

# **DLR-IB-MO-HF-2023-38**

**Abschätzung von geplanten In-  
standhaltungsaufwänden einer  
wasserstoffbasierten Sekundär-  
energieversorgung**

**Masterarbeit**

Jonas Peter Kensbock



**DLR**

**Deutsches Zentrum  
für Luft- und Raumfahrt**

Diese Arbeit wurde vorgelegt am Institut für Luft- und Raumfahrtsysteme

von

Jonas Peter KENSBOCK

Matrikel-Nr.: 344389

Master-Thesis

## Abschätzung von geplanten Instandhaltungsaufwänden einer wasserstoffbasierten Sekundärenergieversorgung

Aachen, 26. März 2023

Wissenschaftliche Leitung: Univ.-Prof. Dr.-Ing. Eike Stumpf

Wissenschaftliche Betreuung: Philipp Hansmann M.Sc.

Externe Betreuung: Robert Meissner M.Sc.

1. Prüfer: Univ.-Prof. Dr.-Ing. Eike Stumpf

2. Prüfer: Dr.-Ing. Ralf Hörnschemeyer



# Zusammenfassung

Auf dem Weg zu einer nachhaltigeren Luftfahrt stehen Flugzeughersteller und Airlines vor der Herausforderung, die Emission von Treibhausgasen in die Atmosphäre zu reduzieren. Da der stetige Anstieg des weltweiten Luftverkehrs geringen Reduktionen der Emissionen durch Verbesserung des Kraftstoffverbrauchs entgegenwirkt, werden innovative Energieträgerkonzepte benötigt. Wasserstoffbetriebene Brennstoffzellen sind dabei ein vielversprechender Ansatz, da sie außer Wasserdampf keine Abgase ausstoßen.

Jedoch finden wasserstoffbetriebene Flugzeuge bis heute keinen Einsatz in der kommerziellen Luftfahrt. Neben den Herausforderungen an den Flugzeugentwurf und die Bodeninfrastruktur sind insbesondere die Auswirkungen auf die Instandhaltung von Wasserstoffflugzeugen unbekannt. Da die Instandhaltungskosten einen erheblichen Teil der Betriebskosten eines Flugzeugs ausmachen, sind sie ein wichtiger Bestandteil der Technologiebewertung in der Entwicklung nachhaltiger Antriebskonzepte.

Die vorliegende Arbeit adressiert die Wissenslücke zur Instandhaltung eines Brennstoffzellensystems. Dazu wird ein Sekundärenergieversorgungssystem bestehend aus PEM-Brennstoffzellen für den Ersatz konventioneller Auxiliary Power Units (APU) in einem Kurzstreckenflugzeug analysiert. Aus dem Systementwurf werden anschließend mithilfe der MSG-3-Analyse die geplanten Instandhaltungsmaßnahmen ermittelt und mit denen einer konventionellen APU aus dem Airbus A320 verglichen.

Diese Analyse ergab, dass – in Abhängigkeit des zukünftigen Nutzungsprofils – mindestens eine Verdopplung der Arbeitsstunden bei Umstellung auf eine wasserstoffbetriebene Sekundärenergieversorgung zu erwarten ist. Besonders ist hierbei die Zunahme von Instandhaltungsarbeiten in geeigneten Reparaturshops zu erwähnen, welche nicht nur die Komplexität der Instandhaltung, sondern auch den Ersatzmaterialbedarf erhöht. Die Ergebnisse dieser Arbeit ermöglichen die Ableitung von Prognosen für den Betrieb von wasserstoffbetriebenen Flugzeugen und bieten somit eine Basis für die Abschätzung der Instandhaltungsaufwände verschiedener Betriebsszenarien für Wasserstoffflugzeuge.

**Schlagnworte:** *Wasserstoffflugzeug, PEM-Brennstoffzellen, APU, geplante Instandhaltung, MSG-3-Analyse*



## Abstract

On the road to more sustainable aviation, aircraft manufacturers and airlines face the challenge of reducing greenhouse gas emissions into the atmosphere. As the steady increase in global air traffic counteracts small reductions in emissions by improving fuel consumption, innovative energy carrier concepts are needed. Hydrogen-powered fuel cells are a promising approach, as they emit no exhaust gases other than water vapor.

However, to date, hydrogen-powered aircraft have not found use in commercial aviation. In addition to the challenges to aircraft design and ground infrastructure, the impact on maintenance of hydrogen aircraft in particular is unknown. Since maintenance costs represent a significant portion of aircraft operating costs, they are an important component of technology assessment in the development of sustainable propulsion concepts.

This work addresses the knowledge gap on the maintenance of a fuel cell system. To this end, a secondary power supply system consisting of PEM fuel cells is analyzed for the replacement of conventional Auxiliary Power Units (APU) in a short-range aircraft. From the system design, MSG-3 analysis is then used to determine the planned maintenance measures and compare them with those of a conventional APU from the Airbus A320.

The system design is then used to determine the planned maintenance measures using MSG-3 analysis. This analysis showed that – depending on the future utilization profile – at least a doubling of man-hours can be expected when converting to a hydrogen-powered secondary energy supply. Particular mention should be made here of the increase in maintenance work in suitable repair shops, which not only increases the complexity of maintenance, but also the need for replacement materials. The results of this work enable the derivation of forecasts for the operation of hydrogen-powered aircraft and thus provide a basis for estimating the maintenance effort of different operating scenarios for hydrogen aircraft.

**Keywords:** *hydrogen aircraft, PEM fuel cells, APU, scheduled maintenance, MSG 3 analysis*



# Inhaltsverzeichnis

<b>Abbildungsverzeichnis</b>	<b>VII</b>
<b>Tabellenverzeichnis</b>	<b>IX</b>
<b>Symbolverzeichnis</b>	<b>XI</b>
<b>1 Einleitung</b>	<b>1</b>
<b>2 Stand der Technik</b>	<b>3</b>
2.1 Flugzeuginstandhaltung . . . . .	3
2.1.1 Arten der Instandhaltung . . . . .	6
2.1.2 Entwicklung und Aufbau des Maintenance Program . . . . .	8
2.2 Brennstoffzellen . . . . .	11
2.2.1 Funktionsweise . . . . .	11
2.2.2 Brennstoffzellensystem . . . . .	13
2.3 Auxiliary Power Unit . . . . .	20
2.3.1 Aufbau . . . . .	20
2.3.2 Verwendung . . . . .	21
2.3.3 Instandhaltung der APU . . . . .	21
2.3.4 Brennstoffzellen-APU . . . . .	22
<b>3 Methode</b>	<b>25</b>
3.1 MSG-3-Analyse . . . . .	25
3.1.1 MSI Selection . . . . .	25
3.1.2 Identifikation der Fehler . . . . .	26
3.1.3 Level 1 - Bestimmung der Fehlerkritikalität . . . . .	26
3.1.4 Level 2 - Bestimmung der Instandhaltungsmaßnahmen . . . . .	29
3.1.5 Intervalle zwischen Instandhaltungsaufgaben . . . . .	31
<b>4 Systementwurf</b>	<b>33</b>
4.1 Annahmen . . . . .	33
4.2 Entwurf des Brennstoffzellensystems . . . . .	35
4.2.1 Temperatursystem . . . . .	36
4.2.2 Kathodensystem . . . . .	37
4.2.3 Anodensystem . . . . .	38
4.2.4 ECAM . . . . .	39

---

<b>5</b>	<b>Analyse</b>	<b>41</b>
5.1	MSI-Selection . . . . .	41
5.2	Funktionen . . . . .	42
5.3	Level 1 - Bestimmung der Fehlerkritikalität . . . . .	43
5.4	Level 2 - Bestimmung der Instandhaltungsmaßnahmen . . . . .	44
5.5	Instandhaltungsintervalle und MMH . . . . .	45
5.5.1	Leckagetests . . . . .	45
5.5.2	Filter . . . . .	47
5.5.3	Ventile . . . . .	47
5.5.4	Wärmeübertrager . . . . .	49
5.5.5	Kompressor . . . . .	49
5.5.6	Wasserabscheider . . . . .	49
5.5.7	Kühlmittelpumpe . . . . .	50
5.5.8	Heizelement . . . . .	50
5.5.9	Sensoren . . . . .	50
5.5.10	Brennstoffzellenstack . . . . .	51
5.5.11	Aufhängung . . . . .	51
<b>6</b>	<b>Ergebnisse</b>	<b>53</b>
6.1	Berechnungsgrundlage . . . . .	53
6.2	Vergleich . . . . .	55
6.2.1	Anzahl der Tasks nach Kategorie . . . . .	55
6.2.2	Anteil In-Shop-Maintenance . . . . .	56
6.2.3	Änderung der Arbeitsstunden . . . . .	57
6.2.4	Aufwändigste Tasks des BZ-Systems . . . . .	58
<b>7</b>	<b>Zusammenfassung und Ausblick</b>	<b>61</b>
7.1	Zusammenfassung der Ergebnisse . . . . .	61
7.2	Ausblick auf zukünftige Forschung . . . . .	62
	<b>Literatur</b>	<b>65</b>
<b>A</b>	<b>Appendix</b>	<b>71</b>

# Abbildungsverzeichnis

2.1	DOC-Anteile nach HÖLZEL . . . . .	4
2.2	Grundmaßnahmen der Instandhaltung . . . . .	4
2.3	Instandhaltungsarten, aufgeteilt in geplante und nicht geplante Instandhaltung	7
2.4	Auszug aus dem MPD des Airbus A320 . . . . .	9
2.5	Schematischer Aufbau einer Wasserstoffbrennstoffzelle . . . . .	11
2.6	Brennstoffzellenstack . . . . .	13
2.7	Leistungsabgabe einer PEM-Brennstoffzelle . . . . .	14
2.8	Aufbau einer APU am Beispiel der Honeywell GTCP36-280 . . . . .	20
3.1	Flussdiagramm für Level 1 der MSG-3-Analyse nach AIR TRANSPORT ASSO- CIATION OF AMERICA, INC. . . . .	27
3.2	Flussdiagramm für Level 2 der MSG-3-Analyse nach AIR TRANSPORT ASSO- CIATION OF AMERICA, INC. . . . .	29
4.1	Skizze des Fuel-Supply-Systems . . . . .	34
4.2	Skizze des Fuel-Cell-Systems . . . . .	35
4.3	Skizze des Temperatursystems . . . . .	36
4.4	Skizze des Kathodensystems . . . . .	37
4.5	Skizze des Anodensystems . . . . .	38
4.6	Vergleich der ECAM-Displays . . . . .	39
5.1	Level 1 der MSG-3-Analyse für Fehler 5A . . . . .	43
5.2	Level 2 der MSG-3-Analyse für Fehler 5A . . . . .	44
6.1	Nutzungsarten nach jährlicher Nutzung und durchschnittlicher Flugdauer . . .	54
6.2	Anzahl der Tasks nach Task-Code für Legacy- und H2-APU . . . . .	55
6.3	Aufwändigste Tasks des H2-Systems in Prozent des gesamten Instandhaltungs- aufwands . . . . .	59



## Tabellenverzeichnis

2.1	Informationen im MPD nach Spalten . . . . .	10
2.2	Checks mit üblichen Intervallen . . . . .	10
2.3	Typische Verwendung der APU nach Flugphasen . . . . .	21
4.1	Annahmen an den Systementwurf des Brennstoffzellensystems . . . . .	35
5.1	MSIs des Brennstoffzellensystems . . . . .	42
6.1	Faktoren zur Umrechnung von FH und FC . . . . .	54
6.2	MMH/1.000FH für Legacy- und H2-System für verschiedene Nutzungen . . . . .	56
6.3	Anzahl der In-Shop-Instandhaltungsmaßnahmen pro 1.000 FH . . . . .	57
6.4	MMH/1.000FH für Legacy- und H2-System für verschiedene Nutzungen . . . . .	57
6.5	Anteil der MMH, die nach FH/APUH, FC/APUC oder MO getrieben werden . . . . .	57
A.1	Liste der Funktionen und Fehler des Brennstoffzellensystems (1) . . . . .	72
A.2	Liste der Funktionen und Fehler des Brennstoffzellensystems (2) . . . . .	73
A.3	Liste der Funktionen und Fehler des Brennstoffzellensystems (3) . . . . .	74
A.4	Antworten für Level 1 der MSG-3-Analyse (1) . . . . .	75
A.5	Antworten für Level 1 der MSG-3-Analyse (2) . . . . .	76
A.6	Antworten für Level 2 der MSG-3-Analyse (1) . . . . .	77
A.7	Antworten für Level 2 der MSG-3-Analyse (2) . . . . .	78
A.8	Antworten für Level 2 der MSG-3-Analyse (3) . . . . .	79
A.9	Geplante Instandhaltungstasks für das Brennstoffzellensystem . . . . .	80
A.9	Geplante Instandhaltungstasks für das Brennstoffzellensystem (kont.) . . . . .	81



# Symbolverzeichnis

## *Abkürzungen*

APU	.....	Auxiliary Power Unit
APUC	.....	APU Cycles
APUH	.....	APU Hours
ATA	.....	Air Transport Association
AVG	.....	Average
BZ	.....	Brennstoffzelle
DIN	.....	Deutsches Institut für Normung e.V.
DLR	.....	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
ECAM	.....	Electronic Centralized Aircraft Monitoring
FC	.....	Flight Cycles
FH	.....	Flight Hours
GH <sub>2</sub>	.....	Gasförmiger Wasserstoff
GDL	.....	Gas Diffusion Layer
GPU	.....	Ground Power Unit
HUR	.....	High Utilization Rate
IDG	.....	Integrated Drive Generator
LH <sub>2</sub>	.....	Flüssiger Wasserstoff
LFS	.....	Long Flight Segments
LLP	.....	Life Limited Part

---

LUR	.....	Low Utilization Rate
MEA	.....	Membrane Electrode Assembly
MMH	.....	Maintenance Man Hour
MO	.....	Kalendermonat
MPD	.....	Maintenance Planning Document
MP	.....	Maintenance Plan
MRB	.....	Maintenance Review Board
MRO	.....	Maintenance, Repair and Overhaul
MSG-3	.....	Maintenance Steering Group Generation 3
MSI	.....	Maintenance Significant Items
PEM	.....	Protone Exchange Membrane
SFS	.....	Short Flight Segments

***Bauteile***

AC	.....	Luftkompressor
F	.....	Filter
HT	.....	Heizelement
HX	.....	Wärmeübertrager
H	.....	Feuchtigkeitssensor
LS	.....	Füllstandsensoren
MV	.....	Mischventil
M	.....	Kühlmittelpumpe
PT	.....	Drucktransmitter
RV	.....	Überdruckventil
SV	.....	Magnetventil
TT	.....	Temperaturtransmitter

---

V ..... Kühlmittel tank

***Task-Codes***

DET ..... Detailed Inspection

DIS ..... Discard

FNC ..... Functional Check

GVI ..... General Visual Inspection

LUB ..... Lubrication

OPC ..... Operational Check

RST ..... Restoration

SDI ..... Special Detailed Inspection



# 1 Einleitung

**E**ine der größten Herausforderungen an die moderne Luftfahrtindustrie ist die Transformation zu ökologischer Nachhaltigkeit. Insbesondere die Emission von Treibhausgasen in die Atmosphäre gilt es hierbei zu reduzieren. Dazu hat die Europäische Kommission mit dem European Green Deal eine Strategie veröffentlicht, mit der die Netto-Emissionen von Treibhausgasen bis zum Jahr 2050 in der EU auf Null reduziert werden sollen [20]. Um dieses Ziel zu erreichen, sollen die Treibhausgasemissionen des Luftverkehrs bis 2050 um 90 % gegenüber 1990 reduziert werden [21]. Dazu ist die Entwicklung von neuen Technologien nötig, die einen emissionsarmen Flugverkehr ermöglichen.

