HY4 integrierte Flüssigwasserstoffspeichersystem am Boden erfolgreich getestet. Als Vorbereitung auf die erfolgreich abgeschlossenen Kopplungstests erfolgte eine Betankung des wasserstoffelektrischen Demonstrationsflugzeug mit flüssigem Wasserstoff. Die folgende Abbildung 6 zeigt

den ersten erfolgreichen Betankungstest des HY4 Demonstrationsflugzeugs mit Flüssigem Wasserstoff (LH2).



Abbildung 6: Betankungstest des Demonstrationsflugzeugs mit flüssigem Wasserstoff (Lienerth, 2023)

Die Ergebnisse der weltweit neuesten Entwicklung bei der Verwendung von flüssigem Wasserstoff (LH₂) als Treibstoff für Wasserstoffbrennstoffzellen zur Erzeugung von Strom für einen emissionsfreien elektrischen Flugzeugantrieb haben bereits gezeigt, dass die erfolgreiche Kopplung dieses System den letzten technologischen Meilenstein bei der Entwicklung eines vollständigen wasserstoffelektrischen Antriebsstrangs markiert. Diese Kopplung bildet einen entscheidenden Schritt für den Antrieb des Demonstrationsflugzeugs HY4, dass flüssigen Wasserstoff als Treibstoff nutzt. Außerdem hat das Unternehmen damit die richtungsweisenden, technologischen Fortentwicklungen in den Fachgebieten Wasserstoffspeichersysteme, Brennstoffzellensysteme und das Auslegen von Wasserstofftreibstoffsystemen für kleine sowie große Passagierflugzeuge demonstriert (Lienerth, 2023).

Nicht zuletzt arbeiten derzeit noch einige Unternehmen an verschiedenen Entwicklungskonzepten und Prototypen von Wasserstoffbetriebenen Flugzeugen. Das Unternehmen ZEROAVIA hat bereits mit der Dornier 228 mehrere erfolgreiche Testflüge über Großbritannien absolviert. Das Flugzeug ist mit 19 Sitzen, einem 600 kW emissionsfreien Wasserstoffelektroantrieb unter dem linken Flügel und einem Standardverbrennungsmotor Honeywell TPE-331 unter dem rechten Flügel ausgestattet. Um eine leichte Überwachungsmöglichkeit und einfache Zugänglichkeit zu den integrierten Systemen bei den

Testflügen zu realisieren, sind die Brennstoffzellen-Stacks, die Wasserstofftanks sowie die Lithium-Ionen-Pufferbatterien in der Kabine des Flugzeugs untergebracht. Das Unternehmen arbeitet derzeit noch daran, das gesamte Antriebsstrang außerhalb der Kabine unterzubringen, um in diesem Jahr das Flugzeug mit der vollen einsatzfähigen Konfiguration zur Zertifizierung zu übergeben. Das Flugzeug soll mit dem emissionsfreien Wasserstoffelektroantrieb eine Reichweite von ca. 556 Km schaffen und bis zum Jahr 2025 kommerziell einsatzfähig sein (Klapetz, 2023). Die folgende Abbildung 7 stellt die Dornier 228 mit dem integrierten emissionsfreien Wasserstoffelektroantrieb während des Abhebens dar.



Abbildung 7: Das Demonstrationsflugzeug Dornier 228 bei dem ersten Testflug (ZEROAVIA, 2023)

Schließlich kann aus dem aktuellen Stand der Technik in Bezug auf Wasserstoff als Energiequelle in der Luftfahrt davon ausgegangen werden, dass der Einsatz von Wasserstoff ein vielversprechendes und hoffnungsvolles Konzept ist. Die Forschung und Entwicklung in diesem Bereich wird weiterhin zielführend bleiben und die Erwartungen auf weitere Fortschritte in den nächsten Jahren ist sehr hoch.

2.3 Analyse und Darstellung verschiedener Wasserstoffflugzeuge

Die Luftfahrt arbeitet seit vielen Jahren gründlich daran, ihren Beitrag zum Klimawandel sowie zur Umweltbelastung zu reduzieren. Insbesondere wird an dem internationalen Luftverkehrswirtschaft Klimaziel, die CO₂-Emissionen des weltweiten Luftverkehrs bis zum Jahr 2050 auf null zu setzen, intensiv gearbeitet (Klimaschutz Portal, 2022). Dabei liegt die Luftfahrt viel Wert auf die innovative Ideen und Konzepte, die einen nachhaltigen alternativen Flugzeugbetrieb zu herkömmlichen gewährleisten. In diesem Zusammenhang haben sich die Wasserstofftechnologie sowie die Verwendung von Wasserstoff als vielversprechender Treibstoff für Flugzeuge als mögliche Lösungen etabliert. Wasserstoff ist ein äußerst energiereiches Element und ermöglicht einen klimafreundlichen und effizienten Antrieb, da bei seiner Verbrennung lediglich Wasserdampf als Emission freisetzt. Diese vielversprechenden Vorteile machen Wasserstoff sehr attraktiv und eröffnen auch neue und zukünftige Möglichkeiten für das klimaneutralen Fliegen. Die kontinuierliche Forschung und Entwicklung von Wasserstoffflugzeugen ist hierbei ein vielversprechender Schritt im Bereich des umweltschonenden und nachhaltigen Fliegens. Zurzeit gibt es verschiedene Ansätze für Wasserstoffflugzeuge, wie das Wasserstoffhybridflugzeug, Wasserstoffbrennstoffzellen-Flugzeug sowie Wasserstoff-elektrische Flugzeug, die unterschiedlichen und erfolgreichen Lösungen anbieten. Diese Ansätze sind weiterhin in der Forschungs- und Entwicklungsphase und zeigen durch die erfolgreich abgeschlossenen Tests bereits jetzt ein enormes Potenzial, die Luftfahrt in der Zukunft klimafreundlich zu gestalten. In diesem Abschnitt werden drei der marktführenden und zukunftsorientierten Wasserstoffflugzeuge eingehend analysiert und anschließend mithilfe der Benchmark-Analyse miteinander verglichen. Diese Flugzeuge haben das Potenzial, die Zukunft der Luftfahrt nachhaltiger und emissionsfrei zu gestalten sowie die Abhängigkeit von fossilen Brennstoffen zu reduzieren.

2.3.1 Antares DLR-H2

Das Antares DLR-H2 ist ein einsitziges Forschungsflugzeug und das weltweit erste bemannte und lediglich mit Brennstoffzellen angetriebene Flugzeug, das vom deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt über mehrere Jahre am DLR-Institut für technische Thermodynamik entwickelt wurde. Das Flugzeug hat in wesentlichen Teilen als Basis den üblichen Motorsegler Antares 20E, aber mit einem Brennstoffzellenantrieb ausgerüstet. Als Hauptenergiequelle kommt der Wasserstoff zum Einsatz. Dabei wird der Wasserstoff ohne Verbrennung in der Brennstoffzelle durch eine direkte elektrochemische Reaktion mit dem Sauerstoff der Luft in elektrische Energie umgewandelt. Die Reaktion ist hierbei vollständig emissionsfrei und hat ausschließlich Wasser als Reaktionsprodukt. Darüber hinaus ist die Start-, Flug-, sowie Landungsphase durch den von

Antares DLR-H2 Brennstoffzellenantrieb komplett CO₂-frei. Um das hocheffiziente Brennstoffzellensystem und den erforderlichen Wasserstoffspeicher in das Flugzeug zu integrieren, sind zwei zusätzliche Außenlastbehälter unter den speziell verstärkten Tragflächen angebracht (DLR Institut für Technische Thermodynamik, 2009 B). Der Wasserstoffdrucktank verfügt über drei Sensoren, die das Austreten von Wasserstoff erfassen und das Flugzeug insgesamt sicher machen (Spiegel Wissenschaft, 2009). Die folgende Abbildung 8 stellt eine beispielhafte Integration des Wasserstoffdrucktanks mit einem Druck von 300 bar und eine maximale Tanklänge von 2,2 m in dem Außenlastbehälter dar.

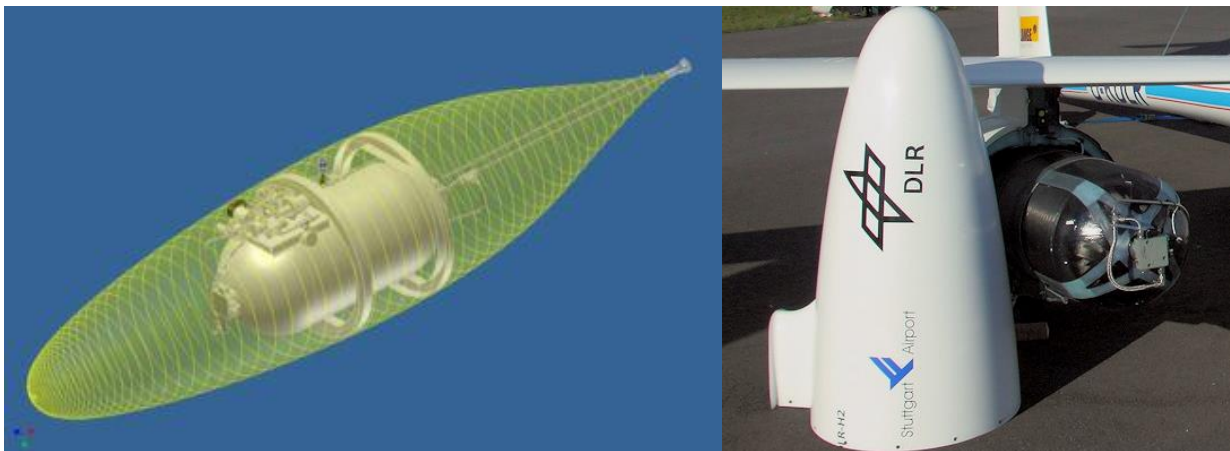


Abbildung 8: Beispielhafte Integration des Wasserstoffdrucktanks im Außenlastbehälter (Flugzeuglexikon)

Das Brennstoffzellensystem ist mit einer maximalen Leistung von 25 kW und einer Dauerleistung von über 20 kW speziell für das Antares DLR-H2-Flugzeug entwickelt. Es versorgt den Antriebsstrang, der aus der Leistungselektronik, Elektromotor und Zweiblätter-Propeller besteht, mit elektrischer Energie und weist eine elektrische Effizienz von bis zu 52 % auf (DLR Institut für Technische Thermodynamik, 2009 A). Der bürstenloser Gleichstrommotor sitzt mehr als einen halben Meter über dem Rumpf und treibt den Propeller an (Spiegel Wissenschaft, 2009). Darauf folgende hat der Motor eine maximale Drehzahl von 1700 1/min, ein Gesamtwirkungsgrad von 84%, ein maximales Drehmoment von 216 Nm und verfügt über einer maximalen Leistung von über 42 kW. Da die Eingangsspannung über eine große Bandbreite verfügt, kann der Motor bei einer Effizienz von über 92 % mit einer Spannung von 180 bis 400 V betrieben werden. Hierbei wurde der Schritt der Spannungsstabilisierung vernachlässigt und das Brennstoffzellensystem direkt mit der Steuerungseinheit des Motors verbunden, um Komponenten sowie Kosten zu sparen und die Effizienz zu steigern. Darüber hinaus beträgt die Gesamteffizienz des Antriebs vom Tank bis zum Antriebsstrang mit einschließlich Propeller 44 %, was in etwa doppelt so hoch wie bei herkömmlichen Antriebstechniken, die auf Verbrennung basieren. Des Weiteren ist das gesamte Flugzeug strömungstechnisch neu optimiert, um einen wirtschaftlichen Flug zu ermöglichen und turbulente Luftströmungen an allen Flächen zu vermeiden. Die folgende

Abbildung 9 stellt das Strömungsbild des Forschungsflugzeugs dar. Hierbei ist zu erkennen, dass die zusätzlichen Außenbehälter einen geringen Einfluss auf den Strömungswiderstand des Flugzeugs haben.

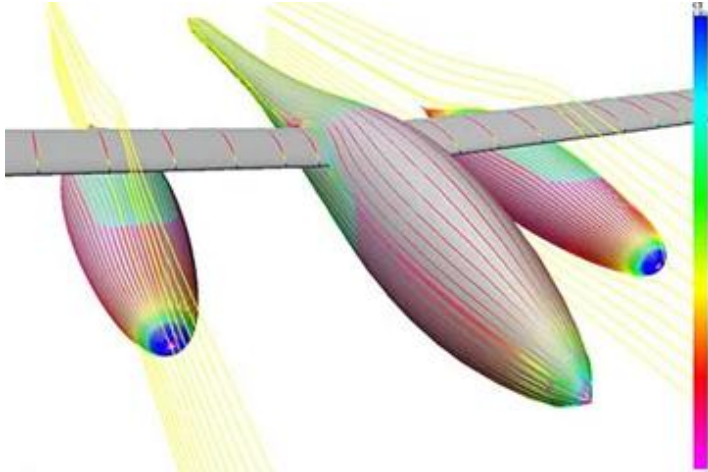


Abbildung 9: Strömungsbild des Forschungsflugzeugs Antares DLR-H2 (Süddeutsche Zeitung, 2009)

Anschließend hat das Flugzeug das Potenzial, die Leistungsdaten durch Optimierung der Luftversorgungsanlage, Kühlungskonzepte, Brennstoffzellenarchitektur oder durch die Ausstattung mit bis zu vier Außenlastbehältern und weiterentwickelten Brennstoffzellen zu steigern. Der Prototyp des Antares DLR-H2 wurde erstmals der Öffentlichkeit am Flughafen Stuttgart im Jahr 2008 vorgestellt und absolvierte im Jahr 2019 seinen ersten offiziellen Flug am Hamburger Flughafen, bei dem die Flugfähigkeit nachgewiesen wurde (DLR Institut für Technische Thermodynamik, 2009 A). Die folgende Abbildung 10 zeigt die Kabine bzw. das Cockpit des Flugzeugs.



Abbildung 10: Die Gesamtkabine des Antares DLR-H2 Flugzeugs (Flugzeuglexikon)

Anschließend stellt die Abbildung 11 das Gesamtflugzeug vor. Dabei ist zu erkennen, dass sich der einklappbare Propeller hinter der Kabine an einem Mast über dem Rumpf befindet und aus Sicherheits- sowie Stabilitätsgründen mit einem Seil am hinteren Teil des Rumpfs befestigt ist. Schließlich ermöglicht der Propeller den Start ohne Seilwinde oder externe Schlepphilfe (Koch, 2010).



Abbildung 11: Das Gesamt Antares DLR-H2 Flugzeug (Flugzeuglexikon)

Die technischen Daten des Flugzeugs sind in der nachfolgenden Tabelle 2 aufgeführt.

Technische Daten

Tabelle 2: Technische Daten des Antares DLR-H2-Flugzeugs (DLR Institut für Technische Thermodynamik, 2009 A)

Besatzung	1
Flügelspannweite	20 m / 65,6 ft
Flügelfläche	12,6 m ² / 13 ft ²
Länge Hauptkörper	7,4 m / 24,3 ft
Länge POD (Gehäuse)	2,87 m / 9,43 ft
Durchmesser POD (Gehäuse)	0,6 m / 1,97 ft
Leergewicht	Ca. 460 kg / 1012 lb.

Gewicht Brennstoffzellensystem	Ca. 60 kg
Betriebstemperatur Brennstoffzellensystem im Flug	< -45 °C bis 40 °C
Maximales Gewicht DLR-H2	750 kg (> 900 kg in 4 POD-Version)
Reichweite	> 750 km (> 2000 km in 4 POD-Version)
Max. Leistung Brennstoffzellensystem	Ca. 25 kW (bis zu 45 kW in 4 POD-Version)
Dauerleistung Brennstoffzellensystem	> 20 kW
Benötigte Leistung Geradeausflug	Ca. 10 kW
Max. Höchstgeschwindigkeit	Ca. 170 km/h
Flatterfreier Flug gewährleistet	Bis zu 300 km/h
Max. erreichbare Höhe	>> 4000 m / >> 12.000 ft
Max. Steiggeschwindigkeit (560kg)	> 2,5 m/s bei 25 kW
Gesamteffizienz des Antriebs	Ca. 44 %
Elektromotor	Spezifikationen
Typ	DC/DC Brushless
Maximale Leistung	> 42 kW
Nenn Drehzahl	1500 1/min
Maximale Drehzahl	1700 1/min
Maximales Drehmoment	216 Nm
Gesamtwirkungsgrad	84 %

2.3.2 HY4

Das HY4 ist weltweit das erste viersitzige Passagierflugzeug mit Wasserstoff-Brennstoffzellentechnologie und Elektroantrieb. Das Flugzeug wurde von der Firma H2Fly GmbH im Jahr 2016 erworben, um in Zusammenarbeit mit weiteren Unternehmen, Forschungszentren und Universitäten ein Konzept für ein brennstoffzellenbetriebenes und elektrisches Mehrpersonenflugzeug zu erforschen und zu entwickeln (DLR Institut für technische Thermodynamik, 2015). Bei diesem Konzept handelt es sich um ein emissionsfreies und

nachhaltiges Flugzeug, das Wasserstoff als Primärenergiequelle nutzt und somit dazu beitragen kann, die Zukunft der Luftfahrt klimafreundlich zu gestalten. Das Flugzeug zeigt das Potenzial von Wasserstoff als sauberere und nachhaltigere Energiequelle für umweltfreundliche Flugzeuge auf. Es kann zukünftig dazu beitragen, die Abhängigkeit von fossilen Brennstoffzellen zu reduzieren und das Klimaziel der Luftfahrt bis zum Jahr 2050 zu erreichen, nämlich den gesamten Luftverkehr CO₂-neutral zu gestalten. Das Flugzeug verfügt über einen permanentmagneterregten Elektroantrieb ohne Getriebe, der eine Rotorumdrehung von 1600 bis 2000 U/min ermöglicht. Dieser Antrieb wird von vier elektrisch in Reihe geschalteten Niedertemperatur-Polymerelektrolytmembran-Brennstoffzellen (PEM) mit einer Gesamtleistung von 45 kW mit elektrischer Energie versorgt. Die Brennstoffzellen erzeugen elektrische Energie durch die Reaktion von Wasserstoff mit Sauerstoff und produzieren lediglich Wasserdampf als Nebenprodukt. Die Lastspitzen beim Start- oder Steifflügen werden durch die in den beiden Rümpfen integrierten Lithium-Ionen-Akkumulatoren abgedeckt. Darüber hinaus kann das Flugzeug bei einem Ausfall einer Brennstoffzelle weiterhin mit den drei verbleibenden Brennstoffzellen und einer 5-10%igen Reduzierung der Reichweite weiterfliegen. Der Antriebsstrang umfasst die Brennstoffzellen zusammen mit der Leistungselektronik und der Kühlung. Dieser ist zwischen den beiden Rümpfen bzw. Kabinengondeln in einer aerodynamisch verkleideten Gondel eingebaut, um eine einfache Zugänglichkeit zu Motor und Brennstoffzellen zu gewährleisten. Außerdem werden insgesamt 11 kg Wasserstoff in zwei speziellen Drucktanks im Rumpf hinter den Passagiersitzen integriert (Ebner, 2016). In Abbildung 12 ist das Flugzeug mit dem Antriebsstrang und den integrierten Wasserstofftanks im eingebauten Zustand zu sehen.

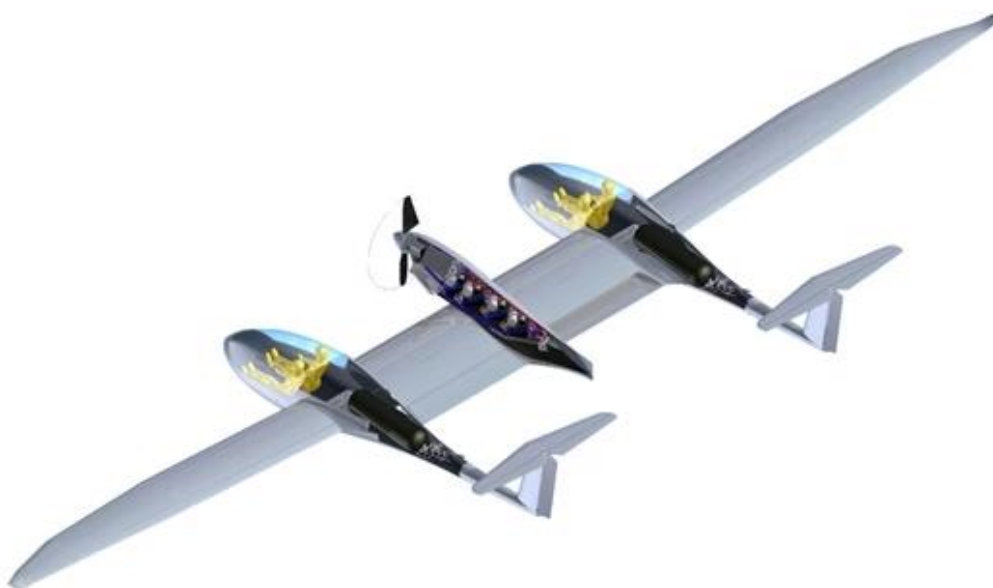


Abbildung 12: HY4-Flugzeug mit dem Antriebsstrang und den Wasserstofftanks im eingebauten Zustand (Ebner, 2016)

Des Weiteren sorgt die Parallelverschaltung des Batteriesystems mit den Brennstoffzellen für die Entstehung eines Direkthybridsystems, das die hohe Leistungsdichte der Batterie während des Starts- und Steigflugs nutzt und für den Reiseflug die hohe Energiedichte des Wasserstoffs über die Brennstoffzellen verwendet (Werwitzke, 2020). Das Flugzeug wurde für kurze bis mittlere Strecken mit einer Reichweite von bis zu 1.500 km entwickelt und kann aufgrund des nachhaltigen und emissionsfreien Antriebs in verschiedenen Bereichen eingesetzt werden wie zum Beispiel Luftaufnahmen, Rettungseinsätze, Überwachung, Forschungszwecke sowie zur Passagierbeförderung. Diese modulare Antriebstechnologie schafft Möglichkeiten für die Entwicklung von größeren elektrisch angetriebenen Flugzeugen mit bis zu 40 Sitzplätzen (DLR Institut für technische Thermodynamik, 2015).

Im Jahr 2016 und nach zweijähriger Entwicklungs- und Integrationsphase absolvierte das Flugzeug seinen ersten öffentlichen Flug am Flughafen Stuttgart. In den nachfolgenden Jahren hat das Projekt weitere Fortschritte gemacht und verschiedene Testflüge durchgeführt (Kallo, 2020). Im April 2023 hat das Flugzeug einen erfolgreichen Betankungstest durchgeführt. Dabei wurde flüssiger Wasserstoff aus dem im Flugzeug integrierten Flüssigwasserstofftank dem Brennstoffzellensystem zugeführt und damit gekoppelt, um Strom für den elektrischen Motor zu erzeugen (Lienerth, 2023). Die folgende Abbildung 13 zeigt das HY4-Flugzeug während seines ersten Testflugs über dem Flughafen Stuttgart.



Abbildung 13: Erster Testflug des HY4-Flugzeugs über dem Stuttgart Flughafen (Pluta, 2023)

Die technischen Daten des HY4-Flugzeugs sind in der folgenden Tabelle 3 aufgelistet.

Technische Daten

Tabelle 3: Technische Daten des HY4-Flugzeugs (DLR Institut für technische Thermodynamik, 2015)

Besatzung	1
Passagiere	3
Spannweite	21,36 m
Länge	7,4 m
Leergewicht (exklusive Brennstoffzelle und Batterie)	circa 630 kg
Maximalgewicht	1.500 kg
Gewicht des Powermoduls mit Treibstoffspeicher	Circa 400 kg
Motorleistung	80 kW
Dauerleistung Brennstoffzellen/Batterie	45 kW/45 kW (90 kW gesamt)
Propeller	Zweiblattpropeller
Akkumulator	Li-Po (4x20 Zellen), max. Entladestrom: 600 A, Masse: 130 kg
Batteriekapazität	Circa 21 kWh bei 1C
Brennstoffzelle	4 x PEM (440 Zellen) mit 42 kW, Flüssigkeitsgekühlt, Masse: 100 kg
Treibstoff	Gasförmiger Wasserstoff, 350 bar; max. 437,5 bar; max. Vorrat H ₂ : 7 kg bei 350 bar / 8,6 kg bei 437,5 bar
Höchstgeschwindigkeit	Circa 200 km/h
Reisefluggeschwindigkeit	145 km/h
Antriebsleistung im Reiseflug	26 kW
Reichweite	750 bis 1.500 km

2.3.3 APUS i-2

Das APUS i-2 ist das erste innovative viersitzige und emissionsfreie Wasserstoff-Kleinflugzeug der Normalkategorie (CS-23) mit einer maximalen Startmasse von 2.200 kg, einer Reichweite von 926 km und einer maximalen Reisegeschwindigkeit von ca. 300 km/h für den täglichen Gebrauch. Das Flugzeug verfügt über eine Wasserstoffbrennstoffzelle mit zwei Stacks von jeweils 100 kW Nennleistung in der Rumpfspitze als Primäre Energiequelle. Diese erzeugt elektrische Energie durch die Reaktion von Wasserstoff mit Sauerstoff und macht das Flugzeug zu einem 100% emissionsfreien Wasserstoffflugzeug mit null Prozent CO₂-, NO_x-, sowie Lärmemissionen. Dieser Erfolg von emissionsfreiem Flugzeug wird durch das patentierte, im Flugzeug integrierte Wasserstoffspeichersystem von APUS erreicht. Darüber hinaus ermöglicht das integrierte Wasserstoffspeichersystem unter Vermeidung der Nutzung seltener Mineralien, die in Batterien vorzufinden sind, eine um bis zu 25 % höhere Energiedichte im Vergleich zu Standard-Wasserstofftanks und eine zehnmal bessere Energiedichte als batterieelektrische Flugzeuge (APUS Group, 2022).

Des Weiteren handelt es sich bei dem Flugzeug um einen Tiefdecker mit T-Leitwerk. Hinter der Kabine befindet sich ein Akkumulator mit einer Kapazität von 8 kWh. Über den Tragflächen sind zwei Elektromotoren mit jeweils 135 kW Leistung in den Gondeln angebracht, die jeweils einen dreiblättrigen Propeller antreiben. Die Speicherung des gasförmigen Wasserstoffs erfolgt durch jeweils vier zylindrische Wasserstofftanks, die in die Struktur der CFK-Rechtecktragflächen in Spannweitenrichtung integriert sind. Diese Tanks dienen auch als tragende Struktur und haben ein Gesamtgewicht von 240 kg (Nina.az, 2021). Der Gesamtwasserstofftank kann eine Wasserstoffmenge von 23 kg bei einem Druck von 250-300 bar aufnehmen. Zudem ermöglicht das im Flugzeug integrierte Drucksystem eine unkomplizierte und problemlose Betankung des Flugzeugs mit ungekühltem und kostengünstigem Wasserstoff. Dieser Wasserstoff steht bereits an verschiedenen Wasserstofftankstellen für Fahrzeuge und Lastkraftwagen zur Verfügung (Siegle, 2022). Bei einem Wasserstoffverbrauch von 5 kg pro Stunde und einer maximalen Fluggeschwindigkeit von 300 km/h kann eine Strecke von bis zu 926 km zurückgelegt (Haute Innovation, 2022). Die folgende Abbildung 14 zeigt das Gesamtflugzeug mit den zylinderförmig integrierten Wasserstofftanks in den Tragflächen.

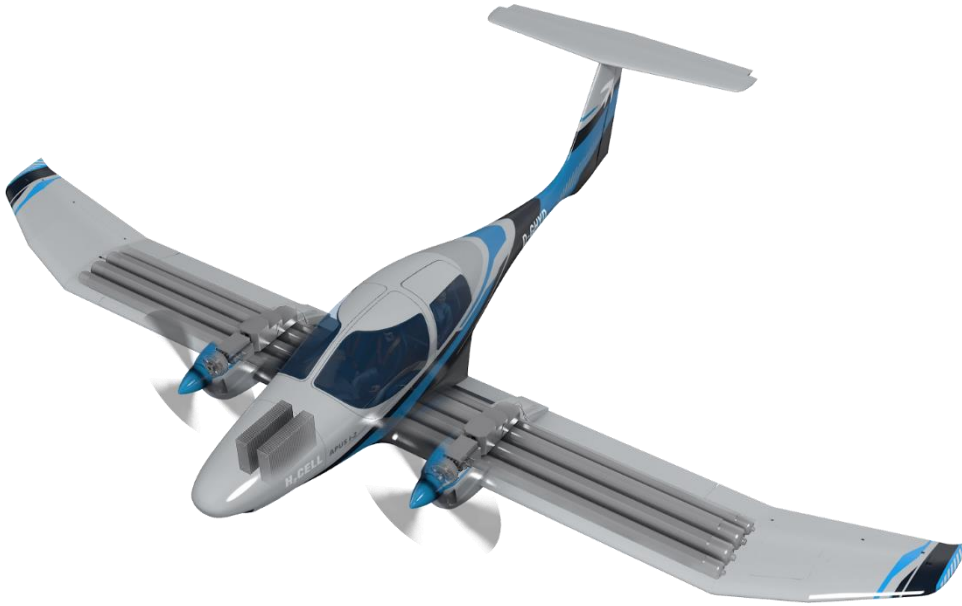


Abbildung 14: APUS i-2-Flugzeug mit dem Wasserstoffspeichersystem (Siegle, 2022)

Darüber hinaus kann das Flugzeug einen erheblichen Beitrag zur Reduzierung der Flugkosten leisten, da bei einem Wasserstoffpreis von 7 €/Kg, eine Treibstoffkosteneinsparung von 30 % im Vergleich zu den Treibstoffkosten eines konventionellen Flugzeugs derselben Kategorie erzielt werden kann (Siegle, 2022). Die Gesamtinnenstruktur des Flugzeugs sowie das Wasserstoffflügeldesign sind in Abbildung 15 dargestellt.



Abbildung 15: Die Gesamtinnenstruktur und das Wasserstoffflügeldesign des APUS i-2-Flugzeugs (APUS Zero Emission)

Das APUS Unternehmen führt derzeit Tests am Antriebsstrang und den Wasserstofftanks durch und plant, den ersten flugfähigen Prototypen noch in diesem Jahr fertigzustellen und seinen Erstflug durchzuführen (Siegle, 2022). Ein Mock-up des APUS i-2 Flugzeugs wurde bereits auf der AERO 2022 in Friedrichshafen vorgestellt und das Unternehmen hat die ersten Aufträge für das Flugzeug entgegengenommen. Die folgende Abbildung 16 stellt das Mock-up des Flugzeugs dar.



Abbildung 16: Mock-up des APUS i-2 Flugzeugs (Thomalla, 2022)

Die technischen Daten des APUS i-2-Flugzeugs sind der folgenden Tabelle 4 zu entnehmen.

Technische Daten

Tabelle 4: Technische Daten des APUS i-2-Flugzeugs (APUS Group, 2022)

Besatzung	1
Passagiere	3
Flügelspannweite	13,2 m
Länge	8,86 m
Höhe	2,88 m
MTOW	2.200 kg
Nutzlast	400 kg
Service-Obergrenze	16.000 fuß
Motorleistung	2x Elektromotoren mit je 135 kW
Wasserstofftanks	4x zylindrische Flügelwasserstofftanks je Seite mit einem Gesamtgewicht von 240 kg
Akkumulator	HV-Batterien (Hochvoltbatterien)
Batteriekapazität	8 kWh
Brennstoffzelle	PEM-Brennstoffzelle mit zwei Stacks je 100 kW Nennleistung
Treibstoff	Wasserstoff insgesamt 23 kg bei 250-300 bar
Max. Reisefluggeschwindigkeit	160 KTAS, ca. 300 km/h
Reichweite	500 NM, ca. 926 km
Fahrwerk	Elektro-hydraulisches Einziehfahrwerk
TBO (Zeit zwischen den Überholungen)	6000 h
Energy consumption (Energieverbrauch)	165 kW/h
Propeller	Dreiblätter Zugpropeller

2.4 Vergleich der marktgängigen Wasserstoffflugzeuge

Derzeit hat die Suche nach nachhaltigeren und klimafreundlicheren Flugzeugen dazu geführt, dass verstärkt auf Wasserstoff als potenziellen und vielversprechenden Flugzeugtreibstoff gesetzt wird. Verschiedene Unternehmen und Flugzeughersteller führen tiefgreifende Forschung und Entwicklung von Wasserstoffflugzeugen durch. Dabei hat die Luftfahrt in den letzten Jahren bedeutende Fortschritte bei dem Einsatz von Wasserstoff als alternative Energiequelle für Flugzeuge erzielt und dieser Einsatz nimmt fortgehend an Bedeutung zu. Diese bahnbrechenden Wasserstoffflugzeuge gelten als vielversprechende Lösung und haben das Potenzial, den gesamten Luftverkehr hinsichtlich seiner Umweltauswirkungen zu verändern und den Übergang zu einer CO₂-neutraleren und nachhaltigeren Zukunft voranzutreiben. In diesem Zusammenhang stellt sich die Frage: Welche marktgängigen und zukunftsorientierten Wasserstoffflugzeuge sind derzeit vorhanden und einsatzbereit?

In diesem Vergleich und mithilfe der Benchmark-Analyse werden die Wasserstoffflugzeuge hinsichtlich ihrer technischen Spezifikationen, Reichweite, geplanter Einsatzzeiträume, Kapazität sowie anderer wichtiger Eigenschaften detailliert betrachtet und analysiert. Durch die genauere Untersuchung der Eigenschaften dieser Flugzeuge kann der Vorreiter auf diesem vielversprechenden Gebiet besser verstanden und die potenziellen Auswirkungen auf die Luftfahrt eingeschätzt werden. Darüber hinaus wird durch den Vergleich dieser richtungsweisenden Technologien einen Einblick in die Fortschritte und Potenziale der Wasserstoffflugzeuge und ihren Beitrag zur umweltfreundlichen und nachhaltigen Zukunft des Luftverkehrs erhalten. Schließlich ist zu beachten, dass die angekündigten Wasserstoffflugzeuge sich noch in der Entwicklungsphase befinden und noch nicht im kommerziellen Einsatz sind. Es ist zu erwarten, dass in den kommenden Jahren zahlreiche Fortschritte gemacht werden müssen, um die Kapazität, Leistungsfähigkeit sowie die ökonomischen Aspekte der Wasserstoffflugzeuge zu verbessern.

2.4.1 Benchmark-Analyse

Derzeit steht die globale Luftfahrtbranche vor der Herausforderung, nachhaltigere Lösungen zu finden, um die klimaschädlichen Emissionen zu reduzieren und die globale Erwärmung einzudämmen. Wasserstoffflugzeuge gewinnen in diesem Zusammenhang stets mehr an Bedeutung, da sie potenziell emissionsfrei und nachhaltig sind und somit dazu beitragen, den gesamten Luftverkehr zu dekarbonisieren. Angesichts der wachsenden Notwendigkeit in der Luftfahrtbranche im Hinblick auf nachhaltige und klimafreundliche Alternativen zu herkömmlichen Flugzeugen sowie der Entwicklung von Wasserstoffflugzeugen ist es notwendig, eine

Benchmark-Analyse durchzuführen. Diese Analyse soll den aktuellen Stand der Wasserstofftechnologie hervorheben, mögliche Herausforderungen bei der Implementierung dieser Technologie darstellen und die Leistungsfähigkeit sowie den Fortgang dieser Technologie objektiv bewerten. Des Weiteren ermöglicht eine detaillierte Benchmark-Analyse verschiedener zukunfts- und kundenorientierter Kriterien zu identifizieren, Wasserstoffflugzeuge miteinander zu vergleichen und deren Vor- und Nachteil zu bewerten. Diese Aspekte stellen eine Entscheidungsgrundlage für eine nachhaltigere Zukunft der Luftfahrt dar und schärfen das Verständnis verschiedener Flugzeughersteller, Fluggesellschaften, Regulierungsbehörden sowie anderen Interessengruppen. Dadurch können richtige und zielführende Entscheidungen über Technologieentwicklung und verschiedene Maßnahmen hinsichtlich des nachhaltigen Flugverkehrs getroffen werden. Darüber hinaus gibt die Analyse die Gelegenheit, die Konkurrenz zu überholen und trägt damit einen herausragenden Anteil zur künftigen Entwicklung der Luftfahrtbranche bei. Die folgende Abbildung 17 stellt die vier Schritte zum Erfolg einer Benchmark-Analyse dar.

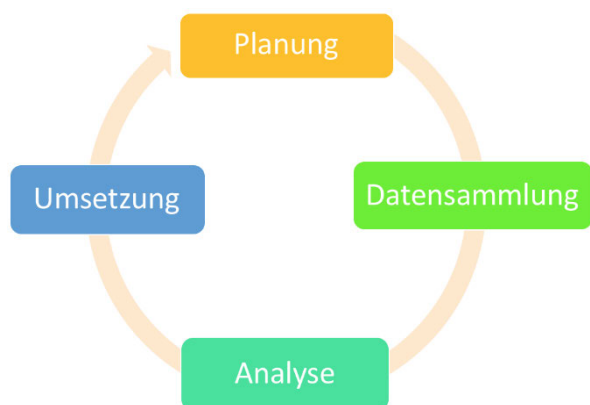


Abbildung 17: Schritte zum Erfolg einer Benchmark-Analyse (Heck, 2022)

Um eine erfolgreiche Benchmark-Analyse durchführen zu können, müssen die in Abbildung 17 aufgeführten Schritte gründlich analysiert und nacheinander abgearbeitet werden. Als erstes muss eine zielführende Planung durchgeführt werden, um festzulegen, welche Flugzeuge miteinander verglichen werden sollen. Dabei ist es notwendig, das bestehende Problem genau und präzise zu formulieren, da dies die Grundlage für alle weiteren Schritte bildet. Für die Formulierung des tatsächlichen Problems eignet sich eine Stärken-Schwächen-Analyse (SWOT-Analyse). Im nächsten Schritt werden Daten über die Flugzeuge gesammelt, um sie miteinander vergleichen zu können. Anschließend wird im dritten Schritt unter Verwendung der im zweiten Schritt gewonnenen Daten, die eigentliche Analyse durchgeführt. Schließlich kann der Schritt Umsetzung erfolgen, in dem die herausgearbeiteten Maßnahmen implementiert und praktisch in Flugzeugen umgesetzt werden (Heck, 2022). In dieser Analyse werden verschiedene Faktoren

der Wasserstoffflugzeuge berücksichtigt, darunter die Besatzung, die Reichweite, die Leistung, das Antriebssystem sowie die Auswirkungen auf die Umwelt. Im Vergleich zeigen die Konzepte Gemeinsamkeiten und Unterschiede, die im weiteren Verlauf näher diskutiert werden.

Brennstoffzellensystem und Größe des Flugzeugs

Zunächst werden die Größen der Flugzeuge miteinander verglichen. Das HY4-Flugzeug zeichnet sich durch eine beeindruckende Flügelspannweite von 21,36 m und eine Gesamtlänge von 7,4 m aus. Im Vergleich dazu hat das APUS i-2 Flugzeug eine etwas kürzere Flügelspannweite von 13,2 m auf und ist 8,86 m lang. Das Antares DLR-H2 Flugzeug kommt der Flügelspannweite des HY4-Flugzeugs mit einer Größe von 20 m nahe und weist gleichermaßen eine identische Länge von 7,4 m auf. Anschließend wird das Antriebssystem der marktgängigen Wasserstoffflugzeuge ausführlich charakterisiert. Das Antares DLR-H2 Flugzeug verwendet ein Wasserstoffbrennstoffzellensystem mit einem Gewicht von 60 kg und einer maximalen Gesamtleistung von 25 kW. Bei diesem System reagiert gasförmiger Wasserstoff mit dem Sauerstoff der Luft, um elektrische Energie für den Antrieb mit der Gesamteffizienz von 44 % zu erzeugen. Ebenfalls verwendet das HY4-Flugzeug ein Wasserstoffbrennstoffzellensystem mit vier in Reihe geschalteten Niedertemperatur-PEM-Brennstoffzellen, die insgesamt 100 kg wiegen und eine Dauerleistung von 45 kW liefern, um Wasserstoff in elektrische Energie umzuwandeln und den Elektroantrieb anzutreiben. Das APUS i-2 Flugzeug wird von einem elektrischen Antriebssystem mit Hochvoltbatterien und zwei Elektromotoren, die jeweils 135 kW und angetrieben. Dabei wandelt ebenfalls eine Brennstoffzelle die chemische Energie des Wasserstoffs durch die Reaktion mit Sauerstoff in elektrische Energie um. Das Brennstoffzellensystem besteht aus zwei Stacks, die jeweils eine Nennleistung von 100 kW haben.

Reichweite, Kapazität und Umweltauswirkungen

Die Reichweite und die Kapazität des Flugzeugs spielen bei dem Vergleich eine wichtige Rolle und werden somit näher betrachtet. Das Antares DLR-H2 Flugzeug weist eine begrenzte Reichweite von 750 km auf und besitzt eine begrenzte Passagierkapazität von lediglich einer Person, was seine Auslegung für Kurzstreckenflüge kennzeichnet. Allerdings kann die Reichweite in einer Weiterentwicklung mit 4 PODs-System bis zu über 2000 km vergrößert werden. Im Gegensatz dazu verfügt das APUS i-2 Flugzeug über eine erweiterte Reichweite von bis zu 926 km, wodurch es in der Lage ist, längere Strecken zurückzulegen. Darüber hinaus bietet es eine größere Passagierkapazität von bis zu 4 Personen und ist in erster Linie für den alltäglichen Gebrauch konzipiert. Die Reichweite des HY4-Flugzeugs ist von besonderem

Interesse, da sie im Bereich von 750 bis 1500 km liegt und somit für längere Strecken geeignet ist. Des Weiteren verfügt es über eine Passagierkapazität, die mit der des APUS i-2 Flugzeugs vergleichbar ist. Da alle drei aufgeführten Flugzeuge Wasserstoff als Primärenergiequelle verwenden und durch die chemische Reaktion des Wasserstoffs mit dem Sauerstoff elektrische Energie erzeugen, emittieren sie keine klimaschädlichen Emissionen und haben lediglich Wasserdampf als Reaktionsprodukt. Somit sind sie klimafreundlich, nachhaltig und tragen zur Reduzierung der CO₂-Emissionen bei.

Wasserstoffspeichersystem, Akkumulatoren und Geschwindigkeit

Die Wasserstoffspeichersysteme weisen Unterschiede auf. Das APUS i-2 Flugzeug ist mit einem tragbaren Wasserstoffspeichersystem ausgestattet. In diesem System sind in jedem Flügel vier zylindrische Wasserstoffdrucktanks integriert, die ein Gesamtgewicht von 240 kg aufweisen und einer Wasserstoffmenge von 23 kg bei einem Druck von 250-300 bar speichern. Das HY4 Flugzeug verfügt wiederum über ein tragbares Wasserstoffspeichersystem, das ein Gesamtgewicht von etwa 400 kg einschließlich des Powermoduls aufweist. Dabei werden insgesamt 11 kg gasförmiger Wasserstoff in zwei speziellen Drucktanks hinter den Passagiersitzen im Rumpf des Flugzeugs gelagert. Der maximale Druck in diesen Tanks beträgt 437,5 bar. Bei dem Antares DLR-H2 handelt es sich ebenfalls um ein tragbares Wasserstoffspeichersystem. Zudem sind die Wasserstoffdrucktanks in zwei Außenlastbehälter unter den dafür verstärkten Tragflächen integriert. Diese Tanks haben ein Gesamtgewicht von ca. 40 kg, eine maximale Länge von 2,2 m und sind für einen Druck von 300 bar ausgelegt. Außerdem verfügen diese Tanks über drei Sensoren, die das Austreten von Wasserstoff erfassen, um die Sicherheit des gesamten Flugzeugs zu gewährleisten. Die Akkumulatoren sowie die Batteriekapazitäten sind wesentliche Parameter bei der Entwicklung und Bewertung von Wasserstoffflugzeugen. Das APUS i-2 verfügt über Hochvoltbatterien mit einer Gesamtkapazität von 8 kWh, die sich im Rumpf hinter der Kabine befinden. Im Gegensatz dazu sind im HY4-Flugzeug Lithium-Polymer-Akkumulatoren (4x20 Zellen) in den beiden Rümpfen integriert. Diese Akkumulatoren haben eine maximale Entladestrom von 600 A, ein Gewicht von 130 kg und eine Kapazität von 21 kWh. Das Antares DLR-H2 besitzt derzeit keinen Akkumulator, kann jedoch in zukünftigen Entwicklungsphasen als Hybridsystem mit Brennstoffzellen und Batterien betrieben werden. Anschließend werden die Unterschiede in den Geschwindigkeiten der Flugzeuge detailliert betrachtet und erörtert. An erster Stelle steht das APUS i-2 Flugzeug, welche eine hohe Reisegeschwindigkeit von etwa 300 km/h aufweist und somit für Langstreckenflüge geeignet ist. Das Antares DLR-H2 ist speziell für Kurzstreckenflüge konzipiert und erreicht stattdessen eine niedrigere Geschwindigkeit von 170 km/h. Zusätzlich verfügt es über eine maximale Steiggeschwindigkeit von mehr als 2,5 m/s bei einem Gewicht von 560 kg. Das HY4-Flugzeug

weist dagegen die niedrigste Geschwindigkeit von 145 km/h auf, kann jedoch eine Höchstgeschwindigkeit von bis zu 200 km/h erreichen.

Gewicht und Entwicklungsstand

Ein entscheidender Faktor bei der Bewertung von Wasserstoffflugzeuge ist das Gewicht. Nachhaltige und zukunftsorientierte Flugzeuge sollen aus leichten Materialien entwickelt werden, um den Treibstoffverbrauch zu reduzieren. Dabei weichen die Gewichte der drei genannten Flugzeuge voneinander ab. Das Antares DLR-H2 zeichnet sich durch ein besonders geringes Gewicht aus. Das Leergewicht beträgt etwa 460 kg und das maximale Startgewicht liegt bei 750 kg einschließlich des Gewichts des Brennstoffzellensystems. Das maximale Startgewicht des APUS i-2 Flugzeugs beträgt 2200 kg, wobei die Nutzlast etwas 400 kg ausmacht. Darauffolgend liegt das Gesamtgewicht des HY4-Flugzeugs maximal bei 1500 kg, einschließlich der Nutzlast und des Treibstoffgewichts. Abschließend wird der aktuelle Entwicklungsstand der Flugzeuge näher erläutert und miteinander verglichen. Das APUS i-2 stellt ein Konzeptflugzeug dar, das sich derzeit in der Entwicklungsphase befindet und bisher noch keinen Testflug absolviert hat. Der erste Prototyp sowie der Erstflug sollen im Verlauf des laufenden Jahres erfolgen. Im Gegensatz dazu hat das Antares DLR-H2 bereits erfolgreiche Flugtests durchgeführt und befindet sich derzeit in einem fortgeschrittenen Entwicklungszustand. Zusätzlich hat das HY4-Flugzeug bereits erfolgreiche Testflüge mit gasförmigem Wasserstoff absolviert und im April 2023 erfolgreich den Betankungstest mit flüssigem Wasserstoff im Rahmen der Kopplungstests durchgeführt.

2.4.2 Auswertung der Benchmark-Analyse

In diesem Abschnitt erfolgt die Auswertung der Benchmark-Analyse von Wasserstoffflugzeugen, die im vergangenen Abschnitt 2.3 vorgestellt wurden. Wie bereits erwähnt, bieten Wasserstoffflugzeuge das Potenzial, den konventionellen Flugverkehr emissionsfreier und nachhaltiger zu gestalten. Das Ziel der Benchmark-Analyse besteht darin, die verschiedenen Aspekte und Eigenschaften der Wasserstoffflugzeuge zu analysieren und miteinander zu vergleichen. Hierbei wurden mehrere Wasserstoffflugzeuge von verschiedenen Herstellern und Forschungszentren betrachtet. Dabei wurden entscheidende Parameter wie die Reichweite, die Passagierkapazität, die Geschwindigkeit, die Umweltverträglichkeit, der Wasserstoffspeicher und das Antriebssystem untersucht und miteinander verglichen. Die Ergebnisse dieser Analyse liefern bereits grundlegende Erkenntnisse über den aktuellen Stand der Wasserstofftechnologie und verdeutlichen potenzielle Vor- und Nachteile im Vergleich zu konventionellen Flugzeugen. Darüber hinaus haben diese Ergebnisse den Vorteil, die zukünftige Entwicklung und Umsetzung

von Wasserstoffflugzeugen in der Luftfahrtbranche zu beschleunigen und somit den gesamten Luftverkehr in nahe Zukunft CO₂-neutral zu gestalten.

Aus der Analyse ist zu erkennen, dass das HY4-Flugzeug beeindruckende Merkmale aufweist, darunter eine große Flügelspannweite von 21,36 m und eine Gesamtlänge von 7,4 m. Es verwendet ein Wasserstoffbrennstoffzellensystem, das aus vier Niedertemperatur-PEM-Brennstoffzellen besteht. Diese vier Brennstoffzellen sind in Reihe geschaltet und liefern zusammen eine kontinuierliche Leistung von 45 kW. Diese Energie wird genutzt, um den Elektroantrieb betreiben, der wiederum den Propeller antreibt. Infolgedessen beträgt die Reichweite des Flugzeugs zwischen 750 und 1500 km, wobei eine Höchstgeschwindigkeit von bis zu 200 km/h erreicht werden kann. Das Wasserstoffspeichersystem besteht aus zwei speziellen Drucktanks, die im Rumpf hinter den Passagiersitzen integriert sind. Diese Tanks können insgesamt 11 kg gasförmigen Wasserstoff bei einem Druck von 437,5 bar speichern. Das Gesamtgewicht beträgt maximal 1500 kg, einschließlich der Akkumulatoren mit einer Masse von 130 kg. Die Lithium-Polymer-Akkumulatoren weisen eine Gesamtleistung von 45 kW und einer Kapazität von 21 kWh auf. Das APUS i-2 weist eine leicht reduzierte Flügelspannweite von 13,2 m auf, jedoch verfügt es über eine im Vergleich zum HY4 etwas längere Länge von 8,86 m. Es verwendet ebenfalls ein Wasserstoffbrennstoffzellensystem, das sich aus einer PEM-Brennstoffzelle mit zwei Stacks je 100 kW Nennleistung zusammensetzt. Das elektrische Antrieb wird durch zwei Elektromotoren mit je 135 kW und Hochvoltbatterien realisiert. Das Flugzeug bietet eine beeindruckende Reichweite von etwa 926 km und kann im Reiseflug Geschwindigkeiten von bis zu 300 km/h erreichen. Das Wasserstoffspeichersystem besteht aus acht zylindrischen Wasserstoffdrucktanks in den Flügeln, die in die Struktur der CFK-Rechtecktragflächen integriert sind. Dieses System kann insgesamt 23 kg Wasserstoff bei einem Druck von 250-300 bar speichern. Die maximale Startmasse beträgt 2200 kg, wobei eine Nutzlast von ca. 400 kg berücksichtigt werden kann. Es verwendet Hochvoltbatterien, die im Rumpf hinter der Kabine eingebaut sind und einer Gesamtkapazität von 8 kWh haben. Die beschriebenen Eigenschaften des APUS i-2 zeugen von einer fortgeschrittenen Technologie und einer effizienten Integration von Wasserstoffbrennstoffzellensystemen in die Luftfahrtbranche. Das Antares DLR-H2 weist eine Flügelspannweite von 20 m auf, was in ähnlicher Größenordnung wie der HY4 liegt und besitzt eine identische Länge von 7,4 m. Das Flugzeug nutzt ein Wasserstoffbrennstoffzellensystem, dessen maximale Gesamtleistung 25 kW beträgt und eine elektrische Effizienz von bis zu 52 % aufweist. Der Gleichstrommotor treibt den Propeller an und erreicht dabei eine maximale Leistung von über 42 kW, was in einem beeindruckenden Gesamtwirkungsgrad von 84 % resultiert.

Im Vergleich zu den beiden anderen Flugzeugen weist das Antares DLR-H2 gewisse Einschränkungen sowohl in Bezug auf die Reichweite als auch die Geschwindigkeit auf. Die Reichweite ist auf 750 km begrenzt, während die Geschwindigkeit lediglich 170 km/h beträgt. Das Wasserstoffspeichersystem besteht aus zwei Tanks, die sich in zwei Außenlastbehältern unter den Tragflächen befinden. Insgesamt kann es 40 kg gasförmigen Wasserstoff bei einem Druck von 300 bar sicher speichern. Das Leergewicht des Flugzeugs beträgt etwa 460 kg, wobei das maximale Gewicht etwas 750 kg beträgt, einschließlich des Gewichts der Brennstoffzellen. Derzeit ist das Antares DLR-H2 nicht mit Akkumulatoren ausgestattet, jedoch besteht die Möglichkeit, dass in den weiteren Entwicklungsphasen ein hybrides System aus Brennstoffzellen und Batterien implementiert und betrieben werden kann. Die technischen Eigenschaften des Antares DLR-H2 stellen eine effiziente Nutzung von Wasserstoffbrennstoffzellentechnologie und Elektromotoren dar, was auf eine nachhaltige und emissionsfreie Flugzeugkonstruktion hinweist. Die Beschränkungen hinsichtlich der Reichweite und der Geschwindigkeit können auf seine spezifische Konstruktionsweise und technologischen Merkmale zurückgeführt werden. Da alle drei Flugzeuge Wasserstoff als Primärenergiequelle verwenden, emittieren sie keine klimaschädlichen Emissionen und erzeugen lediglich Wasserdampf als Reaktionsprodukt der chemischen Reaktion. Das Antares DLR-H2 zeichnet sich als das leichteste Flugzeug der drei Modelle aus, weist jedoch eine maximale Passagierkapazität von nur einer Person auf. In Bezug auf den Entwicklungsstand weisen die drei Flugzeuge deutlich Unterschiede auf. Das APUS i-2 befindet sich derzeit noch in der Entwicklungsphase und hat bisher noch keine Testflüge durchgeführt. Im Gegensatz dazu hat das Antares DLR-H2 bereits mehrere erfolgreiche Flugtests absolviert und befindet sich in einem fortgeschrittenen Entwicklungsstand. Das HY4 hat ebenfalls erfolgreiche Testflüge mit gasförmigem Wasserstoff absolviert und erfolgreich den Betankungstest mit flüssigem Wasserstoff abgeschlossen. Zusammenfassend lässt sich feststellen, dass jedes der drei Flugzeuge individuelle Stärken und spezifische Eigenschaften aufweist, die es für bestimmte Anwendungen besser geeignet machen. Darüber hinaus sind sie in verschiedene Einsatzgebieten tätig und nutzen unterschiedliche technische Ansätze für die Wasserstoffspeicherung und den Antrieb. Dennoch leisten alle drei Flugzeuge einen Beitrag zur Reduzierung von CO₂-Emissionen und repräsentieren vielversprechende und zielgerichtete Entwicklungen im Bereich nachhaltigen Luftfahrt.

3 Konzeptentwicklung

Einleitend sei erneut betont, dass die Entwicklung im Bereich Wasserstoffbetriebener Flugzeuge rasant voranschreitet und einem großen Wachstum unterliegt, welches in naher Zukunft weitere vielschichtige Lösungsmethoden darstellen wird. In diesem Kapitel wird die Möglichkeit eines zukunftsorientierten Konzepts zu beschreiben, welches auf der Recherche bisher veröffentlichter Technik und mit Hilfe der Richtlinie Entwicklung technischer Produkte und Systeme – Modell der Produktentwicklung (VDI-2221) selbst entwickelte Teilfunktionslösungen für den Wasserstoffantrieb beruht. Bereits vorhandene Techniken werden somit aufgegriffen und im Sinne eines neuen und nachhaltigen Konzepts optimiert. Das Konzept gliedert sich in mehrere Abschnitte und wird im Verlauf dieses Kapitels dem Leser vorgestellt. Dabei erfordert die Entwicklung von solchen Konzepten eine gründliche Planung sowie die Berücksichtigung und Koordination verschiedener Aspekte, um ein sicheres, zuverlässiges und nachhaltiges Flugzeug zu gewährleisten. Zunächst werden die Aspekte analysieren und Aufstellen von Marktanforderungen betrachtet und tiefgründig diskutiert, um das Potenzial für Wasserstoffflugzeuge zu ermitteln und die Anforderungen der Marktanalyse an das Flugzeug festzulegen. Hierbei berücksichtigt die Analyse sowohl gesetzlichen Anforderungen als auch die Marktnachfrage und die Technologietrends der Wasserstoffflugzeuge. Darüber hinaus ist die Entwicklung eines Funktionsmodells notwendig, um im Rahmen der Konzeptentwicklung alle erforderlichen Systeme und Flugzeugteile zu identifizieren sowie deren Funktionen darzustellen und zu beschreiben.

In Betracht zu ziehende Aspekte für den Erfolg der Konzeptentwicklung

Ein wichtiger Aspekt bei der Konzeptentwicklung ist die Auswahl des Antriebssystems. Zudem gibt es mehrere vorhandene Möglichkeiten, wie z.B. Wasserstoffbetriebene Verbrennungsmotoren oder Wasserstoffbrennstoffzellenantriebe. Jedoch werden hierbei mehrere Teilfunktionslösungen für den Wasserstoffantrieb entwickelt und mit Hilfe einer Nutzwertanalyse ausgewertet und im Anschluss das geeignete im Gesamtsystem dargestellt. Die Auswahl erfolgt insbesondere durch die festgelegten Anforderungen des Flugzeugs und die möglichen bzw. verfügbaren Technologien. Außerdem umfasst die Konzeptentwicklung weitere wichtige Aspekte, die bei der Entwicklung relevant sind und bei der Auslegung berücksichtigt werden müssen. Zudem gehören die Entwicklung von Wasserstofftanks und -Versorgungssysteme, die Integration von Wasserstoffverbrennungsmotoren oder Brennstoffzellen sowie die Kühlung des Antriebssystems und die Sicherheitsaspekte im Umgang mit Wasserstoff. Diese Systeme müssen äußerst sicher, effizient und eine hohe Zuverlässigkeit haben. Des Weiteren spielt das Design des Flugzeugs eine entscheidende Rolle bei der

Entwicklung und muss daher alle Anforderungen berücksichtigen, einschließlich des Gewichts, der Aerodynamik, der Flugleistung, der Platzierung des Antriebssystems und der Wasserstofftanks sowie der Sicherheit. Die Reichweite sowie die Effizienz des Flugzeugs sind ebenfalls Herausforderungen, die innovative Lösungen erfordern. Wasserstoff besitzt eine geringere Energiedichte als herkömmliche Kraftstoff und deshalb erfordert der Aspekt Effizienz und Reichweite Steigerung größere Tanks oder effizientere Antriebssysteme. Um die Leistungsfähigkeit sowie die Wirtschaftlichkeit des Flugzeugs zu verbessern, sind leichtere und recyclebare Materialien sowie effizientere und nachhaltigere Antriebs- und Energiespeichersysteme von großer Bedeutung. Die Aspekte Wartung und Betrieb sind ebenfalls von großer Bedeutung und dürfen nicht vernachlässigt werden. Hierbei soll das Konzept so ausgelegt werden, dass die späteren Wartungsarbeiten und Instandhaltung leicht, problemlos und effizient durchführbar sind. Diese kann durch den Einsatz von standardisierten Bauteilen realisiert werden. Eine gründliche und detaillierte Analyse des finalen Gesamtkonzepts sowie eine Einschätzung des Reifegrads ist hierbei erforderlich, um sicherzustellen, dass das Flugzeug den Anforderungen entspricht und um ein Ausblick auf eine mögliche Weiterentwicklung und Ausarbeitung des Konzepts geben zu können. Schließlich trotz der technischen Herausforderungen ist die Entwicklung von Wasserstoffflugzeugen ein zukünftiges und zielführendes Gebiet, das das Potenzial hat, die Luftfahrt in eine nachhaltigere Zukunft zu führen und die Abhängigkeit von fossilen Brennstoffen zu verringern. Entscheidend ist hierbei die Zusammenarbeit verschiedener Akteure sowie die fortlaufende Forschung und Entwicklung verschiedener Flugzeugherstellern und Entwicklungszentren, um die Wasserstofftechnologie voranzutreiben und das Ziel des emissionsfreien Gesamtluftverkehrs zu realisieren.

3.1 Analyse und Aufstellen von Anforderungen

Zu Beginn der Konzeptentwicklung ist es essenziell, einen Rahmen für den Entwicklungsprozess zu schaffen und sich die Frage zu stellen, welche Anforderungen die Stakeholder haben. Mithilfe dieser Anforderungen der unterschiedlichen Personengruppen, kann eine optimierte und bedarfsgerechte Entwicklung erfolgen. Als Stakeholder werden die Kunden, die Behörde, die Hersteller und die Betreiber in Betracht genommen. Im Folgenden werden die Anforderungen beschrieben und in der Anforderungsliste (siehe Anhang) zusammengefasst. Die ersten Anforderungen leiten sich von der Aufgabenstellung heraus.

Das zu entwerfende Konzept soll der Größe eines kleinen Wasserstoffflugzeugs entsprechen und vier Passagiersitze beinhalten. Die Reichweite des Flugzeugs soll unter allen Bedingungen (Wetter, max. Zuladung, Geschwindigkeit) bis 750 km reichen und eine Payload von 500 kg gewährleisten. Die Herstellungs-, Wartungs-, und Betriebskosten sollen gering wie möglich sein. Außerdem soll das Konzept nach der Richtlinie VDI-2221 entworfen werden. Eine weitere Anforderung ist die Sicherstellung der Abhebegeschwindigkeit von 94,45 Km/h, die auch unter allen Bedingungen gewährleistet werden soll. Um eine Musterzulassung zu erlangen, soll das gesamte Flugzeug gemäß den vorgeschriebenen Zulassungs- und Zertifizierungsverfahren entworfen werden. Dafür muss eine enge Zusammenarbeit zwischen Flugzeugherstellern, Regulierungsbehörden und der Industrie erfolgen. Zudem beinhalten die Vorschriften verschiedene Anforderungen an Materialien, Ausstattung, Bau des Flugzeugs und weitere Aspekte, die berücksichtigt und erfüllt werden müssen (Mensen, 2013, S.107). Diese Anforderungen sind in den European Aviation Safety Agency (EASA) Bauvorschriften Certification specification (CS) geregelt und werden im weiteren Verlauf näher erläutert.

Der Antrieb des Flugzeugs stellt einen der wichtigsten Komponenten dar und wird demnach besonders aufgegriffen. Zunächst soll möglich sein, durch eine passende Geometrie des Flugzeugs, den Antrieb zu integrieren. Hierbei ist darauf zu achten, dass der Bauraum platzsparend sein kann, sodass sich das gesamte Gewicht des Flugzeugs reduziert oder der Platzbedarf für etwaige Komponenten genutzt werden kann. Der Antrieb des Flugzeugs muss ein Wasserstoffantrieb sein und sollte eine hohe Leistung und einen möglichst hohen Wirkungsgrad haben. Da die Nutzung von Wasserstoff bestimmte Bedingungen mit sich bringt, sind die Anforderungen in dieser Hinsicht von großer Bedeutung. Der Wasserstofftank muss drucksicher, kältebeständig und kugel- oder zylinderförmig sein. Insbesondere müssen alle Wasserstoffversorgungsleitungen und Verbindungsstellen abdichtbar sein. Die Skalierbarkeit der Wasserstofftechnologie kann ermöglicht werden, ist jedoch nicht zwingend erforderlich. Die Antriebsbatterie und ihr Managementsystem müssen die erforderlichen Stromversorgungen für

die Elektromotoren bereitstellen und den Strom von den Motoren im Rückwärtsmodus aufnehmen können. Das Antriebssystem muss unter jeder Bedingung optimal arbeiten können, somit ist eine hochbelastbare Technologie zu entwickeln, die auch bei extremen Temperaturen arbeitet. Der Kaltstart des Antriebs soll z.B. durch die Temperatur nicht beeinträchtigt werden und auch das Zündsystem des Antriebs muss unter jeder Bedingung zuverlässig funktionieren. Um jedoch die Belastung des Antriebs durch äußerliche Einflüsse gering wie möglich zu halten, müssen Schutzmechanismen vorhanden sein, um z.B. das Eindringen von Fremdkörpern zu verhindern. Andererseits muss auch eine intern entstehende Gefahr z.B. die Entstehung von gefährlichen Gasen im Antriebssystem oder die Entstehung von Feuer minimiert werden. Vibrationseigenschaften wirken sich nachteilig auf das Flugzeug aus. Dementsprechend muss das Antriebssystem frei von Vibrationen sein. Eine zuverlässige und sichere Technologie muss dennoch eine vollständige Redundanz beinhalten, sodass im Falle eines Ausfalls, das Flugzeug unter jeder Bedingung sicher fliegen und landen kann. Tritt ein Problem des Antriebs auf, soll sichergestellt werden, dass die Wartung unter einfachen Bedingungen stattfinden und möglichst schnell durchgeführt werden kann.

Im Allgemeinen sollen Wartungs- und Reparaturarbeiten bei allen Bauteilen schnell und einfach erfolgen. Um jedoch die Beschädigung von Bauteilen zu reduzieren sowie einen sicheren und leistungsstarken Betrieb zu gewährleisten, müssen möglichst Materialien mit hohen mechanischen Festigkeiten eingesetzt werden. Weitere Eigenschaften der Materialien sind die Korrosions-, Ermüdungs-, Umwelt- und Feuerbeständigkeit sowie Widerstand gegen Blitzeinschläge. Alle Materialien müssen diese Eigenschaften erfüllen, um im Flugzeug verbaut werden zu können. Dennoch ist darauf zu achten, ein Kompromiss zwischen den Kosten der Materialien zu finden, sodass die Materialkosten gering wie möglich ausfallen. Feuer an Bord des Flugzeugs hat meistens katastrophale Folgen. Umso wichtiger ist es, Maßnahmen zur Verringerung des Entzündungsrisikos und zur Minderung der Gefahr im Zusammenhang mit möglicherweise freigesetzten brennbaren Flüssigkeiten oder Dämpfen zu integrieren. So müssen insbesondere alle Komponenten in Brandzonen oder nahegelegenen Bereichen aus feuerfestem Material oder Schutzschildern bestehen. Auch die Dichte der Materialien spielen eine wichtige Rolle. Um möglichst viel Gewicht einzusparen, müssen leichte Werkstoffe eingesetzt werden, die möglichst alle recyclebar sein sollen. Eine weitere Anforderung ist, dass maximal zulässige Gewicht von 2722 kg nicht zu überschreiten.

Hinsichtlich des Motors sind behördliche Anforderungen wie folgt. Die Motorhalterungen und deren tragende Struktur müssen für einen Grenzlastfaktor von 1,33 in seitlicher Richtung ausgelegt sein. Außerdem müssen sie, die kombinierten Kräfte aus Motordrehmoment und

Propellergeschwindigkeit beim Start standhalten können. Die gesamte Konstruktion des Flugzeugs muss bei extremen Umgebungstemperaturen funktionsfähig sein. Das heißt, unter allen Bedingungen muss das Energiesystem das Triebwerk mit ausreichend Energie versorgen können. Die Beeinträchtigung der Verbindungs- und Verriegelungselemente darf nicht durch die Umgebungsbedingungen erfolgen. Auch dürfen Propeller und andere Komponente nicht durch Umgebungsbedingungen ihre Funktionsfähigkeit verlieren. Der Schutz vor Eisbildung ist demnach verpflichtend. Beim Ausfall einer rotierenden Komponente oder eines Teils einer Ausrüstung, eines Elektromotors oder eines Generators, dürfen keine gefährlichen Trümmer freigesetzt werden. Hinsichtlich der Triebwerks- und Hilfsaggregatkomponente sowie Flüssigkeiten müssen unter allen Umgebungstemperaturen festgelegte Grenzwerte durch die Kühlvorrichtung eingehalten werden. Weiterhin müssen alle Kraftstofftanks abgestützt sein, z.B. sollen Polster gegen Scheuern vorhanden sein.

Im Gesamten soll das Flugzeug emissionsfrei fliegen und so wenig wie möglich Lärm erzeugen, um vor allem BewohnerInnen nahe den Flughäfen und -plätzen nicht zu stören und die Aufnahme von Nachtflügen bei Bedarf zu erhöhen. Um auch die Nutzung des Flugzeugs sicherzustellen, sollen anfallende Passagierkosten nicht zu hoch sein. Natürlich sind weitere Anforderungen z.B. hinsichtlich der Ergonomie vorhanden, jedoch beschränkt sich hierbei die Analyse hauptsächlich auf Anforderungen bezüglich des Antriebssystems. Im Ganzen stellt das Konzept eine gute Möglichkeit dar, um alle Anforderungen der Akteure, unter anderem der Airlines, der Passagiere als auch die der Behörden, sicherzustellen. Im nächsten Schritt werden die bestehenden funktionalen Anforderungen für die Bildung von Funktionen einbezogen (Ponn et al., 2008, S. 57). Schließlich ist aufgrund der begrenzten Formatierungsmöglichkeiten in Word, die Liste dem Anhang hinzugefügt worden, um eine klare und ausführliche Veranschaulichung zu ermöglichen.

3.1.1 Berechnung der erforderlichen Antriebsleistung

Um die erforderliche Auftriebskraft und die Antriebsleistung im horizontalen Flug zu bestimmen, sind mehrere Schritte erforderlich. Zuerst werden die Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte berechnet (Grundmann, 2007). Hierfür werden die folgenden Formeln in Betracht gezogen:

Auftriebsbeiwert:

$$C_A = \frac{2 * m * g}{\rho * V^2 * S} \quad [1]$$

Mit

C_A = Auftriebsbeiwert

m = Flugzeug – Abflugmasse in Kg (Annahme m = 1200 kg)

g = Erdbeschleunigung $9,81 \frac{m}{s^2}$

ρ = Luftdichte $1,225 \frac{kg}{m^3}$

V = Abhebegeschwindigkeit: Vergleichbar mit Cessna 172S = $26,23 \frac{m}{s}$ (Quelle: Cessna, 1998)

S = Flügelfläche in m^2 : Vergleichabr mit Cessna 172S = $16,16 m^2$ (Quelle: Cessna, 1998)

$$C_A = \frac{2 * m * g}{\rho * V^2 * S} = \frac{2 * 1200 kg * 9,81 \frac{m}{s^2}}{1,225 \frac{kg}{m^3} * \left(26,23 \frac{m}{s}\right)^2 * 16,16 m^2} = 1,73$$

Widerstandsbeiwert:

$$C_W = C_{W,0} + C_{wi} \quad [2]$$

$$C_W = C_{W,0} + \frac{C_A^2}{\pi * \Lambda * e} \quad [3]$$

Mit

C_W = Widerstandsbeiwert

$C_{W,0}$ = Nullwiderstandsbeiwert: Annahme = 0,03

C_{wi} = Induzierte Widerstandsbeiwert

Λ = Streckung

e = Oswald's efficiency factor = 0,75 (Quelle: Mclver, 2003)

b = Flügelspannweite: Vergleichbar mit Cessna 172S = 11m (Quelle: Cessna, 1998)

$$\Lambda = \frac{b^2}{S} \quad [4]$$

$$\Lambda = \frac{b^2}{S} = \frac{(11m)^2}{16,16 m^2} = 7,48$$

$$C_w = C_{w,0} + \frac{C_A^2}{\pi * \Lambda * e} = 0,03 + \frac{1,73^2}{\pi * 7,48 * 0,75} = 0,199$$

Darüber hinaus wird die erforderliche Auftriebskraft berechnet. Hierfür wird die nachfolgende Formel benötigt:

$$A = \frac{\rho}{2} * V^2 * S * C_A \quad [5]$$

Mit

$A = \text{Auftriebskraft}$

$$A = \frac{\rho}{2} * V^2 * S * C_A = \frac{1,225 \frac{kg}{m^3}}{2} * \left(26,23 \frac{m}{s}\right)^2 * 16,16 m^2 * 1,73 = 11781,22 N$$

Anschließend wird die Widerstandskraft mithilfe der folgenden Formel berechnet:

$$W = \frac{\rho}{2} * V^2 * S * C_w \quad [6]$$

Mit

$W = \text{Widerstandskraft}$

$$W = \frac{\rho}{2} * V^2 * S * C_w = \frac{1,225 \frac{kg}{m^3}}{2} * \left(26,23 \frac{m}{s}\right)^2 * 16,16 m^2 * 0,199 = 1355,18 N$$

Für die Bestimmung der Schubkraft des Flugzeugs wird die folgende Formel benötigt:

$$F = \frac{G}{A} = \frac{m * g}{C_A} \quad [7]$$

Mit

$G = \text{Gewichtskraft in N}$

$F = \text{Schubkraft}$

$$F = \frac{m * g}{C_A} = \frac{1200 kg * 9,81 \frac{m}{s^2}}{1,73} = 1354,12 N$$

Des Weiteren wird die erforderliche Antriebsleistung, die von der aerodynamischen Auslegung und dem Gewicht des Flugzeugs abhängt, mithilfe der folgenden Formel bestimmt:

$$P_{perf,aero} = F * V_H \quad [8]$$

Mit

$V_H = \text{Höchstgeschwindigkeit: Vergleichbar mit Cessna 172S} = 233 \frac{km}{h}$ (Quelle: Cessna, 1998)

$P_{perf,aero} = \text{erforderliche aerodynamische Antriebsleistung}$

$$P_{perf,aero} = F * V_H = 1354,12 N * 64,72 \frac{m}{s} = 87641,65 W$$

Die erforderliche aerodynamische Antriebsleistung des Wasserstoffflugzeugs beträgt 87,64 kW. Um die erforderliche Eingangsleistung des elektrischen Antriebsstrangs zu ermitteln, wurde der Wirkungsgrad des elektrischen Gesamtantriebsstrangs in Absprache mit dem ersten Prüfer auf 60% abgeschätzt. Dieser Gesamtwirkungsgrad umfasst die Wirkungsgrade des Wasserstofftanks, der Brennstoffzelle, der Leistungselektronik, des elektrischen Motors, des Getriebes und des Propellers. Zur Berechnung wird die folgende Formel in Betracht gezogen:

$$P_{ele.,strang,ein} = P_{erf,aero} * \eta_{ele.,strang}^{-1} \quad [9]$$

Mit

$P_{ele.,strang,ein}$ = erforderliche Eingangsleistung des elektrischen Antriebsstrangs

$\eta_{ele.,strang}$ = Wirkungsgrad des elektrischen Antriebsstrangs

$$P_{ele.,strang,ein} = 87641,65W * 0,6^{-1} = 146068,34 W \approx 146,07 kW$$

Um die erforderliche Eingangsleistung des Antriebsstrangs für die Verbrennungskraftmaschine, bei der Verbrennungsmotor eingesetzt wird, zu bestimmen, wurde in Abstimmung mit dem ersten Prüfer ein Gesamtwirkungsgrad von 30% festgelegt. Zu dem Gesamtwirkungsgrad gehören die Wirkungsgrade des Wasserstofftanks, des Motors, des Getriebes und des Propellers. Dafür wird die folgende Formel in Betracht gezogen:

$$P_{VKM,strang,ein} = P_{erf,aero} * \eta_{VKM,strang}^{-1} \quad [10]$$

Mit

$P_{VKM,strang,ein}$ = erforderliche Eingangsleistung des Antriebsstrangs der VKM

$\eta_{VKM,strang}$ = Wirkungsgrad des Antriebsstrangs der Verbrennungskraftmaschine

$$P_{VKM,strang,ein} = 87641,65 W * 0,3^{-1} = 292138,84 W \approx 292,14 kW$$

Weiterhin erfolgt die Berechnung der erforderlichen mechanischen Leistung für die Verbrennungskraftmaschine unter Einbeziehung der Wirkungsgrade des Getriebes und des Propellers. Der Wirkungsgrad des Propellers beträgt 90% (Quelle: Lage, 2022), während der Wirkungsgrad des Getriebes 98% beträgt (Quelle: KADEA, 2023). Die Kombination dieser Wirkungsgrade führt zu einem Gesamtwirkungsgrad von 88,2%. Zur Bestimmung der benötigten Leistung wird die nachfolgende Formel in Betracht gezogen:

$$P_{erf,VKM_mech} = P_{erf,aero} * \eta_{G,P}^{-1} \quad [11]$$

Mit

P_{perf,VKM_mech} = erforderliche mechanische Leistung der Verbrennungskraftmaschine

$\eta_{G,P}$ = Wirkungsgrad des Getriebes und des Propellers

$$P_{perf,VKM_mech} = 87,64 \text{ kW} * 0,882^{-1} = 99,36 \text{ kW} \approx 100 \text{ kW}$$

Zur Ermittlung der notwendigen mechanischen Leistung des elektrischen Motors sind die Wirkungsgrade des Propellers und des Getriebes von Relevanz. Der Gesamtwirkungsgrad beider Komponenten beläuft sich ebenfalls auf 88,2%. Zur Durchführung der Berechnung wird die nachfolgende Formel herangezogen:

$$P_{perf,EM_mech} = P_{perf,aero} * \eta_{G,P}^{-1} \quad [12]$$

Mit

P_{perf,EM_mech} = erforderliche mechanische Leistung des elektrischen Motors

$$P_{perf,EM_mech} = 87,64 \text{ kW} * 0,882^{-1} = 99,36 \text{ kW} \approx 100 \text{ kW}$$

Da das Brennstoffzellensystem die Elektromotoren mit elektrischer Energie versorgt, ist es notwendig, die erforderliche Leistung des Systems zu ermitteln. Hierfür sind die Wirkungsgrade der Leistungselektronik und des Motors von Bedeutung, welche wie folgt abgeschätzt wurden: Die Leistungselektronik hat einen Wirkungsgrad von 90% und der Elektromotor hat ebenfalls einen Wirkungsgrad von 90%. Insgesamt ergibt sich ein Gesamtwirkungsgrad von 81%. Die erforderliche Leistung des Brennstoffzellensystems wird mithilfe der folgenden Formel berechnet:

$$P_{perf,B} = P_{perf,EM_mech} * \eta_{L,M}^{-1} \quad [13]$$

Mit

$P_{perf,B}$ = erforderliche Leistung des Brennstoffzellensystems

$\eta_{L,M}$ = Gesamtwirkungsgrad der Leistungselektronik und des Motors

$$P_{perf,B} = 100 \text{ kW} * 0,81^{-1} = 123,45 \text{ kW}$$

Abschließend ist zu erwähnen, dass die erforderliche Leistung des Hybridantriebs (bestehend aus Brennstoffzellen und Batteriesystem) ebenfalls bei 123,45 kW liegt, da die Komponenten dieser Antriebsstrang dieselben Wirkungsgrade aufweisen wie ein rein auf Brennstoffzellen basierendes System.

3.2 Entwicklung eines Funktionsmodells

Im Rahmen des Konzepts wird ein Funktionsmodell unter Verwendung der Anforderungsliste entwickelt und durch Aufzählung der Funktionen in einer einfachen Funktionsliste dargestellt. Dabei steht die Analyse des Systems sowie die objektive Erfassung und klare Beschreibung des Systemzwecks, ohne dabei bereits Lösungsansätze sowie Realisierungs- und Umsetzungsmöglichkeiten zu berücksichtigen, im Fokus (Ponn et al., 2008, S.53). Zum Erstellen des Funktionsmodells wird zuerst die Hauptfunktion des Flugzeugs in abstrakter Form beschrieben und in Teilfunktionen untergliedert. Daraufaufgehend werden zu den Teilfunktionen die zugehörigen Subfunktionen ermittelt. Dabei stellen die Teilfunktionen gemeinsam die Gesamtfunktion des Flugzeugs dar (Bender et al., 2020, S.243). Das Hauptziel dieser Entwicklung besteht darin, ein Funktionsmodell zu entwerfen, das den funktionalen Aufbau mit den wichtigsten Komponenten und Systemen sowie die grundlegenden Prinzipien und Herausforderungen eines Wasserstoffflugzeugs analysiert und das Funktionskonzept dokumentiert (Ponn et al., 2008, S.57). Außerdem soll das Modell eine Wirklichkeitsnahe Nachbildung eines kleinen Wasserstoffflugzeugs sein, das die Fähigkeit hat, kurze Flüge durchzuführen und somit entsprechende Strecken zurückzulegen. Es dient also nicht nur zur Demonstration der Machbarkeit und das Potenzial der vielversprechenden Wasserstofftechnologie im Luftverkehr, sondern auch als Grundlage für nachfolgende Entwicklung und zur Anregung der Diskussion und Zusammenarbeit in diesem Gebiet. Durch die Entwicklung solcher Funktionsstrukturen können wesentliche Probleme des Produkts erkannt, die Komplexität der Konstruktionsaufgabe reduziert, wichtige Funktionen beschrieben und die funktionale Beschreibung der Produktarchitektur kann abgebildet werden (Bender et al., 2020, S.243).

Darüber hinaus können wichtige Erkenntnisse gewonnen werden, die sowohl zur Verbesserung der Effizienz, Leistung und Nachhaltigkeit von Wasserstoffflugzeugen beitragen, als auch den Übergang zu einem Nachhaltigeren und wirtschaftlicheren Flugverkehr vorantreiben. Zusätzlich können die Ergebnisse als Grundlage dienen, um Richtlinien sowie Standards einzurichten und die Akzeptanz von Wasserstoffflugzeugen in der Gesellschaft zu gewinnen. Das Funktionsmodell stellt also insgesamt das zentrale Modell dar, anhand dessen sowohl technische Fragen besprochen werden als auch die Steuerung und Organisation der Ablauf der Entwicklung des Flugzeugs (Ponn et al., 2008, S.55). Jedoch bringt die Entwicklung eines solchen Funktionsmodells verschiedene Herausforderungen mit sich. Eine der größten Herausforderungen besteht darin, das Wasserstoffantriebssystem an Bord des Flugzeugs zu integrieren. Dabei muss bei der Gestaltung der Systeme darauf geachtet werden, dass sie sowohl effizient und zuverlässig funktionieren als auch den spezifischen Anforderungen des Flugzeugs

rechtfertigen. Die Sicherheit ist ein wichtiger Aspekt, der bei der Entwicklung des Modells nicht vernachlässigt werden darf. Aufgrund der starken Entzündlichkeit des Wasserstoffs als Brennstoff, spielt die Sicherheit bei der Handhabung, Speicherung und Nutzung eine entscheidende Rolle. Hierbei ist es wichtig, robuste Sicherheitssysteme zu entwickeln, um Unfallrisiken zu minimieren. Ebenfalls stellen die Energiespeicherung, Leistungsoptimierung, sowie die Zertifizierung und Regulierung verschiedene Herausforderungen bei der Entwicklung des Modells dar und müssen deshalb gründlich untersucht und berücksichtigt werden.

Flugzeugsysteme und -komponenten werden nach ihrer Funktion unterschieden und mithilfe der Spezifikation 100 der Air Transport Association of America (ATA) eingeteilt (Scholz, 2014). Das Hauptziel dieser Spezifikation besteht darin, die Kommunikation innerhalb und zwischen allen Unternehmen, die sich mit Flugzeugbau, Betrieb und Wartung beschäftigen, zu erleichtern und eine klare und vollständige Struktur für den Inhalt der Wartungsdokumente vorzugeben. Das Antriebssystem gehört zum ATA-Kapitel 70 ff. und wird von den übrigen Flugzeugsystemen unterschieden und abgegrenzt (Klußmann et al., 2007, S.459). Es umfasst verschiedene Komponenten, darunter die aerodynamische Verkleidung des Triebwerks einschließlich Lufteinlass und Abdeckungen sowie das Triebwerk selbst, einschließlich Anbaugeräten wie den Kraftstoffpumpen. Die Systemgrenze des Antriebssystems beginnt am Auslassventil des Treibstofftanks und schließt den Tank nicht mit ein, da dieser dem Kraftstoffsystem gemäß ATA-Kapitel 28-10 zugeordnet wird. Daher werden bei der Entwicklung des Funktionsmodells ausschließlich der Funktionen betrachtet, die das Antriebssystem beeinflussen. Insbesondere liegt der Fokus auf den drei Hauptfunktionen: Energie(stoffe) bereitstellen, Energie umwandeln und Schub erzeugen. Jede dieser Hauptfunktionen wird detailliert analysiert und jeweils in entsprechenden Teilfunktionen unterteilt. Um die Komplexität des Funktionsmodells zu reduzieren und es gemäß den Anforderungen der Aufgabenstellung zu entwickeln, werden andere Hauptfunktionen des Flugzeugs, wie beispielweise Schutz der Insassen vor externen Einflüssen, lediglich auf der ersten Ebene dargestellt. Die folgende Tabelle 5 stellt die Funktionsanalyse des Wasserstoffflugzeugs dar.