Ein besonders hohes Einsparpotential bietet das elektrische Fliegen mit wasserstoffbetriebenen Brennstoffzellen. Airbus hat hierzu im Projekt ZEROe drei Konzepte für wasserstoffbetriebene Flugzeuge vorgestellt, die bis zum Jahr 2035 rein wasserstoffbetriebenen Flugverkehr möglich machen sollen. Diese innovative Technologie verspricht einen nachhaltigen Flugverkehr, der neben Wasserdampf keine Emissionen ausstößt [6].

Auf dem Weg zum nachhaltigen Fliegen mit Wasserstoff gibt es jedoch einige technische Herausforderungen. Die Nutzung von Wasserstoff stellt bei der Mischung mit Sauerstoff durch seine leichte Entzündbarkeit hohe Anforderungen an die Sicherheit [73, S. 299]. Zudem stellt die Nutzung von Wasserstoff hohe Anforderungen an die Systemarchitektur und Isolation der Tanks. Das liegt daran, dass die Energiedichte gasförmigen Wasserstoffs zu gering ist, sodass in der Luftfahrt Flüssigwasserstoff verwendet werden muss. Dafür müssen kryogene Tanks eingesetzt werden, die den Wasserstoff unter dem Siedepunkt von ca. 20 K halten [23].

Eine weitere wichtige Herausforderung bei der Transformation zur nachhaltigen Luftfahrt ist die Instandhaltung von Wasserstoffflugzeugen. Da die Flugzeuginstandhaltung zwischen 10 % und 20 % der direkten Betriebskosten für den Flugzeugbetreiber ausmacht, sind die Instandhaltungskosten ein kritischer Faktor für die Wirtschaftlichkeit von nachhaltigem Fliegen mit Wasserstoff [37]. Jedoch sind die Änderungen der Instandhaltung, die sich bei der Transformation zu wasserstoffbetriebenen Fliegen ergeben, weitestgehend unbekannt. Während es in der Forschung eine Vielzahl von Veröffentlichungen zu Wasserstoffflugzeugen gibt – insbesondere über mögliche Flugzeugentwürfe und Auswirkungen auf den Flugbetrieb – wird das Thema Instandhaltung oft vernachlässigt.

Diese Arbeit bietet eine erste Abschätzung der geplanten Instandhaltungsarbeiten für ein Brennstoffzellensystem in der Luftfahrt. Dabei bezieht sie sich auf einen konkreten System-

entwurf und lässt sich aufgrund des methodischen Vorgehens auf andere Systemarchitekturen anpassen. So ist es möglich, die Ergebnisse dieser Arbeit auf jedes Brennstoffzellensystem in einem vollständig mit Wasserstoff betriebenen Flugzeug anzuwenden. Somit schaffen sie eine wichtige Grundlage für die Kostenabschätzung von Wasserstoffflugzeugen und stellen einen Schritt in der Transformation zu einer nachhaltigen Luftfahrt dar.

Es werden in Kapitel 2 zunächst die theoretischen Grundlagen zu den Themen Flugzeug-instandhaltung, Brennstoffzellen und Auxiliary Power Unit dargelegt. In Kapitel 3 wird die MSG-3-Analyse im Allgemeinen erläutert. In Kapitel 4 wird anhand der getroffenen Annahmen und Randbedingungen ein Brennstoffzellensystem für den Betrieb als Auxiliary-Power-Unit (APU) in einem hybridelektischen Flugzeug entworfen. Dieses System wird schließlich in Kapitel 5 mittels der MSG-3-Analyse untersucht und somit die geplanten Instandhaltungsaufgaben ermittelt. Dazu werden auch Abschätzungen für die benötigten Arbeitsstunden getroffen. Die Ergebnisse der Analyse werden in Kapitel 6 diskutiert und mit den Instandhaltungsaufgaben der herkömmlichen APU verglichen.

## 2 Stand der Technik

**Z**um Thema Instandhaltung von Wasserstoffflugzeugen gibt es bereits einige wegweisende Vorarbeiten, insbesondere am Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR). So haben WEHRSPORN et al. [81] eine ökonomische Analyse von hybridelektrischen Flugzeugen mit Flüssigwasserstoffantrieb über den Lebenszyklus durchgeführt, in der auch die Instandhaltung des Wasserstofftanks mitberücksichtigt wird. HOFF et al. [36] haben insbesondere den Einsatz von Wasserstoffbrennstoffzellen in einem Flugzeug betrachtet und aus der Instandhaltungssicht analysiert. Diese Arbeiten stellen einen wichtigen ersten Schritt für die Forschung zur Instandhaltung von Wasserstoffflugzeugen dar, basieren jedoch auf Literaturrecherchen zur Instandhaltung von Brennstoffzellen aus dem Automobilbereich und enthalten keine Analyse eines konkreten Wasserstoffsystems für den Einsatz in der Luftfahrt.

MEISSNER et al. [60] haben eine ausführliche Analyse eines Brennstoffversorgungssystems für eine wasserstoffbetriebene APU durchgeführt. Sie basiert auf einer MSG-3-Analyse, um die geplanten Instandhaltungsaufwände abzuschätzen, betrachtet dabei jedoch nur das Brennstoffversorgungssystem.

Um eine vollständige Abschätzung des Instandhaltungsumfangs abgeben zu können, ist es zusätzlich nötig, die Instandhaltung des Brennstoffzellensystems zu analysieren. Dazu wird in dieser Arbeit ein Brennstoffzellensystem für eine wasserstoffbetriebene APU entworfen und anschließend die geplanten Instandhaltungsaufgaben ermittelt. Als Methode wird dazu die MSG-3-Analyse angewendet, die in der Entwicklung des Maintenance-Planning-Document (MPD) Verwendung findet. Anschließend werden die Instandhaltungsaufwände der Wasserstoff-APU mit denen einer herkömmlichen APU verglichen.

Im Folgenden werden die Grundlagen zu den Themen Flugzeuginstandhaltung, Brennstoffzellen und Auxiliary Power Units erläutert.

### 2.1 Flugzeuginstandhaltung

Da Flugzeuge wie alle technischen Systeme Verschleiß unterliegen, kommt es ohne Gegenmaßnahmen unvermeidbar zum Ausfall des Systems. Als Ausfall wird die Nichterfüllung der geforderten Funktion bezeichnet [19]. Neben den Sicherheitsrisiken stellen Ausfälle von Flugzeugsystemen auch einen großen Kostenpunkt für den Flugzeugbetreiber dar. So fallen bei

Verzögerung des Flugablaufs am Boden 30-70 \$/min an zusätzlichen Kosten für die betroffene Airline an [2]. Insgesamt verursachen Verspätungen alleine in den USA jedes Jahr Kosten in Höhe von mehreren Milliarden US-Dollar für die betroffenen Airlines [22]. Um die Flugsicherheit zu erhöhen und die Betriebskosten zu senken, ist Flugzeuginstandhaltung somit von großer Relevanz für den Flugzeugbetreiber. In Abb. 2.1 ist die Aufteilung der direkten Betriebskosten (direct operating cost - DOC) nach HÖLZEL [37] für ein Referenzflugzeug gegeben. Das Referenzflugzeug basiert dabei auf einer Airbus A320 im Kurz- und Mittelstreckenbetrieb.

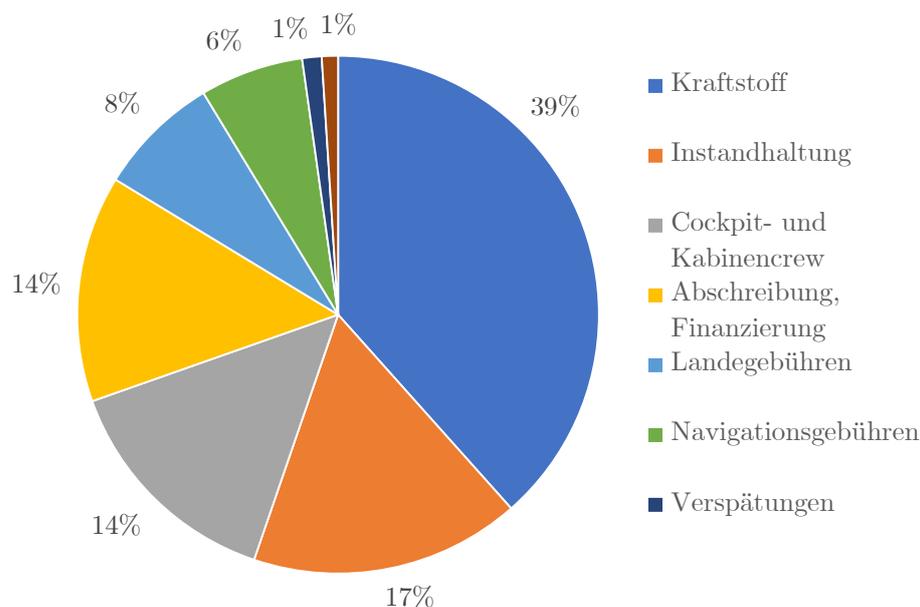


Abbildung 2.1: DOC-Anteile nach HÖLZEL [37]

Daraus wird deutlich, dass die Instandhaltungskosten mit 17 % den zweitgrößten Anteil an den DOC ausmachen. Somit sind sie ein signifikanter Stellhebel, um einen wirtschaftlichen Flugbetrieb sicherzustellen.

Instandhaltung im Allgemeinen ist in der DIN 31051 [18] definiert. Unter Instandhaltung versteht man alle Maßnahmen, die dem Erhalt oder der Wiederherstellung des funktionsfähigen Zustands eines Objektes dienen. Instandhaltung kann in die vier Grundmaßnahmen Wartung, Inspektion, Instandsetzung und Verbesserung eingeteilt werden, die in Abb. 2.2 dargestellt sind [18].

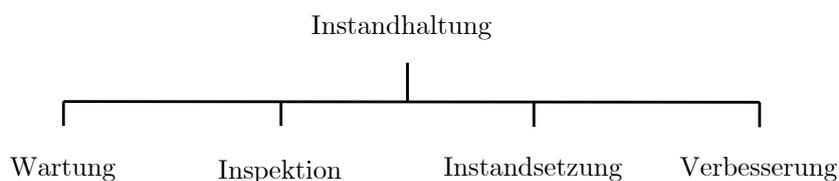


Abbildung 2.2: Grundmaßnahmen der Instandhaltung [18]

Dabei sind die Grundmaßnahmen wie folgt definiert:

**Wartung** Wartung bezeichnet Maßnahmen zur Verzögerung des Abbaus des vorhandenen Abnutzungsvorrats [18, S. 5]. Der Abnutzungsvorrat ist der Vorrat der möglichen Funktionserfüllungen eines Objekts unter festgelegten Bedingungen [18, S. 8]. Somit wird also versucht, den Ausfall des Objektes präventiv zu vermeiden oder zu verzögern.

**Inspektion** Als Inspektion wird die Prüfung auf Konformität der maßgeblichen Merkmale eines Objekts durch Messung, Beobachtung oder Funktionsprüfung bezeichnet [18, S. 5].

**Instandsetzung** Instandsetzung bezeichnet eine physische Maßnahme, die ausgeführt wird, um die Funktion eines fehlerhaften Objekts wiederherzustellen [18, S. 6].

**Verbesserung** Eine Verbesserung liegt vor, wenn eine Steigerung der immanenten Zuverlässigkeit, Instandhaltbarkeit und/oder Sicherheit eines Objekts vorliegt, ohne dass seine ursprüngliche Funktion verändert wird [18, S. 6].

In der Flugzeuginstandhaltung ist das betrachtete Instandhaltungsobjekt das Flugzeug und der wiederherzustellende Soll-Zustand die Lufttüchtigkeit [61, S. 1353]. Wie nahezu alle Aktivitäten der Luftfahrt unterliegt die Flugzeuginstandhaltung gesetzlichen Vorgaben. Die Grundlage dafür gibt die EU-Verordnung Implementing Rule Continuing Airworthiness. Darin sind in Part M die Anforderungen an die Lufttüchtigkeit und in Part 145 an die Instandhaltung definiert [32].

Dabei ist die Lufttüchtigkeit definiert als die Fähigkeit, innerhalb festgelegter Grenzen sicher fliegen zu können [25, S. 5]. Sicherheit ist hierbei der Zustand, in dem das Risiko niedriger ist als das zulässige Risiko [38, S. 706].

Insgesamt gibt es nach MENSEN [61] bei der Flugzeuginstandhaltung die folgenden vier Ziele:

- Gewährleistung maximal möglicher Sicherheit im Flugbetrieb
- Beibehaltung einer hohen Einsatzzuverlässigkeit des Flugzeugs
- Optimierung der Wirtschaftlichkeit im Betriebsablauf
- Gewährleistung eines hohen Passagierkomforts und eines ordentlichen Erscheinungsbildes

Da es sich bei Flugzeugen um hochkomplexe Systeme mit einer Vielzahl von Subsystemen handelt, muss die Instandhaltung über den gesamten Lebenszyklus des Flugzeugs strukturiert werden. Dazu führt der Flugzeugbetreiber ein Instandhaltungsprogramm (maintenance plan,

MP). Es enthält Details, Umfänge und Häufigkeit der Instandhaltungsereignisse und Checks. Jeder Flugzeugbetreiber ist zum Nachweis eines MP verpflichtet und muss dies regelmäßig der jeweiligen Luftaufsichtsbehörde nachweisen. [32, S. 127–128]

Bevor in Kap. 2.1.2 die Entwicklung des MP erläutert wird, werden in Kap. 2.1.1 zunächst noch die verschiedenen Arten der Instandhaltung definiert, die im MP wichtig sind.

### 2.1.1 Arten der Instandhaltung

Neben der Einteilung nach Maßnahmen kann Instandhaltung auch anhand ihres Zwecks oder Zeitpunktes differenziert werden.

Eine mögliche Unterteilung ist in präventive und korrektive Instandhaltung.

**Präventive Instandhaltung** Die präventive Instandhaltung findet zur Verminderung von Verschleiß und zur Reduzierung der Ausfallwahrscheinlichkeit des Objekts statt. Sie wird also in der Regel vor Ausfall des Objekts durchgeführt [19, S. 34]. Sie kann weiter aufgeteilt werden in Hard-Time- und On-Condition-Maintenance.

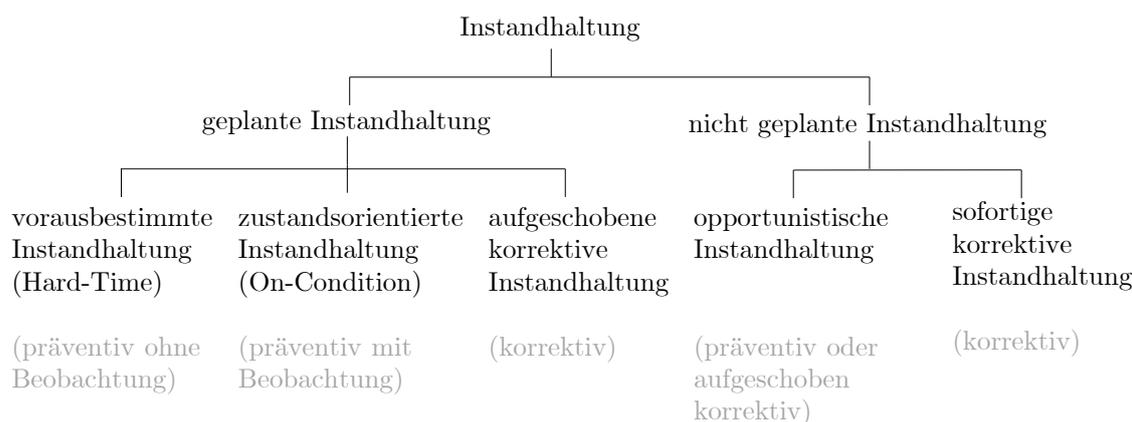
Bei Hard-Time-Maintenance wird die betrachtete Komponente nach einem festgelegten Zeitintervall einer Instandhaltungsmaßnahme unterzogen. Dabei spielt es keine Rolle, ob es zu diesem Zeitpunkt bereits zur Beeinträchtigung der Funktion gekommen ist oder nicht. Bei On-Condition-Maintenance werden in festgelegten Abständen Inspektionen und Tests durchgeführt, um die Funktionalität der Komponente zu überprüfen. Dabei müssen dem System genaue Mindestspezifikationen zugewiesen werden, die den gültigen Bereich der Funktionserfüllung definieren.