Tabelle 5: Funktionsanalyse

Nr.	Hauptfunktion	Nr.	Teilfunktion	Nr.	Teilfunktionen der Teilfunktion
F1	Energie(stoffe) bereitstellen	F1.0	Anzahl der Energiequellen		
		F1.1	elektrische Energie bereitstellen	F1.1.1	Energie elektrochemisch speichern
				F1.1.2	Geometrischer Aufbau der Speicherelemente festlegen
				F1.1.3	Temperatur der Energiespeicher regulieren
				F1.1.4	Energiespeicher aufladen
		F1.2	Treibstoffe transportieren	F1.2.1	Leitungssystem bereitstellen
				F1.2.2	Leitungssystem isolieren
				F1.2.3	Verbindungsstellen abdichten
		F1.3	Sauerstoff zur Verfügung stellen		
		F1.4	Treibstoffe überwachen	F1.4.1	Treibstofffluss aus dem Tank regulieren
F1.4.2	Entflammbarkeit der Versorgungsleitungen verhindern				
F2	Energie umwandeln	F2.1	Reaktionsstoffe aufnehmen	F2.1.1	Antrieb mit Wasserstoff/Sauerstoff versorgen
		F2.2	Energie steuern	F2.2.1	Energiefluss regulieren
		F2.3	chemische Reaktion sicherstellen (exotherm)	F2.3.1	Reaktionsbereich beinhalten
				F2.3.2	Reaktion in sich geschlossen halten (schützen)
		F2.4	Reaktionsenergie umwandeln		
		F2.5	Nebenprodukte ausscheiden	F2.5.1	Wasser/Wasserdampf abführen
				F2.5.2	Wärme abführen
				F2.5.3	Schadstoffe abführen
		F2.6	Antrieb schützen	F2.6.1	Antrieb vor Fremdkörper schützen
				F2.6.2	Leckagen verhindern
				F2.6.3	sichere Anbindung des Antriebs an Rumpf gewährleisten
F2.6.4	Temperatur des Antriebs überwachen				
F2.6.5	Antrieb kühlen				
F2.7	Energie übertragen	F2.7.1	elektrische Energie übertragen		
		F2.7.2	mechanische Energie übertragen		
F3	Schub erzeugen	F3.1	elektrische Energie in mechanische Energie umwandeln		
		F3.2	mechanische Energie in Schub umwandeln		
		F3.3	Schub regeln	F3.3.1	Drehzahl der rotierenden Komponente regeln

				F3.3.2	Anstellwinkel der rotierenden Komponente verstellen
			F3.4	F3.4.1	Antriebsvibration dämpfen
				F3.4.2	Schwingung und Vibration rotierender Komponente dämpfen
				F3.4.3	Lärmbelästigung reduzieren
				F3.4.4	sichere Anbindung der rotierenden Komponente an Motor gewährleisten
			F3.5	F3.5.1	Antriebswelle vor Überhitzung schützen
				F3.5.2	Festsitzen der Antriebswelle verhindern
				F3.5.3	Antriebswelle vor Fremdkörpern schützen
			F3.6		rotierende Komponente vor Eisbildung schützen
F4	Avioniksysteme beinhalten				
F5	Schutz der Insassen vor externen Einflüssen				
F6	Auftrieb erzeugen				
F7	Steuerelemente beinhalten				
F8	Sicherheit gewährleisten				
F9	Längsstabilität sicherstellen				
F10	Ergonomie gewährleisten				
F11	Landung und Take-off sicherstellen				
F12	Reisende Transportieren				
F13	Richtungsstabilität sicherstellen				

3.3 Entwicklung von Teilfunktionslösungen für den Wasserstoffantrieb

Dieser Abschnitt befasst sich mit der Entwicklung von Teilfunktionslösungen für den Wasserstoffantrieb. Wasserstoffantrieb hat aufgrund seiner zahlreichenden Vorteile im Hinblick auf die Umwelt, der Reduzierung von Treibhausgasemissionen und seiner vielseitigen Anwendbarkeit in verschiedenen Branchen besondere Aufmerksamkeit erlangt. Um eine zuverlässige und nachhaltige Gesamtfunktionslösung für den Wasserstoffantrieb zu entwickeln und den Übergang zu einer vollständig wasserstoffbasierten Luftfahrt zu erleichtern, müssen zahlreichende technische Herausforderungen bewältigt werden. Die Entwicklung von Teilfunktionslösungen stellt eine Zwischenlösung dar, um schrittweise eine Gesamtfunktionslösung für den Antrieb zu entwickeln. Die Teilfunktionslösungen dienen auch als Zwischenschritte auf dem Weg zur vollständigen Integration von Wasserstoffantrieben in Flugzeugen. Sie helfen dabei, wirtschaftliche und technische Herausforderungen durch kreative Ideen zu bewältigen.

Zunächst wird mit Hilfe der systematischen Kreativitätsmethode zur Identifizierung und Analyse von Lösungsansätzen für die Entwicklung technischer Produkte, die Teilfunktionslösungen entwickelt. Der morphologische Kasten wird verwendet, um eine übersichtliche Darstellung der Teilfunktionen und der zugehörigen Teilfunktionslösungen zu erstellen. Dabei werden in einer matrizenförmigen Anordnung den Teilfunktionen jeweils die zugehörigen Teillösungsideen zugeordnet. Durch die Anwendung der Kombinatorik werden verschiedene Konzepte generiert. Anschließend werden die zusammengestellten und angeordneten Teilfunktionslösungen zu einer möglichen Gesamtfunktionslösung verknüpft. Im Anschluss erfolgt eine Bewertung der innovativen Lösungsansätze anhand von Kriterien wie Lebensdauer, Kosten und Umweltauswirkungen. Hierbei kommt eine Nutzwertanalyse zum Einsatz, um die verschiedenen Lösungsansätze zu bewerten. Die identifizierten Lösungsansätze können dazu beitragen, die Herausforderungen des Wasserstoffantriebs zu bewältigen und den Weg zu einem weltweiten CO₂-neutralen Luftverkehr zu ebnen. Der morphologische Kasten beinhaltet ausschließlich die Teil- und Subfunktionen der drei Hauptfunktionen, die im Verlauf der Funktionsanalyse detailliert betrachtet wurden und die dem Antriebssystem zugeordnet sind. Der morphologische Kasten wurde dem Anhang hinzugefügt, da dieser umfangreicher ist.

3.4 Beschreibung der Gesamtfunktionslösungen für den Wasserstoffantrieb

Im Rahmen dieser Beschreibung werden die drei Konzepte für den Wasserstoffantrieb näher erläutert. Diese umfasst eine ausführliche Erläuterung der Konzepte sowie deren jeweiligen Vor- und Nachteile und damit verbundenen Risiken. Darüber hinaus wird die Funktionsweise jedes Konzepts beschrieben, wobei besonderes Augenmerk auf die wichtigsten Merkmale und Charakteristika gelegt werden. Abschließend wird das Aussehen und die Gestalt des jeweiligen Konzepts mit einer Strukturskizze dargestellt. Die verschiedenen Gesamtfunktionslösungen werden in Form von Tabellen dargestellt. Jede Teilfunktion ist mit einer ID-Nummer versehen, die als Lösungsprinzip im morphologischen Kasten zu finden ist. Zum Beispiel stellt die ID-F1.1.1.G1 das erste Lösungsprinzip für die Teilfunktion F1.1.1 im Kasten dar. Diese Vorgehensweise wird auch in den beiden folgenden Konzepten angewendet.

3.4.1 Konzept 1: Wasserstoff-Brennstoffzellen-Antriebssystem

Die folgende Tabelle 6 stellt die erste Gesamtfunktionslösung dar. Dabei bilden die Lösungsprinzipien zusammen das erste Konzept des Wasserstoffantriebssystems ab.

Tabelle 6: Konzept 1

Nr.	Subfunktionen	Lösungsprinzipien (Konzept 1)
F1.0	Anzahl der Energiequellen	F1.0.G1
F1.1.1	Energie elektrochemisch speichern	nicht notwendig
F1.1.2	Geometrischer Aufbau der Speicherelemente festlegen	nicht notwendig
F1.1.3	Temperatur des Energiespeichers regulieren	nicht notwendig
F1.1.4	Energiespeicher aufladen	nicht notwendig
F1.2.1	Leitungssystem bereitstellen	F1.2.1.G6
F1.2.2	Leitungssystem isolieren	F1.2.2.G7
F1.2.3	Verbindungsstellen abdichten	F1.2.3.G7
F1.3	Sauerstoff zur Verfügung stellen	F1.3.G3
F1.4.1	Treibstofffluss aus dem Tank regulieren	F1.4.1.G1
F1.4.2	Entflammbarkeit der Versorgungsleitungen verhindern	F1.4.2.G7
F2.1.1	Antrieb mit Wasserstoff/Sauerstoff versorgen	F2.1.1.G4
F2.2.1	Energiefluss regulieren	F2.2.1.G7
F2.3.1	Reaktionsbereich beinhalten	F2.3.1.G2
F2.3.2	Reaktion in sich geschlossen halten (schützen)	F2.3.2.G7
F2.4	Reaktionsenergie umwandeln	F2.4.G1
F2.5.1	Wasser/Wasserdampf abführen	F2.5.1.G6
F2.5.2	Wärme abführen	F2.5.2.G1
F2.5.3	Schadstoffe abführen	Keine Schadstoffe
F2.6.1	Antrieb vor Fremdkörpern schützen	F2.6.1.G1
F2.6.2	Leckagen verhindern	F2.6.2.G6

F2.6.3	sichere Anbindung des Antriebs an Rumpf gewährleisten	F2.6.3.G6
F2.6.4	Temperatur des Antriebs überwachen	F2.6.4.G1
F2.6.5	Antrieb kühlen	F2.6.5.G2
F2.7.1	elektrische Energie übertragen	F2.7.1.G1
F2.7.2	mechanische Energie übertragen	F2.7.2.G1
F3.1	elektrische Energie in mechanische Energie umwandeln	F3.1.G1
F3.2	mechanische Energie in Schub umwandeln	F3.2.G1
F3.3.1	Drehzahl der rotierenden Komponente regeln	F3.3.1.G4
F3.3.2	Anstellwinkel der rotierenden Komponente verstellen	F3.3.2.G3
F3.4.1	Antriebsvibration dämpfen	F3.4.1.G7
F3.4.2	Schwingung und Vibration rotierende Komponente dämpfen	F3.4.2.G7
F3.4.3	Lärmbelästigung reduzieren	F3.4.3.G6
F3.4.4	sichere Anbindung der rotierenden Komponente an Motor gewährleisten	F3.4.4.G7
F3.5.1	Antriebswelle vor Überhitzung schützen	F3.5.1.G7
F3.5.2	Festsitzen der Antriebswelle verhindern	F3.5.2.G4
F3.5.3	Antriebswelle vor Fremdkörpern schützen	F3.5.3.G6
F3.6	rotierende Komponente vor Eisbildung schützen	F3.6.G7

Einführung und Aufbau

Das Konzept beinhaltet ein Wasserstoff-Brennstoffzellen-Antriebssystem, das sich aus mehreren Komponenten zusammensetzt. Die Hauptkomponenten sind die PEM-Brennstoffzellensysteme, die Elektromotoren und die Propeller. Das PEM-Brennstoffzellensystem wiederum setzt sich zusammen aus fünf Teilsystemen: PEM-Brennstoffzellen-Stack, Kühlsystem, Kathodensystem bzw. Luftpfad, elektrisches System und Anodensystem bzw. Wasserstoffpfad sowie den dazugehörigen Komponenten wie z.B. Sensoren, Pumpen und Kompressoren (Eidgenössische Technische Hochschule Zürich, 2003, S.17).

Tabelle 7: Technische Daten des Antriebssystems

Brennstoffzellensystem 1 (Quelle: ElingKlinger AG, 2019)	Technische Daten
Brennstoffzellentyp	Polymer-Elektrolyt-Membran
Brennstoff	Wasserstoff
Dimensionen [mm]	1000 x 700 x 600
Gewicht [kg]	<250
Ausgangsspannung [V]	500-700
Brennstoffzelle Ausgangsleistung [kW]	100
Brennstoffzellensystem-Wirkungsgrad [%]	58
Betriebslebensdauer [h]	>12000
Umgebungstemperatur [°C]	-25 bis +40
Brennstoffzellenkühlung	Flüssigkeitskühlung

Brennstoffzellensystem 2 (Quelle: ElringKlinger, 2019)		Technische Daten	
Brennstoffzellentyp		Polymer-Elektrolyt-Membran	
Dimensionen [mm]		1000 x 700 x 320	
Gewicht [kg]		<200	
Ausgangsspannung [V]		500-750	
Brennstoffzelle Ausgangsleistung [kW]		50	
Brennstoffzellensystem-Wirkungsgrad [%]		56	
Betriebslebensdauer [h]		>12000	
Umgebungstemperatur [°C]		-25 bis +40	
Brennstoffzellenkühlung		Flüssigkeitskühlung	
Antriebssystem Gesamtleistung [kW]		150	
Elektromotor (Quelle: MGM Compro, 2023 B)		Technische Daten	
maximale Leistung [kW]		60	
maximale Dauerleistung [kW]		35-45	
maximales Drehmoment [Nm]		250	
maximale Drehzahl [rpm]		4000	
Motorspannung [V]		400-800	
Motorkühlung		Luft/Hybrid (Fluid/Luft)	
Motorgewicht [kg]		15,3	
Anzahl Motoren		2	
Elektromotoren Gesamtleistung [kW]		120	

Merkmale und Charakteristika

Das Antriebssystem verwendet keine Batterien und nutzt Wasserstoff als primäre Energiequelle, um mithilfe von Brennstoffzellen elektrische Energie zu erzeugen. Diese erzeugte elektrische Energie wird direkt an die Elektromotoren weitergeleitet. Diese treiben über eine Welle und ein Getriebe die Propeller an, um Schub zu erzeugen. Das gesamte Antriebssystem ist umweltfreundlich und emittiert keine CO₂- und NO_x-Emissionen, was zu einer erheblichen Verbesserung der Luftqualität sowie zur Reduzierung des CO₂-Ausstoßes und der Luftverschmutzung führt (Mtu, 2023). Das einzige Nebenprodukt ist Wasser, was das System nahezu emissionsfrei macht. Darüber hinaus bietet es eine höhere Energieeffizienz als herkömmliche Verbrennungsmotoren, da die Brennstoffzellen direkt elektrische Energie aus chemischen Reaktionen erzeugen. Die Skalierbarkeit des Antriebssystems ist außerordentlich hoch, da die Brennstoffzellen Wasserstoff als primäre Energiequelle nutzen, der in verschiedenen Mengen bereitgestellt werden kann. Außerdem besteht die Möglichkeit, die Anzahl der Brennstoffzellen-Stacks zu erhöhen, um eine höhere Leistung zu erzielen. Dies macht das Antriebssystem sehr flexibel und geeignet für eine Vielzahl von Flugzeuggrößen und Streckenanforderungen. Das System reduziert die Lärmbelastung sowohl in der umgebenden Umwelt als auch innerhalb des Flugzeugs, da die Verwendung von Brennstoffzellen eine

geräuscharme Antriebsquelle darstellt (Mtu, 2023). Die einzige Lärmquelle innerhalb des Gesamtsystems sind die Propeller, jedoch werden verschiedene Maßnahmen ergriffen, um das Lärm zu minimieren. Dieser Vorteil macht das Antriebssystem besonders attraktiv für städtische Flughäfen und Lärmempfindliche Gebiete. Schließlich ermöglicht das Antriebssystem durch die Integration von mehreren Brennstoffzellen-Stacks längere Flugreichweiten und verkürzte Betankungszeiten im Vergleich zu alternativen Antriebssystemen (Mtu, 2023).

Funktionsweise

Wie bereits erwähnt, setzt sich der Antrieb aus mehreren Komponenten zusammen. Um elektrische Energie und Schub zu erzeugen, werden zunächst mehrere Schritte durchgeführt. Der in den Druckbehältern gespeicherte Wasserstoff wird über permeationsdichte Schlauchleitungen mit einem Innenrohr aus Edelstahl zur Brennstoffzelle transportiert. Da sich der Wasserstoff in zwei Druckbehältern befindet, wird der Fluss aus beiden Behältern gleichzeitig durch ein elektromagnetisches Kraftstoffunterbrechungsventil reguliert, sodass nur der Wasserstoff aus einem Behälter in die Leitungen fließt. An der Leitung befindet sich außerdem ein Wasserstoffdosierventil, der für den Einlass des Wasserstoffs in die Brennstoffzelle verantwortlich ist. Über ein separates Leitungssystem wird der Brennstoffzelle Sauerstoff zugeführt. Dafür wird mithilfe eines elektrischen Luftverdichters Sauerstoff aus der Umgebung entzogen und über ein Regelventil die benötigte Sauerstoffmenge der Brennstoffzelle zugeführt. Um Leckagen zu verhindern und die Brennbarkeit der Gemische zu vermeiden, werden Leitungen aus nichtbrennbaren und Korrosionsbeständigen Edelstahlrohren verwendet und gemäß den Herstellervorgaben installiert. Zudem wird der Druck und die Temperatur über Niederdruck- und Temperatursensoren im Rohr überwacht und regelmäßige Wartung sowie Inspektionen durchgeführt. Aus Sicherheitsgründen werden auch die Versorgungsleitungen räumlich von anderen Komponenten getrennt, um im Falle eines Brandes Schäden an anderen Strukturen zu verhindern. Um die Wasserstoffmoleküle in den Leitungen zu halten und die hohe Reaktionsfähigkeit des Wasserstoffs bei Wärme und hohen Temperaturen zu vermeiden, werden Gummi-Stahl-Dichtungen an den Ventilen und Verbindungsstellen verwendet und mit einem Dichtungsband aus Polytetrafluorethylen (PTFE) abgedichtet. Der unverbrauchte Überschuss an Wasserstoff wird durch ein Anodenrezirkulationsgebläse erneut in die Leitung zurückgeführt. Zwischen dem Luftverdichter und dem Regelventil der Sauerstoffleitung befindet sich ein Bypass Ventil, das den Fluss des Sauerstoffs stoppen kann.

Die chemische Reaktion der Brennstoffzelle findet in der Elektrolytkammer statt. Um das Eindringen von Fremdkörpern und den Austritt der Reaktionsprodukte aus der Kammer zu verhindern, wird ein Gehäuse aus hitze- und chemikalienbeständigem Material verwendet.

Zusätzlich werden Prozessparameter wie Druck und Temperatur kontrolliert. Um die chemische Energie in elektrische umzuwandeln, wird die Polymerelektrolytmembran-Brennstoffzelle eingesetzt, da sie eine kurze Reaktionszeit und ein hohes Leistungsgewicht bietet und bereits einen hohen Entwicklungsstand erreicht hat (German-Aerospace-Center, 2020, S.31). Bei dieser Umwandlung entstehen Nebenprodukte, nämlich Wärme und Wasser. Um das Wasser abzuführen, ist ein Kondensatableiter integriert. Die Temperatur des Antriebssystems wird durch einen Temperatursensor bzw. Widerstandsthermometer überwacht. Ein Teil der erzeugten Wärme wird durch eine Wasser-Glykol- Mischung als Kühlmittel abgeführt, während überschüssige Wärme über einen Wärmetauscher an die Umgebungsluft abgegeben wird. Dies geschieht, um sicherzustellen, dass die zulässige Betriebstemperatur der Brennstoffzelle und den damit verbundenen Subsystemen nicht überschritten wird. Um das Antriebssystem und die Antriebswelle vor Fremdkörpern zu schützen und einen sicheren Betrieb zu gewährleisten, wird sie mit einem Aluminiumgehäuse (Cowling und Spinner) abgedeckt. Zusätzlich werden regelmäßige Wartung und Inspektionen durchgeführt, um sicherzustellen, dass im Falle des Auftretens von Fremdkörpern im Antriebssystem eine unverzügliche Entfernung erfolgen kann. Die sichere Anbindung des Antriebs mit Flugzeugrumpf und der Propeller mit den Motoren wird durch verschiedene Maßnahmen gewährleistet. Dazu gehören die Verwendung von Befestigungsschrauben in Kombination mit Schraubensicherungsmitteln sowie selbstsichernden Muttern. Diese Muttern sind z.B. mit Verzahnungen oder einem inneren Ring ausgestattet, der sich beim Anziehen der Schraube plastisch und elastisch verformt, um eine sichere Verbindung zu gewährleisten. Darüber hinaus werden die Montageanweisungen des Herstellers befolgt und Belastungstests vor dem Einsatz durchgeführt, um einen sicheren und zuverlässigen Betrieb sicherzustellen. Für einen Vibrationsfreien Betrieb des Antriebssystems werden verschiedene Lösungen eingesetzt. Zum einen werden Dämpfungsfedern und Schwingungsdämpfer in den Antriebskomponenten integriert. Zum anderen kommen Vibrationsdämpfende Materialien wie z.B. Gummi in der Antriebsstruktur und den Befestigungselementen zum Einsatz. Des Weiteren gewährleisten die präzise Auswuchtung sowie Ausrichtung der Komponenten und die regelmäßige Wartung einen Vibrationsfreien Betrieb. Durch die sorgfältige Überwachung und Anpassung der Betriebsparameter wie beispielweise der Propellerdrehzahl und des Neigungswinkels wird eine effektive Reduzierung der Schwingungen und Vibrationen des Propellers erzielt.

Die aus den Brennstoffzellen-Stacks erzeugte elektrische Energie wird über elektrische Leitungen transportiert und sowohl den Elektromotoren zugeführt, die sie in mechanische Energie umwandeln als auch zur Versorgung aller anderen elektrischen Verbraucher im Flugzeug verwendet. Die mechanische Energie wird über die Welle des Motors und des Getriebes auf den

Propeller übertragen, um diese anzutreiben. Diese Energieübertragung erfolgt durch die Rotation der Welle. Um eine reibungsfreie Rotation der Welle zu gewährleisten, sind Lager vorhanden. Im Falle einer unzureichenden Wärmeableitung aus dem Antriebssystem kann dies dazu führen, dass die Antriebswelle überhitzt. Um Überhitzung zu vermeiden, werden verschiedene Maßnahmen ergriffen, darunter die Konstruktion der Antriebswelle aus hochhitzebeständigen Materialien sowie die regelmäßige Schmierung der Welle mit dem geeigneten Schmiermittel. Außerdem verhindert die regelmäßige Schmierung das Festsitzen und Blockieren der Welle. Die Umwandlung der mechanischen Energie in Schub erfolgt durch die Propeller. Dieser sorgen dafür, dass durch die Bewegung in der Luft, ein Luftstrom erzeugt wird. Dieser Luftstrom erzeugt dadurch den erforderlichen Auftrieb und Schub, um das Flugzeug in die Luft zu halten und vorwärtszubewegen. Um den Schub und die Effizienz der Propeller in verschiedenen Flugphasen und Betriebssituationen zu optimieren und den besten Kompromiss zwischen Geschwindigkeit, Treibstoffeffizienz und Leistung zu erzielen, gibt es zwei Hauptsteuerungen. Erstens kann die Propellerdrehzahl entweder automatisch durch einen Constant Speed Propeller geregelt werden oder manuell über einen Drehzahlhebel durch den Piloten angepasst werden. Zweitens kann der Einstellwinkel der Propellerblätter mithilfe einer hydraulischen Anlage verstellt werden, die wiederum durch Handhebel im Cockpit manuell gesteuert wird. Dies ermöglicht es dem Piloten, die Propellerblätter entsprechend den aktuellen Anforderungen der Flugphase oder Betriebssituation anzupassen. Da sich die Bildung von Eis auf den Propellerblättern negativ auf die Leistung und die aerodynamischen Eigenschaften des Flugzeugs auswirkt, sind die Blätter mit elektrisch gesteuerten Heizelementen ausgestattet. Diese Heizelemente gewährleisten eine zyklische Beheizung der Propellerblätter, um die Bildung von Eis zu verhindern. Schließlich werden Maßnahmen ergriffen, um die Lärmbelastigung des Antriebssystems zu reduzieren, damit Anwohner in Flughafennähe nicht gestört werden und der Nachtbetrieb ermöglicht wird. Zudem stellen die Propeller die Hauptquelle für Lärm im Antriebssystem dar und dessen Lärm minimiert werden muss. Dafür werden die Propeller präzise ausgewuchtet und die Motordrehzahl so niedrig wie möglich gehalten. Da der Propeller mit dem Motor über das Getriebe verbunden ist, führt die Reduzierung der Motordrehzahl zu einer Senkung der Propellerdrehzahl, was wiederum zu einer Reduzierung der Lärmbelastigung führt.

Vorteile des Antriebssystems

Das Antriebssystem hat viele Vorteile, bringt aber auch einige Nachteile mit sich. Als erster Vorteil ist der saubere Betrieb zu nennen. Bei diesem Brennstoffzellensystem treten keine Emissionen von Schadstoffen wie beispielweise CO₂- und NO_x-Emissionen sowie Partikel auf (Eichseder et al., 2010, S.219). Das einzige Nebenprodukt ist Wasserdampf, was es zu einem sehr umweltfreundlichen und nachhaltigen System macht. Darüber hinaus kann mit diesem

Antriebssystem eine hohe Lärmreduzierung erreicht werden, da die Brennstoffzellen sowie die Elektromotoren leise und Vibrationsfrei arbeiten. Die Propeller stellen die einzige Lärmquelle im Gesamtsystem dar, wobei viele Maßnahmen ergriffen werden, um den Lärm zu reduzieren. Dazu gehört die Reduzierung des Motordrehzahl und die präzise Auswuchtung der Propeller. Diese Maßnahmen führen zu einer erheblichen Lärmreduzierung in Flughafennähe und ermöglichen den Nachtbetrieb. Ein weiterer Vorteil ist die Wartungsarme Technik, da das gesamte Antriebssystem lediglich geringe Anzahl an beweglichen Bauteilen besitzt. Das Brennstoffzellensystem-Stack selbst arbeitet ohne bewegte Komponente, das heißt die Energieumwandlung in den Stacks findet ohne bewegliche Bauteile statt, was den mechanischen Wartungsaufwand minimiert und das gesamte Antriebssystem kostentechnisch effizienter macht. Der Antriebsstrang wandelt die chemische Energie direkt in elektrischer Energie um und verwendet keine Batterien, was das Gewicht und die Kosten reduziert. Außerdem wird durch diesen elektrochemischen Umsatz von Wasserstoff in Strom sowohl ein hoher elektrischer Wirkungsgrad von etwa 50% erreicht als auch die Effizienz des Antriebssystems gesteigert werden (Mtu, 2023 B). Dies liegt daran, dass die Brennstoffzelle nicht an den Carnot-Prozess gebunden ist, bei dem Wärme in mechanische Energie umgewandelt wird (Eichlseder et al., 2010, S.219). Die elektrochemische Reaktion findet bei sehr niedrigeren Temperaturen statt als bei herkömmlichen Verbrennungsmotoren, was die Anforderung an ein effizientes Kühlsystem, die Wahl der Werkstoffe und die Integrationsmöglichkeiten vereinfacht. Weiterhin wird in der Brennstoffzelle Platin verwendet, das über eine sehr gute Recyclingfähigkeit verfügt und bei einer korrekten Aufbereitung nahezu unendlich oft wiederverwertbar ist. Dieser Aspekt trägt zur Verbesserung der ökologischen Eigenschaften bei und erhöht den Nachhaltigkeitsgrad des Antriebssystems (Henrich, 2022). Des Weiteren zeichnet sich das Antriebssystem durch eine sehr gute Skalierbarkeit und kürzere Tankzeiten aus. Denn mehr Brennstoffzellen-Stacks mehr Leistung bedeuten und die Brennstoffzellen sich nachträglich einfach integrieren lassen. Dies macht die Technologie auch für größere Passagierflugzeuge mit längeren Flugstrecken geeignet und stellt sicher, dass das Brennstoffzellensystem eine langfristige und zukunftssichere Investition ist (Mtu, 2023 B). Nicht zuletzt bietet das Brennstoffzellensystem das Potential für geringe Herstellkosten bei hohen Stückzahlen, was insbesondere für größere Flugzeuge mit mehreren Brennstoffzellen und längeren Flugstrecken von Vorteil ist (Eichlseder et al., 2010, S.219).

Nachteile des Antriebssystems

Wie bereits erwähnt, weist dieses Antriebssystems auch einige Nachteile auf. Die PEM-Brennstoffzellen benötigen aufgrund der niedrigen Betriebstemperaturen hochreinen Wasserstoff und weisen bei geringen Stückzahlen hohe Herstellkosten auf, welche das Gesamtsystem teurer

macht. Aufgrund der geringen Energiedichte des Wasserstoffs sind große Behälter oder häufige Betankungen erforderlich, um bestimmte Reichweiten zu erzielen. Diese Maßnahmen erhöhen sowohl das Flugzeuggewicht als auch die Komplexität, welche die Effizienz des Gesamtsystems reduziert. Ein weiterer Nachteil ist die Erzeugung, Speicherung und Verteilung von Wasserstoff, da diese im Vergleich zu anderen Antriebssystemen noch relativ teuer sind (Eichlseder et al., 2010, S.219). Denn grüner Wasserstoff muss für den Betrieb aus erneuerbaren Energien erzeugt werden (Mtu, 2023 B). Außerdem erfordert das Wasserstoffantriebssystem besondere Sicherheitsvorkehrungen bei der Lagerung und dem Transport von Wasserstoff, da er leicht entzündlich ist. Dies bedeutet, dass Wasserstoff unter hohem Druck gespeichert und mit sehr gut abdichtbaren Leitungen transportiert werden muss (Nagel, 2022). Diese Vorkehrungen können zu zusätzlichen Kosten und aufwendiger Arbeit führen. Schließlich weisen die Lebensdauer und das Langzeitverhalten von den Brennstoffzellen einen Nachteil auf, da diese vor allem im instationärem Betrieb noch nicht besonders gut sind (Eichlseder et al., 2010, S.219). Dieser liegt daran, dass auftretende thermische Spannungen zur Materialermüdung beitragen und in Extremfällen zum Versagen führen können (Seume et al., 2009).

Exemplarisches Gesamtsystem:

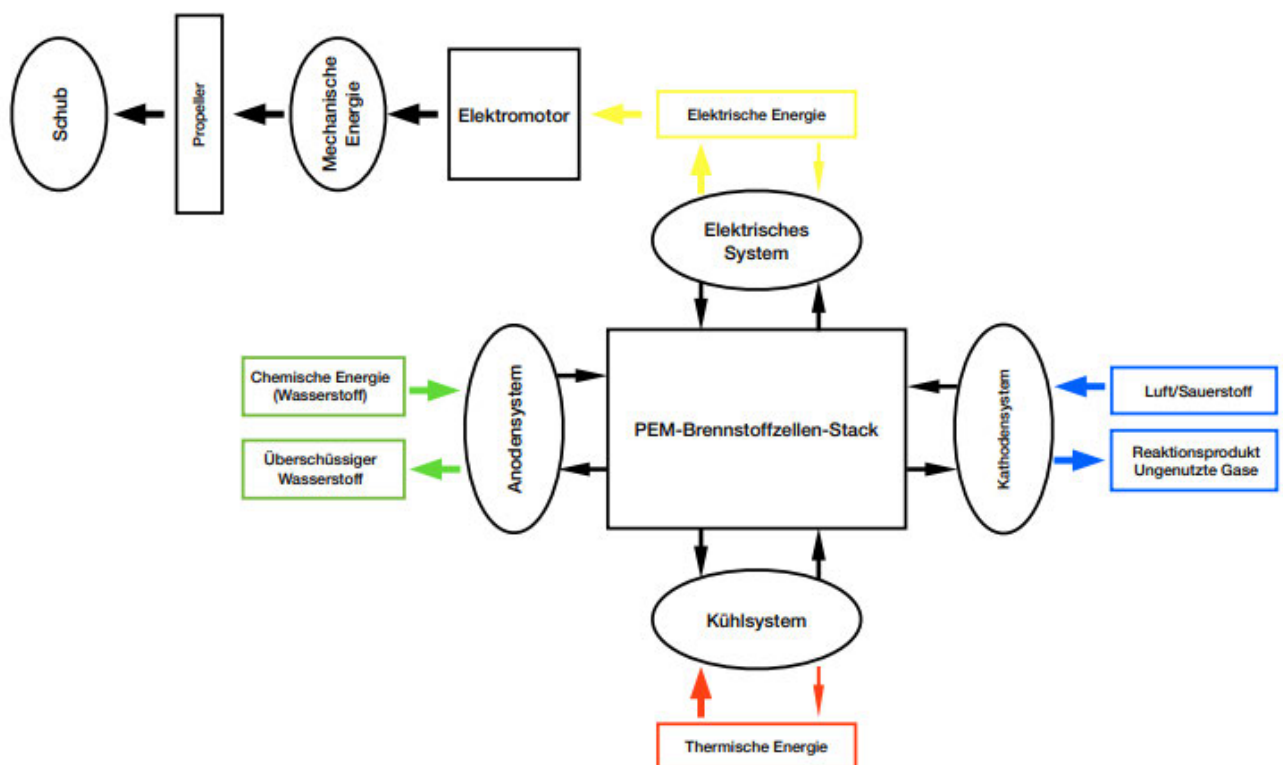


Abbildung 18: Exemplarischer Aufbau des gesamten Brennstoffzellen-Antriebssystems (Eigene Darstellung)

3.4.2 Konzept 2: Wasserstoffverbrennungsmotor

Die nachfolgende Tabelle 8 stellt die zweite Gesamtfunktionslösung dar. Die darin enthaltenen Lösungsprinzipien repräsentieren gemeinsam das zweite Konzept des Wasserstoffantriebssystems.

Tabelle 8: Konzept 2

Nr.	Subfunktionen	Lösungsprinzipien (Konzept 2)
F1.0	Anzahl der Energiequellen	F1.0.G1
F1.1.1	Energie elektrochemisch speichern	F1.1.1.G3
F1.1.2	Geometrischer Aufbau der Speicherelemente festlegen	F1.1.2.G3
F1.1.3	Temperatur des Energiespeichers regulieren	F1.1.3.G3
F1.1.4	Energiespeicher aufladen	F1.1.4.G6
F1.2.1	Leitungssystem bereitstellen	F1.2.1.G6
F1.2.2	Leitungssystem isolieren	F1.2.2.G7
F1.2.3	Verbindungsstellen abdichten	F1.2.3.G7
F1.3	Sauerstoff zur Verfügung stellen	F1.3.G1
F1.4.1	Treibstofffluss aus dem Tank regulieren	F1.4.1.G1
F1.4.2	Entflammbarkeit der Versorgungsleitungen verhindern	F1.4.2.G7
F2.1.1	Antrieb mit Wasserstoff/Sauerstoff versorgen	F2.1.1.G3
F2.2.1	Energiefluss regulieren	F2.2.1.G2
F2.3.1	Reaktionsbereich beinhalten	F2.3.1.G1
F2.3.2	Reaktion in sich geschlossen halten (schützen)	F2.3.2.G6
F2.4	Reaktionsenergie umwandeln	F2.4.G6
F2.5.1	Wasser/Wasserdampf abführen	F2.5.1.G1
F2.5.2	Wärme abführen	F2.5.2.G2
F2.5.3	Schadstoffe abführen	F2.5.3.G1
F2.6.1	Antrieb vor Fremdkörpern schützen	F2.6.1.G1
F2.6.2	Leckagen verhindern	F2.6.2.G6
F2.6.3	sichere Anbindung des Antriebs an Rumpf gewährleisten	F2.6.3.G6
F2.6.4	Temperatur des Antriebs überwachen	F2.6.4.G4
F2.6.5	Antrieb kühlen	F2.6.5.G1
F2.7.1	elektrische Energie übertragen	F2.7.1.G1
F2.7.2	mechanische Energie übertragen	F2.7.2.G1
F3.1	elektrische Energie in mechanische Energie umwandeln	nicht notwendig
F3.2	mechanische Energie in Schub umwandeln	F3.2.G1
F3.3.1	Drehzahl der rotierenden Komponente regeln	F3.3.1.G4
F3.3.2	Anstellwinkel der rotierenden Komponente verstellen	F3.3.2.G3
F3.4.1	Antriebsvibration dämpfen	F3.4.1.G7
F3.4.2	Schwingung und Vibration rotierende Komponente dämpfen	F3.4.2.G7
F3.4.3	Lärmbelastigung reduzieren	F3.4.3.G6

F3.4.4	sichere Anbindung der rotierenden Komponente an Motor gewährleisten	F3.4.4.G7
F3.5.1	Antriebswelle vor Überhitzung schützen	F3.5.1.G7
F3.5.2	Festsitzen der Antriebswelle verhindern	F3.5.2.G4
F3.5.3	Antriebswelle vor Fremdkörpern schützen	F3.5.3.G6
F3.6	rotierende Komponente vor Eisbildung schützen	F3.6.G7

Einführung und Aufbau

Das Antriebssystem besteht aus einem Propeller und einem Wasserstoffverbrennungsmotor, der sich aus mehreren Komponenten zusammensetzt. Als Basis und auch Referenz für den Wasserstoffmotor wird der Ottomotor verwendet. Dabei wird ein Grundmotor übernommen und nur die für den Betrieb mit Wasserstoff relevanten Komponenten wie beispielweise der Kolben und die Pleuelringe sowie die Ventile und Ventilsitzringe angepasst. Darüber hinaus müssen die Aufladung und Abgasnachbehandlung, die Sensorik zur Erkennung des Betriebszustands sowie das Zündsystem angepasst werden (Schrank et al., 2021, S.14-16). Der Grundmotor enthält verschiedene Teile, darunter das Kurbel- und Schwungradgehäuse, Kurbel- und Nockenwelle, Pleuel, Pleueltrieb, Pleueltrieb, Zylinderkopf und Zylinderkopfhülse inklusive Pleuelhebeln und Ventilen sowie den Ölkreislauf und das Einspritzsystem (Man, 2023). Da derzeit keine Wasserstoffflugmotoren vorhanden sind, wird als Referenz für das Antriebssystem, ein Wasserstoffverbrennungsmotor der H450-3 Baureihe verwendet und auf dessen Grundlage Annahmen getroffen werden. Dieser Motor besitzt 3 Pleuel mit einem Hubraum von 1338 cm³ und verfügt über eine maximale Leistung von 75 kW bei 4750 Umdrehung pro Minute. Die Abmessungen betragen 380x420x700 mm. Das Motorgewicht beträgt 60 kg und der Kraftstoffverbrauch liegt zwischen 75-90 g/kWh. Zudem wird der Motor über eine elektronische Motorsteuerung gesteuert und verfügt über eine Systemspannung von 12V (EVS Hydrogen, 2023). Um präzise Annahmen treffen zu können, wird der Lycoming-Motor O-320-A1A ebenfalls in Betracht gezogen (All-aero, 2023).

Merkmale und Charakteristika

Das Antriebssystem verwendet Wasserstoff als primäre Energiequelle, um mithilfe eines Verbrennungsmotors chemische Energie in mechanische Energie umzuwandeln. Diese mechanische Energie wird über die Welle des Motors und des Getriebes auf den Propeller übertragen, um Schub zu erzeugen. Für den Motor werden folgende Annahmen getroffen:

Der Wasserstoffverbrennungsmotor hat die Abmessungen 764x819x527 mm und eine Nennleistung von 112 kW bei einer maximalen Drehzahl von 2700 U/min. Das Gewicht des

Motors beträgt 111 kg. Der Motor verfügt über vier Kolben mit einem Hubraum von 5240 cm³ und einer Systemspannung von 12V. Die Motorsteuerung ist elektronisch und der Kraftstoffverbrauch liegt zwischen 90-120 g/kWh, wobei er von Last und Geschwindigkeit abhängt. Die Lebensdauer ist ähnlich wie die aktuellen Diesel- und Gasmotoren, sofern kritische Komponenten in entsprechenden Serviceintervallen gewartet oder ausgetauscht werden (Mayr et al., 2021, S.74). Die Lebensdauer eines Dieselflugmotors beträgt beispielweise 2100 Flugstunden (Continental Aerospace Technologies GmbH, 2023). Die jährliche Reparatur- und Wartungskosten des Motors sind vergleichbar mit denen eines konventionellen Dieselantriebs und belaufen sich auf 7800 €. Die Herstellungskosten des Wasserstoffmotors sind vergleichbar mit denen des Gasverbrennungsmotors, da beide Antriebssysteme technische Ähnlichkeiten aufweisen. Die Kosten eines Gasmotors mit hoher Leistung können bei 10000€ liegen (Schrank et al., 2021, S.55). Anschließend wird bei diesem Verbrennungsmotor die Methode der Direkteinspritzung verwendet, bei der Wasserstoff direkt in den jeweiligen Zylinder des Motors eingebracht wird. Zudem erfolgt die Gemischbildung direkt im Brennraum des Motors. Durch die Direkteinspritzung können sowohl der Nachteil des geringen Gemischheizwertes bei der Saugrohreinblasungsmethode als auch das Auftreten von Rückzündungen im Saugrohr vermieden werden (Van Basshuysen, 2017, S.546). Diese Methode wird im weiteren Verlauf näher erläutert. Als Zündungsmethode wird die Fremdzündung des Luft-Kraftstoff-Gemischs, ähnlich wie beim Ottomotor mittels Zündkerze verwendet. Diese Methode bietet die Möglichkeit, die Verbrennung unabhängig von der Verdichtung und dem Zeitpunkt der Kraftstoffeinblasung zu initiieren. Sie bietet auch eine verbesserte homogene Gemischbildung und die Möglichkeit, die Verbrennung in Abhängigkeit von der Last zu steuern (Schrank et al., 2021, S.17).