Präventive Instandhaltung wird bei Flugzeugen vornehmlich an den Systemen angewandt, deren Ausfall sicherheitskritische Auswirkungen hat, da nicht genügend Redundanz zur Verfügung steht [61, S. 1351]. Als weitere Bedingung für präventive Instandhaltung gilt, dass die Instandhaltungsmaßnahme die Ausfallwahrscheinlichkeit des Systems wieder in den Neuzustand zurückversetzt. Außerdem gilt bei der Wahl des Instandhaltungsintervalls, dass die Mehrheit der Einheiten bis zum Instandhaltungsereignis überlebt [66, S. 57].

**Korrektive Instandhaltung** Die korrektive Instandhaltung wird erst nach der Erkennung eines Fehlers durchgeführt und dient dazu, das Objekt wieder in den funktionstüchtigen Zustand zu bringen [19, S. 38]. Der Fehler wird somit erst im Anschluss an den durchgeführten Flug behoben. Voraussetzung, um korrektive Instandhaltung im Instandhaltungsplan vorsehen zu können ist, dass der Ausfall des betrachteten Systems keine Auswirkungen auf die Sicherheit des Flugbetriebs hat oder ausreichende Redundanz zur Verfügung steht [61, S. 1352]. Außerdem muss es möglich sein, eine Bedingung zu definieren, nach der entschie-

den wird, ob die Funktion erfüllt wird oder nicht (beispielsweise Über-/Unterschreiten eines Messwerts) [66, S. 51]. Bei korrektiver Instandhaltung wird das System kontinuierlich inspiziert, um mögliche Fehler zu entdecken. In der Luftfahrt wird die korrektive Instandhaltung als Condition-Monitored-Maintenance, die Überwachung des Systems zur Erkennung des Ausfalls als On-Condition-Monitoring bezeichnet [61, S. 1352]. Typische Bauteile in der Luftfahrt, die On-Condition instandgehalten werden, sind Bremsen, Reifen, Triebwerksbauteile und große Teile der Flugzeugstruktur [66, S. 51].

Eine weitere Art der Differenzierung von Instandhaltungsarten, die insbesondere bei der Erstellung des MPD wichtig ist, ist die Unterscheidung in geplante und nicht geplante Instandhaltung. Die Differenzierung nach DIN EN 13306 [19] ist in Abb. 2.3 dargestellt.



**Abbildung 2.3:** Instandhaltungsarten, aufgeteilt in geplante und nicht geplante Instandhaltung. In grau die Unterteilung in präventive und korrektive Instandhaltung [19]

**Geplante Instandhaltung** Geplante Instandhaltung bezeichnet eine Instandhaltung, die nach einem festgesetzten Zeitplan oder einer festgelegten Zahl von Nutzungseinheiten durchgeführt wird. Diese kann weiter differenziert werden in vorausbestimmte, zustandsorientierte und aufgeschobene korrektive Instandhaltung [19, S. 38].

Sowohl vorausbestimmte als auch zustandsorientierte Instandhaltung zählen zu den präventiven Instandhaltungen, unterscheiden sich aber dadurch, dass die vorausbestimmte Instandhaltung nach festgelegten Zeit- oder Nutzungseinheiten durchgeführt wird, ohne vorher den Zustand des Objekts zu ermitteln. Die zustandsorientierte Instandhaltung hingegen wird nach planmäßiger oder kontinuierlicher Beurteilung des Zustands durchgeführt [19, S. 35]. Die aufgeschobene korrektive Instandhaltung ist eine korrektive Instandhaltung, die nicht sofort nach

der Erkennung des Fehlers durchgeführt wird, sondern nach vorher festgelegten Instandhaltungsregeln zurückgestellt wird [19, S. 38].

**Nicht geplante Instandhaltung** Nicht geplante Instandhaltung ist auf die Unvorhersehbarkeit technischer Abnutzung zurückzuführen. Dazu zählt die opportunistische und die sofortige korrektive Instandhaltung. Opportunistische Instandhaltung wird ungeplant zur gleichen Zeit durchgeführt wie andere Instandhaltungsmaßnahmen, um Kosten zu vermindern. Sie kann präventiv oder aufgeschoben korrektiv ausgeführt werden.[19, S. 39] Sofortige korrektive Instandhaltung wird unmittelbar nach der Fehlererkennung durchgeführt, um Fehlerfolgen zu vermeiden. [19, S. 38]

### 2.1.2 Entwicklung und Aufbau des Maintenance Program

Jeder Flugzeugbetreiber ist gesetzlich dazu verpflichtet, ein Instandhaltungsprogramm zu führen, das die geplanten Instandhaltungsmaßnahmen und deren zeitlichen Ablauf enthält. Dabei muss es den Mindestanforderungen des Flugzeugherstellers genügen. Im Folgenden wird der Entwicklungsprozess eines MP erläutert.

#### MRB-Report

Die Grundlage jedes MP ist der MRB-Report (Maintenance Review Board Report), der vom Flugzeugentwicklungsbetrieb mit der Zulassung veröffentlicht wird. Er enthält die Mindestanforderungen an die Instandhaltung und ist damit das wichtigste Dokument für den Flugzeugbetreiber und die Aufsichtsbehörden.

Der MRB-Report wird in gegenseitiger Absprache vom Maintenance Review Board (MRB) und Industry Steering Committee (ISC) erarbeitet. Das MRB besteht aus Vertreterinnen und Vertretern der Aufsichtsbehörden, während das ISC aus Vertreterinnen und Vertretern des Flugzeug- und Triebwerksherstellers sowie Expertinnen und Experten von Fluggesellschaften und Instandhaltungsbetrieben besteht.

Zur Erstellung des MRB-Reports wird die Instandhaltung des Flugzeugs in die drei Bereiche Zonen, Struktur und Systeme aufgeteilt. Anschließend ernennt das ISC Arbeitsgruppen (Maintenance Working Groups), die Vorschläge für Instandhaltungsumfang und -häufigkeit erarbeiten. Dazu nutzen sie die MSG-3-Analyse, die detailliert in Kap. 3 erläutert wird.

In Rücksprache mit dem ISC und den Arbeitsgruppen prüft das MRB den Report und gibt ihn frei [32, S. 128–131].

## Maintenance Planning Document

Das MPD ist ein zusätzliches Dokument, das der Herstellerbetrieb den Flugzeugbetreibern zur Verfügung stellt. Es wird auf der Basis des MRB-Reports entwickelt und bietet den Betreibern weiterführende Informationen zur Ausführung der Instandhaltung. Dazu gehören Informationen zur Strukturierung und Arbeitsreihenfolge, in denen die Instandhaltungsaufgaben durchgeführt werden sollen. Während der MRB-Report also die Mindestanforderungen an die Instandhaltung definiert, liefert das MPD detaillierte Informationen, die dem Betreiber im betrieblichen Alltag helfen [32, S. 132].

Ein Auszug aus dem MPD des Airbus A320 ist in Abb. 2.4 dargestellt [5].

A318/A319/A320/A321			MAINTENANCE PLANNING DOCUMENT					
TASK NUMBER	ZONE	DESCRIPTION	THRESHOLD INTERVAL	SOURCE	REFERENCE	MEN	MH	APPLICABILITY
491200-A1-1	315	APU MOUNTS EN DI DETAILED INSPECTION OF APU SUSPENSION RODS, VIBRATION ISOLATOR STRUCTURE INCLUDING BRACKETS AND VISIBLE PART OF STRUCTURE ATTACHMENT FITTINGS NOTE : TASK MAY BE ACCOMPLISHED AT OPPORTUNITY OF APU CHANGE ACCESS: 315AL 316AR	I: 80 MO NOTE	MRB 9	491200-210-004 MRB REFERENCE : 49.12.00/02-32	1	0.30	APS 3200
491200-B1-1	315	APU MOUNTS EN DI DETAILED INSPECTION OF APU SUSPENSION RODS, VIBRATION ISOLATOR STRUCTURE INCLUDING BRACKETS AND VISIBLE PART OF STRUCTURE ATTACHMENT FITTINGS NOTE : TASK MAY BE ACCOMPLISHED AT OPPORTUNITY OF APU CHANGE ACCESS: 315AL 316AR	I: 80 MO NOTE	MRB 9	491200-210-007 MRB REFERENCE : 49.12.00/02-13	1	0.30	131-9(A)
491200-01-1	315	APU MOUNTS AF DI DETAILED INSPECTION OF APU SUSPENSION RODS, VIBRATION ISOLATOR STRUCTURE INCLUDING BRACKETS AND VISIBLE PART OF STRUCTURE ATTACHMENT FITTINGS NOTE : TASK MAY BE ACCOMPLISHED AT OPPORTUNITY OF APU CHANGE	I: 80 MO NOTE	MRB 9	491200-210-001 MRB REFERENCE : 49.12.00/01-36	1	0.30	GTCP 36-300
491200-02-2		***** TASK DELETED *****						
491200-03-1	315	APU MOUNTS AF DI DETAILED INSPECTION OF THE TIE-ROD FORK ENDS ACCESS: 315AL 316AR	I: 600 FH OR 6 MO	ISB LUR	491200-210-003 ISB 49-1006	1	0.75	A320 GTCP 36-300 PRE 21827 (49-1009) PRE 21999
SYSTEMS AND POWERPLANT PROGRAM : AUXILIARY POWER UNIT			REV. DATE: NOV 01/10		SECTION: 2-49		PAGE 1	

Abbildung 2.4: Auszug aus dem MPD des Airbus A320 [5]

Das MPD ist tabellarisch aufgebaut, wobei jede Zeile einer Instandhaltungsmaßnahme entspricht. Die Informationen nach Spalte sind in Tab. 2.1 erläutert.

**Tabelle 2.1:** Informationen im MPD nach Spalten

Spalte	Information
Task Number	Nummerierung der Tasks nach ATA-Kapitel
Zone	ATA-Zone
Description	Beschreibung des Tasks inkl. Angaben zu Zugangsklappen, Task- und Skillcode
Threshold/Interval	Intervall (I) und Schwellenwert (T) für die Durchführung
Source	Quelle des Tasks (Maintenance Review Board, Inspection Service Bulletin o.Ä.)
Reference	Verweis auf Quelle
Men	Anzahl der benötigten Personen für Instandhaltungsaufgabe
M/H	Anzahl der Personenstunden für Instandhaltungsaufgabe
Applicability	Anwendbarkeit (z.B. auf Flugzeugtyp oder Modellnummer einer Komponente)

## Maintenance Program

Im letzten Schritt erstellt der Flugzeugbetreiber ein MP, das auf ein einzelnes Luftfahrzeug bzw. eine Flotte von Flugzeugen gleicher Bauart spezialisiert ist. Üblicherweise erstellen die Betreiber das Instandhaltungsprogramm auf der Grundlage des MPD. Das MPD beschreibt die einzelnen Instandhaltungsmaßnahmen und den genauen zeitlichen Ablauf. Dabei werden die Einzelmaßnahmen oft zu Checks zusammengefasst. Tab. 2.2 zeigt typische Intervalle und Zeit- bzw. MMH-Aufwände von Checks, die sich im Detail, jedoch je nach Flugzeugtyp unterscheiden. Dabei umfasst jeder Check auch alle darüberliegenden kleineren Checks [61, S. 1356].

**Tabelle 2.2:** Checks mit üblichen Intervallen [61, S. 1356]

Ereignis	Intervall	Bodenzeit	Aufwand (MMH)
Trip Check	vor jedem Flug	30-60 min	1
Ramp Check	täglich	2-5 h	6-35
Service Check	wöchentlich	2,5-5 h	10-55
A-Check	350-650 FH	5-10 h	45-260
B-Check	5 Monate	10-30 h	150-750
C-Check	15-18 Monate	35-50 h	650-1.800
Intermediate Layover	5-6 Jahre	2 Wochen	25.000
D-Check	5-10 Jahre	6 Wochen	60.000

## 2.2 Brennstoffzellen

Auf dem Weg zur nachhaltigen Luftfahrt ist die Entwicklung von emissionsfreien Antriebstechnologien eine der größten Herausforderungen. Eine vielversprechende Möglichkeit dazu bieten wasserstoffbetriebene Brennstoffzellen (BZ). Im Folgenden wird die Funktionsweise von Brennstoffzellen und deren Integration in ein Brennstoffzellensystem erläutert. Dabei liegt der Fokus auf PEM-Brennstoffzellen (proton exchange membrane).

### 2.2.1 Funktionsweise

Brennstoffzellen sind elektrochemische Energiewandler, die aus einem Brenngas und Sauerstoff elektrische Leistung erzeugen. Sie liefern eine direkte Umwandlung von chemischer in elektrische Energie und sind somit nicht durch den Carnot-Wirkungsgrad beschränkt. Daher können mit Brennstoffzellen höhere Wirkungsgrade als mit Verbrennungsmaschinen erreicht werden [62, S. 372]. Im Gegensatz zu Batterien sind sie nicht in ihrer Kapazität begrenzt, sondern funktionieren kontinuierlich, solange Brennstoff zugeführt wird [43, S. 16]. Der schematische Aufbau einer PEM-Brennstoffzelle ist in Abb. 2.5 gegeben.

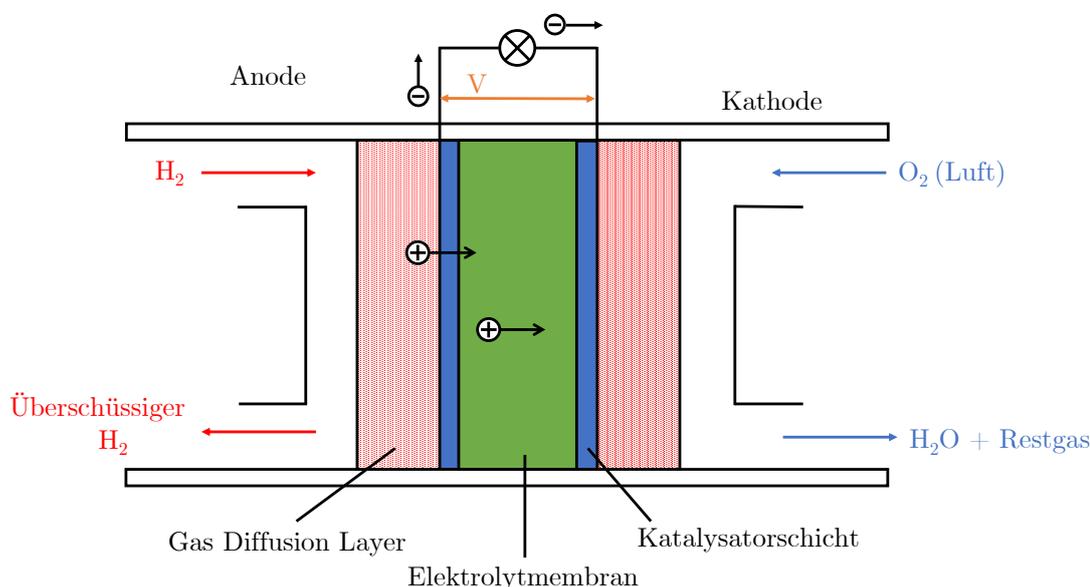


Abbildung 2.5: Schematischer Aufbau einer Wasserstoffbrennstoffzelle

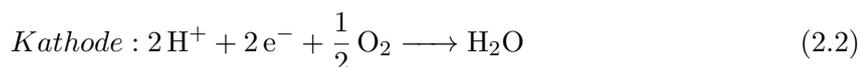
Im Wesentlichen besteht eine Brennstoffzelle aus einer Elektrolytmembran mit zwei beidseitig anschließenden Elektroden. Zusätzlich befindet sich an beiden Seiten der Membran eine Katalysatorschicht, die die Reaktion beschleunigt. Die Baugruppe aus Membran, Elektroden und Katalysatorschicht wird als Membrane Electrode Assembly (MEA) bezeichnet [43, S. 35].