Das Antriebssystem ist umweltfreundlich und emittiert keine CO₂-Emissionen, was zu einer erheblichen Verbesserung der Luftqualität sowie zur Reduzierung von CO₂-Ausstoß und Luftverschmutzung führt. Allerdings werden NO_x-Emissionen sowie Wasserdampf freigesetzt. Die NO_x-Emissionen werden durch Abgasnachbehandlung auf das gesetzlich vorgeschriebene Niveau reduziert (Mayr et al., 2021). Eine weitere Maßnahme zur Reduzierung der NO_x-Emissionen ist die sogenannte Verbrennungssteuerung, bei der ein Teil des Wasserstoffs erst während der laufenden Verbrennungsprozesses zugeführt wird (Van Basshuysen, 2017, S.546). Des Weiteren verfügt der Motor über zwei voneinander unabhängige Zündanlagen, die parallel betrieben werden und während der Startvorbereitung einzeln überprüft werden können. Diese Maßnahme verhindert Motorausfälle und erhöht die Sicherheit und die Zuverlässigkeit des Antriebssystems.

Funktionsweise

In diesem Antriebssystem wird ausschließlich eine Energiequelle verwendet. Um mechanische Energie und Schub zu erzeugen, werden zunächst mehrere Schritte durchlaufen. Die Starterbatterie ist eine Lithium-Eisenphosphat-Batterie und wird als prismatische Zelle eingebaut. Diese Batterie dient als Energiespeicher und sorgt dafür, dass der Anlasser den Motor startet. Das Aufladen der Batterie erfolgt durch die Lichtmaschine. Ein Batteriemanagementsystem ist integriert und reguliert den Lade- und Entladevorgang. Um die Lebensdauer der Batterie zu maximieren, wird sie je nach Bedarf gekühlt oder erwärmt. Die Kühlung erfolgt durch einer Kühlplatte, die mit Wasser durchströmt wird. Bei Bedarf kann das Wasser auch mithilfe von Heizelementen erwärmt werden. Der im Druckbehälter befindliche Wasserstoff wird über permeationsdichte Schlauchleitungen mit Edelstahlwellrohr als Innenschicht zum Motor transportiert. Da sich der Wasserstoff in mehreren Druckbehältern befindet, wird der Fluss aus den Behältern gleichzeitig über ein elektromagnetisches Kraftstoffunterbrechungsventil reguliert, sodass nur der Wasserstoff aus einem Behälter in die Leitung fließt. Ein Direkteinspritzungssystem sorgt für die Kraftstoffzufuhr zum Motor. Dabei wird der Kraftstoff in den jeweiligen Zylinder eingespritzt. Das System reguliert auch die Einspritzdauer und -menge, wobei ein Teil des Kraftstoffs erst während der laufenden Verbrennung eingebracht wird. Über ein separates Leitungssystem wird dem Einspritzsystem Sauerstoff zugeführt. Dies geschieht, indem Sauerstoff aus der Umgebung durch einen Ansaugtrakt angesaugt und über einen Luftfilter gefiltert wird. Die benötigte Sauerstoffmenge wird dann dem Motor über dem Einspritzsystem zugeführt. Die eigentliche Gemischbildung erfolgt erst in der Brennkammer. Um das Eindringen von Fremdkörpern in die Brennkammer und den Austritt der Reaktionsprodukte zu verhindern, wird ein geeignetes Gehäuse verwendet. Dieses Gehäuse besteht aus hitze- und chemikalienbeständigem Material, um die hohen Temperaturen und chemische Reaktionen standzuhalten. Zusätzlich werden Prozessparameter wie Druck und Temperatur mithilfe von Temperatur- und Drucksensoren kontrolliert. Nach der Gemischbildung wird das Gemisch durch einen äußeren Brennverfahren bzw. mithilfe von Zündkerzen zur Explosion gebracht. Diese Explosion erzeugt einen erheblichen Druckanstieg, der für die Bewegung der Zylinder zuständig ist. Die erzeugte Kraft wird über eine Nockenwelle und das Getriebe auf den Propeller übertragen, um Schub zu erzeugen. Die direkten Abgase des Motors bestehen hauptsächlich aus Wasserdampf sowie einer geringen Menge an NO_x-Emissionen. Die Abgase werden mit einem Dreizegekatalysator nachbehandelt, um die gesetzlich vorgeschriebenen Emissionsgrenzwerte einzuhalten und anschließend über den Auspuff des Motors nach außen abgeleitet.

Die Temperatur des Antriebssystems wird durch Temperatursensoren an kritischen Stellen wie dem Zylinderkopf, dem Ölkreislauf und dem Abgassystem überwacht. Die Kühlung des Motors

erfolgt durch Luftkühlung, bei der Kühlluft durch Öffnungen an der Flugzeugnase in den Motorraum strömt. Diese Luft wird über Kühlrippen, die in den Motor integriert sind, geleitet, um die Wärme von den heißen Komponenten aufzunehmen. Anschließend wird die erwärmte Luft an die Umgebung abgegeben, um sicherzustellen, dass die zulässige Temperatur des Motors und seiner Subsysteme nicht überschritten wird. Um Leckagen zu verhindern und die Entzündbarkeit der Gemische zu minimieren, werden Leitungen aus nichtbrennbaren und hochkorrosionsbeständigen Edelstahlrohren eingesetzt. Diese Leitungen sind außerdem mit Kevlar-Gewebe isoliert und gemäß den Herstellervorgaben installiert. Darüber hinaus werden der Druck und die Temperatur in den Rohren mithilfe von Niederdruck- und Temperatursensoren überwacht und regelmäßige Wartungsarbeiten und Inspektionen durchgeführt. Aus Sicherheitsgründen werden auch die Versorgungsleitungen räumlich von anderen Komponenten getrennt, sodass im Fall eines Brandes andere Strukturen nicht beschädigt werden. Um Wasserstoffmoleküle in den Leitungen zu halten und die hohe Reaktionsfähigkeit des Wasserstoffs bei Wärme und hohen Temperaturen zu vermeiden, werden diese an den Ventilen und Verbindungsstellen mit Gummi-Stahl-Dichtungen abgedichtet und zusätzlich mit einem Dichtungsband aus Polytetrafluorethylen (PTFE) versiegelt. Um das Antriebssystem sowie die Antriebswelle vor Fremdkörpern zu schützen, werden sie mit einem Aluminiumgehäuse (Cowling und Spinner) abgedeckt. Diese Komponenten stellen sicher, dass keine Fremdkörper in das Antriebssystem gelangen können. Um einen sicheren Betrieb zu gewährleisten, werden außerdem regelmäßige Wartung und Inspektionen durchgeführt, damit im Falle eines Fremdkörpers im Antriebssystem dieser schnellstmöglich entfernt werden kann. Die sichere Verbindung des Antriebs mit dem Flugzeugrumpf und des Propellers mit dem Motor wird durch verschiedene Maßnahmen gewährleistet. Dazu gehören die Verwendung von Befestigungsschrauben in Verbindung mit Schraubensicherungsmittel sowie selbstsichernde Muttern. Diese Muttern können verschiedene Ausführungen haben, wie zum Beispiel Muttern mit Verzahnung oder mit einem inneren Ring, der sich beim Anziehen der Schraube plastisch und elastisch verformt. Dies sorgt für zusätzliche Sicherheit und verhindert ein ungewolltes Lockern der Verbindung. Darüber hinaus werden die Montageanweisungen des Herstellers befolgt sowie regelmäßige Wartungs- und Inspektionsarbeiten durchgeführt, um einen sicheren und zuverlässigen Betrieb sicherzustellen. Für den vibrationsfreien Betrieb werden verschiedene Lösungen angewendet. Dazu gehört die Integration von Dämpfungsfedern und Schwingungsdämpfern in den Antriebskomponenten sowie die Verwendung vibrationsdämpfender Materialien wie z.B. Gummi in der Antriebsstruktur und den Befestigungselementen. Die präzise Auswuchtung und Ausrichtung der Komponenten tragen ebenfalls dazu bei, Vibrationen zu minimieren. Durch die sorgfältige Überwachung und Anpassung der Betriebsparameter, wie beispielweise der Propellerdrehzahl und des

Neigungswinkels, wird eine effektive Reduzierung der Schwingungen und Vibrationen des Propellers erzielt. Die von der Lichtmaschine erzeugte elektrische Energie wird über elektrische Leitungen transportiert und zum einen über dem Batteriemanagementsystem der Starterbatterie zugeführt. Zum anderen versorgt sie die elektrischen Systeme des Flugzeugs wie beispielsweise die Beleuchtung, die Avionik und die Kommunikationsgeräte.

Die mechanische Energie wird mithilfe der Welle des Motors und des Getriebes auf den Propeller übertragen, um den anzutreiben. Diese Energieübertragung erfolgt durch die Rotation der Welle. Um eine reibungsfreie Drehung der Welle zu gewährleisten, sind Lager vorhanden. Fällt die Wärme nicht ausreichend aus dem Antriebssystem ab, kann dies zu einer Überhitzung der Antriebswelle führen. Um Überhitzung zu vermeiden, werden verschiedene Maßnahmen ergriffen, darunter die Verwendung von hochhitzebeständigen Materialien für die Konstruktion der Welle und regelmäßige Schmierung der Welle mit einem geeigneten Schmiermittel. Zusätzlich verhindert die regelmäßige Schmierung das Festsitzen und Blockieren der Welle. Die Umwandlung der mechanischen Energie in Schub erfolgt durch den Propeller. Dieser erzeugt durch seine Bewegung in der Luft einen Luftstrom. Dieser Luftstrom wiederum erzeugt den erforderlichen Auftrieb und Schub, um das Flugzeug in die Luft zu halten und vorwärtszubewegen. Um den Schub und die Effizienz des Propellers in verschiedenen Flugphasen und Betriebssituationen zu optimieren und den besten Kompromiss zwischen Geschwindigkeit, Treibstoffeffizienz und Leistung zu erzielen, gibt es zwei Hauptsteuerungen. Erstens kann die Propellerdrehzahl entweder durch einen Constant Speed Propeller automatisch geregelt werden oder manuell über einen Drehzahlhebel durch den Piloten angepasst werden. Zweitens kann der Einstellwinkel der Propellerblätter mithilfe einer hydraulischen Anlage verstellt werden, die wiederum durch Handhebel im Cockpit manuell gesteuert wird. Dies ermöglicht es dem Piloten, die Propellerblätter entsprechend den aktuellen Anforderungen der Flugphase oder Betriebssituation anzupassen. Da sich die Bildung von Eis auf den Propellerblättern negativ auf die Leistung und die aerodynamischen Eigenschaften des Flugzeugs auswirkt, sind die Blätter mit elektrisch gesteuerten Heizelementen ausgestattet. Diese Heizelemente gewährleisten eine zyklische Beheizung der Propellerblätter, um die Bildung von Eis zu verhindern. Schließlich werden Maßnahmen ergriffen, um die Lärmbelastigung des Antriebssystems zu reduzieren, damit Anwohner in Flughafennähe nicht gestört werden und der Nachtbetrieb ermöglicht wird. Dabei stellt der Propeller die Hauptquelle für Lärm im Antriebssystem dar, weshalb seine Lärmemission minimiert werden muss. Dafür wird der Propeller präzise ausgewuchtet und die Motordrehzahl so niedrig wie möglich gehalten. Da der Propeller mit dem Motor über das Getriebe verbunden ist, führt die Verringerung der Motordrehzahl zu einer Senkung der Propellerdrehzahl, was wiederum zu einer Reduzierung der Lärmbelastigung führt.

Verbrennung der Kraftstoff zugeführt wird. Diese liegen bei früher Einblasung zwischen 10 und 40 bar und während der Verbrennung zwischen 100 und 300 bar und benötigen somit eine Hochdruckpumpe. Anschließend kann der Betriebspunkt des Motors über verschiedene Parameter gesteuert werden. Dabei wird der Magerbetrieb anhand der Kraftstoffmenge über die Einblasdauer bzw. die Anzahl der Einspritzungen geregelt. Demgegenüber wird der Motor im Vollastbetrieb anhand der Luftmenge gesteuert, indem die Frischluftzufuhr gedrosselt wird, um das stöchiometrische Luftverhältnis zur Reduzierung der Emissionen eingestellt (Schrank et al., 2021, S.22). Der Zeitpunkt der Einspritzung ist die zentrale Einflussgröße auf die Ladungsschichtung zum Zeitpunkt der Zündung sowie die Verbrennung und die resultierenden Emissionen (Eichlseder et al., 2018, S.213). Dabei wird die homogene, magere Gemischbildung ($\lambda \geq 2$) mit einer frühen Einspritzung als vorteilhaft für geringe Motorlasten bis hin zum Leerlauf angesehen. Hingegen ist für hohe Lasten bis zur Vollast eine späte Einspritzung mit stöchiometrischer bis lokaler fetter Gemischbildung ($\lambda \leq 1$) effizienter (Schrank et al., 2021, S.22). Denn durch die frühe Einspritzung die Stickoxidemissionen optimiert werden und durch die späte Einspritzung im Vollastbetrieb die Kopfneigung sowie die Kompressionsarbeit verringert werden (Eichlseder et al., 2018, S.214). Schließlich kann durch eine sorgfältige Auswahl des Einspritzzeitpunkts das Emissionsniveau des Verbrennungsmotors deutlich reduziert werden, während gleichzeitig das Potenzial von Wasserstoff als Kraftstoff zur Steigerung des Wirkungsgrades und zur Maximierung der Vollastnutzung vorteilhaft genutzt wird (Eichlseder et al., 2018, S.215).

Injektoren

Wasserstoff weist im Vergleich zu anderen Gasen eine sehr geringe Schmierfähigkeit auf. Daher müssen für Bauteile, die relativ zueinander in Bewegung stehen, geeignete Werkstoffe ausgewählt werden. Untersuchungen an Injektoren für Verbrennungskraftmaschinen haben gezeigt, dass Injektoren aus Stählen in einer Wasserstoffumgebung ungeeignet sind und geringe Standzeit aufweisen (Eichlseder et al., 2018, S.272). Daher sind die Injektoren entscheidende und kritische Komponenten im Betrieb eines Wasserstoffmotors. Die größten Probleme ergeben sich in Bezug auf die Haltbarkeit des Dichtsitzes an der Injektornadel. Denn durch die hohen Öffnungs- und Schließgeschwindigkeiten sowie des Mangels an Schmierung verschleifen die Oberflächen schnell und werden undicht. Dieses Problem stellt hohe Anforderungen an die Injektoren bei der Direkteinspritzungsmethode dar, die in der folgenden Tabelle 9 aufgelistet sind (Schrank et al., 2021, S.23).

Tabelle 9: Anforderungen an den Hochdruckinjektoren zur Wasserstoffdirektinblasung (Van Basshuysen, 2017, S.527)

Parameter	Werte
Maximaler Einblasdruck	bis 300 bar
Einblasdauer	bis 3 ms
Pulse pro Zyklus	≥ 2
Maximaler Leckage	<1 g/h
min. Einblasemenge (Leerlaufmenge)	1,5 mg/Asp
max. Einblasemenge (Vollastmenge)	30 mg/Asp

Vorteile des Antriebssystems

Das Antriebssystem weist einige Vorteile auf, sind jedoch auch einige Nachteile damit verbunden, die im weiteren Verlauf näher erläutert werden. Das Abgasverhalten des Motors ist zufrieden stellend. Jedoch entstehen bei der Verbrennung Wasserdampf und Stickoxide (NO_x) als Nebenprodukte. Der Motor verfügt über einen hohen Wirkungsgrad, der im Vergleich zu anderen Motoren hoch ist und bei 44,5% liegt (Ternes, 2020). Ein weiterer Vorteil ist die geringe Gaswechselverluste. Denn für eine stabile Verbrennung des Wasserstoffs, die Luftzufuhr nicht gedrosselt werden muss. Des Weiteren verfügt das Antriebssystem über eine gute Skalierbarkeit und Anwendbarkeit, da es Wasserstoff als primäre Energiequelle nutzt, der in verschiedenen Mengen bereitgestellt und die Größe des Motors und der Wasserstoffflaschen je nach Bedarf variiert werden kann. Diese Eigenschaft ermöglicht den Einsatz in verschiedenen Bereichen mit unterschiedlichen Leistungsklassen wie beispielweise in größeren Passagierflugzeugen mit höheren Leistungsbedarf und Reichweiten oder Lastkraftwagen. Jedoch ist die Leistungsentwicklung bis zu einem bestimmten Bereich durch die Größe und Effizienz des Verbrennungsmotor begrenzt. Darauf folgend weist das Antriebssystem keine Einschränkungen bei extremen Temperaturen auf und kann somit bei Temperaturen unter dem Gefrierpunkt oder über 40 °C problemlos eingesetzt werden (Schrank et al., 2021, S.90). Die Anschaffungs- und Wartungskosten sind kosteneffizient, weil die Motorkomponenten überwiegend bekannt. Dieser Vorteil reduziert sowohl die Entwicklungsrisiken als auch die Entwicklungskosten (Mayr et al., 2021).

Nachteile des Antriebssystems

Bei diesem Motor fallen hohe Wandwärmeverluste auf, da bei der Direkteinblasung die Ladung des Zylinders stark bewegt ist und die Wasserstoffverbrennung bis an die Brennraumwand heranreicht. So entsteht ein höherer Energieverlust durch die Kühlung der Brennraumwände (Schrank et al., 2021, S.31). Dieser Nachteil reduziert die Gesamteffizienz des Antriebssystems. Ein weiterer Nachteil ist die laute bzw. hohe Geräusch- und Vibrationsabstrahlungen des Motors. Diese können aufgrund der Eigenschaften des Wasserstoffs mit einer schnellen Verbrennung und hohe Druckanstiegsraten liegen (Schrank et al., 2021, S.28). Das Speichersystem des Wasserstoffes ist komplex und relativ aufwendig, da der Wasserstoff in Flaschen und unter einem hohen Druck von 350-700 bar gespeichert werden muss (Lotens et al., 2022). Dieser Nachteil stellt eine Herausforderung bei der Entwicklung sowie Platzierung im Flugzeug dar und kann somit die Kosten des Antriebs erhöhen.

Exemplarisches Gesamtsystem

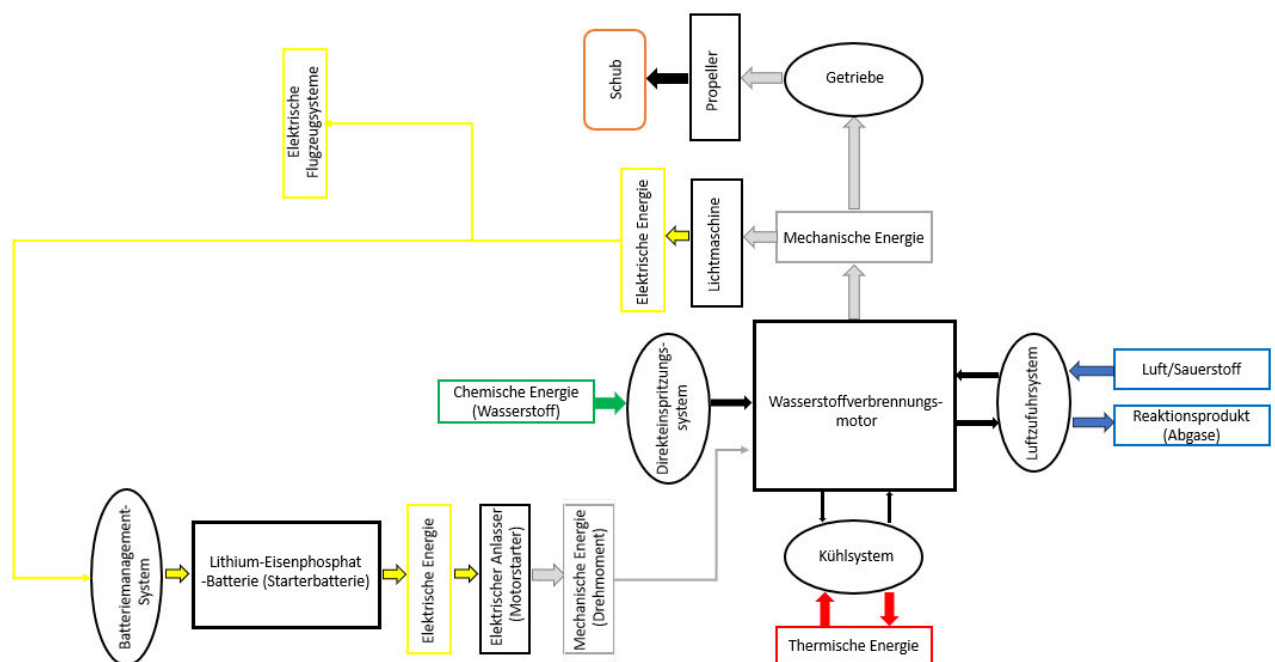


Abbildung 20: Exemplarischer Aufbau des gesamten Wasserstoffverbrennungsmotors (Eigene Darstellung)

3.4.3 Konzept 3: hybrides Brennstoffzellen-Batterie-Antriebssystem

In diesem Abschnitt wird das dritte Konzept vorgestellt. Die nachfolgende Tabelle 10 stellt die Gesamtfunktionslösung des Wasserstoffantriebs dar.

Tabelle 10: Konzept 3

Nr.	Subfunktionen	Lösungsprinzipien (Konzept 3)
F1.0	Anzahl der Energiequellen	F1.0.G2
F1.1.1	Energie elektrochemisch speichern	F1.1.1.G7
F1.1.2	Geometrischer Aufbau der Speicherelemente festlegen	F1.1.2.G2
F1.1.3	Temperatur des Energiespeichers regulieren	F1.1.3.G3
F1.1.4	Energiespeicher aufladen	F1.1.4.G2
F1.2.1	Leitungssystem bereitstellen	F1.2.1.G6
F1.2.2	Leitungssystem isolieren	F1.2.2.G7
F1.2.3	Verbindungsstellen abdichten	F1.2.3.G7
F1.3	Sauerstoff zur Verfügung stellen	F1.3.G3
F1.4.1	Treibstofffluss aus dem Tank regulieren	F1.4.1.G1
F1.4.2	Entflammbarkeit der Versorgungsleitungen verhindern	F1.4.2.G7
F2.1.1	Antrieb mit Wasserstoff/Sauerstoff versorgen	F2.1.1.G4
F2.2.1	Energiefluss regulieren	F2.2.1.G7
F2.3.1	Reaktionsbereich beinhalten	F2.3.1.G2
F2.3.2	Reaktion in sich geschlossen halten (schützen)	F2.3.2.G7
F2.4	Reaktionsenergie umwandeln	F2.4.G1
F2.5.1	Wasser/Wasserdampf abführen	F2.5.1.G6
F2.5.2	Wärme abführen	F2.5.2.G1
F2.5.3	Schadstoffe abführen	Keine Schadstoffe
F2.6.1	Antrieb vor Fremdkörpern schützen	F2.6.1.G1
F2.6.2	Leckagen verhindern	F2.6.2.G6
F2.6.3	sichere Anbindung des Antriebs an Rumpf gewährleisten	F2.6.3.G6
F2.6.4	Temperatur des Antriebs überwachen	F2.6.4.G1
F2.6.5	Antrieb kühlen	F2.6.5.G7
F2.7.1	elektrische Energie übertragen	F2.7.1.G1
F2.7.2	mechanische Energie übertragen	F2.7.2.G1
F3.1	elektrische Energie in mechanische Energie umwandeln	F3.1.G1
F3.2	mechanische Energie in Schub umwandeln	F3.2.G1
F3.3.1	Drehzahl der rotierenden Komponente regeln	F3.3.1.G4
F3.3.2	Anstellwinkel der rotierenden Komponente verstellen	F3.3.2.G3
F3.4.1	Antriebsvibration dämpfen	F3.4.1.G7
F3.4.2	Schwingung und Vibration rotierende Komponente dämpfen	F3.4.2.G7
F3.4.3	Lärmbelästigung reduzieren	F3.4.3.G6
F3.4.4	sichere Anbindung der rotierenden Komponente an Motor gewährleisten	F3.4.4.G7
F3.5.1	Antriebswelle vor Überhitzung schützen	F3.5.1.G7

F3.5.2	Festsitzen der Antriebswelle verhindern	F3.5.2.G4
F3.5.3	Antriebswelle vor Fremdkörpern schützen	F3.5.3.G6
F3.6	rotierende Komponente vor Eisbildung schützen	F3.6.G7

Einführung und Aufbau

Das Konzept ist identisch zur ersten Gesamtfunktionslösung, hat jedoch die Besonderheit, dass es nicht nur aus einem, sondern zwei Antriebssystemen besteht. Dementsprechend ist es ein hybrides System, das sich aus Brennstoffzellen- und Batteriesystem zusammensetzt. Die Hauptkomponenten des Antriebs sind das Brennstoffzellensystem, die Propeller, die Elektromotoren, das Power Management- und Batteriesystem. Als Brennstoffzellensystem wird das Polymerelektrolytmembran verwendet, das sich aus fünf Subsystemen und den dazugehörigen Komponenten wie z.B. Sensoren, Pumpen und Kompressoren zusammensetzt. Zu den Subsystemen gehört das Kühlsystem, PEM-Brennstoffzellen-Stack, Kathodensystem bzw. Luftpfad, elektrisches System und Anodensystem bzw. Wasserstoffpfad (Eidgenössische Technische Hochschule Zürich, 2003, S.17). Diese Art der Brennstoffzelle verfügt über viele gute Eigenschaften, die es für die Luftfahrtanwendung attraktiv macht. Als Batteriesystem werden die Lithium-Polymer-Batterien verwendet, da sie geringen Gewicht und großen Toleranz gegenüber mechanischen Einwirkungen aufweisen (Falk, 2011). Die Eigenschaften des Brennstoffzellen- und Batteriesystem werden im weiteren Verlauf näher erläutert.

Tabelle 11: Technische Daten des Antriebssystems

Brennstoffzellensystem (Quelle: Elringklinger AG, 2019)	Technische Daten
Brennstoffzellentyp	Polymer-Elektrolyt-Membran
Brennstoff	Wasserstoff
Dimensionen [cm]	1000 x 700 x 600
Gewicht [kg]	<250
maximale Ausgangsspannung [V]	500-750
Brennstoffzelle Ausgangsleistung [kW]	100
Lebensdauer [h]	>12000
Brennstoffzellensystem-Wirkungsgrad [%]	58
Brennstoffzellenkühlung	Flüssigkeitsgekühlt
Umgebungstemperatur [°C]	-25 bis +40
Batteriesystem (Quelle: ETOP Power, 2022)	Technische Daten
Batterietyp	Lithium-Polymer
Batteriekapazität [kWh]	1,51
Betriebsspannung [V]	50,4
Batterie Dimensionen [mm]	208 x 89 x 138
Batterie Gewicht [kg]	5,06
Batterie Ausgangsleistung [kW]	1,51

Batterie Lebensdauer [Ladezyklen]	800
Batterie Kosten [€]	898,61
Anzahl Batterien	60
Antriebssystem Gesamtleistung [kW]	190,6
Elektromotor (Quelle: MGM Compro, 2023 A)	Technische Daten
maximale Leistung [kW]	80
maximale Dauerleistung [kW]	60-70
maximales Drehmoment [Nm]	300
maximale Drehzahl [rpm]	4000
Motorspannung [V]	400-800
Motorkühlung	Luft/Hybrid (Fluid/Luft)
Motorgewicht [kg]	23,8
Anzahl Motoren	2
Elektromotoren Gesamtleistung [kW]	160

Merkmale und Charakteristika

Das hybride Antriebssystem nutzt gasförmiger Wasserstoff als primäre Energiequelle, um mithilfe von Brennstoffzellen elektrische Energie zu erzeugen. Es kombiniert die Vorteile von Brennstoffzellen und Batterien, um eine effiziente Energieversorgung für das Flugzeug sicherzustellen. Das Brennstoffzellensystem hat Betriebstemperaturen bis 100 °C, sprich Umgebungstemperaturen und bietet eine kontinuierliche Energiequelle sowie viele Vorteile wie beispielweise die hohe Leistungsdichte und Dynamik, sodass bereits mit kleinen Einheiten große Leistungen erzielt werden können. Darüber hinaus verfügt es über kurze Reaktionszeit sowie einen hohen Entwicklungsstand und einen hohen elektrischen Wirkungsgrad insbesondere im Teillastbereich (Mtu, 2023 B). Die Lithium-Polymer-Batterien dienen als Energiespeicher und unterstützen das Brennstoffzellensystem bei der Bereitstellung der elektrischen Energie insbesondere in den Flugphasen, bei denen mehr Leistung bzw. elektrische Energie gebraucht wird. Oft ist es bei den Startvorgängen, Spitzenbelastungen und Steigflügen. Die aus den Brennstoffzellen gewonnene Energie wird zusammen mit der Energie der Lithium-Polymer-Batterien der Elektromotoren zugeführt. Diese treiben über ein Getriebe die Propeller an, um Schub zu erzeugen. Die Batterien gewinnen während des Reise- und Landeanflugs Energie und werden wiederaufladen, was die Effizienz des Gesamtsystems steigert. Das gesamte Antriebssystem ist umweltfreundlich und emissionsarm, was zu einer enormen Verbesserung der Luftqualität sowie der erheblichen Reduzierung des CO₂-Ausstoßes und der Luftverschmutzung führt (Eichseder et al., 2010, S.219). Es erzeugt während des Betriebs lediglich Wasserdampf, dass es nahezu emissionsfrei macht. Darüber hinaus bietet es eine höhere Energieeffizienz als herkömmliche Verbrennungsmotoren, da die Brennstoffzellen direkt elektrische Energie aus chemischen Reaktionen erzeugen. Die Skalierbarkeit des Antriebssystems hängt von der Größe

der Batterie sowie der Brennstoffzelle und dem Wasserstoffspeicher ab. Jedoch kann sie für verschiedene Anwendungen optimiert werden. Denn Brennstoffzellen nutzen Wasserstoff als primäre Energiequelle, der in verschiedenen Mengen bereitgestellt werden kann. Außerdem kann die Anzahl der Brennstoffzellen-Stacks und die Batterien erhöht werden, um mehr Leistung zu erzeugen, was das Antriebssystem für verschiedene Flugzeuggrößen und Strecken geeignet macht. Das System reduziert die Lärmbelastung in der Umgebung und im Flugzeug selbst, da die Brennstoffzellen Geräuscharm sind (Mtu, 2023 B). Die einzige Lärmquelle im gesamten System sind die Propeller, jedoch werden diesbezüglich mehrere Maßnahmen ergriffen, die das Lärm reduzieren. Dieser Vorteil macht das Antriebssystem besonders attraktiv für städtische Flughäfen und Lärmempfindliche Gebiete. Schließlich ermöglicht das Antriebssystem durch die Integration von mehreren Brennstoffzellen-Stacks und Batterien längere Flugreichweiten und kürzere Betankungszeiten im Vergleich zu anderen Antriebssystemen (Mtu, 2023 B).

Funktionsweise

Das Antriebssystem ist hybrid und besteht aus mehreren Komponenten. Um elektrische Energie und Schub zu erzeugen, werden zunächst mehrere Schritte durchlaufen. Der im Tank vorhandene Wasserstoff wird über permeationsdichte Schlauchleitungen mit Edelstahlwellrohr als Innenschicht zur Brennstoffzelle transportiert. Da sich der Wasserstoff in mehreren Tanks befindet, wird über einen elektromagnetischen Kraftstoffunterbrechungsventil der Fluss aus den Tanks gleichzeitig reguliert, sodass nur der Wasserstoff aus einem Tank in die Leitungen fließt. An der Leitung befindet sich zudem auch ein Wasserstoffdosierventil, der für den Einlass des Wasserstoffs in die Brennstoffzelle zuständig ist. Über ein anderes Leitungssystem wird der Brennstoffzelle Sauerstoff zugeführt. Dafür wird durch einen elektrischen Luftverdichter Sauerstoff aus der Umgebung entzogen und über einen Regelventil die passende Sauerstoffmenge der Brennstoffzelle zugeführt. Um Leckagen zu verhindern und die Brennbarkeit der Gemische vorzubeugen, werden Leitungen aus nichtbrennbaren und hohen Korrosionsbeständigen Edelstahlrohren eingesetzt und gemäß den Herstellervorgaben installiert. Zudem wird der Druck und die Temperatur über Niederdruck- und Temperatursensoren im Rohr überwacht und regelmäßige Wartung sowie Inspektionen und Tests durchgeführt. Aus Sicherheitsgründen werden auch die Versorgungsleitungen räumlich von anderen Komponenten getrennt, sodass im Fall eines Brandes, andere Strukturen nicht beschädigt werden. Um Wasserstoffmoleküle in den Leitungen zu behalten und die hohe Reaktionsfähigkeit des Wasserstoffs bei Wärme und hohen Temperaturen zu vermeiden, werden diese an den Ventilen und Verbindungsstellen abgedichtet. Dafür werden Gummi-Stahl-Dichtungen verwendet und mit einem Dichtungsband aus Polytetrafluorethylen (PTFE) abgedichtet. Der unverbrauchte Überschuss an Wasserstoff wird über eine Anodenrezirkulationsgebläse erneut in die Leitung

gebracht. Zwischen dem Luftverdichter und dem Regelventil der Sauerstoffleitung befindet sich ein Bypass Ventil, der den Fluss des Sauerstoffs stoppt.

Die chemische Reaktion der Brennstoffzelle findet in der Elektrolytkammer statt. Um das Eindringen von Fremdkörpern und den Ausfluss der Reaktion aus der Kammer zu verhindern, wird eine geeignete Bauweise eines Gehäuses verwendet. Diese wird mit Hitze- und chemisch beständigem Material abgedichtet. Zusätzlich werden Prozessparameter wie Druck und Temperatur kontrolliert. Um die Chemische Energie in elektrische umzuwandeln, wird die Polymerelektrolytmembran-Brennstoffzelle verwendet, da sie eine kurze Reaktionszeit sowie ein hohes Leistungsgewicht anbietet und einen hohen Entwicklungsstand erreicht hat (German-Aerospace-Center, 2020, S.31). Bei der Umwandlung entstehen Nebenprodukte, nämlich Wärme und Wasser. Um Wasser abzuführen, wird ein Kondensatableiter integriert. Die Temperatur des Antriebssystems wird durch einen Temperatursensor bzw. Widerstandsthermometer überwacht. Ein Teil der Wärme wird über die Kühlflüssigkeit Wasser und Glykol gekühlt und die überschüssige Wärme wird über einen Wärmetauscher an die Außenluft abgegeben, um die zulässige Temperatur in der Brennstoffzelle und den dazugehörigen Subsystemen nicht zu überschreiten. Beim Start oder Steigflügen wird mehr Leistung bzw. elektrische Energie benötigt, um die Reiseflughöhe zu erreichen. Dieser kann möglicherweise durch die PEM-Brennstoffzelle allein nicht erbracht werden. Dementsprechend wird das Batteriesystem zusätzlich eingebaut, das sich in den genannten Flugphasen dazu geschaltet wird, um die erforderliche Energie zu liefern. Während des Reiseflugs lädt die Brennstoffzelle die Batterien wieder auf, da in dieser Phase weniger Leistung benötigt wird. Die Batterien sind Lithium-Polymer-Batterien und werden in der Pouch-Zellen Bauform eingebaut. Diese Batterien können über Ladesäule vor und nach Abflug aufgeladen werden. Ein Batteriemanagementsystem wird integriert und sorgt für die Regulierung des Lade- und Entladevorgangs. Um die Lebensdauer der Batterien lange beibehalten zu können, werden diese je nach Bedarf gekühlt oder erwärmt werden. Die Kühlung erfolgt durch einer Kühlplatte, die mit Wasser durchströmt wird. Das Wasser kann bei Bedarf auch mit Hilfe von Heizelementen erwärmt werden.

Um das Antriebssystem und die Antriebswelle vor Fremdkörper zu schützen und einen sicheren Betrieb zu gewährleisten, wird es mit einem Aluminiumgehäuse sowie Verkleidungen um den Motor und durch dem Flugzeugrumpf geschützt. Außerdem werden diesbezüglich regelmäßige Wartung und Inspektionen durchgeführt, sodass im Falle eines Fremdkörpers im Antrieb schnellstmöglich entfernt werden kann. Die sichere Anbindung des Antriebs an Flugzeugrumpf und den Propeller an dem Motor wird durch verschiedene Maßnahmen gewährleistet. Dabei

werden die Befestigungsschrauben mit Schraubensicherungsmittel und selbstsichernde Muttern wie z.B. Muttern mit Verzahnung oder mit einem Ring im inneren, der sich beim Durchgang der Schraube plastisch und elastisch verformt, gesichert. Zudem werden die Montageanweisungen des Herstellers befolgt und Belastungstests vor dem Einsatz durchgeführt, um einen sicheren und zuverlässigen Betrieb des Antriebs sicherzustellen. Für den Vibrationsfreien Betrieb des Antriebssystems werden hierbei verschiedene Lösungen eingesetzt. Zum einen werden Dämpfungsfedern und Schwingungsdämpfer in den Antriebskomponenten integriert. Zum anderen kommen Vibrationsdämpfende Materialien wie z.B. Gummi in der Antriebsstruktur und den Befestigungselementen zum Einsatz. Darüber hinaus gewährleisten die präzise Auswuchtung sowie Ausrichtung der Komponenten und die regelmäßige Wartung einen Vibrationsfreien Betrieb. Durch die sorgfältige Überwachung und Anpassung der Betriebsparameter wie beispielweise der Propellerdrehzahl und des Neigungswinkels wird eine effektive Reduzierung der Schwingungen und Vibrationen des Propellers erzielt. Die aus den Brennstoffzellen-Stacks erzeugte elektrische Energie wird über elektrische Leitungen transportiert und zum einen dem Powermanagementsystem zugeführt, der diese den Elektromotoren liefert, um sie in mechanische Energie umzuwandeln. Zum anderen während des Reiseflugs der Batterien zugeführt, um diese aufzuladen. Das Powermanagementsystem stellt die reibungslose Interaktion zwischen Brennstoffzellen und Batterien sicher. Es sorgt dafür, dass die Batterie bei hohem Leistungsbedarf dem Antrieb zusätzliche Energie zur Verfügung stellt (Bauer, 2023). Die mechanische Energie wird mithilfe von der Welle des Motors und des Getriebes auf den Propeller übertragen, um diese anzutreiben. Zudem erfolgt die Energieübertragung durch die Drehung der Welle. Um eine reibungsfreie Drehung der Welle zu ermöglichen, sind Lager vorhanden. Im Falle einer nicht ausreichenden Abführung der Wärme aus dem Antriebssystem, kann dies dazu führen, dass die Antriebswelle überhitzt wird. Damit die Überhitzung nicht zustande kommt, werden viele Maßnahmen diesbezüglich getroffen, darunter die Konstruktion der Antriebswelle aus hochhitzebeständigen Materialien sowie die regelmäßige Schmierung der Welle mit dem geeigneten Schmiermittel. Außerdem verhindert die regelmäßige Schmierung das Festsitzen und Blockieren der Welle.

Die Umwandlung der mechanischen Energie in Schub erfolgt durch die Propeller. Dieser sorgen dafür, dass durch die Bewegung durch die Luft, Luftstrom erzeugt wird. Dieser Luftstrom wiederum erzeugt den erforderlichen Auftrieb und Schub, um das Flugzeug in die Luft zu halten und vorwärtszubewegen. Um den Schub und die Effizienz des Propellers in verschiedenen Flugphasen und Betriebssituationen zu optimieren und den besten Kompromiss zwischen Geschwindigkeit, Treibstoffeffizienz und Leistung zu erzielen, gibt es zwei Hauptsteuerungen. Erstens kann die Propellerdrehzahl entweder durch einen Constant Speed Propeller automatisch

geregelt werden oder manuell über einen Drehzahlhebel durch den Piloten angepasst werden. Zweitens kann der Einstellwinkel der Propellerblätter mithilfe einer hydraulischen Anlage verstellt werden, die wiederum durch Handhebel im Cockpit manuell gesteuert wird. Dies ermöglicht es dem Piloten, die Propellerblätter entsprechend den aktuellen Anforderungen der Flugphase oder Betriebssituation anzupassen. Da sich die Bildung von Eis auf den Propellerblättern negativ auf die Leistung und die aerodynamischen Eigenschaften des Flugzeugs auswirkt, sind die Blätter mit elektrisch gesteuerten Heizelementen ausgestattet. Diese Heizelemente gewährleisten eine zyklische Beheizung der Propellerblätter, um die Bildung von Eis zu verhindern. Schließlich werden Maßnahmen ergriffen, um die Lärmbelastigung des Antriebssystems zu reduzieren, damit Anwohner in Flughafennähe nicht gestört werden und der Nachtbetrieb ermöglicht wird. Dabei stellt der Propeller die Hauptquelle für Lärm im Antriebssystem dar, weshalb seine Lärmemission minimiert werden muss. Dafür wird der Propeller präzise ausgewuchtet und die Motordrehzahl so niedrig wie möglich gehalten. Da der Propeller mit dem Motor über das Getriebe verbunden ist, führt die Verringerung der Motordrehzahl zu einer Senkung der Propellerdrehzahl, was wiederum zu einer Reduzierung der Lärmbelastigung führt.

Batteriesystem

Wie bereits erwähnt, wird die überschüssige Energie der Brennstoffzelle in den elektrochemischen Speicher (Lithium-Polymer-Batterien) gespeichert und bei Bedarf zur Verfügung gestellt. Diese Batterien sind eine spezielle Bauform der Lithium-Ionen-Batterien und haben dementsprechend die gleiche Zellchemie. Die Besonderheit besteht jedoch in der Konsistenz des Elektrolyten. Dieser ist bei der Lithium-Polymer-Batterien als feste bis gelartige Folie auf Polymerbasis vorliegt, welche eine freie Gestaltung der Zellform ermöglicht (Fraunhofer Institut für Chemische Technologie, 2007). Diese Art der Batterien zeichnen sich durch verschiedene Vorteile aus, darunter die hohe Widerstandsfähigkeit gegen Temperaturveränderungen und mechanische Beschädigungen sowie hohe Energiedichte und geringe Herstellkosten (Falk, 2011). Darüber hinaus können sie in beliebigen Abmessungen einfach hergestellt werden und seien aufgrund der festen oder gelartigen Konsistenz des Elektrolyten absolut auslaufsicher (Fraunhofer Institut für Chemische Technologie, 2007). Um die hohe Leistungs- und Energiedichte bei geringen Herstellkosten erzielen zu können, werden diese Batterien in der Pouch-Zellen Bauform eingebaut, welche ein flexibles Aluminiumfoliengehäuse haben (Korthauer, 2013, S.126). Dabei werden mehrere rechteckige Schichten von positiven und negativen Elektroden und Trennfolien mit den dazugehörigen Schichten von Separatoren übereinander angeordnet. Dieses Design bietet verschiedene Vorteile, darunter die hohe Energiedichte im Verhältnis zum Volumen sowie die effiziente Kühlung und Stapelung der Pouch-Zellen (Doppelbauer, 2020, S.168). Außerdem bieten dieser Art der Zellen eine leichte

Skalierbarkeit und haben Gehäusefolien, die von innen und außen mit Polymeren isolierend beschichtet. Um die Montierbarkeit der Batterie zu verbessern sowie die Lebensdauer und die Sicherheit zu erhöhen, werden die Pouch-Zellen flexibel und elastisch fixiert (Korthauer, 2013, S.127). Da diese Batterien eine Einsatztemperatur zwischen +20°C und +60°C haben, müssen sie nach Bedarf gekühlt oder erwärmt werden, um die Zersetzung der Elektrolytkomponenten zu verhindern und die Lebensdauer lange beibehalten zu können (Doppelbauer, 2020, S. 139 & 149). Die Kühlung der Batterien wird von einer Kühlplatte übernommen, die mit Wasser durchströmt wird. Das Wasser kann bei Bedarf auch mit Hilfe von Heizelementen erwärmt werden. Die Batterien können vor und nach dem Abflug über Ladesäulen und in den Reise- und Landeanflug durch die überschüssige Energie der Brennstoffzelle aufgeladen werden, da diese oft wiederaufladbar sind. Um die Lebensdauer der Batterien weiterhin lange beibehalten zu können, wird ein Batteriemanagementsystem integriert, der den Ladezustand überwacht und für die Regulierung des Lade- und Entladevorgangs sorgt (Doppelbauer, 2020, S. 140). Schließlich werden redundante Batterien eingebaut, um den Ausfall der Batterie und somit den gesamten Energieverlust zu vermeiden. Dies bringt jedoch den Nachteil mit sich, dass zusätzliches Gewicht zum Gesamtgewicht des Antriebssystems hinzukommt.

Vorteile des Antriebssystems

Das hybride-Brennstoffzellen-Antriebssystem ist eine vielversprechende Technologie für Wasserstoffflugzeuge, die viele Vorteile mit sich bringt, aber auch mit einigen Herausforderungen und Nachteilen verbunden ist. Dabei führt die hohe Energiedichte des Wasserstoffs zu größeren Reichweiten und Passagierkapazitäten (German-Aerospace-Center, 2020). Durch die Kombination von Brennstoffzellen und Batterien können nicht nur höhere Reichweiten erzielt werden, sondern es besteht auch das technologische Potential, sie in Flugzeugen mit höheren Leistungsklassen einzusetzen (H2 News, 2023). Ein weiterer Vorteil ist die hohe Sicherheit, da durch den Doppelantrieb mit Batterien und Brennstoffzellen ist das Gesamtsystem doppelt abgesichert. Dabei haben die Brennstoffzellen- und Batteriesystem jeweils ein redundantes System und können sich im Notfall gegenseitig ersetzen (Kallo, 2019). Das Batteriesystem dient als Zwischenspeicher der elektrischen Energie und unterstützt den Primärtrieb in ineffizienten Betriebszuständen wie beispielweise im Sinkflug oder während Flugphasen mit hohem Leistungsbedarf wie z.B. beim Durchstarten. Diese Unterstützung entlastet den Primärtrieb und steigert somit die Gesamteffizienz (Atanasov et al., 2023). Darüber hinaus bietet das Antriebssystem einen sauberen Betrieb, da es keine Emissionen von Schadstoffen wie beispielweise CO₂- und NO_x-Emissionen sowie Partikel emittiert (Eichseder et al., 2010, S.219). Jedoch wird Wasserdampf als einzige Nebenprodukt emittiert, was es zu einem klimafreundlichen und nachhaltigen System macht. Darauf folgend kann mit diesem Antriebssystem eine hohe

Lärmreduzierung erreicht werden, da die Brennstoffzellen, der Elektromotor sowie die Batterien leise und vibrationsfrei arbeiten. Zudem stellt der Propeller die einzige Lärmquelle im Gesamtsystem dar, wobei viele Maßnahmen diesbezüglich getroffen wurden wie z.B. die Reduzierung des Motordrehzahl und die präzise Auswuchtung des Propellers, die den Lärm auf das minimal halten. Diese führt zu einer erheblichen Verringerung des Lärms in Flughafennähe und ermöglicht den Nachtbetrieb. Ein weiterer Vorteil ist die wartungsarme Technik, da das gesamte Antriebssystem lediglich über geringe Anzahl an beweglichen Bauteilen verfügt. Zudem findet die Energieumwandlung in den Stacks ohne bewegliche Bauteile statt, was den mechanischen Wartungsaufwand minimiert und das gesamte Antriebssystem kostentechnisch effizienter macht. Durch den elektrochemischen Umwandlungsprozess von Wasserstoff in Strom bei niedrigen Temperaturniveaus kann nicht nur ein hoher elektrischer Wirkungsgrad von etwa 50% erreicht werden, sondern auch die Effizienz des Antriebssystems gesteigert werden (Mtu, 2023 B). Das liegt daran, dass unter anderem die Brennstoffzelle nicht an den Carnot-Prozess gebunden ist, bei dem Wärme in mechanische Energie umgewandelt wird (Eichseder et al., 2010, S.219). Des Weiteren hat das Brennstoffzellensystem ein hohes Potential für geringe Herstellkosten bei hohen Stückzahlen, welches ein guter Vorteil für größere Flugzeuge mit mehreren Brennstoffzellen und längeren Flugstrecken sind (Eichseder et al., 2010, S.219). Abschließend kann der Einsatz von Wasserstoff als Brennstoff in der Brennstoffzelle dazu beitragen, die Abhängigkeit von fossilen Brennstoffen zu reduzieren, da Wasserstoff aus erneuerbaren Energien hergestellt werden kann.

Nachteile des Antriebssystems

Das Antriebssystem ist auch mit einigen Nachteilen verbunden, die im Folgenden näher erläutert werden. Dabei weist es ein hohes Gewicht sowie hohe Anschaffungs- und Wartungskosten auf, da es aus zwei Antriebssysteme (Brennstoffzellen- und Batteriesystem) mit vielen Komponenten besteht. Zudem haben die Batterien allein einen weiteren Nachteil, da sie während des Reiseflugs ungenutzt bleiben und mitgeführt werden müssen (German-Aerospace-Center, 2020). Ein weiterer Nachteil ist die Erzeugung, Speicherung und Verteilung von Wasserstoff, da diese im Vergleich zu anderen Antriebssystemen noch relativ teuer sind (Eichseder et al., 2010, S.219). Denn grüner Wasserstoff muss für den Betrieb aus erneuerbaren Energien erzeugt werden (Mtu, 2023 B). Zudem erfordert das Wasserstoffantriebssystem besondere Sicherheitsvorkehrungen bei der Lagerung und dem Transport von Wasserstoff, da er leicht entzündlich ist. Dies bedeutet, dass Wasserstoff unter hohem Druck gespeichert und mit sehr gut abdichtbaren Leitungen transportiert werden muss (Nagel, 2022). Diese Vorkehrungen können zu zusätzlichen Kosten und aufwendiger Arbeit führen. Außerdem erfordert es aufgrund der niedrigen Energiedichte des Wasserstoffs große Tanks oder häufige Betankungen, um bestimmte Reichweiten zu erzielen.

Diese Maßnahmen erhöhen sowohl das Flugzeuggewicht als auch die Komplexität, welche die Effizienz des Gesamtsystems reduzieren. Darüber hinaus benötigt das Gesamtsystem eine aufwändige Kühlung bzw. Erwärmung, da sowohl die Batterien als auch die Brennstoffzellen bei niedrigen bzw. höheren Temperaturen erwärmt bzw. gekühlt werden müssen, um effizient zu arbeiten und die Lebensdauer lange beibehalten zu können (German-Aerospace-Center, 2020). Die verwendeten PEM-Brennstoffzellen benötigen aufgrund der niedrigen Betriebstemperaturen hochreinen Wasserstoff und weisen bei geringen Stückzahlen hohe Herstellkosten auf, welche das Gesamtsystem teurer macht. Abschließend weisen die Lebensdauer und das Langzeitverhalten von den Brennstoffzellen einen Nachteil auf, da diese vor allem im instationärem Betrieb noch nicht besonders gut sind (Eichseder et al., 2010, S.219). Dieser liegt daran, dass die auftretenden thermischen Spannungen zur Materialermüdung und in Extremfällen zum Versagen beitragen (Seume et al., 2009).

Exemplarisches Gesamtsystem:

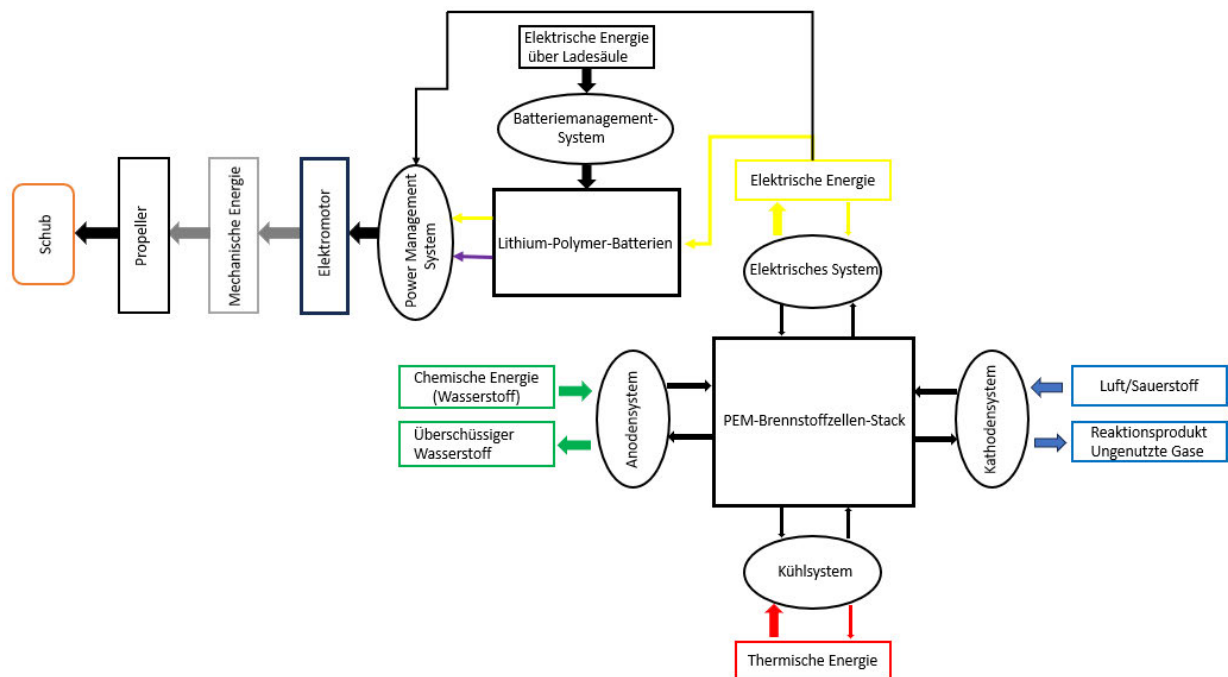


Abbildung 21: Exemplarischer Aufbau des hybriden Brennstoffzellen-Batterie-Antriebssystems (Eigene Darstellung)

3.5 Nutzwertanalyse

In diesem Abschnitt erfolgt die Bewertung der drei vorgestellten Konzepte. Hierfür wird die Methode der Nutzwertanalyse verwendet. Dabei stellt die Nutzwertanalyse (NWA) eine Vorgehensweise zur Analyse einer Menge komplexer Handlungsalternativen dar. Sie findet insbesondere Anwendung bei komplexen Produkten mit einer großen Anzahl relevanter Bewertungskriterien. Voraussetzung für den Einsatz dieser Methode ist ein ausreichendes Verständnis der Merkmalsausprägungen der zu bewertenden Lösungsalternativen (Bender et al., 2020, S.317).

3.5.1 Bewertungskriterien und Gewichtung der Kriterien der Nutzwertanalyse

Die Bewertungskriterien sind Hilfsmittel, die benötigt werden, um aus mehreren Lösungsalternativen des Antriebssystems die am besten geeignet auswählen zu können. Zudem wurden zehn Bewertungskriterien anhand der Anforderungsliste definiert, die in der Tabelle 12 aufgelistet sind. Dieser Kriterien stellen eine Möglichkeit dar, die Güte der Alternativen zu bewerten. Die Gewichtungsfaktoren der einzelnen Kriterien werden durch Paarvergleich und mithilfe der Präferenzmatrix ermittelt. Hierbei wird jedes Kriterium mit jedem anderen verglichen und mit 0,1 oder 2 Punkten bewertet. 0 bedeutet, dass das Kriterium in der Spalte wichtiger ist als dies in der Zeile. Dem hingegen bedeutet die 2, dass das Kriterium in der Zeile wichtiger ist als dies in der Spalte. Sind beide Kriterien gleich wichtig, wird dies in dem Fall mit 1 bewertet (Bundesministerium des Innern und für Heimat, 2023). Die vollständige Präferenzmatrix ist in der folgenden Tabelle 12 dargestellt.

Tabelle 12: Präferenzmatrix der Bewertungskriterien

Bewertungskriterien	Innovation	Zuverlässigkeit	Lebensdauer	Funktionalität	Kosten	Ökologie	Gewicht	Skalierbarkeit	Wartbarkeit	Leistung	Summe je Kriterium	Gewichtungs-faktor (%)
Innovation		0	1	1	0	1	0	1	1	0	5	6
Zuverlässigkeit	2		2	2	2	2	2	2	2	2	18	20
Lebensdauer	1	0		1	0	1	1	1	1	1	7	8
Funktionalität	1	0	1		0	1	0	1	1	0	5	6
Kosten	2	0	2	2		1	1	2	1	2	13	14
Ökologie	1	0	1	1	1		1	1	2	1	9	10
Gewicht	2	0	1	2	1	1		2	2	1	12	13
Skalierbarkeit	1	0	1	1	0	1	0		1	0	5	6
Wartbarkeit	1	0	1	1	1	0	0	1		0	5	6
Leistung	2	0	1	2	0	1	1	2	2		11	12
Summe											90	100
0= Spalte ist wichtiger als Zeile			1= Zeile und Spalte sind gleich wichtig					2= Zeile ist wichtiger als Spalte				

Zunächst erfolgt die Bedeutung der jeweiligen Kriterien der Analyse:

Zuverlässigkeit: Die Zuverlässigkeit des Antriebssystems wird in der Analyse mit einer Gewichtung von 20% berücksichtigt, da sie von entscheidender Bedeutung ist, um die Sicherheit von Passagieren und der Besatzung zu gewährleisten sowie einen störungsfreien Flugbetrieb sicherzustellen. Ein zuverlässiges Antriebssystem reduziert Ausfallzeiten und erhöht das Vertrauen der Gesellschaft in neue Technologien. Aufgrund ihres direkten Einflusses auf Sicherheit und Betrieb stellt die Zuverlässigkeit somit einen zentralen Faktor in der Nutzwertanalyse dar.

Kosten: Antriebssysteme sind mit erheblichen Anschaffungs- und Betriebskosten verbunden und spielen eine entscheidende Rolle in der Luftfahrtindustrie. Ein wettbewerbsfähiges Preismodell sowie niedrigere Anschaffungs- und Betriebskosten können dazu beitragen, die Akzeptanz des Wasserstoffantriebssystems zu erhöhen. Zusätzlich trägt die sorgfältige Bewertung der Kosten nicht nur zur wirtschaftlichen Realisierbarkeit bei, sondern beeinflusst auch die langfristige Nachhaltigkeit der Luftfahrtbranche. In diesem Aspekt werden insbesondere die Anschaffungs-, Wartungs- und Betriebskosten betrachtet. Aufgrund ihres erheblichen Einflusses auf die Wirtschaftlichkeit und Rentabilität des Flugzeugs erhält dieses Kriterium eine Gewichtung von 14% und stellt somit den zweitwichtigsten Faktor in der Analyse dar.

Gewicht: Der Treibstoffverbrauch des Flugzeugs hängt unter anderem von seinem Gewicht ab, hierbei zählt jedes Kilogramm. Ein geringes Gewicht des Antriebssystems ist wichtig, um sowohl die Leistung als auch die Treibstoffeffizienz zu maximieren. Zusätzlich ermöglicht ein leichtes Antriebssystem längere Flugreichweiten, höhere Nutzlasten und insgesamt wirtschaftlichere Flugbedingungen. Das Gewicht stellt daher einen äußerst wichtigen Aspekt dar, der bei der Bewertung in Betracht gezogen werden muss. Der Gewichtungsfaktor beträgt 13%, wodurch er als drittwichtigster Aspekt in der Nutzwertanalyse heraussticht.

Leistung: Die Leistungsfähigkeit des Antriebssystems beeinflusst unmittelbar die Flugeigenschaften des Flugzeugs, darunter Geschwindigkeit, Steigleistung und Reichweite. Durch eine optimale Leistungsfähigkeit können die genannten Flugeigenschaften maßgeblich verbessert werden, was wiederum zu einem effizienteren Gesamtbetrieb führt. Eine optimierte Leistung des Antriebssystems kann dazu beitragen, den Treibstoffverbrauch zu reduzieren, was dadurch zu einem nachhaltigen Flugbetrieb mit geringeren Umweltauswirkungen führt. Dieser Aspekt wird im Rahmen der Analyse mit einem Gewichtungsfaktor von 12% berücksichtigt.

Ökologie: Wasserstoffantriebe gelten als umweltfreundliche und nachhaltige Alternative zu den herkömmlichen Antriebssystemen, da sie emissionsarm sind. Im Hinblick auf der wachsenden Bedeutung von Nachhaltigkeit in der Luftfahrt, gewinnt der ökologische Aspekt zunehmend an Gewicht. Ein umweltfreundliches Antriebssystem trägt auf vielfältige Weise zur Gesamtleistung bei, indem es die CO₂-Emissionen reduziert, die Luftqualität verbessert und Umweltauswirkungen des Flugbetriebs minimiert. In diesem Kriterium werden die Umweltfreundliche Herstellungs- und Fertigungsmethoden, der Emissionsarme Flugbetrieb und die Recyclefähige Entsorgung der verwendeten Materialien berücksichtigt. In der Gesamtanalyse erhält dieser wesentliche Aspekt eine Gewichtung von 10 %, die seine Bedeutung für das Gesamtkonzept des Wasserstoffflugzeugs widerspiegelt.

Lebensdauer: Die Lebensdauer des Antriebssystems beeinflusst eine Vielzahl von Aspekten, darunter die Wirtschaftlichkeit des Flugzeugs, die langfristige Rentabilität und die Umweltbilanz. Ein langlebiges System reduziert die Notwendigkeit teurer Wartungsmaßnahmen oder des Austauschs von Ersatzteilen. Darüber hinaus trägt ein langlebiges System zur Nachhaltigkeit des Flugbetriebs bei. Daher beträgt die Gewichtung dieses Faktor 8%.

Innovation: Ein innovatives System hat das Potenzial, die Attraktivität des Antriebs zu steigern und die Wasserstofftechnologie entscheidend voranzutreiben. Darüber hinaus eröffnet die Innovation die Möglichkeit, Wettbewerbsvorteile zu erzielen und neue Perspektiven für einen

nachhaltigen Flugverkehr zu schaffen. Diese Entwicklung spiegelt außerdem das Engagement der Luftfahrtbranche wider, umweltfreundliche alternative Antriebssysteme aktiv zu fördern. Die Bedeutung dieser Faktor wird mit 6% in der Gesamtanalyse gewichtet.

Wartbarkeit: Die Wartung des Antriebssystems stellt ebenfalls einen wesentlichen Aspekt in der Luftfahrtindustrie dar, da eine einfache Wartung zur Aufrechterhaltung der Flugzeugverfügbarkeit beiträgt. Im Falle eines Fehlers oder Problems im Antriebssystem, ist eine zügige Wartung von großer Bedeutung, um die Kundenzufriedenheit zu gewährleisten. Daher ist es wichtig, dass das Antriebssystem eine geringe Wartungszeit und -komplexität aufweist. Zusätzlich können durch ein einfach wartbares System Ausfallzeiten minimiert und Betriebskosten gesenkt werden. Die Wartbarkeit erhält einen Gewichtungsfaktor von 6%.

Funktionalität: In Bezug auf die Funktionalität ist es von großer Bedeutung, dass das Antriebssystem mit seinen Fähigkeiten im Anwendungszweck problemlos und effizient arbeitet, um den Anforderungen der Kunden gerecht zu werden. Außerdem hat die Funktionalität des Wasserstoffantriebssystems einen direkten Einfluss auf die Betriebssicherheit sowie die Zuverlässigkeit des Flugzeugs und kann dazu beitragen, Umweltaspekte zu berücksichtigen. Im Rahmen der Gesamtanalyse wird diesem signifikanten Faktor eine Gewichtung von 6% zugewiesen.

Skalierbarkeit: Unter Skalierbarkeit wird die Anpassungsfähigkeit eines Modells auf eine Größenveränderung verstanden. Dabei spiegelt die Anerkennung der Skalierbarkeit als ein wichtiger Aspekt in der Analyse Notwendigkeit wider, ein Antriebssystem zu entwickeln, das nicht nur technologisch fortschrittlich ist, sondern auch vielseitig Einsatzbar. Denn dadurch können Anforderungen verschiedener Flugzeuggrößen effizient erfüllt und somit den Marktanteil nachhaltig ausgeweitet werden. Es ist wichtig, die Skalierbarkeit als Faktor in der Analyse zu berücksichtigen, dennoch könnten in diesem Fall andere Faktoren größere Auswirkungen auf den Erfolg des Konzepts haben. Daher erhält dieses Kriterium einen Gewichtungsfaktor von 6%.

3.5.2 Bewertung der Konzepte

Zunächst erfolgt die Bewertung der drei vorgestellten Konzepte. Hierbei werden die einzelnen Konzepte anhand der festgelegten Kriterien bewertet. Für jede Bewertung können 1-5 Punkte vergeben werden, wobei 5 Punkte eine sehr gute Bewertung repräsentieren und 1 Punkt für eine schlechte Erfüllung des jeweiligen Kriteriums steht. Um den Gesamtnutzwert für jedes Konzept zu berechnen, werden die Bewertungen mit den entsprechenden Gewichtungen multipliziert und anschließend summiert. Danach erfolgt der Vergleich der Gesamtnutzwerte. Das Konzept mit dem höchsten Gesamtnutzwert wird als die beste Wahl betrachtet, da es die Anforderungen des Flugzeugs am besten erfüllt.

Tabelle 13: Nutzwertanalyse

Bewertungskriterien	Gewichtung in %	Wasserstoffflugzeug-Konzepte					
		Konzept 1		Konzept 2		Konzept 3	
		Punkte (1-5)	Nutzwert	Punkte (1-5)	Nutzwert	Punkte (1-5)	Nutzwert
Innovation	6	4	24	4	24	5	30
Zuverlässigkeit	20	4	80	4	80	5	100
Lebensdauer	8	4	32	3	24	4	32
Funktionalität	6	5	30	4	24	5	30
Kosten	14	4	56	4	56	3	42
Ökologie	10	5	50	3	30	5	50
Gewicht	13	4	52	5	65	3	39
Skalierbarkeit	6	4	24	3	18	4	24
Wartbarkeit	6	4	24	4	24	3	18
Leistung	12	4	48	3	36	5	60
Gesamtnutzwert	100%	420		381		425	

Innovation und Gewicht

In Bezug auf die Innovation wird das erste Konzept als wenig innovativ angesehen, da es auf die Kombination von Brennstoffzellen und Elektromotoren basiert, die bereits in anderen Verkehrsmitteln eingesetzt wird. Jedoch ist es eine ausgereifte und fortgeschrittene Technologie, die einen emissionsfreien Flugbetrieb ermöglicht. Das zweite Konzept ist eine ausgereifte Technologie, dennoch wird es als wenig innovativ angesehen, da es auf der traditionellen Verbrennung von Brennstoff basiert, die in anderen Anwendungen bereits bekannt ist. Das dritte Konzept ist ein innovatives Antriebssystem, da es eine neue Idee darstellt. Bei der, Brennstoffzellen mit Batteriesystem kombiniert werden, um die Flugleistung zu verbessern und die Wasserstoffnutzung sowie die Reichweite zu optimieren. Dennoch weist die Technologie

einen niedrigen Reifegrad auf, da sie eine neue Kombination von Technologien darstellt. Das Gewicht ist ebenfalls ein wesentlicher Faktor bei der Bewertung der Konzepte. Dabei hat das zweite Konzept die meisten Bewertungspunkte, da der Wasserstoffverbrennungsmotor abgeschätzt 111 kg wiegt und im Vergleich zu den anderen beiden Antriebssystemen das leichteste Gewicht aufweist. Gefolgt wird es von dem ersten Konzept mit einer Gesamtmasse von 480,6 kg, welches das Gewicht der Brennstoffzellensysteme und der Elektromotoren entspricht. Elektromotoren sind meistens leichter als Verbrennungsmotoren, jedoch sind die Konzepte mit den Elektromotoren schwere, da das Gewicht der Brennstoffzellen und Batterien mitberücksichtigt wird. Diese machen das Gesamtantrieb schwerer, wobei sie sich durch andere Vorteile wie z.B. die höhere Leistung und Reichweite auszeichnen. Das dritte Konzept weist das höchste Gewicht mit 601,2 kg auf und wird dementsprechend lediglich mit drei Punkten bewertet. Bei diesem Antriebssystem haben die 60-Batterieeinheiten das meiste Gewicht mit insgesamt 303,6 kg.

Zuverlässigkeit

Die Zuverlässigkeit der einzelnen Antriebssysteme kann anhand von verschiedenen Faktoren beurteilt und bewertet werden. Dazu gehört die Anzahl der Bauteile des Antriebssystems, die Komplexität des Aufbaus und die Erfahrungen mit den in Frage kommenden Bauteilen. Das Brennstoffzellen- und Hybridantriebssystem gelten als zuverlässiger Antriebssysteme als Wasserstoffverbrennungsmotor. Denn sie weisen eine geringe Teileanzahl auf und sind von der Komplexität des Aufbaus auch deutlich geringer. Zudem macht die geringere Anzahl an beweglichen Bauteilen das System wenig anfällig für mechanische Verschleißerscheinungen. Ebenfalls haben die Elektromotoren eine hohe Zuverlässigkeit, da sie nur wenige bewegliche Teile haben und weniger anfällig für Verschleiß sind. Die Verwendung von Wasserstoff in Verbrennungsmotoren erfordert eine spezifische Anpassung in allen Subsystemen und besitzt derzeit noch viele Herausforderungen, darunter der übermäßige Verschleiß der Ventile und Ventilsitze, die Dauerhaltbarkeitsprobleme bei Zündkerzen und Einblassystem sowie der vorzeitige Verschleiß oder Korrosion. Diese Herausforderungen müssen berücksichtigt werden, um die Zuverlässigkeit zu verbessern. Das Hybridantriebssystem weist die höchste Zuverlässigkeit auf und hat dementsprechend die höchste Bewertungspunkte der drei Konzepte, da die Brennstoffzelle als zuverlässige Energiequelle dient und die Batterien als zusätzlichen Antriebssystem bzw. Puffer für den Elektromotoren dienen. Diese Kombination erhöht die Gesamtzuverlässigkeit des Antriebssystems, da die Batterien auch bei vorübergehenden Brennstoffzellenproblemen den Elektromotor mit Energie versorgen können.

Lebensdauer

Die Lebensdauer ist eine der größten Herausforderungen für allen drei Konzepten bzw. wasserstoffbasierten Technologien. Bei dem Brennstoffzellensystem haben verschiedene Faktoren einen direkten Einfluss auf die Lebensdauer der Brennstoffzellen. Dazu gehören die Betriebsbedingungen sowie die Anzahl von Gefrierstarts bzw. Starts und Stopps. Die Alterung der Brennstoffzelle wird durch die Komponenten der Stacks wie beispielweise Elektroden, Polymermembran und im System durch die Rezirkulationsgebläse, den Luftverdichter sowie den Dosierventil beeinflusst. Bei dem Wasserstoffmotor besteht die Herausforderung in der schlechten Schmierfähigkeit des Wasserstoffs, welche den Forschungsbedarf bei der Dauerhaltbarkeit der Injektoren erhöht. Darüber hinaus beeinflusst die Korrosion der Materialien durch Produktwasser ebenfalls die Lebensdauer des Motors und muss daher bei der Bewertung berücksichtigt werden. Die Brennstoffzellensysteme des ersten Konzepts haben eine hohe Lebensdauer von 12.000 Stunden. Der Wasserstoffmotor hat ähnliche Lebensdauer wie Diesel- oder Gasmotor, wenn dieser regelmäßig gewartet und die kritischen Komponenten ausgetauscht werden. Die Lebensdauer des Dieselflugmotors liegt bei 2100 Flugstunden. Das Brennstoffzellensystem des Hybridantriebs hat die gleiche Lebensdauer wie bei dem ersten Konzept, jedoch hat das Batteriesystem eine Lebensdauer von 800 Ladezyklen und muss dementsprechend ausgetauscht werden. Die Konzepte eins und drei weisen im Vergleich zu dem zweiten Konzept eine höhere Lebensdauer und erhalten daher jeweils vier Bewertungspunkte.

Ökologie und Wartbarkeit

Der ökologische Aspekt ist ein der wichtigsten Faktoren bei der Bewertung der Konzepte. Dabei stellt die Brennstoffzelle eine 100% emissionsfreie Antriebsform dar, da sie keine umweltschädlichen Emissionen wie Kohlenstoffdioxid (CO₂) oder Stickstoffoxide (NO_x) emittiert. Das einzige Nebenprodukt ist hierbei Wasserdampf. Das erste und dritte Konzept basiert auf der Brennstoffzellentechnologie und weisen beide eine hohe Lebensdauer und geringe Lärmemission auf. Dementsprechend erhalten sie die höchsten Bewertungspunkte. Dem gegenüber emittiert der Wasserstoffmotor Stickoxide (NO_x), die durch Abgasnachbehandlung auf das gesetzlich geforderte Niveau reduziert werden können. Darüber hinaus sind weitere Emissionen wie Phosphor(III)-nitrid (PN), Kohlenstoffmonoxid (CO) und Kohlenwasserstoff (HC) bei dem Motor nachweisbar, die aber unter den gesetzlichen Limits liegen. Die Lärmemission des Motors ist geringfügig besser als Dieselmotoren aber in der gleichen Größenordnung. Daher wird der Wasserstoffmotor mit drei Punkten bewertet. Die Wartbarkeit des Antriebssystems wird durch verschiedene Faktoren beeinflusst. Dazu gehören die Anzahl und die Komplexität der Komponenten sowie die Ersatzteile und dem Verschleiß. Ein einfach wartbares System kann die

Ausfallzeiten minimieren und die Betriebskosten senken. Alle drei Antriebssysteme weisen einen gewissen Verschleiß auf und müssen regelmäßig gewartet werden, um die Zuverlässigkeit des Antriebssystems zu gewährleisten. Der Wasserstoffmotor unterliegt einen gewissen Verschleiß und benötigt somit regelmäßige Wartung. Kritische Komponenten wie beispielweise der Kolben und die Ventile müssen nach bestimmter Anzahl an Flugstunden ausgetauscht werden. Das Brennstoffzellenantrieb ist komplex, da es mehreren Komponenten wie Elektromotor, Brennstoffzellen-Stacks, Elektronik und weitere Systeme besteht. Diese Komplexität beeinflusst die Wartbarkeit, da mehrere Teile gewartet werden müssen. Das Hybridantrieb ist ähnlich wie das Brennstoffzellenantrieb, jedoch besitzt es noch mehr Teile, da das Batteriesystem dazu geschaltet wird. Diese Kombination der Technologie erhöht sowohl die Wartungskosten als auch die Wartungszeit, da diese die meisten Teile besitzt und die Batterien nach bestimmter Zeit ausgetauscht werden müssen. Daher erhält dieses Konzept lediglich drei Bewertungspunkte.

Leistung und Funktionalität

Die Leistung des Antriebssystems beeinflusst unmittelbar die Flugeigenschaften, darunter die Geschwindigkeit, Treibstoffverbrauch und die Reichweite. Alle drei Antriebskonzepte erfüllen die Leistungsanforderung und verfügen über eine hohe Leistung. Das dritte Konzept bietet eine hohe Energieeffizienz und kann im Vergleich zu den anderen beiden Konzepten höhere Geschwindigkeit und Reichweite erreichen, da es die höchste Leistung mit 160 kW Elektromotoren und 190,6 kW elektrische Energie aus Brennstoffzellen- und Batteriesysteme bietet. Das Antriebssystem ist überdimensioniert, jedoch wird die Leistung aufgrund der Redundanz benötigt. Denn diese sorgt dafür, dass im Falle eines Motorausfalls, dass der zweite Motor, das Flugzeug sicher landen kann. An der zweiten Stelle kommt das erste Konzept mit einer Systemleistung von 150 kW und Elektromotorenleistung von insgesamt 120 kW. Dieses Konzept ist ebenfalls überdimensioniert, kann jedoch eine geringe Geschwindigkeit anbieten als das dritte Konzept. Denn die maximale Motorleistung bei 120 kW liegt. Es kann auch keine Energie speichern oder zusätzliche Leistung bei Spitzlastsituationen liefern, da es kein Batteriesystem hat wie bei dem dritten Konzept. Der Wasserstoffmotor hat die geringste Bewertung mit drei Punkte. Dieser Antrieb bietet eine Leistung von 112 kW und hat eine höheren Energieverbrauch, da bei der Verbrennung von Wasserstoff Wärme verloren geht. Darüber hinaus hat der Motor einen geringen Wirkungsgrad als die anderen Antriebssysteme mit Brennstoffzellen. Anschließend wird der Aspekt Funktionalität betrachtet. Alle drei Konzepte erfüllen die Funktionen problemlos, jedoch weisen sie einige Unterschiede auf. Die Konzepte 1 und 3 sind im Vergleich zum zweiten Konzept effizienter, da sie die chemische Energie des Wasserstoffs direkt in elektrische Energie umwandeln und keinen thermischen Verbrennungsprozess durchlaufen müssen. Außerdem sind sie emissionsarm und produzieren

lediglich Wasserdampf als Abfallprodukt. Dem gegenüber emittiert das zweite Konzept im Betrieb Stickoxide und noch andere Schadstoffe, die die Umwelt beeinträchtigen und somit erfüllt es die Emissionsanforderung nicht vollständig. Außerdem erfordert es mehr Wartungsarbeiten, die der Antrieb mehr bewegliche Teile besitzt als das Brennstoffzellenantrieb. Daher erhält das zweite Konzept lediglich drei Bewertungspunkte.

Skalierbarkeit und Kosten

Die Skalierbarkeit hat Auswirkungen auf die Leistung, Flexibilität, Gewicht sowie die Kosten des Antriebssystems. Die Konzepte 1 und 3 haben eine gute Skalierbarkeit. Diese beiden Konzepte haben die Möglichkeit, die Leistung zu erhöhen und den Antrieb in größeren Flugzeugen mit höheren Reichweiten einzusetzen. Dies kann durch die Integration von mehreren Brennstoffzellen-Stacks bzw. Batterien und Elektromotoren erfolgen. Die beiden Antriebe bieten auch höhere Flexibilität in Bezug auf die Integration der Brennstoffzellen bzw. Batterien im Flugzeug, da diese auch unter der Kabine gelagert werden können. Nachteil ist hierbei das hohe Gewicht der Batterien bzw. die Brennstoffzellen-Stacks. Der Wasserstoffmotor ist weniger flexibel, da die Leistungsentwicklung durch die Größe und Effizienz des Verbrennungsmotors begrenzt ist. Zu guter Letzt wird der Aspekt Kosten betrachtet, welche das zweitwichtigste Kriterium in der Analyse darstellt. Alle drei Konzepte können hohe Anschaffungskosten aufweisen, da sie auf eine neue Technologie basieren. Jedoch fallen einige Unterschiede auf, die die Kosten der Konzepte voneinander unterscheiden lassen. Die Anschaffungskosten des Wasserstoffmotors sind im Vergleich zum Brennstoffzellenantrieb wesentlich geringer, weil die Motorkomponenten überwiegend bekannt und die Entwicklungsrisiken als niedriger einzustufen sind. Die Wartungskosten sind bei dem Brennstoffzellenantrieb geringer, da es weniger bewegliche Teile hat als Wasserstoffmotor. Das dritte Konzept weist die höchste Anschaffungs- und Wartungskosten auf, da es im Vergleich zu den anderen beiden Konzepten aus zwei Systemen besteht und die höchste Anzahl an Teilen hat. Zudem müssen die Lithium-Polymer-Batterien nach 800 Ladezyklen ausgetauscht werden, welche die Wartungskosten erhöht.

Schließlich ist aus der Analyse zu erkennen, dass das dritte Konzept mit dem Hybridantrieb, die beste Option für ein Wasserstoffflugzeug darstellt. Denn dieses Konzept vereint die Vorteile von Wasserstoff und herkömmlichem Antrieb und bietet somit eine zielführende Lösung für einen nachhaltigen und umweltfreundlichen Flugverkehr.

4 Analyse und Detaillierung des finalen Gesamtkonzepts

Die in den letzten Jahren starke Zunahme der Nachfrage nach klimafreundlicheren und nachhaltigeren Transportmitteln, hat die Luftfahrtindustrie dazu bewirkt, den Forschungs- und Entwicklungsfokus auf die Wasserstoffflugzeuge zu legen. Diese Art von Flugzeugen bietet vielversprechende und zukunftsorientierende Lösungen für den Luftverkehrssektor, da sie einen nahezu emissionsfreien Betrieb ermöglichen. In diesem Kapitel wird das finale Gesamtkonzept des Wasserstoffflugzeugs mit der entwickelten Gesamtfunktionslösung für den Wasserstoffantrieb untersucht und detailliert beschrieben. Das Ziel der Detaillierung besteht darin, einen groben Entwurf für das Flugzeug zu entwickeln.

4.1 Darstellung des Gesamtentwurfskonzepts

Im Rahmen dieser Darstellung wird das finale Konzept eines Wasserstoffbetriebenen Kleinflugzeugs mit Hybridantrieb vorgestellt. Zudem werden sowohl die wesentlichen Eigenschaften und Komponenten des Flugzeugs als auch die technologischen Herausforderungen charakterisiert. Außerdem wird der spezifische Aufbau- und Strukturstrategie des Konzepts veranschaulicht. Das Konzept ist zukunftsorientiert und bietet vielversprechende Vorteile für die Luftfahrt und die Umwelt. Im Gegensatz zu herkömmlichen Flugzeugen, die mit Flugkraftstoffen wie z.B. Kerosin betrieben werden, erzeugt das Wasserstoffflugzeug keine klimaschädlichen Emissionen und hat lediglich Wasser als Abfallprodukt. Neben der erheblichen Reduzierung der klimaschädlichen Emissionen ermöglicht die verwendete Wasserstofftechnologie auch eine deutliche Lärmreduzierung. Diese ist darauf zurückzuführen, dass die elektrischen Antriebssysteme im Vergleich zu herkömmlichen Triebwerken wesentlich leiser sind. Darüber hinaus eröffnet der Einsatz von Wasserstoff als Treibstoff in der Luftfahrt viele Möglichkeiten, darunter längere Flugstrecken. Das Herzstück bzw. die zentrale Komponente des entworfenen Flugzeugs ist die Brennstoffzelle. Diese erzeugt elektrische Energie durch die chemische Reaktion des Wasserstoffs mit dem Sauerstoff aus der Luft. Der erzeugte Strom treibt den elektrischen Antrieb des Flugzeugs an, der wiederum die Propeller antreibt. Der Aufbau sowie die Hauptkomponenten der Brennstoffzelle werden im weiteren Verlauf näher betrachtet und ausführlich dargestellt. Der Wasserstoff wird in speziellen Drucktanks an Bord des Flugzeugs gespeichert und mithilfe von sicheren und isolierten Leitungssystemen der Brennstoffzelle zugeführt. Eine intelligente Integration dieser Tanks in die Flugzeugstruktur ist von entscheidender Bedeutung, um ein ideales Gleichgewicht zwischen Leistung, Effizienz und Sicherheit zu gewährleisten.

Die Gewichtsreduzierung und die aerodynamische Gestaltung sind ebenfalls wichtige Merkmale bei dem Entwurf des Flugzeugs. Zudem kann durch den Einsatz von moderneren und leichteren Materialien wie z.B. Glasfaserverstärkter Kunststoff (GFK) das Gewicht des Flugzeugs reduziert und der Luftwiderstand minimiert werden. Dies ermöglicht eine höhere Effizienz und Reichweite, welches ausschlaggebend für den kommerziellen Erfolg des Wasserstoffflugzeugs ist. Im weiteren Verlauf wird eine detaillierte Gewichtabschätzung und den Einfluss des Hybridantriebs auf das Gesamtgewicht des Flugzeugs präsentiert. Darauffolgend wird eine umfangreiche Übersicht über die Wartungs-, Nutzungs- und Betriebsaspekte gegeben. Außerdem werden detaillierte Informationen über die Nutzungsmöglichkeiten, erforderlichen Wartungsmaßnahmen sowie den Betrieb bereitgestellt. Der Wirtschaftliche Aspekt spielt eine besondere Rolle bei der Konzeptentwicklung und wird daher im weiteren Verlauf in Betracht gezogen und tiefgehend analysiert. Zudem muss das Flugzeug wirtschaftlich rentabel sein, um sich auf dem Markt durchsetzen zu können. Die Kosten für die Herstellung, Betrieb und Wartung sowie die Kosten für die Wasserstoffproduktion und -bereitstellung müssen möglichst wettbewerbsfähig im Vergleich zu herkömmlichen Flugzeugen sein, um das Ziel der Rentabilität zu realisieren. Um den aktuellen Stand der Entwicklung und die Umsetzbarkeit der verwendeten Wasserstofftechnologie zu bewerten sowie die Stärken, Herausforderungen und Potenziale des Konzepts zu identifizieren, wird der Reifegrad des entworfenen Konzepts beurteilt. Diese Beurteilung kann dazu beitragen, den Weg für einen Nachhaltigeren und Klimafreundlichen Luftverkehr zu verschaffen. Abschließend wird das finale Konzept mit dem Benchmark-Model Cessna 172 verglichen. Hierbei werden Gemeinsamkeiten und Unterschiede aufgeführt. Um dem Leser eine Vorstellung eines idealen Flugzeugs zu liefern, werden die Vor- und Nachteile sowie die Herausforderungen beider Flugzeuge diskutiert.