Die beiden Elektroden sind durch die Membran getrennt, die keine Elektronenleitfähigkeit, sondern nur ionische Leitfähigkeit besitzt. Sie besteht üblicherweise aus sulfonierten Ionomeren und besitzt eine Dicke im Bereich von 10-30  $\mu\text{m}$  [28, S. 103–104]. Somit können die  $\text{H}^+$ -Ionen durch die Membran fließen, während die Elektronen über den äußeren Leiterkreis fließen, wo die Leistung abgegriffen werden kann [67, S. 104–105].

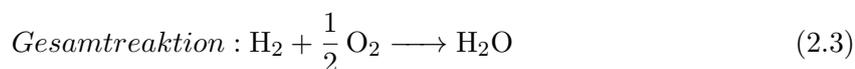
Auf der Anodenseite der Membran wird der Wasserstoff zugeführt und in Protonen und Elektronen zerlegt. Dazu spalten die Katalysatoren die Wasserstoffmoleküle zuerst in atomaren Wasserstoff, der dann ein Elektron abgibt. Das freigewordene Elektron fließt entlang der Spannung durch den Leiterkreis, während das Proton durch die PE-Membran fließt. Diese Reaktion ist in Gleichung 2.1 dargestellt.

Der zweite Teil der Reaktion, der auf der Kathodenseite abläuft, beginnt mit dem Aufspalten von Sauerstoffmolekülen zu atomarem Sauerstoff durch den Katalysator. Dieser reagiert nun mit den Protonen aus der Membran und den Elektronen aus dem Leiterkreis zu Wassermolekülen. Gleichung 2.2 zeigt diese Reaktion [78].

Üblicherweise reagieren die zugeführten Reaktanten nicht vollständig, sodass neben dem Wasserdampf außerdem ein Gasgemisch aus sauerstoffarmer Luft und Wasserstoff emittiert wird. Da es sich um eine exotherme Reaktion handelt, entsteht außerdem eine große Menge an Wärme, die abgeführt werden muss (siehe Kapitel 2.2.2).



Insgesamt ergibt sich somit die Reaktion in Gleichung 2.3 [78, S. 30].



Als Reaktanten werden Wasserstoff an der Anodenseite und Sauerstoff (meist in der Form von Luft) an der Kathodenseite zugeführt. Die Zu- bzw. Abführung findet im gasförmigen Zustand durch eine Diffusionsschicht (GDL - Gas Diffusion Layer) statt, die die Aufgabe hat, die Reaktanten möglichst gleichmäßig zur Zelle zu- bzw. abzuführen [67, S. 104]. Die GDL muss dabei aus einem porösen Material mit hoher elektrischer Leitfähigkeit bestehen. Dafür werden häufig Kohlenstofffasern verwendet [28].

Eine einzelne Brennstoffzelle liefert üblicherweise eine Spannung von etwa 0,5 V bis 0,7 V. Um höhere Spannungen zu erzeugen, werden mehrere Brennstoffzellen zu sog. Stacks in Reihe

geschaltet. So können theoretisch beliebig hohe Spannungen erzeugt werden [67, S. 149]. Eine Darstellung eines Brennstoffzellenstacks ist in Abb. 2.6 gegeben.

Die einzelnen Brennstoffzellen werden innerhalb eines Stacks dabei von Platten getrennt, die aus leitfähigem Material bestehen und gleichzeitig Kathode und Anode zweier angrenzenden Zellen verbinden. Daher spricht man hierbei auch von Bipolarplatten [17, S. 107]. Die Bipolarplatten führen die Reaktanten Wasserstoff und Luft an die Brennstoffzellen und dienen außerdem als Kühlkanäle für den Abtransport der entstehenden Wärme. Des Weiteren tragen sie ggf. auftretende mechanische Lasten zum Schutz der Membranen [45, S. 12].

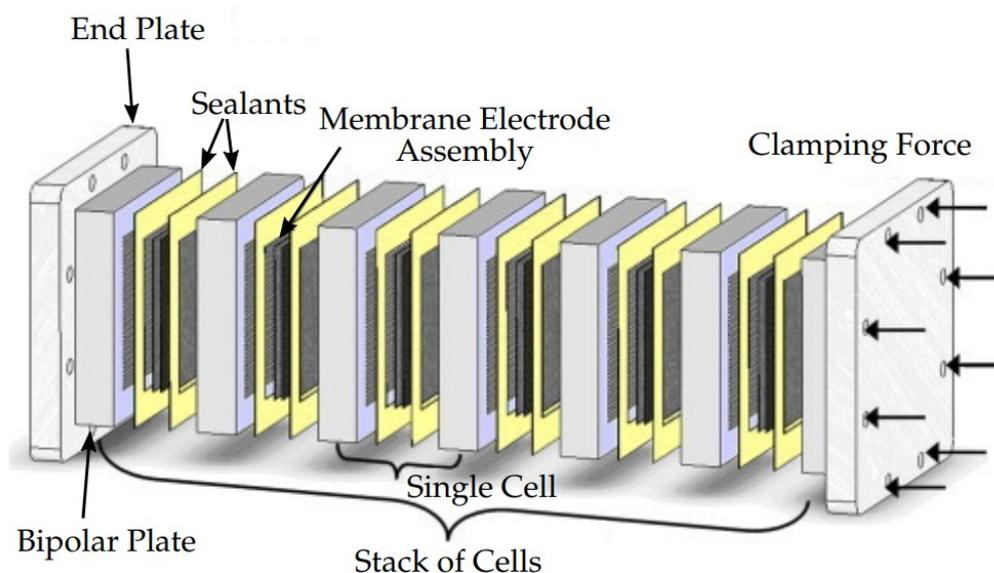


Abbildung 2.6: Brennstoffzellenstack [56]

### 2.2.2 Brennstoffzellensystem

Ein Brennstoffzellenstack ist eine passive Komponente und muss in ein Brennstoffzellensystem integriert werden, um betrieben werden zu können. Das Gesamtsystem umfasst neben der Brennstoffzelle die Zufuhr der Reaktanten (Wasserstoff und Luft) und die Abfuhr der Reaktionsprodukte (Wasserdampf, Luft, flüssiges Wasser, Wasserstoff). Außerdem erzeugt die Brennstoffzelle eine große Menge an Wärme, die mittels eines Kühlsystems abgeführt werden muss. Beim Betrieb in Temperaturbereichen unter dem Gefrierpunkt von Wasser ist außerdem ein Heizsystem zur Vermeidung von Kaltstarts nötig.

## Temperatursystem

PEM-Brennstoffzellen erzeugen beim Betrieb eine große Menge an Wärme, die abgeführt werden muss, um die Temperatur konstant zu halten. Die Leistungsbilanz einer Brennstoffzelle ist in Abb. 2.7 gegeben. Daraus wird deutlich, dass trotz des hohen Wirkungsgrades (ca. 50 %) ca. 45 % der erzeugten Leistung als Wärme abgegeben werden. Die übrigen 5 % der zugeführten Leistung wird in Form von nicht-reagiertem Wasserstoff wieder an die Umgebung abgegeben [65]. Die erzeugte Wärme stammt hauptsächlich aus der exothermen Reaktion, dem ohmschen Widerstand der Zelle und der Kondensation von Wasserdampf [11].

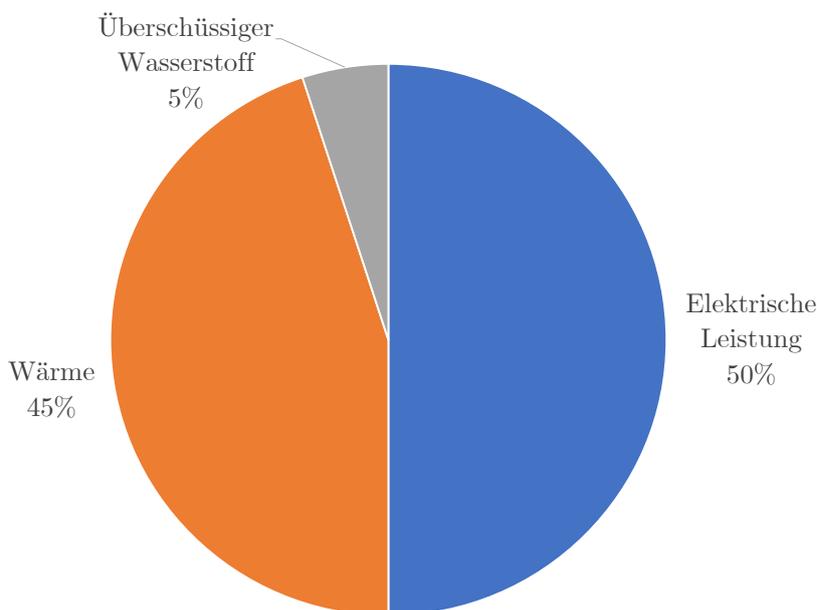


Abbildung 2.7: Leistungsabgabe einer PEM-Brennstoffzelle [65]

Um die Temperatur innerhalb der Brennstoffzelle konstant zu halten, ist ein Kühlsystem notwendig. PEM-Brennstoffzellen werden üblicherweise bei vergleichsweise niedrigen Temperaturen im Bereich 60-80 °C betrieben und sind sehr temperatursensitiv. Im Allgemeinen beschleunigen hohe Temperaturen die elektrochemische Reaktionsrate, jedoch führen sie auch zum Austrocknen der Membran. Da die Feuchtigkeit der Membran ein entscheidender Faktor bei der Übertragung von Protonen ist, führt das Austrocknen zu einer geringeren Effizienz der Brennstoffzelle. In schweren Fällen kann die Membran irreversibel beschädigt werden [70].

**Kühlsystem** Wärmeübertragung durch natürliche Konvektion der Brennstoffzellenoberfläche beträgt lediglich 2 % der benötigten Wärmeabgabe, sodass ein Kühlsystem nötig ist [54]. Hier bieten sich je nach Leistungsklasse der Brennstoffzelle luft- und flüssigkeitsgekühlte Systeme an. Bei BZ mit geringen Leistungen bis ca. 2 kW können in der Regel luftgekühlte Systeme verwendet werden, während ab einer Leistung von mehr als 5 kW flüssigkeitsgekühlte Systeme

angewandt werden. Im Bereich von 2-5 kW sind beide Konzepte je nach Anwendungsfall möglich [54]. Dabei werden die Bipolarplatten des Brennstoffzellenstacks von dem Kühlmedium durchströmt und das Kühlmedium mittels eines Wärmeübertragers gegen ein Umgebungsmedium gekühlt [34].

Hierbei ist zu beachten, dass die elektrische Leitfähigkeit des Kühlmediums möglichst gering sein muss. Es kann jedoch zum Anstieg der Leitfähigkeit des Kühlmediums aufgrund von Verunreinigung durch die leitfähigen Bipolarplatten oder aufgrund von Ionenproduktion durch Oxidation kommen. Eine zu hohe Leitfähigkeit kann dabei zu einem elektrischen Leckstrom durch die Kühlflüssigkeit führen, der die Leistung des Stacks reduziert [82]. Um die elektrische Leitfähigkeit zu senken, werden in der Regel Ionenfilter im Kühlkreislauf eingesetzt, deren Filterelemente aus einem Ionenaustauscherharz bestehen und leicht ausgetauscht werden können [58].

**Vorwärmesystem** Der optimale Arbeitspunkt einer PEM-Brennstoffzelle liegt im Bereich 60-80 °C. Bei niedrigerer Temperatur läuft die elektrochemische Reaktion langsamer ab, sodass weniger Leistung erzeugt wird. Durch die exotherme chemische Reaktion und den ohmschen Widerstand steigt die Temperatur innerhalb der BZ jedoch automatisch in den gewünschten Bereich.

Niedrige Temperaturen stellen erst dann ein Problem dar, sobald der Gefrierpunkt von Wasser unterschritten wird. Dabei spricht man von einem so genannten Kaltstart. In diesem Fall gefriert das Wasser, das als Produkt entsteht, und blockiert die Membran. Liegt die Temperatur zum Zeitpunkt der Wasserproduktion an der Kathode unter Null Grad Celsius, blockiert das Eis die Katalysatorschicht und der Start der Brennstoffzelle schlägt fehl [50]. Blockiert das Eis die GDL nur teilweise, reduziert es die Oberfläche der Kathode und verkleinert somit die Reaktionsfläche, was zu einer geringeren Leistungsabgabe führt [72]. Außerdem ist bekannt, dass Kaltstarts schon nach wenigen Zyklen die Leistung von Brennstoffzellen erheblich degradieren lassen [75]. Die Gründe für die Degradation bei Kaltstarts sind vielschichtig. Kaltstarts haben Auswirkungen auf die Membran, MEA, GDL und Bipolarplatten. So kann durch die anisotrope Ausdehnung des Wassers die Sauerstoffpermeabilität irreversibel sinken. Außerdem kann die physische Struktur der GDL durch die Eisbildung direkt beschädigt werden [79]. Im schlimmsten Fall kommt es durch die Ausdehnung des Wassers beim Gefrieren zu mechanischen Schäden an der Membran. Diese können zur Vermischung von Wasserstoff und Sauerstoff durch Formation von Löchern in der Membran (Pinholes) und somit zur unkontrollierten Reaktion führen [71].

Um den Kaltstart zu vermeiden, gibt es verschiedene Konzepte. Eine Möglichkeit ist, das Abkühlen der BZ von vornherein zu verhindern. Dazu kann das Kühlsystem mit einem zusätzlichen Heizelement ausgestattet werden, sodass die Temperatur der BZ außerhalb des Betriebs über Null Grad Celsius gehalten wird und es nicht zum Kaltstart kommt. Dieses Konzept erweist sich insbesondere dann als vorteilhaft, wenn die BZ unmittelbar ohne Vorheizen in

Betrieb genommen werden muss [64]. Alternativ kann das Heizelement im Kühlkreislauf vor Verwendung der BZ in Betrieb genommen werden. So wird Wärme an die BZ zugeführt und somit die Temperatur über den Gefrierpunkt gehoben, um einen sicheren Start zu gewährleisten [64]. Ein weiterer möglicher Ansatz ist die Erzeugung von Wärme innerhalb der Zelle durch einen Wechselstrom, der durch die Zelle geleitet wird. Durch den ohmschen Widerstand der Zelle kommt es zu irreversiblen Verlusten, die die Temperatur in den gewünschten Bereich anheben. Dabei erzeugt eine externe Stromquelle einen starken Wechselstrom mit hoher Frequenz, der durch den Brennstoffzellenstack geleitet wird. Da bei diesem Prozess keine elektrochemische Reaktion stattfindet, entsteht kein Wasser als Reaktionsprodukt [50].

### Kathodensystem

Eine Wasserstoffbrennstoffzelle benötigt für den Betrieb Sauerstoff. Dafür ist es üblich, Umgebungsluft zu verwenden. Es ist die Aufgabe des Kathodensystems, der BZ ausreichend Luft im richtigen Zustand (Druck, Verschmutzung) zuzuführen und die Reaktionsprodukte abzuführen. Dabei ist insbesondere das Wassermanagement ein entscheidender Faktor beim Systementwurf.

**Wassermanagement** Der Wassergehalt innerhalb der Brennstoffzelle ist einer der wichtigsten Parameter, um eine optimale elektrochemische Reaktion herzustellen. Um eine hohe Protonenleitfähigkeit der Elektrolytmembran aufrechtzuerhalten, ist es notwendig, dass sie gleichmäßig mit flüssigem Wasser befeuchtet ist. In einer optimal arbeitenden BZ befeuchtet das Produktwasser, das an der Kathode entsteht, die Membran mit der korrekten Menge. Die Luft an der Kathodenseite wiederum nimmt überschüssige Feuchtigkeit auf [17, S. 92]. Bei der Herstellung dieses Optimalzustands kann es jedoch einige Komplikationen geben. Die Wasserstoffionen, die sich durch die Membran bewegen, ziehen Wassermoleküle mit sich. Dieser Effekt wird als elektroosmotischer Fluss bezeichnet und kann dazu führen, dass die Anodenseite austrocknet [44]. Ein zu hoher und trockener Luftstrom kann ebenfalls zur Austrocknung der Anode führen. Diese Effekte treten häufig bei hohen Temperaturen und Stromdichten auf [12].