4.1.1 Aufbau und Skizzen des Gesamtflugzeugs

Das in Abbildung 22 dargestellte Konzept stellt ein Wasserstoffflugzeug dar, das von einem hybriden Antrieb aus Brennstoffzellen und Batteriesystemen angetrieben wird. Das Flugzeug hat aufgrund seiner Bauweise eine hohe Ähnlichkeit mit konventionellen Flugzeugen. Dieser Ansatz basiert auf den ausgezeichneten aerodynamischen Eigenschaften des Konzepts, die sowohl hohe Geschwindigkeiten als auch große Reichweiten ermöglichen. Die Flügelspannweite des Flugzeugs beträgt 11 m mit einer Flügelfläche von 16,16 m². Das Flugzeug ist 8,3 m lang und hat eine Höhe von 2,7 m. Die Tragflächen sorgen sowohl für die Stabilität des Flugzeugs als auch für die Erzeugung des Auftriebs. Die große Flügelspannweite und die damit verbundene große Flügelfläche bieten eine effiziente aerodynamische Form und ermöglichen eine effiziente Erzeugung des Auftriebs. Das Flugzeug verfügt über ein Höhenleitwerk, das zur Stabilisierung

und Steuerung der Fluglage um die Querachse dient und somit auch zur Steuerung des Anstellwinkels. Das Seitenleitwerk sorgt für die Richtungsstabilität und die Steuerung der Fluglage um die Hochachse. Der Rumpf ist oval geformt und wird durch den Bugrad- und Hauptfahrwerk gestützt. Das Fahrwerk besteht aus drei Gestellen mit Rädern und sorgt sowohl für die Beweglichkeit des Flugzeugs am Boden als auch dafür, dass während des Rollens, Abhebens und Aufsetzens kein anderer Teil des Flugzeugs den Boden berührt. Das Fahrwerk hat ebenfalls den Vorteil, der vertikale kinetische Energie beim Landen zu absorbieren und zu dämpfen. Auf beiden Seiten verfügt der Rumpf über jeweils eine Tür, durch die die Passagiere ein- und aussteigen können. Die Verstaumöglichkeit erfolgt über einen kleinen Gepäckraum, der sich auf der linken Seite des Rumpfs befindet. Der Gepäckraum verfügt über eine maximale Kapazität von 50 kg und kann nach dem Beladen der Taschen abgeschlossen werden. Dieser Schließmechanismus sorgt dafür, dass die Taschen während des Fluges nicht herumfliegen. Die Leermasse wird auf 1100 kg und die Abflugmasse auf 1600 kg abgeschätzt. Als Sicherheitsmaßnahmen sind redundante Systeme, Warnsysteme, Schwimmwesten und Feuerlöscher im Flugzeug integriert.

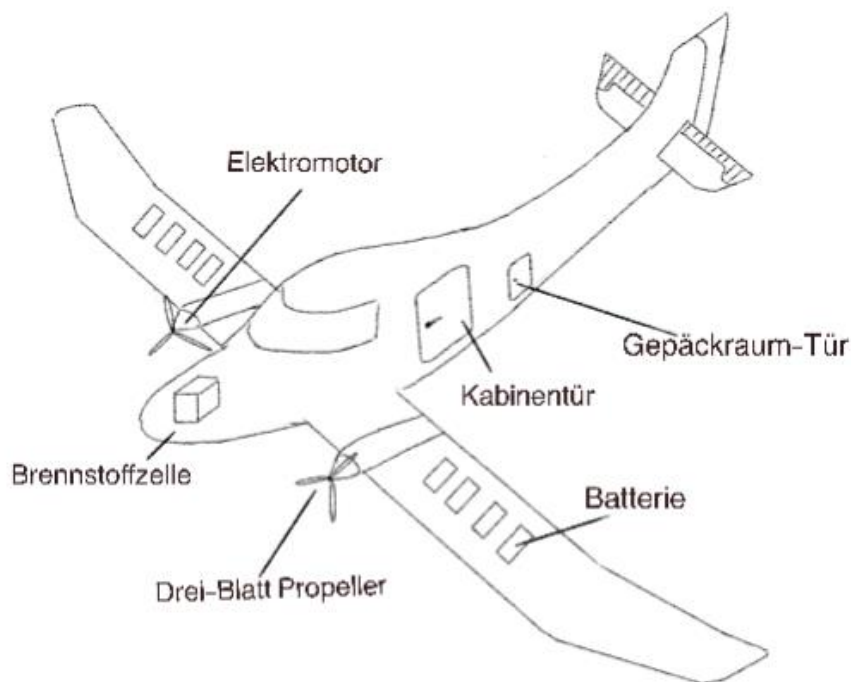


Abbildung 22: dreidimensionale Ansicht des Wasserstoffflugzeugs (Eigene Darstellung)

Antrieb

Der Antrieb des Flugzeugs ist vollelektrisch und wird durch eine leistungsstarke Brennstoffzelle und Lithium-Polymer-Batterien gespeist. Aus Stabilitätsgründen sind die zylindrischen Wasserstofftanks unter der Kabine angeordnet und versorgen über gasdichte Leitungen, die

Brennstoffzelle mit Wasserstoff. Zur Befüllung oder zum Austausch der Tanks, befindet sich eine abschließbare Tür an der Unterseite des Rumpfs. Wie in Abbildung 22 zu sehen ist, befindet sich die Brennstoffzelle im vorderen Bereich des Flugzeugs. Diese ist über die Leistungselektronik mit dem Batteriesystem und den Motoren verbunden. Die Brennstoffzelle verfügt über eine elektrische Leistung von 100 kW und versorgt die Elektromotoren über das Power Management System mit elektrischer Energie. Das Batteriesystem hat eine Gesamtleistung von 90,6 kW. Die Batterien befinden sich in den Tragflächen und können schnell und einfach aufgeladen oder ausgetauscht werden. Dafür sind jeweils an den unteren Seiten der Tragflächen Abdeckungen angebracht, die sich durch das einfache Lösen der Schraubenverbindung öffnen lassen. Zum Aufladen der Batterien befindet sich an der Unterseite jeder Tragfläche ein Anschluss. Diese Batterien dienen als tragende Struktur und versorgen die Elektromotoren über das Power Management System mit elektrischer Energie, insbesondere während Spitzenleistungsanforderungen. Außerdem dienen sie als Energiespeicher und können während des Reisefluges durch die Brennstoffzelle wieder aufgeladen werden. Die Elektromotoren haben eine Gesamtleistung von 160 kW und sind an den Tragflächen angebracht. Diese treiben jeweils einen Drei-Blatt-Propeller an, um Schub zu erzeugen. Das Gewicht des Antriebs beträgt 601,2 kg, wobei die Batterien 303,6 kg wiegen. Das Flugzeug ist durch den hybriden Antrieb, die Anzahl der Elektromotoren und Propeller zweifach redundant ausgelegt, was höchste Sicherheitsvorkehrungen gewährleistet. Die Steuerung des Flugzeugs kann vollautonom über Autopiloten erfolgen, wird jedoch durch einen Piloten an Board unterstützt.

Die folgende Abbildung 23 stellt die Vorderansicht und die Draufsicht des Flugzeugs dar.

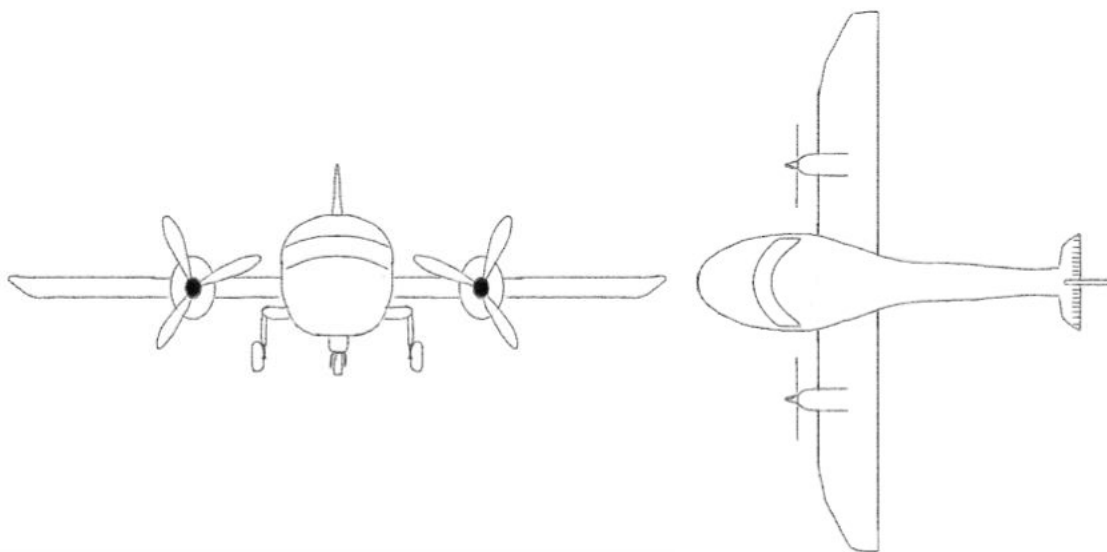


Abbildung 23: Vorderansicht und Draufsicht des Flugzeugs (Eigene Darstellung)

Kabinenkonfiguration

Wie in Abbildung 24 zu sehen, ist die Kabinenkonfiguration auf vier Einzelsitzplätze mit je 2 Sitzreihen beschränkt. Die Kabine ist 3,6 m lang und hat eine Höhe von 1,2 m. Mit einer Breite von 1 m bietet sie den Passagieren angenehmen Sitzkomfort und eine exzellente Aussicht aus den Fenstern. Die vorderen Sitzplätze werden vorläufig für die Piloten freigehalten. Allerdings kann, wenn sich nur ein Pilot an Bord befindet, der rechte Sitz von den Passagieren genutzt werden. Die Sitze sind im Boden der Kabine über eine Schiene befestigt. Diese Schiene verfügt über mehrere Einraststufen, die es ermöglichen, den Sitze mithilfe eines Hebels beliebig nach vorne und hinten zu verschieben. Der Einlass der Passagiere erfolgt durch die Kabinentüren auf der rechten und linken Seite des Rumpfs. Die beiden vorderen Sitze sind Klappsitze, die einen angenehmen Einstieg für die Passagiere bieten. Im vorderen Bereich der Kabine befinden sich die Fluginstrumente und die Steuerungseinheiten. Diese sind vor dem rechten und linken Sitz zu finden. Die Fenster gewährleisten eine optimale Sicht nach außen für die Piloten sowie die Passagiere und tragen zur besseren Wahrnehmung des Innenraums der Kabine bei. Zur passiven Sicherheit der Passagiere verfügen die Sitze jeweils über Dreipunktgurt und unter der Sitzklappe befindet sich eine Schwimmweste, die im Notfall leicht abgenommen werden kann. Zwischen den beiden vorderen Sitzen befindet sich ein Feuerlöscher für den Notfall, dass in der Kabine ein Brand ausbricht. Für kleinere Gepäckstücke sind Verstaumöglichkeiten in der Kabine vorhanden. Hierbei befinden sich hinter den beiden vorderen Sitzen jeweils eine Gepäckablage mit einer Gitterstruktur, die durch die Ablösung der Klemme, geöffnet und geschlossen werden kann. Darüber hinaus stehen den Piloten an den Kabinentüren Verstaumöglichkeiten zur Verfügung. Die folgende Abbildung 24 zeigt die linke Seitenansicht des Flugzeugs.

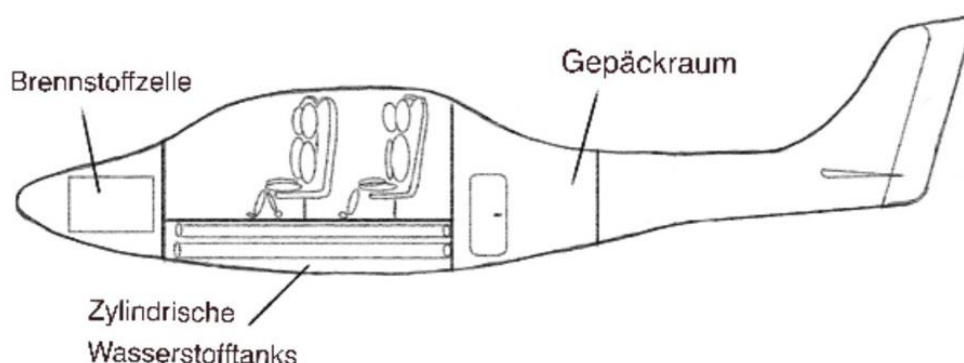


Abbildung 24: Linke Seitenansicht des Wasserstoffflugzeugs (Eigene Darstellung)

4.1.2 Brennstoffzellensystem

Das im Flugzeug integrierte Brennstoffzellensystem ist vom Typ Polymer-Elektrolyt-Membran (PEM), das sich aus 5 Subsystemen und die dazugehörigen Komponenten wie z.B. Sensoren, Pumpen und Kompressoren zusammensetzt. Zu den Subsystemen gehört das Kühlsystem, PEM-Brennstoffzellen-Stack, Kathodensystem bzw. Luftpfad, elektrisches System und Anodensystem bzw. Wasserstoffpfad (Eidgenössische Technische Hochschule Zürich, 2003, S.17). Diese Art von Brennstoffzellen haben eine gewöhnliche Betriebstemperatur zwischen 80 °C und 120 °C und bieten den Vorteil einer erhöhten Robustheit gegenüber Verunreinigungen im Brennstoff und der Luft (Töpler et al., 2017, S. 264). Die folgende Abbildung 25 stellt den schematischen Aufbau des PEM-Brennstoffzellensystems dar.

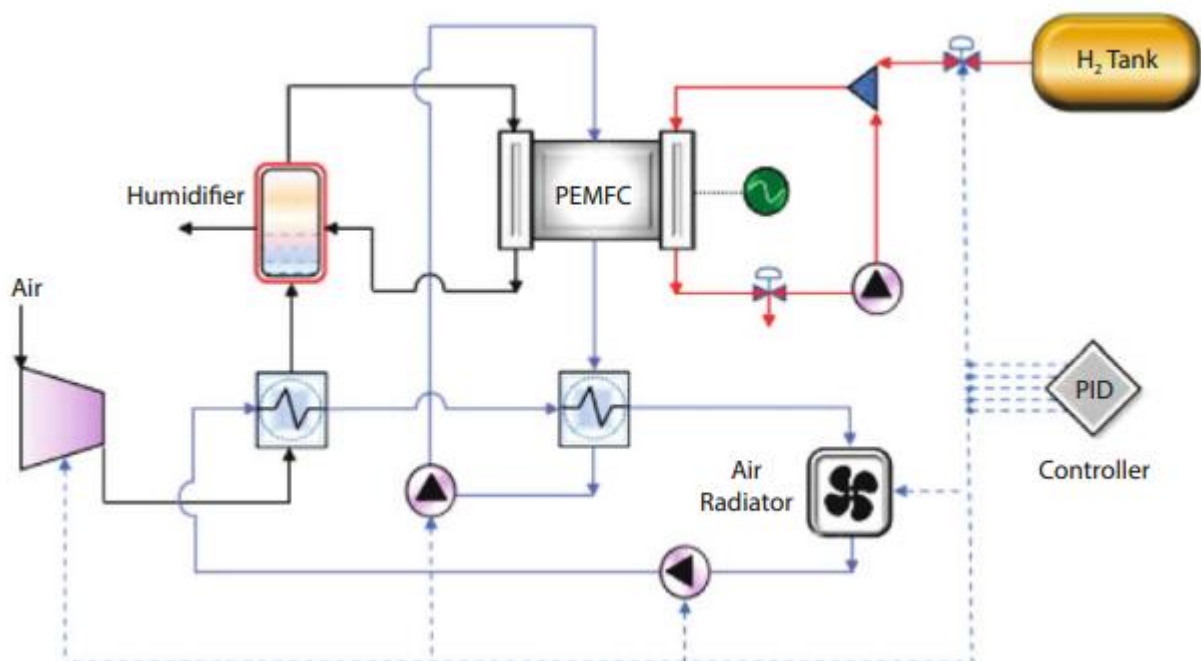


Abbildung 25: Schematischer Aufbau des PEM-Brennstoffzellensystems (Eichlseder et al., 2018, S. 169)

Es ist von großer Bedeutung, dass die genannten Subsysteme reibungslos miteinander interagieren, um sicherzustellen, dass das Gesamtsystem optimal funktioniert (Eidgenössische Technische Hochschule Zürich, 2003, S.17). Hierfür müssen zunächst die gestellten Anforderungen der einzelnen Subsysteme erfüllt werden. Im Folgenden wird jedes einzelne Subsystem analysiert und detailliert beschrieben.

PEM-Brennstoffzellen-Stack

Das Subsystem Stack beinhaltet den eigentlichen PEM-Brennstoffzellen-Stack und ist mit passenden Schnittstellen ausgestattet, die es ermöglichen, diese Einheit mit den anderen Subsystemen zu verbinden (Schick, 2019). Dieser hat die Aufgabe, eine Vielzahl von Zellen

elektrisch in Reihe zu verbinden. Parallel dazu versorgt der Brennstoffzellen-Stack, die Zellen mit Brennstoff, Reaktionsluft und Kühlmittel. Der identische Bedarf an Wasserstoff und Sauerstoff pro Zelle erfolgt durch die elektrische Reihenschaltung, da diese den gleichen elektrischen Stromfluss durch jede Zelle erzwingt. Als Konstruktionsprinzip wird die bipolar verschaltete Stapelbauweise verwendet, da diese für die Anwendungen mit hohem Leistungsbedarf am häufigsten eingesetzt wird. Diese Bauweise hat den Vorteil, die elektrischen Innenwiderstandsverluste zu minimieren. Betrieben wird der Brennstoffzellen-Stack als elektrochemischer Durchflussreaktor, der durch die Reaktion von Wasserstoff und Sauerstoff gleichzeitig elektrische Energie, Wärme und Wasser erzeugt (Töpler et al., 2017, S. 298).

Kathodensystem

Das Kathodensystem ist für die Versorgung der Kathode mit dem erforderlichen Sauerstoff für die Reaktion verantwortlich. Für einen reibungslosen Betrieb ist eine präzise Steuerung der Luftfeuchte, Temperatur und des Drucks erforderlich (Eichlseder et al., 2018, S. 171). Denn die elektrochemische Reaktion kann nur dann ablaufen, wenn die Membran ausreichend mit Wasser getränkt ist. Hierfür muss die Luft staubfrei sein und genügend Feuchtigkeit beim Stapelzugang aufweisen. Außerdem muss die Luft für max. 1 kW Leistung zwischen 0 und 60 Liter pro Minute zur Verfügung stehen. Dabei muss im Stapel ein Druck von ca. 2 bar vorhanden sein (Eidgenössische Technische Hochschule Zürich, 2003, S.17). Diese Anforderungen werden meistens durch die Anordnung von Luftfilter, Kühler, Verdichter, Befeuchter und Druckhaltventil erfüllt (Eichlseder et al., 2018, S. 171). Über dem Kathodensystem tritt das Oxidationsmittel in Form von Luft oder reinem Sauerstoff in das System hinein. Das Abfallprodukt und die ungenutzten Gase wie z.B. überschüssige Sauerstoff und der in der Luft enthaltene Stickstoff werden aus dem System nach außen abgeführt.

Anodensystem

Das Anodensystem stellt die erforderliche Wasserstoffmenge in entsprechender Konzentration, Temperatur und Druck dem Brennstoffzellenstapel für die Reaktion zur Verfügung. Dabei erfolgt die Wasserstoffzufuhr über Verbindungsleitungen vom Wasserstofftank bei einem Druck zwischen 5 und 10 bar zum Niederdruckventil. Das Niederdruckventil reguliert den Druck auf den Betriebsdruck und sorgt für einen geringeren Druckunterschied zwischen Anode und Kathode, um Membranschäden zu vermeiden (Eichlseder et al., 2018, S. 169 & 170). Für max. 1 kW Leistung muss der Anode zwischen 0 und 15 Liter Wasserstoff pro Minute zur Verfügung stehen (Eidgenössische Technische Hochschule Zürich, 2003, S.18). Über dem Anodensystem tritt die chemische Energie in Form von Wasserstoff in das System hinein. Dabei wird der Anode mehr

Wasserstoff zur Verfügung gestellt als durch die Reaktion verbraucht wird, um ein optimiertes Wassermanagement zu erreichen und Wasserstoffunterversorgung zu vermeiden. Der überschüssige Wasserstoff wird über dem Anodengebläse rezirkuliert (Eichseder et al., 2018, S.170).

Kühlsystem

Das Brennstoffzellensystem erreicht einen Wirkungsgrad von 60% und 40% der zugeführten Energie fallen als Wärme an (Eichseder et al., 2018, S.173). Diese Wärme muss abgeführt werden, um weiterhin den hohen Wirkungsgrad der elektrochemischen Reaktion zu gewährleisten und das Austrocknen der Membran zu verhindern (Schick, 2019). Für max. 1 kW Leistung muss dem Brennstoffzellenstapel ca. 3 Liter pro Minute Kühlmittel zur Verfügung stehen (Eidgenössische Technische Hochschule Zürich, 2003, S.19). Als Kühlmittel für dieses Brennstoffzellensystem wird häufig eine Mischung aus Wasser und Glykol verwendet (Schick, 2019). Für die Wärmeabfuhr oder bei möglichen Kaltstart Wärmezufuhr sowie die Regulierung der Kühlmittelversorgung, ist das Kühlsystem verantwortlich. Über diesem System gelangt das Kühlmittel in dem Brennstoffzellenstapel herein und auch wieder heraus. Bei diesem Wasserstoffflugzeug-Konzept kommt zu dem Kühlsystem ein Wärmetauscher dazu, der für die Abführung der überschüssigen Wärme des Brennstoffzellensystems sorgt. Die gesamtthermische Energie des Brennstoffzellensystems, wird somit über dem Kühlsystem und dem Wärmetauscher abgeführt.

Elektrisches System

Die Hauptaufgabe des elektrischen Systems liegt in der Verwaltung der elektrischen Energie. Dies beinhaltet das Starten und Regulieren des Gesamtsystems, die Sicherheitsüberwachung und die Generation von konstanten Ausgangsspannung aus dem Brennstoffzellenstapel. Die Generation von konstanten Ausgangsspannung ist zum Grund zurückzuführen, dass der Stapel je nach Betriebszustand (Teillast, Vollast) eine andere Spannung liefert und die meisten Subsysteme bzw. Steuergeräte ein konstantes Spannungsniveau benötigen (Eidgenössische Technische Hochschule Zürich, 2003, S.20). Darüber hinaus sorgt das elektrische System für die Energietransfer von der in dem Gesamtsystem erzeugten elektrischen Energie zum elektrischen Antriebsstrang. Das Steuern, Regeln und Überwachen des Brennstoffzellensystems wird von einem Steuergerät übernommen. Diese Steuereinheit verfügt über Algorithmen, die dafür sorgen, dass der gesamte Energieerzeugungsprozess für den Antrieb in verschiedenen Betriebspunkten auf einem effizienten Niveau bleibt und zusätzlich die Zuverlässigkeit des Vorgangs gewährleistet ist (Schick, 2019).

4.1.3 Gewichtabschätzung

In diesem Abschnitt wird das Gewicht des Flugzeugs näher betrachtet. Dabei wird analysiert, inwiefern der Antrieb das Gewicht des Flugzeugs beeinflusst. Um den Einfluss des Antriebs zu untersuchen, werden einige Annahmen getroffen. Hierbei wird das Gewicht des Flugzeugs ohne Antrieb auf 500 kg abgeschätzt. Dieses Gewicht umfasst den Rumpf, das Fahrwerk, die Leitwerke, die zylindrischen Wasserstofftanks, die Tragflächen und die Kabine einschließlich Kabineninstrumente und Sitze. Der integrierte Hybridantrieb wiegt etwa 601,2 kg, was dem Gewicht des Batteriesystems, der Brennstoffzelle und der Elektromotoren entspricht. Das Gewicht der Leistungselektronik ist im Antriebsgewicht nicht enthalten und wird auf 30 kg abgeschätzt. Der Antrieb hat eine maximale Leistung von 190,6 kW, während die Elektromotoren eine Leistung von 160 kW haben. Hierbei ist zu erkennen, dass das Leergewicht des Flugzeugs mit dem hybriden Antrieb zusammen ungefähr 1131 kg betragen wird. Um einen Vergleich zu haben, wird der Konventionelle Antrieb Lycoming IO-580-B1A in Betracht gezogen. Dieser Antrieb hat eine maximale Leistung von 231,68 kW und ein Trockengewicht von 201,39 kg (Lycoming, 2003, S. I-2-1). Dabei ist zu erkennen, dass der Lycoming-Motor etwas höhere Leistung erbringt, jedoch viel leichter wiegt als der Hybridantrieb. Wird der Lycoming-Motor als Antrieb im Flugzeug eingesetzt, so wird das Gesamtleergewicht des Flugzeugs ca. 702 kg betragen. Aus diesem Vergleich ist zu erkennen, dass durch den Einsatz eines hybriden Antriebs, das Flugzeug im Vergleich zu herkömmlichen Flugzeugen mit konventionellem Antrieb deutlich schwerer wird. Der Gewichtunterschied zwischen dem Flugzeug mit dem konventionellen Antrieb und dem mit dem Hybridantrieb beträgt 429 kg. Der Grund dafür ist, dass die Batterien und die Wasserstofftanks ein hohes Gewicht aufweisen (Seven.One Entertainment Group GmbH, 2021). Das im Antrieb integrierte Batteriesystem ist vom Typ Lithium-Polymer und weist im Vergleich zu anderen Batteriesystemen eine hohe Energie- und Leistungsdichte auf. Die Energiedichte beträgt 240 Wh/kg, während die Leistungsdichte bei 300 W/kg liegt (Lumitos, 2005). Trotz dieser gravimetrischen hohen Energie- und Leistungsdichte weist das System bei hohem Leistungsbedarf immer noch ein hohes Gewicht. Daher ist das hohe Gewicht des Antriebs hauptsächlich auf das Batteriesystem zurückzuführen, da diese ein Gewicht von 303,6 kg aufweist. Der Hybridantrieb umfasst auch die Brennstoffzelle, die durch die chemische Reaktion von Wasserstoff mit Sauerstoff elektrische Energie erzeugt. Diese Brennstoffzelle ist vom Typ Polymerelektrolytmembran und wiegt 250 kg. Wasserstoff selbst hat eine wesentlich höhere Energiedichte als konventionelle Brennstoffe und Batterien, was bedeutet, dass bei gleicher Masse an Wasserstoff mehr Energie freigesetzt wird. Das Problem liegt jedoch bei den schweren Wasserstofftanks, da diese ein großes Volumen und eine hohe Dichtigkeit aufweisen müssen, um den Wasserstoff zu speichern. Außerdem muss die Speicherung unter hohem Druck erfolgen.

Diese Anforderungen an die Wasserstofftanks sind die Gründe dafür, dass die Tanks ein sehr hohes Gewicht haben.

4.1.4 Betrieb und Wartung

Der Betrieb und die Wartung sind von entscheidender Bedeutung, um die Sicherheit und Zuverlässigkeit des Flugzeugs zu gewährleisten. Hierbei werden in diesem Abschnitt die Aspekte Betrieb und Wartung näher betrachtet und eingehend erläutert. Zudem spielen die Wartungsarbeiten eine zentrale Rolle, um potenzielle Risiken zu erkennen und zu beheben. Die Einhaltung der Betriebsrichtlinien ist ebenfalls von großer Bedeutung, um einen reibungslosen Flugbetrieb und die Sicherheit aller Insassen zu gewährleisten.

Betrieb

Der Betrieb des Wasserstoffflugzeugs mit hybridem Antrieb ist ähnlich wie dem der herkömmlichen Flugzeuge mit konventionellem Antrieb. Allerdings müssen einige Richtlinien und Vorschriften eingehalten werden, um es betreiben zu dürfen. Diese können je nach Land und Region variieren, jedoch gibt es allgemeine Richtlinien und Vorschriften, die beachtet werden müssen.

Das Flugzeug muss vor dem Betrieb von der zuständigen Luftfahrtbehörde, wie der Federal Aviation Administration (FAA) in den USA oder European Union Aviation Safety Agency (EASA) in Europa, zertifiziert und zugelassen werden. Dies beinhaltet die Überprüfung der Flugzeugkonstruktion, des Batteriesystems und der Brennstoffzellentechnologie. Zudem muss das Flugzeug den geltenden Sicherheitsstandards für die Luftfahrt entsprechen und einschließlich Notfallverfahren und Feuerschutz beinhalten. Die Wartungs- und Instandhaltungsrichtlinien müssen befolgt werden, um sicherzustellen, dass das Flugzeug in einem einwandfreien Zustand bleibt. Dazu gehören die regelmäßige Wartung und Inspektion des Brennstoffzellensystems, der Batterien und anderer Komponenten. Das Antriebssystem des Flugzeugs basiert auf einer neuen Technologie. Daher müssen die Piloten speziell für den Hybridantrieb und die damit verbundenen Systeme ausgebildet werden, um sicherzustellen, dass sie die Technologie sicher und effizient nutzen können. Die Betriebsgrenzen des Flugzeugs müssen eingehalten werden, um einen sicheren Betrieb zu gewährleisten. Hierbei darf die Zuladung und Abflugmasse nicht überschritten werden und in jeder Betriebsphase mit den im entsprechenden Handbuch festgelegten Betriebsgrenzen übereinstimmen. Dies gilt ebenfalls für die Schwerpunktage (Centre of Gravity, CG) des Flugzeugs (Europäische Agentur für Flugsicherheit, 2012, S.33). Des Weiteren müssen vor dem Flug, die Batterien aufgeladen und die Wasserstofftanks mit komprimiertem Wasserstoff betankt werden, um den Flugbetrieb

aufrechtzuerhalten. Das Flugzeug darf einen Sichtflug (Visual flight rules, VFR) nur beginnen, wenn die Betriebsstoffmenge ausreichend ist, um zum Flugplatz der vorgesehenen Landung zu fliegen. Zusätzlich muss am Tag mindestens 30 Minuten und bei Nacht 45 Minuten noch auf normaler Reiseflughöhe weitergeflogen werden können (Europäische Agentur für Flugsicherheit, 2012, S.23). Anschließend muss das Flugzeug vor dem Start von allen Ablagerungen wie z.B. Eis auf den Propellerblättern oder Tragflächen befreit werden, da diese sowohl die Flugleistung als auch die Steuerbarkeit des Flugzeugs beeinflussen können (Europäische Agentur für Flugsicherheit, 2012, S.28). Grundsätzlich ist zu empfehlen, das Flugzeug nur bei normalen Wetterbedingungen zu nutzen. Obwohl es darauf ausgelegt ist, dass auch bei extremen Wetterbedingungen die Möglichkeit besteht, es zu nutzen. Jedoch wird dennoch davon abgeraten, weil die Batterien sowie das Brennstoffzellensystem durch die sehr hohen oder niedrigen Temperaturen beeinträchtigt werden können. Dies führt zur Reduzierung der Lebensdauer und der Effizienz des Antriebssystems. Schließlich ist zu beachten, dass der unsachgemäße Umgang mit dem Flugzeug sowohl die Funktionalität als auch die Sicherheit beeinträchtigen kann. Dies liegt dann in der Verantwortung der Betreiber darauf zu achten, dass der Missbrauch des Flugzeugs von anderem Benutzer vermieden werden muss.

Wartung

Die Wartung des Flugzeugs ist entscheidend, um sicherzustellen, dass das Flugzeug sicher und effizient betrieben werden kann. Das Antriebssystem besteht aus mehreren Teilen, die grundsätzlich alle bei einer notwendigen Wartung ausgetauscht werden können. Für eine hohe Zuverlässigkeit muss es regelmäßig bzw. in bestimmten Serviceintervallen durch hochqualifiziertes Personal gewartet werden. In dieser Hinsicht bietet das Flugzeug eine einfache Architektur, da die Komponenten des Antriebssystems eine gute Zugänglichkeit haben, welche den Wartungsaufwand und -arbeit minimiert. Zudem befinden sich die Elektromotoren und die Propeller über den Tragflächen und können bei Bedarf sehr einfach ausgetauscht oder gewartet werden. Einige Komponenten der Elektromotoren müssen regelmäßig kontrolliert werden wie z.B. die Wicklungen auf Schäden, Unwuchten des Motors, Spiel der Lager und weitere. Die Wartung der Propeller ist ebenfalls entscheidend, denn Fehler und Unstimmigkeiten im Zusammenbau können Vibrationen und Torsionskräfte erzeugen und zu einem ineffizienten Antrieb führen. Auch hier wird insbesondere auf eine auswuchtgerechte Konstruktion geachtet, da somit auch die Lärmbelastung reduziert werden kann. Die Brennstoffzelle und die dazugehörige Leistungselektronik befinden sich im vorderen Teil des Flugzeugs. Diese können durch das Öffnen der Flugzeugabdeckung durch das einfache Lösen der Befestigungsschrauben gewartet oder ausgetauscht werden. Dabei werden die Zellen überprüft, um sicherzustellen, dass sie ordnungsgemäß funktionieren und keine Undichtigkeiten aufweisen. Als typische Wartungssteile

im Brennstoffzellensystem stellen die Filter sowie die Kühlungsflüssigkeit dar (Mayr et al., 2021, S.64). Die Leistungselektronik sowie die elektrischen Verbindungen werden auf die korrekte Stromverteilung innerhalb des Brennstoffzellensystems überprüft.

Wasserstofftanks- und Batteriewartung

Bei einem häufigen Gebrauch des Flugzeugs von dem Betreiber, besteht der Bedarf einer häufigen Inspektion der Wasserstofftanks, um sie auf äußere Schäden, Korrosion, undichte Stellen oder andere potenzielle Probleme zu prüfen. Diese kann einfach durch das Entriegeln der unteren verriegelten Kraftstofftür durchgeführt werden. Im Falle eines erforderlichen Austauschs der Kraftstofftanks kann dieser Vorgang ebenfalls durch das Entriegeln der Tür und das Lösen der entsprechenden Befestigungsschrauben durchgeführt werden. Dies gilt ebenfalls für die Batterien, da diese Trotz das Wiederaufladen während des Reiseflugs, nach dem Gebrauch aufgeladen werden müssen. Für das Aufladen der Batterien befindet sich unter den Tragflächen Anschlüsse. Sollte die Batterien ausgetauscht werden, weil die das Ende ihrer Lebensdauer erreicht haben, kann dies durch das Aufschließen der Abdeckung an den Tragflächen geschehen. Die Kühlungssysteme der Batterie und der Brennstoffzellen müssen auch überprüft, um sicherzustellen, dass die Batterien bzw. Brennstoffzellen nicht überhitzt werden. Denn eine Überhitzung der beiden Systeme führt zur Reduzierung der Effizienz sowie die Lebensdauer. Diese Wartungsarbeiten können durch das qualifizierte Personal durchgeführt werden. Dazu muss die vordere Flugzeugabdeckung bei der Brennstoffzelle und die an den Tragflächen für die Batterien durch das einfache Lösen der Befestigungsschrauben aufgeschlossen werden, um die Wartung durchführen zu können.

Zu guter Letzt müssen regelmäßige Inspektionen der Avionik sowie die Flugzeugstruktur einschließlich Rumpf, Flügel, Fahrwerk und Steuerflächen durch das Personal durchgeführt werden. Um einen Zuverlässigen und sicheren Betrieb zu gewährleisten, müssen die Vorschriften und die Empfehlungen der Luftfahrtbehörde bezüglich der Wartung und Inspektionen des Flugzeugs eingehalten werden.

4.2 Kosten und Wirtschaftlichkeit

Die Aspekte Kosten und Wirtschaftlichkeit spielen bei der Entwicklung und der Einführung der Wasserstofftechnologie in der Luftfahrt eine große Rolle. Wasserstoffflugzeuge gelten, wie bereits in den vergangenen Kapiteln erwähnt als potenzielle und vielversprechende Lösung, um den aktuellen Luftverkehr nachhaltiger zu gestalten und die CO₂-Emissionen zu reduzieren. Allerdings hängen diese Aspekte sowie Einführung der Wasserstoffflugzeuge in der Luftfahrt von

verschiedenen Faktoren ab, darunter die Entwicklung der Wasserstofftechnologie, Verfügbarkeit und Herstellung von grünem Wasserstoff, die Infrastruktur und die staatliche Unterstützung. Um die Wasserstoffflugzeuge kostengünstig und wirtschaftlich einführen zu können, müssen die genannten Faktoren und weitere Herausforderungen tiefgründig untersucht und bewältigt werden. Außerdem stellen derzeit die Herstellungs-, Speicherungs- und Transportkosten von Wasserstoff im Vergleich zu herkömmlichen Flugkraftstoffen eine Herausforderung dar, da diese noch zu teuer sind.

Herstellungskosten von Wasserstoff

Wasserstoff wird derzeit durch die gängigste Methode Elektrolyse, bei der Strom verwendet wird, um Wasser in Wasserstoff und Sauerstoff aufzuspalten, hergestellt. Zudem sind die Kosten für die Elektrolyse hoch, insbesondere wenn der Strom aus Erneuerbarer Energiequellen wie z.B. Windenergie stammen soll. Jedoch können die Elektrolyse-Kosten durch Innovation sowie Erfahrung und technologische Fortschritte in Zukunft gesunken werden (Fraunhofer ISE, 2022). Diese Aussage des Fraunhofer-Instituts basiert auf einer Kostenstudie, die ein Bottom-up-Kostenmodell verwendet. Dieses Modell veranschaulicht die Kostenstruktur von Wasserelektrolysesystemen, um die Möglichkeit zu verschaffen, sinnvolle Maßnahmen für die Weiterentwicklung der Technologie zu ergreifen und das Potenzial zur Senkung der Elektrolysekosten zu identifizieren. Die folgende Abbildung 26 zeigt die Kosten von alkalischen und PEM-Elektrolyse-Systemen für verschiedene Systemkapazitäten in den Jahren 2020 und 2030.

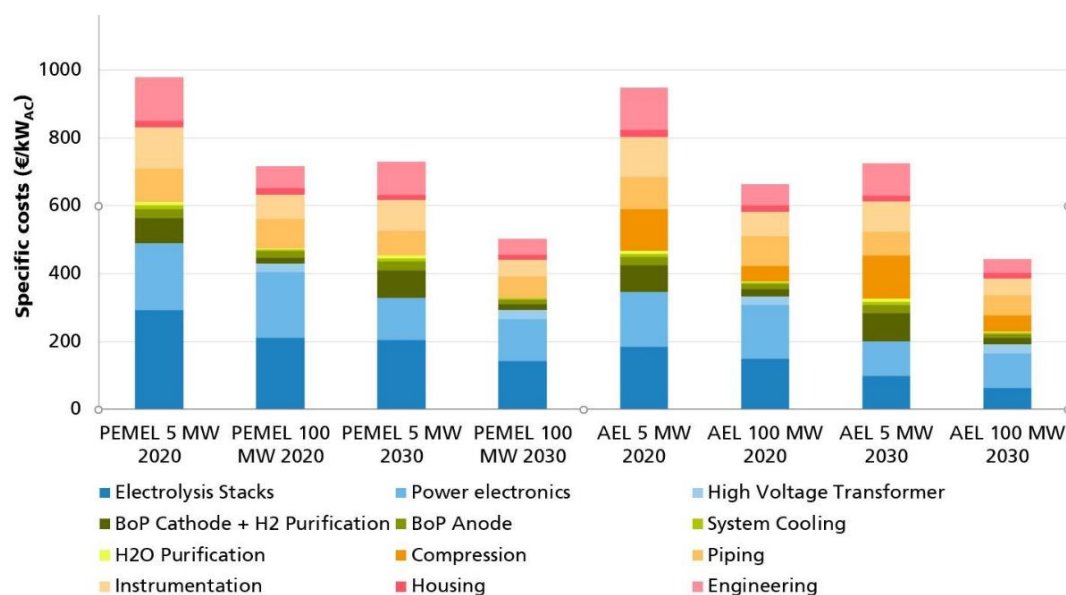


Abbildung 26: Kosten von alkalischen und PEM-Elektrolyse-Systemen für verschiedene Kapazitäten (Fraunhofer ISE, 2022)

Aus der Abbildung 26 ist zu erkennen, dass das Modell sowohl für die Anlagengröße 5 MW als auch 100 MW erstellt wurde, um den Bedarf der zentralen und dezentralen Anwendungen abzudecken. Hierbei ist zu beachten, dass die Kostenanteile der einzelnen Teilsysteme und Komponenten über Preisangebote verschiedenen Herstellern ermittelt wurden. Darüber hinaus ist zu erkennen, dass die Elektrolyse-Stack, die kostenintensivste Komponente in einem Elektrolysesystem darstellt. Es ist jedoch ersichtlich, dass die Kosten für die Stacks sich in den nächsten 10 Jahren nahezu halbieren wird. Dies ist auf den technologischen Fortschritt und die Vergrößerung der aktiven Zellfläche zurückzuführen. Die Kosten der Leistungselektronik, insbesondere von Gleichrichtern und Transformatoren sind nicht zu unterschätzen, da sie zu den zweitgrößten Kostentreibern in beiden Systemen gehören. Daran anschließend ist zu erwarten, dass die Systemkosten im Jahr 2030 voraussichtlich bei etwa 400 bis 500 €/kW liegen werden (Fraunhofer ISE, 2022).