Ist die Membran nicht ausreichend befeuchtet, sinkt die Ionenleitfähigkeit, was zu erhöhten ohmschen Verlusten führt. Ist die Membran über längere Zeit im dehydrierten Zustand, kann es zu Rissen kommen. Dies kann im schlimmsten Fall zum Kurzschluss zwischen Kathode und Anode durch Gasleckage führen [39]. Um die Kathodenseite der Membran nicht austrocknen zu lassen, ist eine genügend hohe Feuchtigkeit der zugeführten Luft notwendig. Kann diese nicht gewährleistet werden, ist die Befeuchtung der zugeführten Luft für den optimalen Betrieb notwendig [57]. Dafür sind unterschiedliche Methoden möglich, die in externe und interne Befeuchtung unterschieden werden können.

Bei externer Befeuchtung können u.a. Membranbefeuchter, Blasenbefeuchter oder Wasserdampfstrahlpumpen angewandt werden, die den Luftstrom mit separat mitgeführtem Wasser befeuchten. Sie bieten eine sehr genaue Steuerung der Luftfeuchtigkeit, sind allerdings aufgrund ihres hohen Gewichts und Volumens für mobile Anwendungen eher unbrauchbar [48].

Interne Befeuchtung (Selbstbefeuchtung) nutzt das als Reaktionsprodukt der Brennstoffzelle anfallende Wasser, um die zugeführte Luft zu befeuchten. Dabei wird ein Teil des Massenstroms aus dem Auslass wieder dem Einlass zugeführt. Hierbei spricht man von Rezirkulation. Das System zur Befeuchtung besteht hierbei im Wesentlichen aus einer Pumpe, die das Wasser vom Auslass an den Einlass fördert [57].

Ist der Wassergehalt in der BZ zu hoch, spricht man von Cell-Flooding. Cell-Flooding führt zur Blockierung der GDL, sodass die Reaktanten nicht mehr aufgenommen werden können (Gas-Starvation). Dies führt zu einem sofortigen Abfall der abgegebenen Leistung. Außerdem beschleunigt Cell-Flooding die Korrosion der Elektroden, Katalysatoren und Membran und reduziert dadurch die Lebenszeit der BZ [80, S. 299]. Ist die Feuchtigkeit der zugeführten Luft zu hoch, ist es üblich, anfallendes Kondenswasser mittels Wasserabscheidern zu entfernen, um Cell-Flooding zu verhindern.

Zusätzlich zum korrekten Wassergehalt ist die gleichmäßige Verteilung des Wassers ausschlaggebend. Bei ungleicher Verteilung kann es durch ungleichmäßiges Anschwellen der Membran zur Beschädigung der Membran und Katalysatoren kommen [17, S. 93].

Ein Wassermanagementsystem steuert den Wassergehalt innerhalb der BZ durch Anpassung der Zu- und Abfuhr der Reaktanten und Reaktionsprodukte. Ein möglicher Parameter, nach dem das Wassermanagementsystem gesteuert werden kann, ist der Druckverlust über die BZ, von dem auf geeigneten Massenstrom der Reaktanten und Produkte geschlossen werden kann [30]. Außerdem kann die Feuchtigkeit der zugeführten Luft mittels Feuchtigkeitssensoren überwacht werden, um die Befeuchtung zu steuern.

**Luftzufuhr** PEM-Brennstoffzellen arbeiten üblicherweise bei einem Betriebsdruck von ca. 3-4 bar. Dieser wird normalerweise mit einem Luftkompressor hergestellt. Ist der Eingangsdruck der Luft zu niedrig, kann nicht die benötigte Leistung erzeugt werden. Grundsätzlich steigt die abgegebene Leistung und der Wirkungsgrad mit steigendem Luftdruck [35]. Es ist jedoch zu beachten, dass die Druckdifferenz zwischen Kathode und Anode nicht zu groß sein darf, da Druckdifferenzen die Elektrolytmembran innerhalb der Brennstoffzelle sehr schnell degradieren lassen und die Lebensdauer verkürzen [59]. In schweren Fällen kann die Membran so stark beschädigt werden, dass die Reaktanten in Kontakt kommen und ein Explosionsrisiko erzeugen [55].

Neben dem Druck hat vor allem Verschmutzung der zugeführten Luft einen maßgeblichen Einfluss auf die Leistungsabgabe der Brennstoffzelle. So haben insbesondere CO und CO<sub>2</sub> einen starken negativen Einfluss auf die chemische Reaktion, indem sie mit dem Platinkatalysator

reagiert und somit die Oberfläche für die Reaktion blockiert. Somit kann die Katalysatorschicht dauerhaft beschädigt werden [14]. Die Leistungsabnahme nach der Verschmutzung des Katalysators findet allerdings üblicherweise erst nach einigen Stunden des Betriebs statt, sodass die Kontamination für die Crew nicht sofort sichtbar ist [80].

### **Anodensystem**

Das Anodensystem umfasst die Zufuhr von gasförmigem Wasserstoff und die Abfuhr der Reaktionsprodukte.

**Wasserstoffzufuhr** Die Brennstoffzelle benötigt für die Erzeugung der benötigten Leistung sauberen Wasserstoff im geeigneten Druckbereich. Ebenso wie Luft, wird der Wasserstoff dabei mit einem Druck von ca. 3-4 bar geliefert. Wird nicht genug Wasserstoff zugeführt, kommt es zu einem Abfall der erzeugten Leistung. In schweren Fällen kann es sogar zum Cell-Reversal kommen – einem Phänomen, bei dem sich die Polarität einzelner Zellen innerhalb des Stacks umkehrt und somit die Zelle Leistung verbraucht anstatt zu erzeugen. Dabei kann es zu dauerhafter Degradation der BZ kommen [76].

Ähnlich wie für die Luftzufuhr ist es auch bei der Wasserstoffzufuhr wichtig, dass der Wasserstoff keine Verschmutzungen enthalten darf. Andernfalls kann es analog zur Verschmutzung der Luft zu Degradation der Membran und Abfall der Leistung kommen [14].

**Restwasserstoff** Bei der Reaktion innerhalb der BZ wird üblicherweise nicht der gesamte Wasserstoff sofort umgesetzt. Um die Verschwendung des nicht reagierten Restwasserstoffs zu vermeiden, gibt es in der Regel zwei Konzepte.

Ähnlich wie bei der Kathode kann auch bei der Anode Rezirkulation angewandt werden. Dabei wird der überschüssige Wasserstoff aus dem Abgas wieder am Eingang der BZ zugeführt. Dazu werden in der Regel mechanische Pumpen oder Wasserstrahlpumpen verbaut. Diese Methode hat zusätzlich den Vorteil, dass sie die Gasströmung beschleunigt und somit Flooding an der Anode verhindern kann [31].

Die andere Methode wird als Dead-End-Anode bezeichnet. Dabei wird der Ausgang der Anode durch ein Ventil verschlossen, sodass sich der nicht-reagierte Wasserstoff an der Anode sammelt, bis er vollständig reagiert ist. Da bei der Reaktion an der Anode jedoch zusätzlich Wasser und Stickstoff anfallen können, ist es nötig, das Ventil regelmäßig zu öffnen, um Cell-Flooding der Anode und Gas-Starvation zu vermeiden. Dieser Prozess wird als Purging bezeichnet [63].

In Kapitel 4, in dem das Brennstoffzellensystem für eine wasserstoffbetriebene APU entworfen wird, werden weitere tiefergehende Erläuterungen zur Funktionsweise und den Ausfallmechanismen von PEM-Brennstoffzellen gegeben.

### Leckagetests

Leckage von Wasserstoff birgt aufgrund der hohen Entzündbarkeit ein besonders hohes Sicherheitsrisiko. Aus diesem Grund werden bei Brennstoffzellensystemen Leckagetests durchgeführt. LANZ et al. [51] haben die Instandhaltungsaufgaben an einem brennstoffzellenbetriebenen Bus beschrieben. Darin sind die folgenden drei Leckagetests aufgeführt:

**Leak-Down-Test** Der Leak-Down-Test kann Leckage in der gesamten Wasserstoffzufuhr erkennen. Dabei wird sowohl externe Leckage an die Umgebung als auch interne Leckage an andere Systeme (Luftzufuhr, Kühlkreislauf) gemessen. Beim Leak-Down-Test wird das Inertgas Stickstoff dem BZ-System über eine Test-Box zugeführt. Der Stickstoff wird mit einem festgelegten Druck zugeführt und nach einer bestimmten Zeit der Druckabfall im System abgelesen. Überschreitet der Druckabfall einen Grenzwert, weist dies auf übermäßige Leckage im System hin. Die Leckage kann sich überall im System befinden und kann mittels Leckagespray weiter lokalisiert werden. Wurde eine Leckage entdeckt, können als nächstes die einzelnen Teilsysteme einem Leckage-Test unterzogen werden. [51, S. 63]

**External-Leak-Test** Der External-Leak-Test misst die Menge an Leckage des Gesamtsystems an die Umgebung. Dabei werden alle Strömungswege verbunden, nach außen verschlossen und mit Stickstoff unter Druck gesetzt. Wird an der Stickstoffzufuhr nach Bedruckung ein Massenstrom gemessen, weist dies auf externe Leckage hin.

Wie beim Leak-Down-Test kann sich die Leckage prinzipiell überall im System befinden und kann mittels Leckagespray lokalisiert werden. Außerdem können einzelne Strömungswege und Bauteile einem External-Leak-Test unterzogen werden, sobald im Gesamtsystem eine übermäßige Leckage festgestellt wurde. Somit kann der Ort der Leckage weiter eingegrenzt werden.

**Transfer-Leak-Test** Der Transfer-Leak-Test misst die Menge an Leckage eines Strömungsweges in einen anderen. Er kann für jede Kombination der drei Strömungswege (Luft, Wasserstoff, Kühlflüssigkeit) angewandt werden. Dabei kann ein Test für beide Richtungen unterschiedlich ausfallen. So ist es beispielsweise möglich, keine Leckage vom Wasserstoff- an das Luftsystem zu messen, jedoch vom Luft- an das Wasserstoffsystem. Beim Transfer-Leak-Test wird ähnlich wie bei den anderen Leckagetests das betrachtete System mit Stickstoff unter Druck gesetzt und der Massenstrom gemessen. Er wird beim brennstoffzellenbetriebenen Bus zusammen mit dem External-Leak-Test nach 3.750 Meilen durchgeführt [51, S. 72]

## 2.3 Auxiliary Power Unit

Eine Auxiliary Power Unit (APU) ist ein Hilfstriebwerk, das elektrische und pneumatische Energie für ein Flugzeug liefert. Sie erzeugt keinen Schub und wird dafür eingesetzt, das Flugzeug am Boden von externer Elektrizitäts- und Druckluftversorgung unabhängig zu machen [69, S. 215]. In Kapitel 2.3.2 wird im Detail auf die Verwendung der APU, abhängig von der Flugphase, eingegangen. Bei zivilen Passagierflugzeugen wird die APU meistens im Heckkonus installiert und ist durch einen Brandschott von kritischen Strukturen und Steuerflächen isoliert [38, S. 801].

### 2.3.1 Aufbau

Der Aufbau einer APU am Beispiel einer Honeywell GTCP36-280 ist in Abb. 2.8 gegeben.

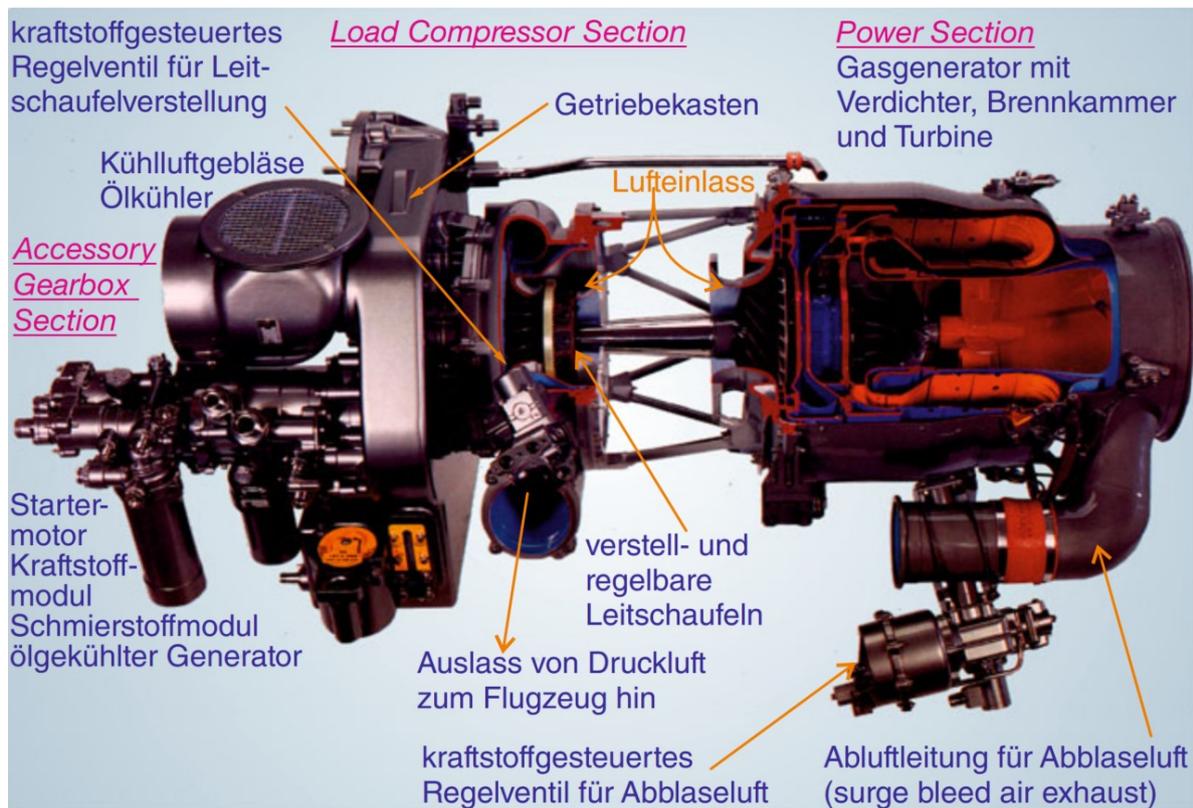


Abbildung 2.8: Aufbau einer APU am Beispiel der Honeywell GTCP36-280 [13, S. 94]

Eine APU besteht in der Regel aus den drei Hauptbaugruppen Power-Section, Load-Compressor-Section und Accessory-Gearbox-Section. Die Power-Section ist die Antriebseinheit und nutzt eine Brennkammer mit Radialturbine zur Erzeugung der Leistung. Die Load-Compressor-Section läuft mit derselben Drehzahl wie die Power-Section und liefert mithilfe einer weiteren Radialturbine Druckluft an das Pneumatiksystem des Flugzeugs. Die Accessory-Gearbox-

Section enthält Elektrostarter, Kraftstoff- und Ölpumpe sowie ein Kühlgebläse zum Betrieb der APU [13, S. 93–94].

### 2.3.2 Verwendung

In Tab. 2.3 sind die typischen Verwendungszwecke der APU, abhängig von der Flugphase, aufgelistet. Es wird deutlich, dass die APU hauptsächlich im Bodenbetrieb genutzt wird wenn keine Ground-Power-Unit (GPU) verfügbar ist. Hier wird die APU anstelle der Haupttriebwerke verwendet, um Treibstoff zu sparen und Emissionen zu verringern. Die APU erzeugt am Boden Elektrizität zum Betrieb der Avionik sowie Zapfluft zur Klimatisierung, Enteisung und zum Starten der Haupttriebwerke. Im Reiseflug hingegen dient die APU neben der Ram-Air-Turbine als Notstromversorgung im Falle des vollständigen Triebwerksausfalls [3].

**Tabelle 2.3:** Typische Verwendung der APU nach Flugphasen [24]

Flugphase	APU-Verwendungszweck
	Environmental Control System (ECS)
Bodenbetrieb	Start der Haupttriebwerke AC Power (400 Hz)
Taxi-Out	Notstromversorgung
Taxi-In	Notstromversorgung für große Flugzeuge
Take-Off	Notstromversorgung
Landung	keine Verwendung
Reiseflug	Elektrische und pneumatische Leistung im Notfall

### 2.3.3 Instandhaltung der APU

Die Instandhaltung der APU verursacht mit 13 % die drittgrößten Kosten bei der Komponenteninstandhaltung an Flugzeugen, ist aber vergleichsweise wenig arbeitsintensiv. Rund zwei Drittel der Instandhaltungskosten kommen durch Materialkosten zustande [8].

Ähnlich wie Flugzeugtriebwerke werden APUs für On-Condition-Maintenance ausgebaut. Dafür werden regelmäßig Inspektionen an den relevanten Bauteilen durchgeführt. Dies sind in der Regel alle Bauteile, die mit hohen Temperaturen in Berührung kommen. Zusätzlich zur On-Condition-Maintenance gibt es in den meisten APUs einige Life-Limited-Parts (LLP), die nach festen Intervallen ersetzt werden müssen [7]. LLPs der APU sind üblicherweise rotierende Teile innerhalb der Power-Section und des Load-Compressors. Dabei handelt es sich meistens um Turbinenscheiben, Wellen und Laufräder, die mit 20000-50000 APUC (APU-Cycles) eine vergleichsweise lange Lebensdauer besitzen [7].

Im Folgenden werden die Instandhaltungsaufgaben der Pratt & Whitney APS3200 an einer Airbus A320 ohne Modifikationen verwendet. Die Instandhaltungsmaßnahmen, Intervalle und Personenstunden stammen dabei aus dem MPD der Airbus A320 [5].

### 2.3.4 Brennstoffzellen-APU

Für den Einsatz als APU bieten Brennstoffzellensysteme einige Vorteile gegenüber herkömmlichen kerosinbetriebenen Systemen.

Der Wirkungsgrad einer herkömmlichen APU ist durch den Carnot-Wirkungsgrad begrenzt und beträgt in der Regel 15-20 %, während Brennstoffzellensysteme potentiell Wirkungsgrade im Bereich 50-70 % erreichen können. Der Wirkungsgrad kann mit Brennstoffzellen weiter erhöht werden, indem die BZ näher an den Verbrauchern platziert wird, während die Kerosin-APU im Heckkonus liegt. Dadurch können Leistungsverluste aufgrund der Energieübertragung vermieden werden [1, S. 150–151]. Zusätzlich ist es denkbar, die BZ-APU auch während des Reiseflugs zu betreiben, um elektrische Energie zu erzeugen. Dies würde die Triebwerke entlasten, die in diesem Fall weniger Leistung zum Antrieb der Integrated-Drive-Generator (IDG) aufwenden müssten und somit treibstoffsparender betrieben werden können. Außerdem könnte eine BZ-APU die Lärm- und Schadstoffbelastung am Boden erheblich senken [16].

Neben der Produktion von elektrischer Leistung ist es zudem denkbar, dass das Abwasser der BZ-APU nicht an die Umgebung abgegeben, sondern an Bord für Toiletten und Bordküchen verwendet wird. Eine PEM-BZ produziert ca. 0,5 L Wasser für jede kWh elektrischer Leistung, sodass bei einem Langstreckenflug genug Wasser produziert werden kann, um den Tank einer herkömmlichen Boeing 787 zu füllen [46].

Eine BZ-APU bringt allerdings auch einige Nachteile mit sich. Da eine Brennstoffzelle im Gegensatz zur herkömmlichen APU nur elektrische Leistung und keine Zapfluft erzeugt, ist es notwendig, das Pneumatiksystem anders zu betreiben. Das Pneumatiksystem liefert Druckluft an die Klimaanlage, die Druckregelung und das Enteisierungssystem des Flugzeugs. Außerdem wird Zapfluft zum Start der Haupttriebwerke benötigt [38, S. 795]. Eine Alternative dazu stellt das Bleedless-Aircraft dar, bei dem keine Zapfluft an den Turbinen entnommen wird, sondern elektrisch betriebene Kompressoren Druckluft für das Pneumatiksystem generieren. Dies geschieht schon heute bei der Boeing 787 [46].

Aufgrund der physikalischen Eigenschaften von Wasserstoff gibt es bei seiner Verwendung einige weitere Punkte zu beachten. Während Kerosin bei Umgebungstemperatur in flüssiger Form vorliegt, besitzt Wasserstoff eine Siedetemperatur von  $-253\text{ °C}$  und ist somit bei Raumtemperatur und allen Flugphasen gasförmig. Somit besitzt Kerosin eine ca. 6,8-mal größere volumetrische Energiedichte als gasförmiger Wasserstoff bei 700 bar. Aufgrund der benötigten Größe der Tankstrukturen ist gasförmiger Wasserstoff daher in der Luftfahrt nicht praktikabel und es muss flüssiger Wasserstoff in kryogenen Tanks verwendet werden [23]. Dies stellt

---

besonders große Anforderungen an die Tanks und thermische Isolation des Systems. Außerdem besitzt Wasserstoff bei der Mischung mit Sauerstoff einen sehr großen Zündbereich von 4-77% [73, S. 299]. Liegt das Mischverhältnis innerhalb des Zündbereichs, bilden Wasserstoff und Sauerstoff ein brennbares Gemisch und es besteht die Gefahr der Entzündung. Daher ist es wichtig, den Wasserstoffgehalt deutlich unter 4 % zu halten.



## 3 Methode

**Z**ur Ermittlung der geplanten Instandhaltungsaufgaben wird in dieser Arbeit die MSG-3-Analyse angewandt. Im Folgenden wird die MSG-3-Analyse erläutert. Die eigentliche Analyse wird in Kap. 5 durchgeführt.

Die erste Generation der MSG-Analyse wurde 1968 von Boeing für die Boeing 747 entwickelt, um den Instandhaltungsprozess zu vereinheitlichen. Dazu rief Boeing die Maintenance-Steering-Group (MSG) ins Leben, die mit der MSG-Analyse einen Bottom-Up-Ansatz zur Analyse der Flugzeugsysteme entwickelte. Dieser war zunächst nur für die Boeing 747 ausgelegt, bis 1970 mit der MSG-2-Analyse ein verallgemeinertes Verfahren veröffentlicht wurde. Beide Verfahren betrachten die Komponenten des Flugzeug als wichtigste Fehlerquelle und analysieren die Auswirkungen eines Ausfalls jeder Komponente. Auf dieser Basis werden die Instandhaltungsmaßnahmen durch ein Logikverfahren bestimmt [49, Kapitel 2].

### 3.1 MSG-3-Analyse

Die MSG-3-Analyse wurde 1980 als Nachfolger der MSG-2-Analyse veröffentlicht und bietet erstmals einen Top-Down-Ansatz. Das Prinzip basiert auf der Fehlermöglichkeits- und Einflussanalyse und bietet eine einfache Entscheidungslogik zur Bestimmung der Instandhaltungsmaßnahmen. Die Analyse unterscheidet sich gegenüber ihren Vorgängern darin, dass nicht der Fehler an sich im Mittelpunkt steht, sondern vielmehr dessen Auswirkungen auf das Gesamtsystem und wie dieser den Flugbetrieb beeinflusst [32, S. 131].

Die MSG-3-Analyse bietet einen methodischen Ansatz, dessen einzelne Schritte im Folgenden beschrieben werden. Als Quelle dafür dient das MSG-3-Dokument der Air Transport Association of America (ATA) [4].

#### 3.1.1 MSI Selection

Bevor die eigentliche MSG-3-Analyse beginnt, werden sog. Maintenance-Significant-Items (MSIs) identifiziert. Dazu wird zunächst das gesamte Flugzeug in Systeme und Subsysteme eingeteilt. Als Basis dazu dienen die von der ATA definierten ATA-Chapter. Im Anschluss werden die MSIs identifiziert als alle Items, deren Ausfall signifikante operationelle oder öko-

nomische Auswirkungen hat- von der Crew während des Flugs nicht feststellbar ist oder die Sicherheit beeinflussen könnte. Für alle Items, die als MSI identifiziert wurden, ist eine MSG-3-Analyse nötig [4]. Dieser Schritt dient dazu, die Komplexität der Analyse möglichst zu reduzieren und dabei die nötige Genauigkeit zu behalten. Als MSIs werden somit nicht ganze Systeme (z.B. Klimaanlage), sondern einzelne Komponenten (z.B. Kompressor) definiert [33].

### 3.1.2 Identifikation der Fehler

Nachdem die MSIs ausgewählt wurden, müssen die folgenden Punkte für jedes MSI identifiziert werden:

**Funktion** Die normalen charakteristischen Aktionen des Systems.

**Fehler** Versagen des Systems, die vorhergesehene Funktion zu erfüllen.

**Fehlereffekt** Die Auswirkungen des Fehlers auf das Gesamtsystem.

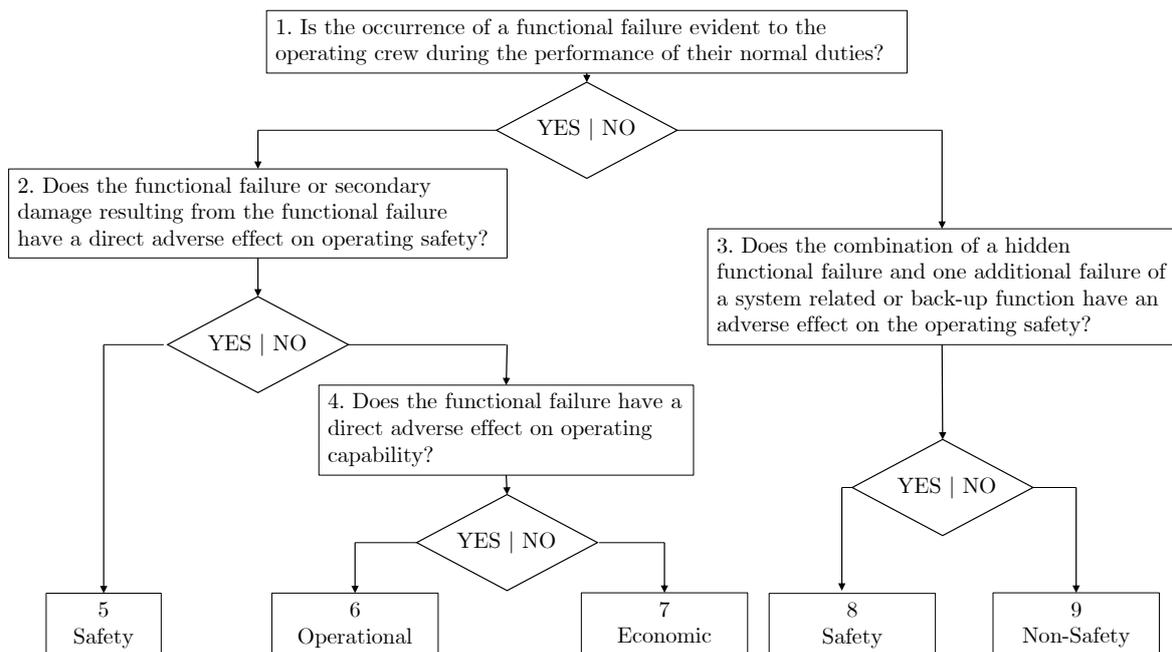
**Fehlerursache** Der Grund für das Auftreten des Fehlers.

So wäre beispielsweise für ein Hydrauliksystem eine Funktion die Bereitstellung des ausreichenden Drucks von Hydraulikflüssigkeit. Ein möglicher Fehler wäre ein zu geringer Druck innerhalb des Hydrauliksystems. Dieser Fehler hätte zur Folge, dass einige Hydraulikkomponenten nicht mehr betrieben werden können. Als Ursache dafür wären beispielsweise externe Leckage von Hydraulikflüssigkeit oder ein Ausfall der Hydraulikpumpen möglich.

Im Anschluss wird die eigentliche Analyse auf zwei Leveln durchgeführt.

### 3.1.3 Level 1 - Bestimmung der Fehlerkritikalität

Level 1 der Analyse evaluiert jeden möglichen Fehler und ordnet ihn einer Fehlereffektkategorie (Failure Effect Category) zu. Dazu wird das Diagramm in Abb. 3.1 verwendet.



**Abbildung 3.1:** Flussdiagramm für Level 1 der MSG-3-Analyse nach AIR TRANSPORT ASSOCIATION OF AMERICA, INC. [4]

Die erste Frage wird die Sichtbarkeit des Fehlers festgestellt. Sie wird dann mit „Ja“ beantwortet, wenn die Crew während ihrer normalen operativen Arbeit das Auftreten des Fehlers wahrnehmen kann. Dabei besteht die Crew aus dem Cockpit- und Kabinenpersonal. Die normale operative Arbeit der Crew ist im Detail im Airplane-Flight-Manual (AFM) dokumentiert. Da dieses Dokument für das betrachtete System nicht vorhanden ist, werden in Kapitel 4.1 Annahmen an die Sichtbarkeit von Fehlern getroffen.

Wichtig zu beachten ist, dass lediglich das Auftreten eines Fehlers evident sein muss, nicht der genaue Fehlerfall. So ist beispielsweise der Ausfall des Brennstoffzellenstacks aufgrund des Abfalls der Leistung für die Crew sichtbar, es lassen sich jedoch keine Rückschlüsse auf die Ursache des Fehlers ziehen, da beispielsweise auch eine Unterbrechung der Luftversorgung zum Abfall der abgegebenen Leistung führen könnte. Bei dieser Frage ist es somit nur wichtig, dass das Auftreten eines Fehlers für die Crew evident ist, auch wenn der Crew der genaue Fehlermechanismus unbekannt ist. Außerdem sollte das Auftreten des Fehlers und die Fehlererkennung im direkten zeitlichen Kontext geschehen. So ist ein Fehler, der erst nach einigen Stunden erkennbare Folgen zeigt, als nicht-evident zu werten.

Bei der Antwort „Ja“ handelt es sich um einen offensichtlichen Fehler (evident failure) und es wird mit Frage 2 fortgefahren. Ansonsten handelt es sich um einen verborgenen Fehler (hidden failure) und Frage 3 wird gestellt.

Frage zwei beurteilt die direkten nachteiligen Auswirkung des Fehlers auf die Betriebssicherheit (operating safety). Dabei heißt „direkt“, dass der Fehler oder entstehende Folgeschäden alleine, nicht in Kombination mit anderen Fehlern eine Auswirkung haben. Die Sicherheit wird

dann als nachteilig beeinflusst angesehen, wenn die Fehlerfolgen den sicheren Flug verhindern und/oder ernste gesundheitliche Folgen für die Insassen haben. Betriebssicherheit bezieht sich auf das Zeitintervall, in dem sich Crew und Insassen an Bord befinden. Wird die Frage mit „Ja“ beantwortet, wird der Fehler in der Kategorie 5 Safety eingeordnet. Dabei handelt es sich um Fehler, die eine Instandhaltungsmaßnahme erfordern, um den sicheren Betrieb ermöglichen zu können [52, S. 53]. Wird die Frage mit „Nein“ beantwortet, wird mit Frage 4 fortgefahren.