Betriebs- und Herstellungskosten des Flugzeugs

Das Versteuern von fossilen Treibstoffen und die Bepreisung von Kohlenstoffdioxid (CO₂) sind ebenfalls entscheidend, um die zukünftigen Betriebskosten von Wasserstoffflugzeugen zu senken und ihre Einführung zu beschleunigen. Denn durch eine angemessene Besteuerung des Kerosins, können Wasserstoffflugzeuge ab 2035 um 2% günstiger abheben als Flugzeuge, die mit rein fossilen Kraftstoffen betrieben werden. Diese Aussage gilt jedoch für Jet-Flugzeuge, die eine Mischung aus Kerosin und nachhaltigem Treibstoff verwenden (Transport & Environment, 2023). Des Weiteren stellen die Kosten der Entwicklung und Herstellung von Wasserstoffflugzeugen selbst eine Herausforderung dar. Dies liegt daran, dass es sich um eine neue und noch nicht marktweit etablierte Technologie handelt. Außerdem ist die Nachfrage auf dem Markt nach Wasserstoffflugzeugen derzeit sehr gering, wodurch die Produktion lediglich in kleinen Mengen erfolgt. Dies führt zu hohen Produktionskosten. Allerdings kann dieser Faktor verbessert und die Kosten deutlich gesenkt werden, wenn die Nachfrage steigt und die Produktion in großen Stückzahlen erfolgt. Der Flugzeughersteller Airbus hat der Welt versprochen, bis 2035 Wasserstoffflugzeuge zu entwickeln. Um dieses Ziel zu erreichen, müssen sowohl ein Markt für emissionsfreie Flugzeuge geschaffen als auch emissionsfreie Flugzeuge für die Zukunft vorgeschrieben werden (Bock, 2023). Ein weiterer Faktor, der die Wirtschaftlichkeit und die Betriebskosten beeinflusst, ist die Infrastruktur für die Wasserstoffversorgung und -betankung. Hierbei ist es notwendig ein sicheres und zuverlässiges Netzwerk von Wasserstofftankstellen sowie Transportmitteln aufzubauen, um die Versorgung der Flugzeuge mit Wasserstoff zu gewährleisten. Der Aufbau der Infrastruktur erfordert finanzielle Aufwendungen, die mit hohen Kosten verbunden sein können. Dennoch kann durch die staatlich finanzielle Unterstützung, Investition in Forschung, Entwicklung und Infrastruktur oder innovative Ideen zur Reduzierung

der Kosten, der Aspekt Wirtschaftlichkeit verbessert und den Übergang zu Wasserstoffflugzeugen attraktiver und einfacher gestaltet wird. Abschließend lässt sich sagen, dass sowohl die Kosten als auch die Wirtschaftlichkeit von Wasserstoffflugzeugen aktuell noch eine Herausforderung für die Luftfahrt sind. Dennoch deuten die aktuellen Entwicklungen und Innovationen darauf hin, dass die Kosten im Laufe der Zeit, aufgrund der zunehmender Skalierung sowie den technologischen Fortschritten und die staatliche Unterstützung, abnehmen werden.

4.3 Einschätzung des Reifegrads des Entwurfskonzepts

In diesem Abschnitt wird der Reifegrad des Konzepts diskutiert. Das Flugzeug ähnelt hinsichtlich seiner Struktur und Bauweise einem herkömmlichen Flugzeug mit konventionellem Antrieb. Dementsprechend weist das Konzept bereits einen hohen Reifegrad auf. Allerdings wird das Flugzeug von einem hybriden Antrieb betrieben, das auf einer neuen Technologie basiert. Dieser Antrieb weist einen hohen Forschungs- und Entwicklungsbedarf auf und wird daher im Folgenden detailliert beschrieben. Der Flugzeugantrieb setzt sich aus zwei unterschiedlichen Systemen (Brennstoffzellen und Batterie) zusammen. Das PEM-Brennstoffzellensystem verfügt über einen hohen Reifegrad und stellt derzeit die einzige in der Luftfahrt einsetzbare Technologie dar. Als Vorteile dieses Brennstoffzellentyps gelten die kurze Reaktionszeit und das hohe Leistungsgewicht (German-Aerospace-Center, 2020, S.31). Die Erfahrungen und Investitionen aus dem Automobilbereich haben dazu beigetragen, dass die Dauerhaltbarkeit, Leistungsfähigkeit und Integration von Brennstoffzellensystemen verbessert wurden. Trotz des hohen Reifegrads befindet sich die Brennstoffzelle derzeit noch im Forschungs- und Entwicklungsstand. Dies liegt daran, dass die Entwicklung von Brennstoffzellen noch nicht so weit fortgeschritten ist, dass sie bereits ohne weiteres in der Luftfahrt eingesetzt werden kann. Ein großer Forschungsbedarf liegt unter anderem in der Energiespeicherung und insbesondere in der Kühlung der Brennstoffzelle. Fast 50 % der Energie des verbrauchten Wasserstoffs werden in Form von Abwärme erzeugt, die aus dem System abgeführt bzw. unter 100 °C gekühlt werden muss. Ein geeignetes Kühlsystem kann daher hohe Anforderungen an Volumen, Masse und Komplexität stellen (Atanasov et al., 2023). Des Weiteren muss das Leistungsgewicht der Brennstoffzelle weiter optimiert werden, da die Luftfahrt bisher auf Brennstoffzellen-Stacks zurückgegriffen hat, die für den Einsatz in Automobilanwendungen entwickelt wurden und daher das volle Potenzial hinsichtlich des Leistungsgewichts nicht ausgeschöpft haben (German-Aerospace-Center, 2020, S.31). Um das Flugzeug erfolgreich in Betrieb einsetzen zu können, muss ausreichend Wasserstoff zur Verfügung stehen. Die Verfügbarkeit von Wasserstoff ist derzeit begrenzt und muss durch eine entsprechende Infrastruktur sichergestellt werden. Dies

umfasst den Aufbau von Wasserstofftankstellen und den Transport des Brennstoffs zu den Flughäfen. Diese Herausforderung erfordert weitere Entwicklungen und Investitionen. Der elektrische Antrieb bzw. Batteriesystem bietet viele Vorteile, wie den emissionsfreien Betrieb und die reduzierte Lärmemission. Allerdings ist das System mit einigen Nachteilen verbunden wie z.B. das hohe Gewicht der Batterien. Dieses System hat einen geringeren Reifegrad und erfordert weitere Forschung und Untersuchung, um zuverlässige Aussagen treffen zu können (German-Aerospace-Center, 2020, S.26). Die Kaufteile des Antriebssystems wie z.B. Elektromotoren, Batterien und Brennstoffzellensystem sind an das Flugzeug angepasst. Es besteht jedoch auch die Möglichkeit, bessere Alternativen von anderen Zulieferern zu finden, die kostengünstiger sind und besser in das Flugzeug passen, wodurch eine effizientere Raumnutzung im Flugzeug ermöglicht wird. Das entwickelte Konzept eines flugfähigen Wasserstoffflugzeugs, das einen emissionsfreien Betrieb ermöglicht, erfüllt erfolgreich die gestellten Anforderungen. Um ein vollständig ausgereiftes Flugzeug abzuliefern, ist es außerdem unverzichtbar, dass das Flugzeug von den zuständigen Luftfahrtbehörden zertifiziert und zugelassen werden muss.

4.4 Konzeptvergleich mit dem Benchmark-Model Cessna 172

Die Luftfahrt erlebt derzeit eine Phase mit zahlreichen Innovationen und Entwicklungen, die darauf abzielen, Flugzeuge nachhaltiger und umweltfreundlicher zu gestalten. In diesem Abschnitt erfolgt ein Vergleich zwischen dem entwickelten Konzept eines Wasserstoffflugzeugs und dem Benchmark-Model Cessna 172. Die Cessna repräsentiert mit dem konventionellen Antrieb den aktuellen Stand der Luftfahrt. Auf der anderen Seite steht das Wasserstoffflugzeug mit einem Hybridantrieb, welches die neuesten Fortschritte in der Wasserstofftechnologie darstellt und eine emissionsfreie Zukunft des Flugverkehrs verspricht. Im Rahmen dieses Vergleichs werden die beiden Flugzeugtypen hinsichtlich ihrer Leistung, Effizienz, Umweltauswirkungen und wirtschaftliche Aspekte miteinander verglichen.

Antrieb

Die Cessna wird von einem konventionellen Kolbenmotor angetrieben, der Flugbenzin verbrennt. Dieser Verbrennungsmotor verfügt über eine Nennleistung von 180 PS, was etwa 132 kW entspricht. Der Motor realisiert die Energieumwandlung durch die Verbrennung des Flugbenzins, wobei chemische Energie in Form von Wärme freigesetzt wird. Diese thermische Energie wird anschließend in mechanische Energie umgewandelt und über die Motorwelle und das Getriebe auf den Propeller übertragen, um Schub zu generieren. Im Gegensatz dazu wird das Wasserstoffflugzeug von einem hybriden Wasserstoff-Brennstoffzellen-Batterie-Antriebssystem angetrieben, welches über zwei Elektromotoren verfügt. Hierbei dient Wasserstoff als primäre

Energiequelle, der in der Brennstoffzelle in elektrische Energie umgewandelt wird. Die erzeugte elektrische Energie wird dann den Elektromotoren zugeführt, welche wiederum die Propeller antreiben, um Schub zu erzeugen. Zusätzlich sind Batterien mit einer Kapazität von 90,6 kW vorhanden, die als Zwischenspeicher fungieren und über das Power Management System den Elektromotoren bei Bedarf zusätzliche Energie zur Verfügung stellen. Die verwendete Brennstoffzelle ist vom Typ Polymer-Elektrolyt-Membran (PEM) und weist einen Wirkungsgrad von etwa 58% auf. Diese stellt über das Power Management System eine Leistung von 100 kW zur Verfügung, um die Elektromotoren mit elektrischer Energie zu versorgen. Die Elektromotoren selbst verfügen über eine Leistung von 160 kW und weisen einen geschätzten Wirkungsgrad von 90% auf. Infolge der höheren Leistungsfähigkeit der Elektromotoren ist das Wasserstoffflugzeug in der Lage, eine höhere Geschwindigkeit zu erreichen als die Cessna. Der Gesamtwirkungsgrad des Antriebsstrangs der Cessna wird auf etwa 30% geschätzt, was den Wirkungsgrad des Propellers, des Motors, des Getriebes und des Kraftstofftanks einschließt. Im Gegensatz dazu beträgt der Gesamtwirkungsgrad des Antriebsstrangs des Wasserstoffflugzeugs etwa 60%, was die Wirkungsgrade der Leistungselektronik, der Batterien, der Brennstoffzelle, der Elektromotoren, des Getriebes, des Wasserstofftanks und des Propellers umfasst. Es ist deutlich zu erkennen, dass der hybride Wasserstoffantrieb eine signifikante Effizienzsteigerung bietet, die sich in einer Reduzierung des Treibstoffverbrauchs und einer erhöhten Reichweite niederschlägt.

Umweltauswirkungen

In Bezug auf die Umweltauswirkungen ist das Wasserstoffflugzeug im Vergleich zur Cessna als umweltfreundlicher anzusehen. Dies liegt daran, dass die Cessna fossile Brennstoffe verbrennt und somit Kohlendioxid (CO₂), Stickstoffoxide (NO_x) und andere schädliche Substanzen in die Atmosphäre abgibt. Im Gegensatz dazu gilt das Wasserstoffflugzeug als umweltfreundlich, da es Wasserstoff als Treibstoff verwendet, der bei der Verbrennung keine Emissionen erzeugt. Das einzige Nebenprodukt des Wasserstoffantriebs ist Wasserdampf. Ein weiterer wichtiger Faktor, der bei diesem Vergleich berücksichtigt werden muss, ist die Lärmbelästigung. Das Wasserstoffflugzeug erzeugt weniger Lärm als die Cessna, hauptsächlich aufgrund der Verwendung von Elektromotoren, die in der Regel deutlich leiser sind als die Verbrennungsmotoren der Cessna. Dies hat das Potenzial, die Lärmbelastung in der Nähe von Flughäfen zu reduzieren und den Nachtbetrieb zu ermöglichen. Insgesamt kann festgestellt werden, dass das Wasserstoffflugzeug in Bezug auf Umweltauswirkungen und Lärmbelästigung im Vergleich zur Cessna als umweltfreundlichere Option betrachtet werden kann. Dies resultiert aus der sauberen Verbrennung von Wasserstoff und der leiseren Antriebstechnologie, die zur Verringerung der Umweltauswirkungen beiträgt.

Gewicht, Reichweite und Kosten

In Bezug auf das Gewicht weist der Wasserstoffantrieb im Vergleich zum konventionellen Antrieb der Cessna ein beträchtliches Mehrgewicht auf. Dies ist hauptsächlich auf die aktuellen Gewichtscharakteristiken der Batterien und Wasserstofftanks zurückzuführen. Ein wichtiger Faktor, der bei diesem Vergleich berücksichtigt werden muss, ist die Reichweite. Die Cessna hat eine maximale Reichweite von 1185 km, basierend auf einer Kraftstoffmenge von 201 Litern und einer Nutzlast von 395 kg. Im Gegensatz dazu verfügt das Wasserstoffflugzeug über eine Reichweite von mindestens 750 km bei einer Zuladung von 500 kg und kann je nach Größe der Wasserstofftanks und der Batterien bzw. Brennstoffzellen weiter gesteigert werden. Ein weiterer wichtiger Aspekt sind die Anschaffungskosten. Der konventionelle Verbrennungsmotor der Cessna ist in der Regel kostengünstiger in der Herstellung, da die Komponenten weitgehend bekannt sind und die Entwicklungsrisiken als geringer einzustufen sind als bei innovativen Brennstoffzellenantrieben. In Bezug auf die Instandhaltungs- und Wartungskosten zeigt sich, dass die Cessna tendenziell etwas höhere Kosten aufweist als das Wasserstoffflugzeug. Dies liegt daran, dass das Antriebssystem der Cessna mehr bewegliche Teile enthält als das des Wasserstoffflugzeugs. Darüber hinaus erfordert der Verbrennungsmotor der Cessna regelmäßige Wartungsarbeiten, wie Ölwechsel, Filteraustausch und Inspektionen.

Zusammenfassend lässt sich festhalten, dass das Wasserstoffflugzeug mit Hybridantrieb das Potential besitzt, die Luftfahrtbranche in eine nachhaltigere und umweltfreundlichere Richtung zu lenken. Dieses innovative Antriebssystem eröffnet die Möglichkeit, in größeren Flugzeugen mit erheblicherer Reichweite eingesetzt zu werden. Im Gegensatz dazu wird die Cessna weiterhin eine bedeutende Rolle in leichteren Luftfahrtanwendungen mit konventionellen Verbrennungsmotoren spielen.

5 Schlussfolgerung und Ausblick

In diesem Abschnitt werden die Ergebnisse der vorliegenden Arbeit zusammengefasst und einer kritischen Bewertung zusammengestellt. Des Weiteren werden Herausforderungen und Forschungslücken im Zusammenhang mit der behandelten Thematik im Ausblick erörtert. Dadurch sollen dem Leser mögliche Verbesserungspotenziale aufgezeigt werden, die sich durch eine Erweiterung und diese Vertiefung ergeben können.

5.1 Zusammenfassung

In der vorliegenden Arbeit wurden drei Kleinflugzeuge, die mit Wasserstoff als Energiequelle betrieben werden, gemäß den Richtlinien der VDI2221 konzipiert. Besonderes Augenmerk wurde dabei auf den Antriebsstrang gelegt. Die entwickelten Konzepte zielen auf eine Reichweite von 750 km und eine maximale Zuladung von 500 kg ab. Die Passagierkapazität ist für vier Personen ausgelegt.

Kapitel 2

Für die Konzeptphase wurde zunächst eine Bestandsaufnahme des aktuellen Standes der Technik durchgeführt. Dabei erfolgte zunächst eine Analyse der Entwicklung des Kraftstoffverbrauchs der herkömmlichen Flugzeuge sowie der damit verbundenen Herausforderungen. Im Rahmen dieser Untersuchung wurde auch die Möglichkeit des elektrischen Fliegens berücksichtigt, da die Elektromobilität derzeit aufgrund ihrer geringeren Emissionen im Fokus der Luftfahrtbranche steht. Es ist festzustellen, dass bereits einige elektrisch betriebene Flugzeuge auf dem Markt existieren, die lediglich eine begrenzte Anzahl an Sitzplätzen verfügen. Allerdings geht der Übergang zu elektrifizierten Flugzeugen mit einer erheblichen Herausforderung in Bezug auf die Speicherkapazität einher. Dies resultiert aus der geringen Energiedichte elektrischer Energiespeicher, wodurch große und schwere Batterien erforderlich sind, um die erforderliche Leistungsfähigkeit der kommerziellen Passagierflugzeuge sicherzustellen. Um im Anschluss an die Entwicklung der Konzepte ein Benchmark-Modell zur Verfügung zu haben und dieses mit dem besten verfügbaren Konzept zu vergleichen, wurde zusätzlich die Cessna 172 analysiert. In dieser Analyse wurde der Aufbau, die technischen Spezifikationen, die Anwendungsbereiche sowie die Rolle in der Luftfahrt erläutert. Anschließend erfolgte eine umfangreiche Untersuchung des Stands der Wasserstofftechnologie, einschließlich ihres potenziellen Einsatzes als Energiequelle in der Luftfahrt. In diesem Zusammenhang wurde die Frage gestellt, wie weit Wasserstoff in der Luftfahrt eingesetzt werden kann. Ein bedeutender Vorteil dieser Technologie besteht in der emissionsarmen Verbrennung und der geringen Entstehung von Nebenprodukten während des Verbrennungsprozesses. Nichtsdestotrotz

ergeben sich erhebliche Herausforderungen im Hinblick auf die Integration von den großen und schweren Wasserstofftanks aufgrund der geringen Energiedichte von Wasserstoff. Zusätzlich sind die aktuellen Herstellungskosten für grünen Wasserstoff noch erheblich und unverhältnismäßig hoch. Dies resultiert aus der Notwendigkeit, grünen Wasserstoff aus erneuerbaren Energiequellen wie Windkraft oder Solarenergie herzustellen.

Darstellung und Vergleich der marktgängigen Wasserstoffflugzeuge

In diesem Zusammenhang erfolgte eine Beschreibung der derzeit auf dem Markt vorhandenen Wasserstoffflugzeuge, von denen bereits mehrere Modelle existieren. Innerhalb dieser Analyse wurden drei Wasserstoffflugzeuge näher betrachtet, nämlich das Antares DLR-H2, das HY4 und das APUS i-2. Die wesentlichen Unterschiede zwischen diesen Flugzeugen liegen in ihrer Platzkapazität und die Leistung, was sich wiederum auf die Geschwindigkeit, erreichbare Reichweite und das Gewicht auswirkt. Alle drei Flugzeuge nutzen Wasserstoffbrennstoffzellensysteme als Energiequelle, weisen jedoch unterschiedliche Ansätze zur Wasserstoffspeicherung und die Positionierung des Brennstoffzellensystems auf. Im Falle des Antares-Flugzeug sind die Wasserstofftanks und das Brennstoffzellensystem in zwei separaten Behältern unter den Tragflächen positioniert. Im HY4-Flugzeug hingegen sind die Wasserstofftanks in der Kabine hinter den Passagiersitzen und der Antriebsstrang zwischen den beiden Rümpfen bzw. Kabinengondeln in einer aerodynamisch verkleideten Gondel integriert. Das APUS i-2 verfügt über zylinderförmige Wasserstofftanks, die in den Tragflächen integriert sind, wobei das Brennstoffzellensystem im vorderen Teil des Flugzeugs und die Batterien hinter der Kabine positioniert sind. Der aktuelle Entwicklungsstand dieser Flugzeuge variiert erheblich. Das APUS i-2 ist ein Konzeptflugzeug, das sich noch in der Entwicklungsphase befindet und bisher noch keinen Testflug absolviert hat. Im Gegensatz dazu hat das Antares DLR-H2 bereits erfolgreiche Flugtests durchgeführt und befindet sich in einem fortgeschrittenen Entwicklungsstand. Das HY4-Flugzeug hat ebenfalls erfolgreiche Testflüge mit gasförmigem Wasserstoff absolviert und im April 2023 einen Betankungstest mit flüssigem Wasserstoff erfolgreich durchgeführt. Ein gemeinsames Merkmal aller drei Konzepte ist der emissionsfreie Betrieb, wodurch sie als nachhaltige und umweltfreundliche Flugzeuge betrachtet werden können.

Kapitel 3

Basierend auf diesen Erkenntnissen wurde die Konzeptentwicklung gemäß den Richtlinien der VDI 2221 durchgeführt. Dabei erfolgte eine umfassende Analyse der Anforderungen, gefolgt von der Bestimmung der Funktionen und deren Untergliederung in Haupt-, Teil- und Subfunktionen.

Für jede Subfunktion wurden mehrere Lösungsprinzipien erarbeitet. Hierzu wurde die Methode des Morphologischen Kastens in Betracht gezogen. Daraus haben sich drei Konzepte abgeleitet, die anhand verschiedener Kriterien bewertet wurden. Diese Konzepte sind hier kurz aufgeführt.

Wasserstoffflugzeug-Konzepte

Das erste Konzept beinhaltet ein Wasserstoff-Brennstoffzellen-Antriebssystem, wobei das Brennstoffzellensystem vom Typ Polymerelektrolytmembran (PEM) ist. In diesem Konzept wurden zwei PEM-Brennstoffzelleneinheiten integriert, die eine Gesamtnennleistung von 150 kW aufweisen. Der Wirkungsgrad des Brennstoffzellensystems läuft auf 58 % und die erwartete Lebensdauer beträgt 12.000 Stunden. Darüber hinaus wurden zwei Elektromotoren mit jeweils einer Leistung von 60 kW in das Antriebssystem integriert. Das Brennstoffzellensystem erzeugt elektrische Energie durch die chemische Reaktion von Wasserstoff und Sauerstoff in der Brennstoffzelle. Diese elektrische Energie wird den Elektromotoren zugeführt, die wiederum zwei Propeller antreiben, um Schub zu erzeugen. Das gesamte Antriebssystem hat ein Gesamtgewicht von etwa 480,6 kg und weist einen geschätzten Gesamtwirkungsgrad von 60 % auf. Das zweite Konzept umfasst einen Wasserstoffverbrennungsmotor. Dieser Motor weist ein Gewicht von 111 kg auf und verfügt über einen Wirkungsgrad von 45,5 %. Die Nennleistung beträgt 112 kW, wobei der Gesamtwirkungsgrad des Antriebsstrangs auf 30 % geschätzt wurde. Die Lebensdauer des Wasserstoffverbrennungsmotors entspricht in etwa der von Diesel- oder Gasmotoren. Voraussetzung ist, dass eine regelmäßige Wartung durchgeführt wird. Diese Lebensdauer beträgt somit 2100 Flugstunden. Dieser Motor nutzt ebenfalls Wasserstoff als Hauptenergiequelle und dient zur Erzeugung von Schub durch den Antrieb eines Propellers. Im Gegensatz zum ersten Konzept führt die Verbrennung jedoch zu umweltschädlichen Emissionen wie Stickoxiden (NO_x), Kohlenstoffdioxid (CO₂) und noch weitere Emissionen. Diese Emissionen können jedoch durch geeignete Abgasnachbehandlungsverfahren auf die gesetzlich vorgeschriebenen Grenzwerte reduziert werden. Das dritte Konzept präsentiert ein hybrides Brennstoffzellen-Batterie-Antriebssystem mit zwei Energiequellen und einer Gesamtsystemleistung von 190,6 kW. Diese Leistung setzt sich aus einer 100 kW Brennstoffzelle und einem 90,6 kW Batteriesystem zusammen, bestehend aus insgesamt 60 Batterieeinheiten. Zusätzlich verfügt dieses Konzept über zwei Elektromotoren mit einer Gesamtleistung von 160 kW und einem geschätzten Wirkungsgrad von 90 %. Das Brennstoffzellensystem basiert auf der PEM-Technologie, während die Batterie Lithium-Polymer-Technologie verwendet. Die Brennstoffzelle erzeugt elektrische Energie, die den Elektromotoren zugeführt wird. Diese Motoren treiben jeweils einen Propeller an, um Schub zu erzeugen. Das Batteriesystem dient als Zwischenspeicher und versorgt die Elektromotoren mit elektrischer Energie während Lastspitzen und bei höherem Leistungsbedarf. In diesem Konzept werden aufgrund der Verwendung von

Batterien und Brennstoffzellen keine Emissionen erzeugt. Von allen drei Konzepten bietet dieses Antriebssystem die höchste Leistung, jedoch geht dies mit einem Gewicht von insgesamt 601,2 kg einher. Der Gesamtwirkungsgrad des Antriebssystems wurde auf 60 % geschätzt. Es kann davon ausgegangen werden, dass die Lebensdauer des Brennstoffzellensystems ähnlich der des ersten Konzepts ist, während die Batterien eine Betriebslebensdauer von 800 Ladezyklen aufweisen. Insgesamt präsentiert das dritte Konzept ein vielversprechendes hybrides Antriebssystem mit potenziell hoher Leistung und geringen Emissionen. Eine detaillierte Übersicht zu den drei Konzepten ist in der folgenden Tabelle 14 dargestellt.

Tabelle 14: Zusammenfassung der Eigenschaften der drei Wasserstoffflugzeug-Konzepte

Eigenschaften	Konzept 1	Konzept 2	Konzept 3
Flugzeugkategorie	Normal CS-23	Normal CS-23	Normal CS-23
Anzahl der Energiequellen	1	1	2
Abflugmasse	Max. 1500 kg	Max. 1200 kg	Max. 1600 kg
Anzahl der Sitzplätze	4	4	4
Zuladung	500 kg	500 kg	500 kg
Antrieb	Wasserstoff-Brennstoffzellen	Wasserstoff-verbrennungsmotor	Hybrid: Wasserstoff-Brennstoffzellen-Batterie
Antriebsabmessungen	Brennstoffzellensystem 1: 1000 x 700 x 600 mm Brennstoffzellensystem 2: 1000 x 700 x 320	764 x 819 x 527 mm	Brennstoffzellensystem: 1000 x 700 x 600 mm Batterieeinheit: 208 x 89 x 138 mm
Antriebsleistung	Brennstoffzellensysteme: 150 kW Elektromotoren: 120 kW	112 kW	Brennstoffzellensystem: 100 kW Batteriesystem: 90,6 kW Elektromotoren: 160 kW
Wirkungsgrad des Antriebsstrangs	abgeschätzt: 60%	abgeschätzt: 30%	abgeschätzt: 60%
Reichweite	abgeschätzt: 750 km	abgeschätzt: 750 km	abgeschätzt: Min. 750 km
Antriebsgewicht	480,6 kg	111 kg	601,2 kg
Abhebegeschwindigkeit	Vergleichbar mit Cessna: 94,45 km/h	Vergleichbar mit Cessna: 94,45 km/h	Vergleichbar mit Cessna: 94,45 km/h
Lebensdauer des Antriebssystems	Brennstoffzellensystem: 12.000 Stunden	2100 Flugstunden	Brennstoffzellensysteme: 12.000 Stunden Batteriesystem: 800 Ladezyklen

Emissionen	Wasserdampf Lärm: gering	NOx, CO, HC und PN Lärm: hoch	Wasserdampf Lärm: gering
Skalierbarkeit	hoch	begrenzt	hoch
Kosten	Anschaffungskosten: hoch Wartungskosten: gering	Anschaffungskosten: gering Wartungskosten: hoch	Anschaffungskosten: hoch Wartungskosten: hoch

Bewertung der Nutzwertanalyse

Anschließend zu den Konzepten erfolgte eine umfassende Bewertung der drei Konzepte anhand von zehn Kriterien, darunter Leistung, Kosten und Gewicht. Die Ergebnisse der Nutzwertanalyse deuten darauf hin, dass Konzept drei als die optimale Option hervorgeht. Dies resultiert insbesondere aus der herausragenden Zuverlässigkeit dieses Konzepts, die auf der Redundanz des Antriebssystems basiert. Selbst bei vorübergehenden Störungen im Brennstoffzellensystem können die Batterien den Elektromotor weiterhin mit Energie versorgen, was die Ausfallsicherheit erheblich erhöht. Darüber hinaus zeichnet sich das dritte Konzept durch einen hohen ökologischen Grad aus, da das Antriebssystem lediglich Wasserdampf als Nebenprodukt erzeugt und somit geringe Emissionen aufweist. Nicht zuletzt bietet dieses Konzept, im Gegensatz zu den anderen Konzepten, die höchste Leistung durch die Kombination von Batterien und Brennstoffzelle. Zusammenfassend lässt sich aus der Analyse schließen, dass das dritte Konzept mit dem Hybridantrieb die optimale Wahl für ein Wasserstoffflugzeug darstellt. Diese Lösung vereint die Vorteile von Wasserstoff und konventionellem Antrieb und stellt somit eine vielversprechende Lösung für einen nachhaltigen und umweltfreundlichen Flugverkehr dar.

Kapitel 4

Aus der Bewertung der Nutzwertanalyse erfolgte im vierten Kapitel eine umfassende und detaillierte Ausarbeitung des Konzepts. Dieser Abschnitt beinhaltet eine eingehende Analyse der strukturellen Gestaltung, eine umfangreiche Ausarbeitung des Brennstoffzellensystems, eine Abschätzung des Gesamtgewichts des Konzepts, detaillierte Informationen und Empfehlungen bezüglich des Betriebs und der Wartung, eine gründliche Kostenanalyse und Wirtschaftlichkeitsbewertung, eine Einschätzung des Reifegrads sowie einen eingehenden Vergleich mit dem Benchmark-Modell Cessna 172.

Aufbau und Brennstoffzellensystem

Im Abschnitt zur Struktur wurden die relevanten Komponenten und wesentlichen Merkmale des Flugzeugs detailliert beschrieben. Zudem wurde die Anordnung des Antriebssystems mit den einzelnen Komponenten grafisch dargestellt. Das Brennstoffzellensystem einschließlich der

dazugehörigen Leistungselektronik wurde im vorderen Teil des Flugzeugs positioniert. Die Batterien wurden in die Tragflächen integriert und erfüllen nicht nur die Funktion der Energiespeicherung sowie die Versorgung der Elektromotoren mit elektrischer Energie, sondern dienen auch als integraler Bestandteil der tragenden Struktur. Die Elektromotoren wurden in aerodynamisch verkleideten Gehäusen an den Tragflächen angebracht. Zur Stabilisierung wurden die zylinderförmigen Wasserstofftanks unterhalb der Kabine positioniert und dienen der Bereitstellung von Wasserstoff für das Brennstoffzellensystem. Zur Veranschaulichung der Kabinenkonfiguration und des Gesamtaufbaus wurden drei Ansichtsskizzen herangezogen. Im Anschluss erfolgte eine umfassende Analyse des im Flugzeug integrierten Brennstoffzellensystems. Dieses System ist vom Typ Polymer-Elektrolyt-Membran (PEM) und setzt sich aus mehreren Subsystemen, darunter das Kühlsystem, der PEM-Brennstoffzellen-Stack, das Kathodensystem, das elektrische System und das Anodensystem. Die Betriebstemperatur des Systems liegt im Bereich von 80 °C bis 120 °C, was den Vorteil einer erhöhten Robustheit gegenüber Verunreinigungen im Brennstoff und in der Luft bietet. Es ist von großer Bedeutung, dass die genannten Subsysteme reibungslos miteinander interagieren, um sicherzustellen, dass das Gesamtsystem optimal funktioniert. Das Subsystem Stack hat die Aufgabe, eine Vielzahl von Zellen elektrisch in Reihe zu schalten und diese mit Brennstoff, Reaktionsluft und Kühlmittel zu versorgen. Es ist mit Schnittstellen ausgestattet, die es ermöglichen, diese Einheit mit den anderen Subsystemen zu verbinden. Das Kathodensystem versorgt die Kathode mit dem erforderlichen Sauerstoff für die Reaktion. Über diesem System wird das Oxidationsmittel in Form von Luft oder reinem Sauerstoff in das System eingeleitet. Die entstehenden Abfallprodukte und ungenutzten Gase werden aus dem System nach außen abgeführt. Das Anodensystem stellt die erforderliche Wasserstoffmenge in entsprechender Konzentration, Temperatur und Druck dem Brennstoffzellenstapel zur Verfügung, um die chemische Reaktion zu ermöglichen. Über dieses System wird die chemische Energie in Form von Wasserstoff in das System eingespeist. Überschüssige Wasserstoff wird mittels eines Anodengebläses rezirkuliert. Das Kühlsystem ist verantwortlich für die Wärmeabfuhr sowie die mögliche Wärmezufuhr während eines Kaltstarts und die Regulierung der Kühlmittelversorgung im Brennstoffzellensystem. Über dieses System wird das Kühlmittel in den Brennstoffzellenstapel eingeführt und wieder abgeführt. In diesem Wasserstoffflugzeug-Konzept ist ein Wärmetauscher integriert, der die überschüssige Wärme des Brennstoffzellensystems abführt. Abschließend ist das elektrische System für die Verwaltung der elektrischen Energie verantwortlich. Dies umfasst das Starten und Regulieren des Gesamtsystems, die Sicherheitsüberwachung und die Erzeugung von konstanter Ausgangsspannung aus dem Brennstoffzellenstapel.

Gewichtsabschätzung, Betrieb und Wartung

Im folgenden Schritt erfolgte eine ausführliche Untersuchung der Gewichtsabschätzung, um festzustellen, inwieweit der hybride Antrieb das Gesamtgewicht des Flugzeugs beeinflusst. Dabei wurde der konventionelle Antrieb, nämlich der Lycoming IO-580-B1A als Referenz herangezogen. Hierbei wurde festgestellt, dass der Hybridantrieb das Gewicht des Flugzeugs um 429 kg erhöht. Diese Gewichtszunahme lässt sich auf die Verwendung von Batterien und Wasserstofftanks im Antriebssystem zurückführen, welche ein hohes Gewicht aufweisen. Darauf folgend wurde der Betrieb und die Wartung des Wasserstoffflugzeugs erläutert. Der Betrieb dieses Flugzeugs ähnelt dem herkömmlichen Flugzeug mit konventionellem Antrieb, erfordert jedoch eine andere Zertifizierung und Zulassung durch die zuständige Luftfahrtbehörde, bevor er in Betrieb genommen werden kann. Dies beinhaltet die umfassende Prüfung der Flugzeugkonstruktion, des Batteriesystems und der Brennstoffzellentechnologie. Das Antriebssystem basiert auf innovativer Technologie, weshalb eine spezielle Ausbildung der Piloten erforderlich ist, um sicherzustellen, dass sie die Hybridantriebs- und die damit verbundenen Systeme sicher und effizient nutzen können. Es ist von entscheidender Bedeutung, die Betriebsgrenzen einzuhalten, einschließlich der maximalen Abflugmasse und der Lage des Schwerpunktes des Flugzeugs, um einen sicheren Betrieb zu gewährleisten. Grundsätzlich wird empfohlen, das Flugzeug nur bei normalen Wetterbedingungen zu nutzen, da hohe oder niedrige Temperaturen die Batterien und das Brennstoffzellensystem beeinträchtigen können, was zu einer Reduzierung der Lebensdauer und Effizienz des Antriebssystems führt. Hinsichtlich der Wartung ist zu berücksichtigen, dass das Antriebssystem aus einer Vielzahl von Komponenten besteht, die in definierten Serviceintervallen von hochqualifiziertem Fachpersonal gewartet werden müssen, um eine hohe Zuverlässigkeit und Sicherheit zu gewährleisten. Es ist jedoch zu erwähnen, dass das Flugzeug insgesamt einen geringen Wartungsaufwand aufweist, da die Antriebskomponenten gut zugänglich sind und somit Wartungsarbeiten effizient durchgeführt werden können. Darüber hinaus ist es von größter Bedeutung, die Vorschriften und Empfehlungen der Luftfahrtbehörde in Bezug auf die Wartung und Inspektionen des Flugzeugs einzuhalten, um einen zuverlässigen Betrieb zu gewährleisten.

Kosten und Wirtschaftlichkeit

Im Anschluss zum Betrieb und der Wartung wurden die Aspekte der Kosten und Wirtschaftlichkeit näher untersucht. Diese Aspekte sind von verschiedenen Faktoren abhängig, die tiefgründig analysiert werden müssen, um die Einführung von Wasserstoffflugzeugen zu ermöglichen. Dazu zählen unter anderem die Weiterentwicklung der Wasserstofftechnologie, die Verfügbarkeit und Produktion von grünem Wasserstoff sowie die Infrastruktur und staatliche Unterstützung. Die

aktuelle Herstellung von Wasserstoff erfolgt durch die Elektrolyse, was mit hohen Kosten verbunden ist, insbesondere wenn der verwendete Strom aus erneuerbaren Energiequellen stammt. Es ist jedoch anzumerken, dass diese Kosten durch Innovation und technologischen Fortschritt in der Zukunft voraussichtlich reduziert werden können. Der Elektrolyse-Stack stellt derzeit die kostenintensivste Komponente eines Elektrolysesystems dar. Es wird jedoch erwartet, dass diese Kosten sich in den nächsten zehn Jahren aufgrund technologischer Fortschritte nahezu halbieren werden. Darüber hinaus wird erwartet, dass die Gesamtkosten eines Elektrolysesystems im Jahr 2030 voraussichtlich bei etwa 400 bis 500 €/kW liegen werden. Die Entwicklung und Herstellung von Wasserstoffflugzeugen stellen derzeit eine anspruchsvolle Herausforderung dar, bedingt durch die begrenzte Verbreitung der Wasserstofftechnologie auf dem Markt sowie die aktuell niedrige Nachfrage. Dennoch besteht das Potenzial, dieser Aspekte zu verbessern und die Kosten zu reduzieren, sobald die Technologie weiter voranschreitet, die Nachfrage steigt und die Herstellung in großem Umfang erfolgt. Die Infrastruktur für die Wasserstoffversorgung und -betankung spielt ebenfalls eine entscheidende Rolle bei der Wirtschaftlichkeit und den Betriebskosten. Es ist notwendig, ein sicheres und zuverlässiges Netzwerk von Wasserstofftankstellen sowie Transportmitteln einzurichten, um die kontinuierliche Versorgung der Flugzeuge mit Wasserstoff sicherzustellen. Diese Infrastrukturanforderungen können erhebliche Kosten verursachen. Zusammenfassend lässt sich feststellen, dass sowohl die Kosten als auch die Wirtschaftlichkeit von Wasserstoffflugzeugen derzeit noch erhebliche Herausforderungen für die Luftfahrt darstellen. Nichtsdestotrotz zeigen aktuelle Entwicklungen und Innovationen, dass die Kosten im Laufe der Zeit voraussichtlich aufgrund der Skalierung, technologischer Fortschritte und staatlicher Unterstützung abnehmen werden.

Einschätzung des Reifegrads und Konzeptvergleich

Der Reifegrad des vorliegenden Konzepts wurde ebenfalls eingehend analysiert. Aufgrund der strukturellen und baulichen Ähnlichkeit des Flugzeugs zu herkömmlichen Luftfahrzeugen weist das Flugzeug einen erheblich fortgeschrittenen Reifegrad auf. Allerdings besteht Forschungs- und Entwicklungsbedarf, insbesondere im Hinblick auf den Antriebsstrang und die effiziente Kühlung der Brennstoffzelle. Dieser Bedarf ergibt sich daraus, dass nahezu die Hälfte der erzeugten Energie des verbrauchten Wasserstoffs in Form von Abwärme entsteht, die aus dem System abgeführt bzw. auf Temperaturen unter 100 °C abgekühlt werden muss. Die Entwicklung eines geeigneten Kühlungssystems kann daher erhebliche Anforderungen an das Volumen, die Masse und die technische Komplexität stellen. Darüber hinaus ist es von großer Bedeutung, das Leistungs-Gewicht-Verhältnis der Brennstoffzelle weiter zu optimieren. Dies liegt daran, dass bisher in der Luftfahrt auf Brennstoffzellen-Stacks zurückgegriffen wurde, die primär für den Einsatz in Automobilanwendungen konzipiert wurden und somit nicht das volle Potenzial

bezüglich des Leistungsgewichts ausgeschöpft haben. Das Batteriesystem weist jedoch noch einen vergleichsweise niedrigen Reifegrad auf und erfordert weiterführende Forschungsbedarf, um verlässliche Aussagen treffen zu können. Abschließend erfolgte ein umfassender Konzeptvergleich mit dem Benchmark-Modell Cessna 172. Die Analyse der Antriebssysteme verdeutlicht, dass der hybride Wasserstoffantrieb eine erhebliche Steigerung der Effizienz ermöglicht. Dies führt zu einer Reduzierung des Treibstoffverbrauchs und einer Erhöhung der Reichweite. Es ist anzumerken, dass der konventionelle Verbrennungsmotor der Cessna in der Regel kostengünstiger in der Herstellung ist. Dies resultiert aus der breiten Verfügbarkeit der Komponenten und einer insgesamt geringeren Bewertung der Entwicklungsrisiken im Vergleich zu innovativen Brennstoffzellenantrieben. Hinsichtlich der Instandhaltungs- und Wartungskosten zeigt sich, dass die Cessna tendenziell etwas höhere Kosten aufweist als das Wasserstoffflugzeug. Dies ist auf die größere Anzahl beweglicher Teile im Antriebssystem der Cessna im Vergleich zum Flugzeug Wasserstoff zurückzuführen. Insgesamt lässt sich festhalten, dass das Wasserstoffflugzeug das Potenzial besitzt, die Luftfahrtbranche in eine nachhaltigere und umweltfreundlichere Richtung zu lenken. Dieses innovative Antriebssystem eröffnet die Möglichkeit, in größeren Flugzeugen mit erheblich größerer Reichweite eingesetzt zu werden. Im Gegensatz dazu wird die Cessna weiterhin eine bedeutende Rolle in leichteren Luftfahrtanwendungen mit konventionellen Verbrennungsmotoren spielen.