Frage drei betrachtet die Kombination aus einem verborgenen Fehler, der für sich allein keine Sicherheitsauswirkungen hat, mit einem zusätzlichen Fehler. Sie betrachtet den Fall, in dem zwei nicht-sicherheitsrelevante Fehler, die gemeinsam auftreten, die Sicherheit beeinflussen könnten. Dabei könnte es sich beispielsweise um redundant ausgelegte Systeme oder Sicherheitseinrichtungen handeln [4]. Die Frage wird mit „Ja“ beantwortet, wenn die Kombination aus einem verborgenen Fehler mit einem zusätzlichen Fehler eine nachteilige Auswirkung auf die Betriebssicherheit hat. In diesem Fall wird der Fehler in der Kategorie 8 Safety eingeordnet. Fehler dieser Kategorie erfordern ebenfalls eine Instandhaltungsmaßnahme, um den sicheren Betrieb gewährleisten zu können. Lautet die Antwort „Nein“, so fällt der Fehler in Kategorie 9. Dabei handelt es sich um Fehler, bei denen ein Task wünschenswert ist, um ökonomische Schäden zu vermeiden [52, S. 54].

Frage vier thematisiert den Einfluss des Fehlers auf den Betrieb. Sie wird mit „Ja“ beantwortet, wenn der Fehler entweder zur Auferlegung von Einschränkungen des Betriebs führt oder er die Crew dazu veranlasst, Notfallverfahren einzuleiten. In diesem Fall wird der Fehler in Kategorie 6 Operational eingeordnet. Bei Fehlern dieser Kategorie ist ein Task wünschenswert, wenn er die Ausfallwahrscheinlichkeit senkt. Lautet die Antwort „Nein“, so fällt der Fehler in Kategorie 7. Diese umfasst Fehler, die ausschließlich wirtschaftliche Auswirkungen für den Flugzeugbetreiber haben. Hier ist eine Instandhaltungsmaßnahme dann wünschenswert, wenn sie ökonomisch sinnvoll ist, also die Instandhaltungskosten geringer als die Reparaturkosten beim Ausfall sind [52, S. 54].

Somit wurde jedem Fehler in Level 1 eine der fünf Fehlereffektkategorien zugeordnet:

**Kategorie 5** Evident Safety

**Kategorie 6** Evident Operational

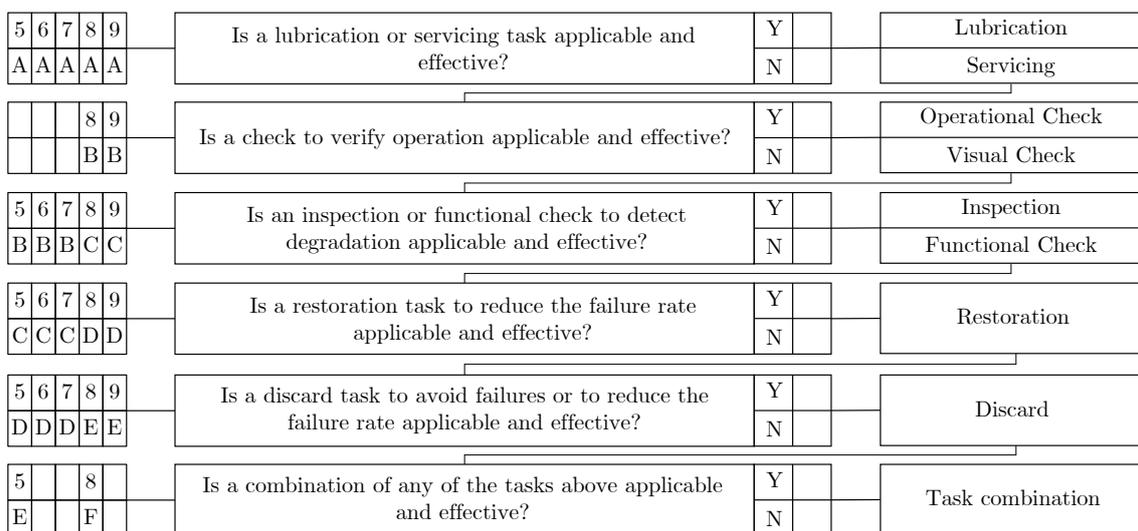
**Kategorie 7** Evident Economic

**Kategorie 8** Hidden Safety

**Kategorie 9** Hidden Non-Safety

### 3.1.4 Level 2 - Bestimmung der Instandhaltungsmaßnahmen

Level 2 der Analyse ordnet jeder der Fehlerursachen Instandhaltungsaufgaben zu, die nötig sind, um den Fehler zu beheben oder die Auswirkungen des Fehlers auf den Flugbetrieb zu verbessern. Dazu wird die Logik in Abb. 3.2 verwendet.



No Task for Cat. 5,8: Redesign is mandatory

No Task for Cat. 9: Redesign is desirable

No Task for Cat. 6,7: Redesign may be desirable

**Abbildung 3.2:** Flussdiagramm für Level 2 der MSG-3-Analyse nach AIR TRANSPORT ASSOCIATION OF AMERICA, INC. [4]

Für jede Fehlerursache werden die Fragen, bei denen die zugehörige Fehlereffektkategorie auftaucht, mit „Ja“ oder „Nein“ beantwortet. Dabei dienen die zugehörigen Buchstaben (A, B, C, D, E, F) zur eindeutigen Benennung der einzelnen Fragen (z.B. 5A). Die Fragen, die mit „Ja“ beantwortet wurden, liefern schließlich die Tasks, die als Grundlage für das Instandhaltungsprogramm dienen. Der Aufwand der durchzuführenden Tasks steigt dabei von Frage zu Frage. So ist ein Task aus Frage eins als Lubrication- oder Servicingtask wenig aufwändig, während ein Task der Frage fünf als Discard-Task mit höherem Material- und Arbeitsaufwand verbunden ist.

Die erste Frage untersucht, ob Schmierung ein einsetzbarer und effektiver Task ist. Sie wird mit „Ja“ beantwortet, wenn Schmierung bei sicherheits- und operationell relevanten Fehlern das Ausfallrisiko oder bei ökonomisch relevanten Fehlern die Kosten senkt.

Die zweite Frage prüft die Wirksamkeit von Checks zur Erkennung von verborgenen Fehlern. Sie wird folglich nur bei den hidden failures (Kategorien 8 und 9) angewandt. Sie wird dann mit „Ja“ beantwortet, wenn ein Check das Ausfallrisiko verringern und somit die Sicherheit und Kosteneffizienz steigern kann. Dabei wird zwischen Operational und Visual Check unterschieden. Ein Operational Check ist ein Task, der prüft, ob eine Komponente die vorgesehene

Aufgabe erfüllt. Dabei wird das zu überprüfende System in Betrieb genommen und dabei festgestellt, ob die Funktion erfüllt wird. Ein Visual Check ist eine Beobachtung, um festzustellen, ob eine Komponente ihre Funktion erfüllt, ohne dass das System dabei in Betrieb genommen werden muss (z.B. Ablesen eines Füllstandes). Dabei werden für VCK und OPC keine einzuhaltenen Werte oder Toleranzen angegeben, sodass es sich um eine rein qualitative Kontrolle handelt.

Frage drei prüft die Wirksamkeit von Functional Checks und Inspections zur Erkennung von Schäden. Ein Functional Check ist eine quantitative Überprüfung der Funktionstüchtigkeit einer Komponente. Dabei werden genaue Grenzen angegeben, innerhalb derer sich die Parameter der Komponente befinden müssen. Inspektionen können weiterhin aufgeteilt werden in General Visual Inspections (GVI), Detailed Inspections (DET) und Special Detailed Inspections (SDI). Bei der GVI wird das System visuell überprüft, um offensichtliche Schäden zu erkennen. Dabei wird sie in Reichweite unter Zuhilfenahme von Taschenlampen, Spiegeln oder Leitern durchgeführt. Sie kann zusätzlich das Öffnen von Klappen oder Türen erfordern.

Die DET umfasst neben der GVI die Untersuchung per Hand, um mögliche Schäden festzustellen. Außerdem kann die Reinigung der Oberfläche zur Inspektion nötig sein.

Die SDI ist die umfangreichste Inspektion und enthält zusätzlich spezialisierte Inspektionstechniken (z.B. zerstörungsfreie Prüfverfahren) oder Ausrüstung (z.B. Boroskope). Dazu gehört auch die ausführliche Reinigung der Komponenten.

Frage vier thematisiert die Wirksamkeit von Wiederherstellungstasks. Damit können eine Vielzahl an Tasks von der einfachen Reinigung bis zur vollständigen Überholung gemeint sein, sodass die Antwort weiter spezifiziert werden muss.

Frage fünf betrachtet die Wirksamkeit von Discard-Tasks, bei denen eine Komponente ausgebaut und durch eine baugleiche ersetzt wird. Sie werden üblicherweise für Einzelteile wie Filter und Büchsen verwendet.

Zuletzt wird in Frage sechs die Kombination von mehreren Tasks für sicherheitsrelevante Fehler betrachtet. Daher wird sie nur für Fehler der Kategorien 5 und 8 angewandt.

Wurde für einen Fehler kein Task ausgewählt, sollte ein Redesign in Betracht gezogen werden. Bei sicherheitsrelevanten Fehlern ist ein Redesign in diesem Fall sogar zwingend notwendig [4].

Sind für einen Fehlerfall mehrere Instandhaltungsmaßnahmen möglich, gilt es nun, die Maßnahmen anhand ihrer Effektivität abzuwägen. Grundsätzlich sollte der effektivste Task gewählt werden. Die Effektivität bezieht sich dabei auf die Fehlereffektkategorie. Für sicherheitsrelevante Fehler ist ein Task effektiv, wenn er die Sicherheit des Flugs erhöht, für operationelle Fehler, wenn er die Ausfallwahrscheinlichkeit senkt und für ökonomische Fehler, wenn er kosteneffektiv ist. In der Regel werden mehrere Instandhaltungsmaßnahmen für sicher-

heitsrelevante Fehler getroffen. Dabei wird üblicherweise der aufwändigere Task in größeren Zeitintervallen durchgeführt, um die Kosten zu senken. [4]

### 3.1.5 Intervalle zwischen Instandhaltungsaufgaben

Die Intervalle zwischen den Tasks werden basierend auf verfügbaren Daten und/oder Erfahrung im Umgang mit ähnlichen Systemen gewählt. Dabei können auch Normen, Tests und Modellierungen zur Lebensdauer mit in Betracht gezogen werden.

Sind keine geeigneten Erfahrungswerte vorhanden, ist es zusätzlich denkbar, Vergleichswerte zu verwenden, die bereits in einem MPD vorkommen. Beim Übernehmen der Instandhaltungsintervalle aus dem MPD ist darauf zu achten, dass der Einsatzzweck und die Kritikalität mit dem des betrachteten Systems übereinstimmt. Um gegebenenfalls Unterschiede der Kritikalität zu berücksichtigen, kann auch mit Sicherheitsfaktoren gearbeitet werden.

Es ist jedoch zu beachten, dass Tasks nicht öfter als benötigt ausgeführt werden sollten, um Fehler, die durch Instandhaltungstätigkeiten hervorgerufen werden, zu vermeiden. Diese könnten unter Umständen negative Auswirkungen auf Sicherheit und Zuverlässigkeit haben [52, S. 55].



## 4 Systementwurf

Im Folgenden wird der Systementwurf des zu betrachtenden Brennstoffzellensystems erläutert. Dazu werden zunächst einige Annahmen an das Brennstoffzellensystem und seine Integration ins Gesamtsystem getroffen. Anschließend werden die Anforderungen und Herausforderungen an die Subsysteme des Brennstoffzellensystems erläutert, die sich aus den Betriebsbedingungen herleiten. Zum Systementwurf werden jeweils verschiedene Konzepte erläutert, mit denen sich die benötigte Funktion realisieren lassen kann. Außerdem werden mögliche Fehlerfälle und deren Auswirkungen erläutert.

### 4.1 Annahmen

Das betrachtete System soll ein herkömmliches kerosinbetriebenes Flugzeug darstellen, bei dem lediglich die APU durch eine Wasserstoffbrennstoffzelle ersetzt wurde. Sämtliche Systeme und Komponenten außer der APU und des zugehörigen Brennstoffzufuhrsystems bleiben unangetastet und werden weiterhin durch Kerosin betrieben. So wird beispielsweise ein Ausfall der APU allein nicht als sicherheitskritisch angesehen, da zusätzlich die Triebwerke und Ram-Air-Turbine elektrische Leistung liefern. Ein Ausfall des Brennstoffzellensystems habe jedoch operationelle Auswirkungen, da ein Flugzeug mit eingeschränkter Sekundärenergieversorgung keine Starterlaubnis erhält und am Boden von einer GPU versorgt werden muss.

Da die brennstoffzellenbetriebene APU keine Zapflucht für das Pneumatiksystem erzeugt, muss auf anderem Wege Druckluft erzeugt werden. Wie bereits in Kap. 2.3.4 erläutert, wäre eine Möglichkeit dafür, Kompressoren zur Druckluftherzeugung an den Triebwerken anzubringen. Außerdem muss der Start der Triebwerke durch das elektrische System des Flugzeugs erfolgen. Diese Änderungen an der Flugzeugarchitektur seien allerdings nicht Teil der Analyse.

Die abgegebene Leistung des Brennstoffzellensystems soll dem einer herkömmlichen APU entsprechen. Eine APU des Modells APS3200 von Pratt & Whitney gibt eine maximale elektrische Leistung von 90 kW an das Flugzeug ab, sodass dieser Wert auch für das Brennstoffzellensystem gelten soll [68].

In einer vorherigen Arbeit am DLR wurde bereits das Brennstoffzufuhrsystem von MEISSNER et al. [60] analysiert, das in Abb. 4.1 skizziert ist. Dabei ist das hier zu betrachtende Brennstoffzellensystem als Black-Box dargestellt.

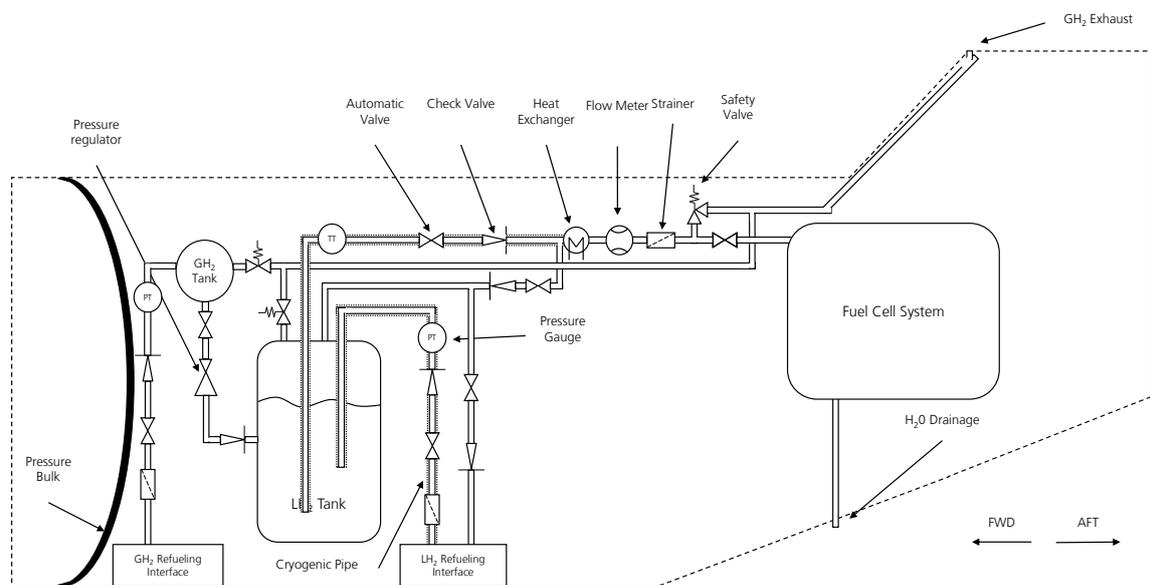


Abbildung 4.1: Skizze des Fuel-Supply-Systems [60]

Im Brennstoffzufuhrsystem wird flüssiger Wasserstoff in einem kryogenem Tank gelagert und mittels Überdruck aus dem Tank gefördert. Der Wasserstoff wird in einem Wärmetauscher verdampft und der entstandene gasförmige Wasserstoff dem BZ-System zugeführt. Es kann daher angenommen werden, dass das Brennstoffzufuhrsystem bereits Wasserstoff mit den vorgegebenen Spezifikationen liefert. Sämtliche Ausfälle des Brennstoffzufuhrsystems wurden bereits von MEISSNER et al. [60] mithilfe der MSG-3-Analyse ausgewertet.