5.2 Fazit

Das vorliegende Fazit bildet den Abschluss einer umfangreichen Untersuchung über die Wasserstofftechnologie in der Luftfahrtbranche. Im Rahmen dieser Arbeit wurden wichtige Erkenntnisse gewonnen und relevante Schlussfolgerungen gezogen, die einen Beitrag zur weiteren Erforschung und Integration von Wasserstoff als alternativem Treibstoff für die Luftfahrt leisten können. Dieses Fazit stellt grundlegende Erkenntnisse auf zukünftige Entwicklungen in diesem vielversprechenden Bereich dar. Ein umweltfreundlicher und nachhaltiger Luftverkehr ist derzeit ein zentrales Thema in der Luftfahrt. Dies liegt daran, dass die Verbrennung fossiler Brennstoffe nicht nur schädliche Emissionen wie beispielsweise Kohlenstoffdioxid und Stickstoff erzeugt, sondern auch Lärmemissionen verursacht. Um diese Herausforderung der Emissionen zu bewältigen und zu reduzieren, sind erhebliche Fortschritte in verschiedenen Bereichen erforderlich. Dazu gehören die Entwicklung neuer Energieträger, Flugzeugkonzepte und Komponente sowie alternative Antriebstechniken. Darüber hinaus sind Simulationen und umfangreiche Flugtests notwendig, um die Auswirkungen der neuen Kraftstoffe und Antriebstechniken auf das Klima sorgfältig zu bewerten. Alle Aspekte der neuen Technologien haben Auswirkungen auf das Gesamtsystem des Flugzeugs. Um neue Technologien reibungslos

in das Gesamtflugzeug zu integrieren, sind Konfigurationsänderungen notwendig, die sich während des gesamten Lebenszyklus des Flugzeugs auswirken. Im Hinblick auf den aktuellen Stand der Technik zeigt die Luftfahrt innovative Ideen und Konzepte für neue Antriebstechnologien. Diese Konzepte können hauptsächlich den Treibstoffverbrauch und die umweltschädlichen Emissionen reduzieren. Die nachhaltige Erforschung neuer Antriebstechnologien erfordert ein grundlegendes Umdenken in allen Bereichen der Branche. Der Einsatz von Wasserstoff als alternative Energiequelle stellt ein großes Potenzial dar. Allerdings erfüllen die Kosten und die Verfügbarkeit von Wasserstoff derzeit nicht den Anforderungen der Luftfahrt. Es sind daher erhebliche Investitionen erforderlich, um diese Herausforderungen zu bewältigen. Wasserstoff wird in der Zukunft aufgrund seiner hohen Energiedichte sowie seines erheblichen Potenzials zur Reduzierung von Emissionen in Verbindung mit neuen Brennstoffzellensystemen oder Hybridantrieben reibungslos an Bedeutung gewinnen. Die Feststellung, dass Wasserstoff ein geringeres Gewicht als Kerosin aufweist, spielt eine entscheidende Rolle, da das Gewicht ein Hauptfaktor bei der Flugzeugauslegung ist. Die Verbrennung von reinem Wasserstoff hat keine umweltschädlichen Emissionen zur Folge, was diese Technologie für die Luftfahrt attraktiv macht. Dennoch besteht die größte Herausforderung darin, Wasserstoff an Bord zu speichern, da das erforderliche Volumen für Wasserstoff größer ist als für Kerosin. Ein zentrales Problem bei der Auslegung von Flugzeugen mit Wasserstoffantrieb besteht in der Integration der schweren und großen Tanks. Dieses Problem kann durch die Integration der Tanks im Rumpf unterhalb der Kabine gelöst werden, wie es im dritten Konzept dargestellt ist. Denn diese Anordnung ermöglicht eine gleichmäßige Gewichtsverteilung um den Schwerpunkt des Flugzeugs. Andere Möglichkeiten, wie die Integration der Tanks unter den Tragflächen oder innerhalb der Tragflächen sind weniger effizient, da sie entweder dickere Tragflächen erfordern oder die aerodynamische Effizienz beeinträchtigen. Im Folgenden lässt sich feststellen, dass in nahe Zukunft elektrische Antriebssysteme, insbesondere Batteriesysteme für Regionalflugzeuge mit kurzen Streckenverbindungen geeignet sein werden. Hingegen können reine Brennstoffzellenantriebskonzepte in Flugzeugen für Kurz- und Mittelstreckenflüge Anwendung finden. Hybridantriebe stellen eine vielversprechende Übergangslösung von herkömmlichen Verbrennungsmotoren zu vollständig elektrischen Antriebssystemen dar. Diese alternative Antriebsform kann dazu beitragen, neue Flugzeuggenerationen zu entwickeln, um die Ziele der Luftfahrt in Bezug auf Treibstoffeffizienz und die Reduzierung von CO₂-Emissionen zu erreichen. Hybridantriebe, die die Integration von Wasserstoffbrennstoffzellen und Batteriesystemen ermöglichen, zeichnen sich durch deutlich geringere Umweltauswirkungen aus und sind auch für Langstreckenflüge denkbar. Ein breiterer Einsatz von Hybridantrieben kann bereits in den nächsten Jahren erfolgen, sofern die Technologie kontinuierlich weiterentwickelt wird und mehr Erfahrungen in diesem Gebiet gesammelt werden. Um die Problematik der

umweltschädlichen Emissionen zu bewältigen, kann die Nutzung von Brennstoffzellensystemen in Betracht gezogen werden. Dies wird im ersten Konzept dargestellt. Im Gegensatz zum zweiten Konzept, bei dem ein Wasserstoffverbrennungsmotor zum Einsatz kommt, zeichnet sich das erste Konzept während des Flugbetriebs durch Umweltfreundlichkeit aus. Darüber hinaus bietet es den Vorteil einer kosteneffizienteren und zeitsparenderen Wartung im Vergleich zu anderen Antriebskonzepten. Dies ist auf die geringere Anzahl beweglicher Bauteile und die insgesamt reduzierte Komplexität des ersten Konzepts zurückzuführen. Daher eignet sich dieses Konzept besonders für Anwendungen in der Luftfahrt, da die langfristigen Wartungskosten ebenfalls geringer ausfallen. Allerdings muss der Reifegrad der Brennstoffzellentechnologien weiterentwickelt werden, um ihre Eignung für die Luftfahrtindustrie zu optimieren. Der Einsatz von Wasserstoffverbrennungsmotoren, wie im zweiten Konzept dargestellt, stellt eine vielversprechende Möglichkeit dar, die Luftfahrt nachhaltiger zu gestalten. Obwohl die chemischen und thermodynamischen Grundlagen der Wasserstoffverbrennung allgemein bekannt sind, bedarf es weiterer Forschung, um diese Prinzipien unter den speziellen Bedingungen eines Verbrennungsmotors zu vertiefen. Die Verwendung eines direkteinspritzenden Motors bietet eine Lösung für Probleme im Zusammenhang mit Rück- und Frühzündungen. Gleichzeitig ermöglicht sie eine erheblich höhere Leistungsdichte bei gleichzeitig geringen Emissionen. Die Direkteinspritzungsmethode birgt jedoch erhebliche Herausforderungen hinsichtlich der Steuerung der Verbrennung und erfordert anspruchsvolle Injektoren. Flugzeuge mit Wasserstoffverbrennungsmotoren können bei der Zulassung in die Kategorie mit den geringsten Emissionen eingestuft werden. Dies ist darauf zurückzuführen, dass die Verbrennung von Wasserstoff hauptsächlich Wasserdampf und Stickoxide als Schadstoffemissionen erzeugt. Die Stickoxidemissionen können mithilfe von Abgasnachbehandlungssystemen auf die gesetzlich vorgeschriebenen Grenzwerte reduziert werden. In Zusammenfassung lässt sich feststellen, dass der Wasserstoffverbrennungsmotor eine funktionale und realisierbare Antriebstechnologie darstellt. Er birgt das Potenzial, zu einer alternativen Antriebslösung in der Luftfahrtbranche zu werden. Dennoch wird aufgrund des aktuellen Entwicklungsstandes noch einige Zeit vergehen, bevor er in großem Maßstab eingesetzt werden kann. Im Allgemeinen kann festgestellt werden, dass die Konzepte umweltfreundlicher und energieeffizienter Methoden darstellen. In den kommenden Jahren werden diese Konzepte voraussichtlich die Luftfahrt vorantreiben. Die Technologie muss jedoch weiterhin entwickelt werden, insbesondere im Bereich des Antriebs. In Bezug auf ihre Bauweise und Ausstattung können jedoch alle Konzepte als marktreif angesehen werden. Zusätzlich zu den technologischen Entwicklungen müssen auch rechtliche Rahmenbedingungen und gesetzliche Vorschriften für Wasserstofftechnologien festgelegt werden. Abschließend lässt sich feststellen,

dass Wasserstoffflugzeuge weiterhin eine bedeutende Rolle für eine wirtschaftliche und nachhaltige Zukunft der Luftfahrt spielen werden.

5.3 Ausblick auf eine mögliche Weiterentwicklung

Die vorliegende Arbeit umfasst die wesentlichen Aspekte des Wasserstoffentwicklungskonzepts und gibt eine umfangreiche Beschreibung vieler Fortschritte, Innovationen und Maßnahmen der Luftfahrt bezüglich der Wasserstofftechnologie. Zudem enthält sie eine ausführliche Beschreibung der Gesamtfunktionslösungen für den Wasserstoffantrieb. Die Ergebnisse, die aus diesen Konzepten hervorgehen, lassen sich im Detail weiter ausarbeiten und optimieren. Insbesondere sollten die Konzepte mit einer niedrigeren Bewertung der Nutzwertanalyse aufgegriffen werden. Andererseits könnte ein Schwerpunkt auf den Hybridantrieben liegen, da diese einen vielversprechenden Kompromiss zwischen den vorhandenen Antriebsarten darstellen. Die Verbesserung der Effizienz und Leistung von Hybridantrieben kann dazu beitragen, dass der Einsatz in Langstreckenflügen gewährleistet wird. Dies erfordert Forschung zur Entwicklung leistungstärkerer Wasserstofftanks und effizienterer Speichermethoden. Darüber hinaus ist die Herstellung von grünem Wasserstoff von entscheidender Bedeutung, da er ausschließlich aus erneuerbaren Energien gewonnen werden muss, um einen nachhaltigen Flugverkehr zu ermöglichen. Ein weiterer Punkt ist die Infrastruktur. Dies beinhaltet die Entwicklung und den Ausbau der Wasserstoffinfrastruktur sowie der entsprechenden Logistik. Die derzeit begrenzte Anzahl an Wasserstofftankstellen und Versorgungsnetzen stellt eine Herausforderung dar und erschwert die effiziente Betankung der Flugzeuge. Um dieses Problem zu umgehen und die Betriebskosten zu optimieren sowie den kommerziellen Einsatz von Wasserstoffflugzeugen zeitnahe zu ermöglichen, müssen Infrastrukturen für die Speicherung, den Transport und die Betankung an Flughäfen und entlang der Flugrouten entwickelt werden. Die wirtschaftliche Rentabilität von Wasserstoffflugzeugen ist ebenfalls entscheidend und wurde in der Arbeit nicht aufgegriffen. Es bedarf einer gründlichen Untersuchung, innovativer Ideen und staatlicher Unterstützung wie z.B. Investitionen in Forschung und Entwicklung. Die Wirtschaftlichkeit der Konzepte kann insbesondere in Bezug auf die hohen Kosten für die Herstellung von grünem Wasserstoff und den Brennstoffzellen-Stacks eine Herausforderung darstellen. Allerdings wird erwartet, dass die Kosten in den nächsten Jahren mit zunehmender Nachfrage und fortschreitender Entwicklung der Wasserstofftechnologie sinken werden. Dennoch sind weitere Fortschritte wie z.B. die Skalierung der Wasserstoffproduktion notwendig, um die Effizienz zu steigern, die Kosten wettbewerbsfähig zu gestalten und einen rentablen kommerziellen Betrieb von Wasserstoffflugzeugen zu erzielen. Staatliche Unterstützungen sowie steuerliche Anreize können im Allgemeinen dazu beitragen, die Kosten zu senken, die

wirtschaftliche Rentabilität zu verbessern und den Markteintritt von Wasserstoffflugzeugen zu erleichtern. Zusätzlich bedarf es einer sorgfältigen und gründlichen Erforschung der zentralen Fragen zu den Themen Sicherheit und Zuverlässigkeit bei der Verwendung von Wasserstoff als Energiequelle oder Flugkraftstoff. Die Sicherheitsaspekte haben eine herausragende Bedeutung sowohl in der Gesellschaft als auch bei den Luftfahrtbehörden und dürfen keinesfalls vernachlässigt werden. Denn davon hängen viele Faktoren ab, wie z.B. die zeitnahe kommerzielle Einführung der Wasserstoffflugzeuge und weitere Entwicklungsschritte. Die Weiterentwicklung von Wasserstoffflugzeugen bietet eine zielführende Perspektive für die Zukunft der Luftfahrt, denn diese kann den gesamten Flugverkehr nachhaltiger und klimafreundlicher gestalten.

Literaturverzeichnis

Airbus 2023

Airbus: ZEROe: Auf dem Weg zum weltweit ersten wasserstoffbetriebenen Verkehrsflugzeug; Airbus; 2023; URL: <https://www.airbus.com/en/innovation/low-carbon-aviation/hydrogen/zeroe> (abgerufen am 15.07.2023)

All-aero 2023

All-aero: Lycoming O-320; All-aero.com; 2023; URL: <http://all-aero.com/index.php/component/content/article/64-engines-power/6363-lycoming-o-320-> (abgerufen am 05.10.2023)

APUS Group 2022

APUS Group: APUS Zero Emission: Emission free Aviation powered by hydrogen technologies; APUS Group; 2022; URL: <https://group.apus-aero.com/zero-emission/> (abgerufen am 05.08.2023)

APUS Zero Emission

APUS Zero: APUS i-2 The Zero Emission GA Aircraft; APUS Zero Emission; URL: https://group.apus-aero.com/wp-content/uploads/2021/09/APUS_i-2_20210901.pdf (abgerufen am 05.08.2023)

Atanasov et al. 2023

Atanasov, G.; Begli, J.: Ideen für elektrische Flugzeugantriebe von morgen; Dlr.de; 2023; URL: <https://www.dlr.de/de/forschung-und-transfer/themen/emissionsfreies-fliegen/wie-gelingt-die-energiewende-in-der-luftfahrt-ideen-fuer-elektrische-flugzuegantriebe-von-morgen> (abgerufen am 05.09.2023)

Bassetti 2022

Bassetti: Materialmanagement in der Luftfahrtindustrie: Was sind die Herausforderungen; Bassetti-group.com; 2022; URL: <https://www.bassetti-group.com/materialmanagement-in-der-luftfahrtindustrie/?lang=de> (abgerufen am 18.07.2023)

Bauer 2023

Bauer, C.: Brennstoffzellen für eine klimafreundliche Luftfahrt; Uni-ulm.de; 2023; URL: <https://www.uni-ulm.de/universitaet/hochschulkommunikation/presse-und-oeffentlichkeitsarbeit/unimagazin/online-ausgabe-u-topics/u-topics-wise-2021/schwerpunkt-luft-und-raumfahrt/brennstoffzellen-luftfahrt/> (abgerufen am 06.09.2023)

Bender et al. 2020

Bender, B.; Gericke, K.: Pahl/Beitz Konstruktionslehre; 9. Auflage; Springer Verlag; Heidelberger Platz 3, Berlin; 2020

Bingmann 2020

Bingmann, A.: Brennstoffzellen-Flugzeug am Stuttgarter Airport präsentiert Umweltschonender und lautloser Antrieb erhält Testflugerlaubnis; Uni-ulm.de; 2020; URL: <https://www.uni-ulm.de/home/uni-aktuell/article/wasserstoff-flugzeug-hy4-erhaelt-permit-to-fly-forschung-wasserstoff-brennstoffzellen-antrieb-schon-2030-fit-fuer-40-sitzer/> (abgerufen am 03.09.2023)

Birol 2019

Birol, F.: The Future of Hydrogen; Iea.org; 2019; URL: <https://www.iea.org/reports/the-future-of-hydrogen> (abgerufen am 22.07.2023)

Bock 2023

Bock, S.: Wasserstoff-Flugzeuge: Betrieb könnte ab 2035 günstiger sein als traditionell angetriebene Flugzeuge; Transportenvironment.org; 2023; URL: <https://www.transportenvironment.org/discover/wasserstoff-flugzeuge-betrieb-konnte-ab-2035-gunstiger-sein-als-traditionell-angetriebene-flugzeuge/> (abgerufen 25.09.2023)

Borgmann 2023

Borgmann, W.: Boeing intensiviert Forschung für Null Emissionen; Aero international.de; 2023; URL: <https://www.aerointernational.de/industrie-technik-nachrichten/boeing-intensiviert-forschung-fuer-null-emissionen.html> (abgerufen am 17.07.2023)

Bundesministerium des Innern und für Heimat 2023

Bundesministerium des Innern und für Heimat: Qualitative Bewertungsmethoden; Orghandbuch.de; 2023; URL: https://www.orghandbuch.de/OHB/DE/Organisationshandbuch/6_MethodenTechniken/65_Wirtschaftlichkeitsuntersuchung/652_Qualitative/qualitative-node.html (abgerufen am 27.08.2023)

Cessna 1998

Cessna: Flughandbuch Cessna C172; Aeroclub-nuernberg.de; 1998; URL: <http://www.aeroclub-nuernberg.de/pdf-neu/D-EACK.pdf> (abgerufen am 12.09.2023)

Cessna 2023

Cessna: Cessna Skyhawk; Cessna.txtav.com; 2023; URL: <https://cessna.txtav.com/de-de/piston/cessna-skyhawk> (abgerufen am 06.08.2023)

Continental Aerospace Technologies GmbH 2023

Continental Aerospace Technologies GmbH: CD-155- Dieselflugmotor mit 155 PS; Continentaldiesel.com; 2023; URL: <http://www.continentaldiesel.com/typo3/index.php?id=84&L=0> (abgerufen am 13.09.2023)

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt A

DLR: Wasserstoff – Energieträger der Zukunft; dlr.de; URL: <https://www.dlr.de/de/forschung-und-transfer/themen/wasserstoff-energetraeger-der-zukunft> (abgerufen am 28.07.2023)

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt B

DLR: Elektrolyse und solare Verfahren; dlr.de; URL: <https://www.dlr.de/de/forschung-und-transfer/themen/wasserstoff-energetraeger-der-zukunft/erzeugung-von-wasserstoff-elektrolyse-und-solare-verfahren> (abgerufen am 28.07.2023)

DLR Institut für Technische Thermodynamik 2009 A

DLR: Abheben mit der Brennstoffzelle: Alles zur Antares DLR-H2; dlr.de; 2009; URL: https://www.dlr.de/tt/desktopdefault.aspx/tabid-4935/8219_read-13587/ (abgerufen am 02.08.2023)

DLR Institut für Technische Thermodynamik 2009 B

DLR: Antares DLR-H2 Wasserstoff-Drucktank; dlr.de; 2009; URL: https://www.dlr.de/tt/DesktopDefault.aspx/tabid-4935/8219_read-13587/gallery-1/gallery_read-Image.41.6516/ (abgerufen am 02.08.2023)

DLR Institut für Technische Thermodynamik 2015

DLR: Hy4-Emissionsfreie Passagierflüge; dlr.de; 2015; URL: <https://www.dlr.de/tt/desktopdefault.aspx/tabid-10743/> (abgerufen am 05.08.2023)

Doppelbauer 2020

Doppelbauer, M.: Grundlagen der Elektromobilität; Springer Fachmedien/Nature; Wiesbaden; 2020

Ebner 2016

Ebner, U.: HY4-Flugzeug mit Brennstoffzellenantrieb; Flugrevue.de; 2016; URL: <https://www.flugrevue.de/elektrisches-lufttaxi-hy4-flugzeug-mit-brennstoffzellenantrieb/> (abgerufen am 05.08.2023)

Eichseder et al. 2010

Eichseder, H.; Klell, M.: Wasserstoff in der Fahrzeugtechnik; 2., überarbeitete und erweiterte Auflage; Vieweg + Teubner Verlag; Wiesbaden; 2010

Eichseder et al. 2018

Eichseder, H.; Klell, M.; Trattner, A.: Wasserstoff in der Fahrzeugtechnik; 4., aktualisierte und erweiterte Auflage; Springer Vieweg; Wiesbaden; 2018

Eidgenössische Technische Hochschule Zürich 2003

Eidgenössische Technische Hochschule Zürich: Technologie der PEM-Brennstoffzelle; Powerpac.ethz.ch; URL: <https://www.powerpac.ethz.ch/technologie/technologie0.pdf> (abgerufen am 28.08.2023)

ElringKlinger AG 2019

ElringKlinger AG: Brennstoffzellen; Messe.de; 2019; URL: [https://www.messe.de/apollo/hannover_messe_2020/obs/Binary/A1020241/ElringKlinger Broschuere Brennstoffzellen.pdf](https://www.messe.de/apollo/hannover_messe_2020/obs/Binary/A1020241/ElringKlinger_Broschuere_Brennstoffzellen.pdf) (abgerufen am 05.10.2023)

ETOP Power 2022

ETOP Power: Solid state Lipo batterie 30Ah für UAV drone RC Flugzeug batterie; Aliexpress.com; 2022; URL: https://de.aliexpress.com/item/1005005197660784.html?src=google&aff_fcid=d69c2673f4c14e668b2f3c85c26c7059-1694981357537-04649-UnaMJZVf&aff_fsk=UnaMJZVf&aff_platform=aaf&sk=UnaMJZVf&aff_trace_key=d69c2673f4c14e668b2f3c85c26c7059-1694981357537-04649-UnaMJZVf&terminal_id=f9e78077b34e4e4598d6f6146d77aa7d&afSmartRedirect=y&gatewayAdapt=glo2deu#nav-specification (abgerufen am 17.09.2023)

Europäische Agentur für Flugsicherheit 2012

Europäische Agentur für Flugsicherheit: Anhang VIII zum Entwurf einer Verordnung der Kommission über den Flugbetrieb – OPS; EASA.europa.eu; 2012; URL: https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/EASA_2012_00030001_DE_TRA.pdf (abgerufen am 24.09.2023)

European Commission 2023

European Commission: Europäischer Green Deal: Neues Gesetz zur Reduzierung der Luftfahrtemissionen durch Förderung nachhaltiger Flugkraftstoffe vereinbart; European Commission; 2023; URL: https://ec.europa.eu/commission/presscorner/detail/en/ip_23_2389 (abgerufen am 12.07.2023)

EVS Hydrogen

EVS Hydrogen: Technologie einfach, robust, effizient; Evs-hydrogen.de; 2023; URL: <https://www.evs-hydrogen.de/wasserstoffmotor> (abgerufen am 13.09.2023)

Falk 2011

Falk, A.: Lithium-Polymer-Antriebsbatterien: Gut oder schlecht?; Automativ.de; 2011; URL: <https://www.automativ.de/lithium-polymer-antriebsbatterien-gut-oder-schlecht-id-1013.html> (abgerufen am 05.09.2023)

Flugzeuglexikon

Flugzeuglexikon: Antares DLR-H2: Das weltweit erste Flugzeug mit Brennstoffzellenantrieb; Flugzeug-lexikon.de; URL: https://www.flugzeug-lexikon.de/ILA_2010/Sportflugzeuge/Antares_DLR-H2_Brennstoffzellenflugzeug/antares_dlr-h2_brennstoffzellenflugzeug.html (abgerufen am 04.08.2023)

Fraunhofer Institut für Chemische Technologie 2007

Fraunhofer Institut für Chemische Technologie: Li-Polymer-System: Sekundärsystem; ict.fraunhofer.de; 2007; URL: <http://www1.ict.fraunhofer.de/deutsch/scope/ae/polymersystem.html> (abgerufen am 05.09.2023)

Fraunhofer ISE 2022

Fraunhofer ISE: Auf dem Weg zur GW-Industrie – Fraunhofer ISE liefert detaillierte Kostenanalyse für Wasserelektrolyse-Systeme; ise.fraunhofer.de; 2022; URL: <https://www.ise.fraunhofer.de/de/presse-und-medien/presseinformationen/2022/auf-dem-weg-zur-gw-industrie-fraunhofer-ise-liefert-detaillierte-kostenanalyse-fuer-wasserelektrolyse-systeme.html#:~> (abgerufen am 03.09.2023)

Gela 2023

Gela Verlag für Luftfahrttechnik: Flugzeug und Umweltschutz; Gela-luftfahrtverlag.de; 2023; URL: <https://www.gela-luftfahrtverlag.de/information-flugzeug-und-umweltschutz/> (abgerufen am 19.07.2023)

German-Aerospace-Center 2020

German Aerospace Center: Zero Emission Aviation: German Aviation research white paper; dlr.de; 2020; URL: https://www.dlr.de/en/media/publications/brochures/2020/white-paper-dlr-bdli-zero-2020-en/@_@download/file (abgerufen am 31.08.2023)

Grundmann 2007

Grundmann, R.: Flugmechanik; Tu-Dresden.de; 2007; URL: https://tu-dresden.de/ing/maschinenwesen/ilr/ressourcen/dateien/tfd/studium/dateien/Flugmechanik_V.pdf?lang=de (abgerufen am 12.09.2023)

Haute Innovation 2022

Haute Innovation: APUS-Wasserstoffflugzeug: Emissionsfreie Luftfahrt dank innovativem Flügelholmtank; Haute-Innovation.com; 2022; URL: <https://www.haute-innovation.com/magazin/mobilitaet/wasserstoff-flugzeug/> (abgerufen am 07.08.2023)

Heck 2022

Heck, F.: Benchmarking: Definition, Ziele und Beispiele; Centralstationcrm.de; 2022; URL: <https://centralstationcrm.de/blog/benchmarking-definition-ziele-und-beispiele#:~> (abgerufen am 05.08.2023)

Henrich 2022

Henrich, I.: Kurz erklärt: So funktioniert die Flying Fuel Cell; Aeroreport.de; 2022; URL: <https://aeroreport.de/de/good-to-know/kurz-erklart-so-funktioniert-die-flying-fuel-cell> (abgerufen am 03.09.2023)

H2 News 2023

H2 News: Projekt für Wasserstoffelektrische Antriebe in der Luftfahrt erhält BMWi-Förderung; H2-News.eu; 2023; URL: <https://h2-news.eu/mobilitaet/projekt-fuer-wasserstoffelektrische-antriebe-in-der-luftfahrt-erhaelt-bmwi-foerderung/> (abgerufen am 05.09.2023)

KADEA 2023

KADEA: Schaltgetriebe; Opel-kadea.de; 2023; URL: <https://www.opel-kadea.de/service/lexikon/schaltgetriebe.html> (abgerufen am 05.10.2023)

Kallo 2019

Kallo, J.: Wasserstoff statt Batterien: Fliegen mit Brennstoffzellen-Antrieb; Scinexx.de; 2019; URL: <https://www.scinexx.de/dossierartikel/wasserstoff-statt-batterien/> (abgerufen am 05.09.2019)

Kallo 2020

Kallo, J.: Neue Generation der Hy4 darf in Stuttgart abheben; Electrive.de; 2020; URL: <https://www.electrive.net/2020/12/14/neue-generation-der-hy4-darf-in-stuttgart-abheben/> (abgerufen am 05.08.2023)

Klapetz 2023

Klapetz, P.: Erfolgreicher Testflug mit Wasserstoff-Elektro-Antrieb; Golem.de; 2023; URL: <https://www.golem.de/news/zeroavia-erfolgreicher-testflug-mit-wasserstoff-elektro-antrieb-2301-171324.html> (abgerufen am 03.08.2023)

Klimaschutz Portal A

Klimaschutz Portal: Klimaschutzstrategie der internationalen Luftfahrt; Klimaschutz Portal; URL: <https://www.klimaschutz-portal.aero/klimaschutz-auf-einen-klick/#:~:text=Der%20Luftverkehr%20ist%20CO2,dieses%20ambitionierte%20Ziel%20zu%20erreichen> (abgerufen am 12.07.2023)

Klimaschutz Portal B

Klimaschutz Portal: Fragen rund ums Fliegen: Wie viel Kerosin verbrauchen deutsche Fluggesellschaften in einem Jahr; Klimaschutz Portal; URL: <https://www.klimaschutz-portal.aero/faq/wie-viel-kerosin-verbrauchen-deutsche-fluggesellschaften-in-einem-jahr/> (abgerufen am 12.07.2023)

Klimaschutz Portal C

Klimaschutz Portal: Fliegen der Zukunft: Flugzeugkonzepte von Morgen; Klimaschutz Portal; URL: <https://www.klimaschutz-portal.aero/klimaneutral-fliegen/flugzeuge-von-morgen/> (abgerufen am 14.07.2023)

Klimaschutz Portal D

Klimaschutz Portal: Alternative Antriebe im Luftverkehr: Elektromobilität der Lüfte; Klimaschutz Portal; URL: <https://www.klimaschutz-portal.aero/klimaneutral-fliegen/flugzeuge-von-morgen/alternative-antriebe/> (abgerufen am 14.07.2023)

Klimaschutz Portal 2022

Klimaschutz Portal: Staatengemeinschaft unterstützt das Klimaziel für 2050; Klimaschutz Portal; 2022; URL: <https://www.klimaschutz-portal.aero/meldung/staatengemeinschaft-unterstuetzt-klimaziel-fuer-2050/> (abgerufen am 04.08.2023)

Klößner, 2021

Klößner, A.: Fliegen mit Wasserstoff; DVZ.de; 2021; URL: <https://www.dvz.de/dossiers/nachhaltigkeit-dossier/detail/news/fliegen-mit-wasserstoff.html> (abgerufen am 23.07.2023)

Klußmann et al. 2007

Klußmann, N; Malik, A.: Lexikon der Luftfahrt; 2.Auflage; Springer Verlag; Heidelberger Platz 3, Berlin; 2007

Knupfer 2021

Knupfer, G.: Diese Infrastruktur muss weltweit vorhanden sein; Handelszeitung.ch; 2021; URL: <https://www.handelszeitung.ch/tech/diese-infrastruktur-muss-weltweit-vorhanden-sein> (abgerufen am 22.07.2023)

Koch 2010

Koch, Klaus C.: Der Flüster-Flieger; Süddeutsche Zeitung; 2010; URL: <https://www.sueddeutsche.de/auto/antares-dlr-h2-der-fluester-flieger-1.534446> (abgerufen am 04.08.2023)

Korthauer 2013

Korthauer, R.: Handbuch Lithium-Ionen-Batterien; Springer Vieweg; Heidelberger Platz 3, Berlin; 2013

Lage 2022

Lage, H.: Wie funktioniert ein Flugzeug-Propeller; Fliegermagazin.de; 2022; URL: <https://www.fliegermagazin.de/wissen/wie-funktioniert-ein-flugzeug-propeller/> (abgerufen am 05.10.2023)

Lienerth 2023

Lienerth, M.: H2FLY achieves world's first milestone with integrated liquid hydrogen storage system; H2FLY.de; 2023; URL: https://www.h2fly.de/files/ugd/f0c744_a5086820a9b74ea9bf1ad3d0c6c9d36e.pdf (abgerufen am 02.08.2023)

Lienerth 2023

Lienerth, M.: Betankungstest des Demonstrationsflugzeugs mit flüssigem Wasserstoff; H2FLY.de; 2023; URL: https://www.h2fly.de/files/ugd/f0c744_802d3d1f788d4a0695d0baedcc3f8e6a.pdf (abgerufen am 02.08.2023)

Lotens et al. 2022

Lotens, J.; Wezenbeek, P.; Van der Heijden, P.: Erneuerbare Kraftstoffe; Npsdriven.com; 2022; URL: <https://www.npsdriven.com/de/erneuerbare-kraftstoffe/> (abgerufen am 08.09.2023)

Luftsportverein Worms e.V. 2021

Luftsportverein Worms: Aus Alt macht Neu: Die Überholung unserer Cessna 172 D-EGBW; Isvworms.de; 2021; URL: https://isvworms.de/index.php?option=com_content&view=article&id=200:bw-ueberholung-public-version&catid=9 (abgerufen am 18.07.2023)

Lumitos 2005

Lumitos: Lithium-Polymer-Akkumulator; Chemie.de; 2005; URL: <https://www.chemie.de/lexikon/Lithium-Polymer-Akkumulator.html#:~:text=Durch%20seine%20besonderen%20chemischen%20Eigenschaften,bis%20zu%20180%20Wh%2Fkg.> (abgerufen am 27.09.2023)

Lycoming 2003

Lycoming: IO-580-B1A Operation and Installation Manual; Lycoming.com; 2003; URL: <https://www.lycoming.com/sites/default/files/attachments/IO-580-B1A%2520Oper%2520%2526%2520Install%2520Manual%252060297-28.pdf> (abgerufen am 27.09.2023)

Man 2023

Man: Man Grundmotor: Die Basis unserer Motoren; Man.eu; 2023; URL: <https://www.man.eu/engines/de/im-fokus/engines/man-grundmotor-die-basis-unserer-motoren-88897.html> (abgerufen am 08.09.2023)

Mayr et al. 2021

Mayr, K.; Hofer, F.; Ragowsky, G.; Gruber, W; Arnberger, A.: Systemvergleich zwischen Wasserstoffverbrennungsmotor und Brennstoffzelle im schweren Nutzfahrzeug; E-mobilbw.de; 2021; URL: https://www.e-mobilbw.de/fileadmin/media/e-mobilbw/Publikationen/Studien/e-mobilBW-Studie_H2-Systemvergleich.pdf (abgerufen am 08.09.2023)

Mclver 2003

Mclver, J.: Cessna Skyhawk II / 100 Performance Assessment; Temporal.com; 2003; URL: <http://www.temporal.com.au/c172.pdf> (abgerufen am 11.09.2023)

Mensen 2013

Mensen, H.: Handbuch der Luftfahrt; 2., neu bearbeitete Auflage; Springer Verlag; Heidelberger Platz 3, Berlin; 2013

MGM Compro 2023 A

MGM Compro: REB 90 Elektromotor; Mgm-compro.com; 2023; URL: <https://www.mgm-compro.com/electric-motor/80-kw-electric-motor/> (abgerufen am 17.09.2023)

MGM Compro 2023 B

MGM Compro: REB 60 Elektromotor; Mgm-compro.com; 2023; URL: : <https://www.mgm-compro.com/electric-motor/60-kw-electric-motor/> (abgerufen am 17.09.2023)

Mtu 2023 A

Mtu: Rolls-Royce testet mtu-Brennstoffzellensystem erfolgreich für Blackoutfall und Spitzenstrom; Mtu-Solutions.com; 2023; URL: <https://www.mtu-solutions.com/eu/de/pressreleases/2023/rolls-royce-successfully-tests-mtu-fuel-cell-system-for-blackout.html> (abgerufen am 16.07.2023)

Mtu 2023 B

Mtu: Auf dem Weg zur Klimaneutralität-Brennstoffzellentechnologie für zukünftige Energie- und Antriebssysteme; Mtu-Solutions.com; 2023; URL: <https://www.mtu-solutions.com/eu/de/technical-articles/2020/moving-towards-climate-neutrality-fuel-cell-technology-for-future-energy-and-propulsion-systems.html> (abgerufen am 02.09.2023)

Nagel 2020

Nagel, B.: Grünes Fliegen – Abheben mit Wasserstoff; Bundesregierung.de; 2020; URL: <https://www.bundesregierung.de/breg-de/themen/klimaschutz/fliegen-mit-wasserstoff-1776282> (abgerufen am 06.08.2023)

Nationaler Wasserstoffrat 2021

Nationaler Wasserstoffrat: Wasserstoff für die Luftfahrt in Deutschland; Dena.de; 2021; URL: https://www.dena.de/fileadmin/dena/Dokumente/Pdf/NWR/NWR_Stellungnahme_Luftfahrt.pdf (abgerufen am 07.08.2023)

Nina.az 2021

Nina.az: Wikipedia: APUS i-2; Nina.az; 2021; URL: https://www.wiki-data.de/de.nina.az/APUS_i-2.html (abgerufen am 03.08.2023)

Pluta 2023

Pluta, W.: Elektroflugzeug HY4 fliegt mit flüssigem Wasserstoff; Golem.de; 2023; URL: <https://www.golem.de/news/h2fly-elektroflugzeug-hy4-fliegt-mit-fluessigem-wasserstoff-2304-173279.html> (abgerufen am 05.08.2023)

Ponn et al. 2008

Ponn, J.; Lindemann, U.: Konzeptentwicklung und Gestaltung technischer Produkte; Springer Verlag; Heidelberger Platz 3, Berlin; 2008

Schick 2019

Schick, N.: Referenz-Brennstoffzellensystem für Elektrofahrzeuge; Mtz – Motortechnische Zeitschrift; 2019; URL: <https://doi.org/10.1007/s35146-019-0125-z> (abgerufen am 28.09.2023)

Schrank et al. 2021

Schrank, M.; Langer, V.; Jacobsen, B.; Von Unwerth, T.; Götze, U.: Wasserstoffverbrennungsmotor als alternativer Antrieb; Now-gmbh.de; 2021; URL: https://www.nowgmbh.de/wp-content/uploads/2021/10/now_metastudie_wasserstoff-verbrennungsmotor.pdf (abgerufen am 08.09.2023)

Science 2022

Science: Fliegen mit Wasserstoff – doch die Hürden sind hoch; Austria Presse Agentur; 2022; URL: <https://science.apa.at/power-search/9328767825031604454> (abgerufen am 07.08.2023)

Seume et al. 2009

Seume, J.; Wark, M.; Kleppa, O.: Brennstoffzellen: Saubere und effiziente Stromproduktion der Zukunft; Uni-hannover.de; 2009; URL: https://www.uni-hannover.de/fileadmin/luh/content/alumni/unimagazin/2009_energie_mauerfall/brennstoffzellen.pdf (abgerufen am 03.09.2023)

Seven.One Entertainment Group GmbH 2021

Seven.One Entertainment Group GmbH: Fliegen mit Wasserstoff – Umweltfreundlicher Flugverkehr; Goingreen.ran.de; 2021; URL: <https://goingreen.ran.de/fliegen-mit-wasserstoff-umweltfreundlicher-flugverkehr> (abgerufen am 27.09.2023)

Siegle 2022

Siegle, J.: Wasserstoff-Flugzeug APUS i-2 Prototyp bei Hannover Messe; Techfieber.de; 2022; URL: <https://www.techfieber.de/green/2022/05/26/wasserstoff-flugzeug-apus-hannover-messe/> (abgerufen am 03.08.2023)

Scholz 2014

Scholz, D.: MSME-Flugzeugsysteme; Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau HAW-Hamburg; 2014; URL: https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/materialFS/FS_Skript_1-Einleitung.pdf (abgerufen am 20.08.2023)

Spiegel Wissenschaft 2009

Spiegel Wissenschaft: Motorsegler mit Brennstoffzelle; Spiegel Wissenschaft; 2009; URL: <https://www.spiegel.de/fotostrecke/antares-dlr-h2-motorsegler-mit-brennstoffzelle-fotostrecke-44122.html> (abgerufen am 04.08.2023)

Statista 2023

Statista: Durchschnittlicher Kerosinverbrauch der deutschen Flugzeugflotte in den Jahren 1990 bis 2018; Statista.com; 2023; URL: <https://de.statista.com/statistik/daten/studie/253315/umfrage/kerosinverbrauch-der-fluggesellschaften-aus-deutschland/> (abgerufen am 14.07.2023)

Süddeutsche Zeitung 2009

Süddeutsche Zeitung: Der Flüster-Flieger; Süddeutsche Zeitung; 2009; URL: <https://www.sueddeutsche.de/auto/antares-dlr-h2-der-fluester-flieger-1.543355> (abgerufen am 02.08.2023)

Tasic et al. 2021

Tasic, D.; Energ, M.: Das neue emissionsfreie Konzeptflugzeug von Airbus; H2greentech.eu; 2021; URL: <https://www.h2greentech.eu/de/das-neue-emissionsfreie-konzeptflugzeug-von-airbus/> (abgerufen am 03.08.2023)

Ternes 2020

Ternes, L.: Der Wasserstoff-Verbrennungsmotor; Kubagym.org; 2020; URL: <https://www.kubagym.org/hff/wasserstoff-verbrennungsmotor.html> (abgerufen am 08.09.2023)

Thomalla 2022

Thomalla, V.: APUS hat erste Aufträge für die Wasserstoff-Zweimot i-2 erhalten; aerobuzz.de; 2022; URL: <https://aerobuzz.de/general-aviation/apus-hat-erste-auftraege-fuer-die-wasserstoff-zweimot-i-2-erhalten/> (abgerufen am 14.08.2023)

Töpler et al. 2017

Töpler, J.; Lehmann, J.: Wasserstoff und Brennstoffzelle; 2., aktualisierte und erweiterte Auflage; Springer Verlag; Heidelberger Platz 3, Berlin; 2017

Transport & Environment 2023

Transport & Environment: Wasserstoff-Flugzeuge: Betrieb könnte ab 2035 günstiger sein als traditionell angetriebene Flugzeuge; Transportenvironment.org; 2023; URL: <https://www.transportenvironment.org/discover/wasserstoff-flugzeuge-betrieb-konnte-ab-2035-gunstiger-sein-als-traditionell-angetriebene-flugzeuge/> (abgerufen 25.09.2023)

TWI-Deutschland

TWI-Deutschland: Was sind die Vor- und Nachteile von Wasserstoffbrennstoffzellen; TWI-Deutschland; URL: <https://www.twi-global.com/locations/deutschland/was-wir-tun/haeufig-gestellte-fragen/was-sind-die-vor-und-nachteile-von-wasserstoff-brennstoffzellen#:~> (abgerufen am 20.07.2023)

Van Basshuysen 2017

Van Basshuysen, R.: Ottomotor mit Direkteinspritzung und Direkteinblasung; 4., überarbeitete und erweiterte Auflage; Springer Vieweg; Bad Wimpfen; 2017

Umweltbundesamt 2017

Umweltbundesamt: Fluglärmbericht 2017 des Umweltbundesamtes veröffentlicht; Umweltbundesamt.de; 2017; URL: <https://www.umweltbundesamt.de/themen/fluglaermbericht-2017-des-umweltbundesamtes> (abgerufen am 06.08.2023)

Werwitzke 2020

Werwitzke, C.: Neue Generation der Hy4 darf in Stuttgart abheben; Electrive.de; 2020; URL: <https://www.electrive.net/neue-generation-der-hy4-darf-in-stuttgart-abheben> (abgerufen am 05.08.2023)

Wingly 2019

Wingly: Gut zu wissen beim Reisen im Kleinflugzeug; Wingly.io; 2019; URL: <https://blog.wingly.io/de/gut-zu-wissen-reisen-beim-im-kleinflugzeug/> (abgerufen am 25.08.2023)

ZEROAVIA, 2023

ZEROAVIA: ZeroAvia-Flugerprobung Wasserstoff-Elektrotriebwerk; Zeroavia.com; 2023; URL: <https://www.zeroavia.com/flight-testing> (abgerufen am 02.08.2023)

Anhangsverzeichnis

[1] Anforderungsliste

[2] Morphologischer Kasten