Als Oxidationsmittel wird ähnlich wie bei einer herkömmlichen APU Luft über eine Klappe am Rumpf angesaugt. Diese liege bei Umgebungsbedingungen vor.

Die Electronic-Control-Unit (ECU), die den Betrieb der APU überwacht und steuert, ist Teil des Avioniksystems. Der vom BZ-System erzeugte Gleichstrom muss zur Verwendung zusätzlich mittels DC-AC-Wandler in Wechselstrom umgewandelt und den Bordsystemen zugeführt werden. Dieses Teilsystem ist Teil des Elektroniksystems des Flugzeugs.

Da unkontrollierter Austritt von Wasserstoff ein erhebliches Sicherheitsrisiko darstellt, ist es nötig, die Wasserstoffkonzentration innerhalb des Rumpfs zu überwachen. Dies geschieht mithilfe von Wasserstoffsensoren, die im Rumpf verbaut sind. Bei erhöhter Wasserstoffkonzentration wird der Cockpit-Crew ein Wasserstoffalarm angezeigt, sodass die Leckage von Wasserstoff sichtbar ist.

Zur Verwendung der APU gilt die Annahme, dass sie am Boden zur Versorgung mit elektrischer Energie verwendet wird, im Flug jedoch abgeschaltet und nur als Notstromversorgung dient. Dazu soll das System auch während des Fluges jederzeit einsatzbereit sein.

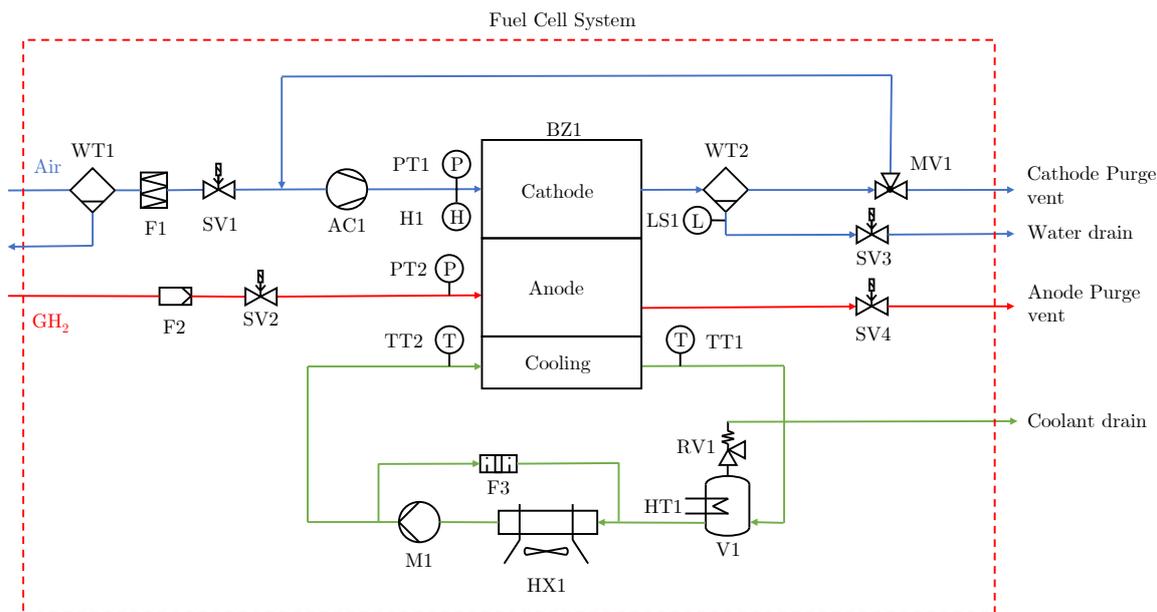
Die Annahmen an den Systementwurf sind in Tabelle 4.1 zusammengefasst.

**Tabelle 4.1:** Annahmen an den Systementwurf des Brennstoffzellensystems

Annahmen an Systementwurf	
Flugzeug	<ul style="list-style-type: none"> <li>– Hybridelektrisches Flugzeug mit BZ-betriebener APU</li> <li>– Haupttriebwerke sind kerosinbetrieben</li> <li>– Herkömmliche IDGs und RAT</li> <li>– Ausfall der APU nicht sicherheitsrelevant</li> <li>– Ausfall der APU hat Auswirkungen auf den Betrieb</li> </ul>
BZ-System	<ul style="list-style-type: none"> <li>– Leistung: 90 kW</li> <li>– Erhält Wasserstoff von Brennstoffversorgungssystem (nicht Teil der Analyse)</li> <li>– Saugt Luft über Klappe in Rumpf bei Umgebungsbedingungen an</li> </ul>
Verwendung	<ul style="list-style-type: none"> <li>– Liefert Leistung am Boden</li> <li>– Während des Flugbetriebs abgeschaltet</li> <li>– Soll zu jedem Zeitpunkt während des Fluges als Notstromversorgung einsatzbereit sein</li> </ul>

## 4.2 Entwurf des Brennstoffzellensystems

Das in dieser Arbeit zu analysierende Brennstoffzellensystem, das im Folgenden entworfen wird, ist in Abb. 4.2 dargestellt.



**Abbildung 4.2:** Skizze des Fuel-Cell-Systems

Im Folgenden wird das Brennstoffzellensystem in die Subsysteme Kathodensystem, Anodensystem, Temperatursystem und Brennstoffzellenstack eingeteilt.

#### 4.2.1 Temperatursystem

Zum Entwurf des Kühlsystems ist die abgegebene Leistung der Brennstoffzelle ein entscheidender Faktor. Der angenommene Wert von 90 kW liegt deutlich über dem in Kap. 2.2.2 genannten Grenzwert von 5 kW, sodass für das System ein flüssigkeitsgekühltes System verwendet werden muss.

Da das betrachtete System nicht nur am Boden, sondern auch in Reiseflughöhe betrieben werden soll, ist es zusätzlich nötig, ein Heizsystem zu integrieren, welches den Brennstoffzellenstack bei Temperaturen unter dem Gefrierpunkt aufheizt, um den Kaltstart zu verhindern.

Das zu betrachtende Temperatursystem ist in Abb. 4.3 abgebildet.

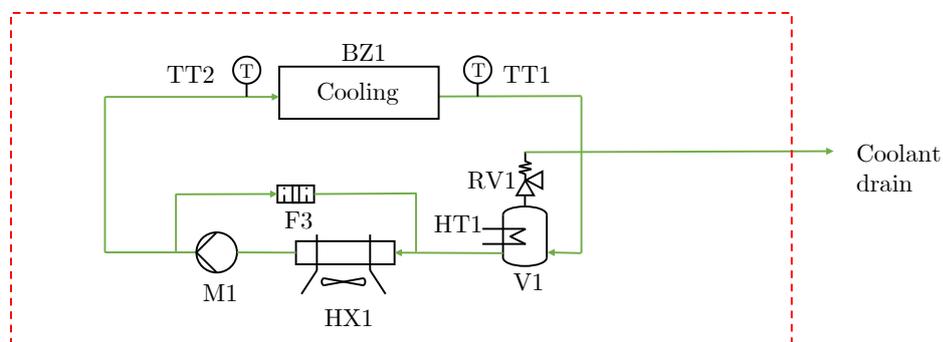


Abbildung 4.3: Skizze des Temperatursystems

Es besteht im Wesentlichen aus einem Kühlkreislauf, in dem die Kühlflüssigkeit mit Hilfe einer Pumpe durch einen Wärmeübertrager gefördert wird, der die überschüssige Wärme an die Umgebung abgibt.

Beim Ein- und Ausgang des Kühlmediums zum BZ-Stack sind die Temperatursensoren TT1 und TT2 angebracht, die das Kühlsystem überwachen. Die Kühlflüssigkeit wird im Kühlmittelkessel V1 aufgefangen. Dieser Tank hat die Funktion, Volumenänderung der Kühlflüssigkeit aufgrund von Temperaturschwankungen abzufangen. Ebenso nimmt er möglicherweise

anfallendes Gas im Kühlsystem auf, das durch interne Leckage aus dem Kathoden- oder Anodensystem übergetreten ist. Steigt der Druck im Tank über einen Grenzwert, wird über das Ablassventil RV1 Druck abgelassen.

Hinter dem Tank ist der Wärmeübertrager HX1 installiert, der die überschüssige Wärme an die Umgebung abgibt. Die anschließende Pumpe M1 fördert die Kühlflüssigkeit durch den Kühlkreislauf. Parallel dazu ist ein Ionenfilter eingebaut, der die Konduktivität des Kühlmediums gering halten soll. Dieser wird in einem weiteren Kreislauf platziert, der entgegen dem Wärmetauscherkreislauf läuft. Diese Strömung wird durch eine Querschnittserweiterung des Rohrs realisiert, die eine Druckdifferenz über den Ionenfilter erzeugt.

Das Vorwärmssystem ist hier durch das Heizelement HT1 im Kühltank V1 realisiert. Soll die BZ bei Temperaturen unter  $0^{\circ}\text{C}$  in Betrieb genommen werden, wird das Heizelement eingeschaltet, um die Kühlflüssigkeit und somit auch den BZ-Stack in den gewünschten Temperaturbereich zu bringen. Erst dann kann der BZ-Stack betrieben werden. Sobald er bei der gewünschten Temperatur betrieben wird, wird das Heizelement abgeschaltet.

### 4.2.2 Kathodensystem

Das zu betrachtende Kathodensystem ist in Abb. 4.4 abgebildet.

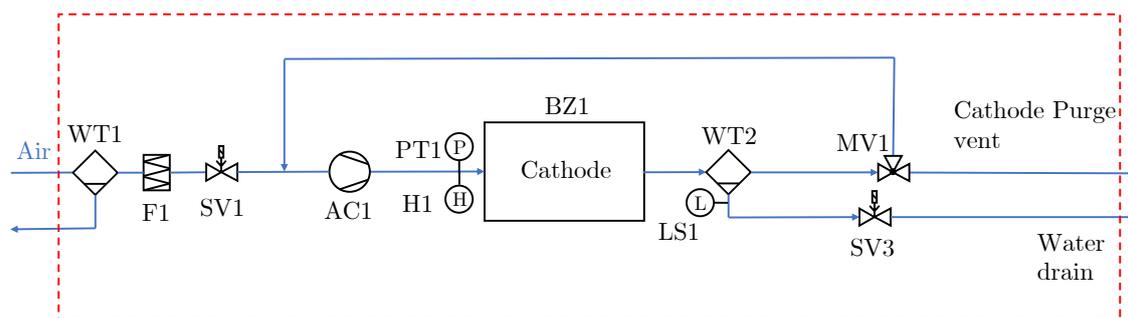


Abbildung 4.4: Skizze des Kathodensystems

Es wird angenommen, dass Luft ähnlich wie bei einer herkömmlichen APU durch eine Klappe im Rumpf zugeführt wird. Dabei liege die Luft bei Umgebungsdruck vor.

Der Kompressor AC1 saugt die Luft an und fördert die benötigte Menge an die BZ. Die zugeführte Luft wird durch den Luftfilter F1 gereinigt, um die Beschädigung der Membran zu vermeiden. Es handelt sich hierbei um einen speziellen Luftfilter für den Einsatz in Brennstoffzellen, der sowohl feste als auch gasförmige Verunreinigungen aus der Luft filtern kann. Das Magnetventil SV1 steuert die Luftzufuhr an die BZ. Seine Aufgabe ist die Zufuhr von Luft während des Betriebs und die Unterbrechung des Luftstroms außerhalb des Betriebs.

Zum Wassermanagement wird in der Luftzufuhr der Wasserabscheider WT1 verwendet, um bei hoher Feuchtigkeit der Umgebungsluft ggf. anfallendes Kondenswasser abzuscheiden. Außerdem wird in der Luftzufuhr Rezirkulation angewandt, um ggf. die Luftfeuchtigkeit zu erhöhen. Dazu befindet sich das Mischventil MV1 im Abgasstrahl, das die Rezirkulationsrate zwischen 0 % (Abgase werden ohne Rezirkulation direkt an die Umgebung abgegeben) und 100 % (Abgase werden vollständig rezirkuliert) kontinuierlich regeln kann. Es wird nach dem Sensor H1 geregelt, der die Feuchtigkeit am Eingang der BZ misst. Zusätzlich wird der Druck, mit dem die Luft der BZ zugeführt wird, durch den Drucksensor PT1 gemessen.

Am Ausgang der Kathode wird zunächst das flüssige Wasser im Wasserabscheider WT2 abgeschieden. WT2 ist mit dem Füllstandsensoren LS1 ausgestattet, der den Wasserstand misst. Überschreitet der Wasserstand einen Höchstwert, öffnet sich das Ventil SV3 und lässt das flüssige Wasser an die Umgebung ab.

### 4.2.3 Anodensystem

Das zu betrachtende Anodensystem ist in Abb. 4.5 abgebildet.

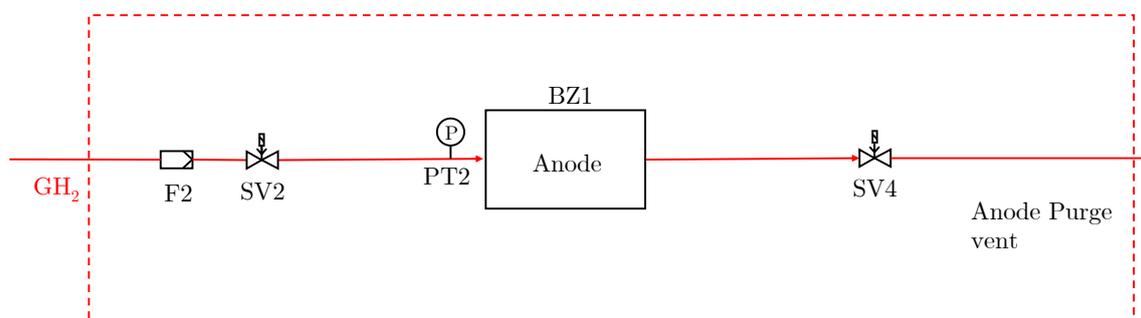


Abbildung 4.5: Skizze des Anodensystems

Das Brennstoffzufuhrsystem in Abb. 4.1 liefert dem Brennstoffzellensystem bereits gasförmigen Wasserstoff im gewünschten Druck- und Temperaturbereich. Bevor er der Brennstoffzelle zugeführt wird, durchläuft er den Wasserstofffilter F2, der ihn von Verunreinigungen reinigt. Das Magnetventil SV2 steuert die Wasserstoffzufuhr. Während des Betriebs ist es vollständig geöffnet, außerhalb des Betriebs vollständig geschlossen.

Die Anode wird als Dead-End-Anode betrieben. Somit findet keine Rezirkulation statt und es befindet sich auf der Abgasseite lediglich das Purge-Ventil SV4, das in regelmäßigen Abständen die entstandenen Reaktionsprodukte an die Umgebung abgibt. Dabei wird hier das Purging der Anode nach einer festgelegten Periode durch das Öffnen von SV4 für eine festgelegte Zeit gesteuert [29]. Die Abstände, in denen das Purging stattfindet, sind stark von den Betriebsbedingungen abhängig. Es wird an dieser Stelle angenommen, dass das Ventil alle 5 min öffnet und schließt [29].

#### 4.2.4 ECAM

Für die Durchführung der MSG-3-Analyse ist es notwendig zu wissen, ob ein Fehler für die Crew offensichtlich ist. Dafür muss zusätzlich zum Brennstoffzellensystem die Anzeige an die Crew definiert werden. Die Flight Crew bekommt die Informationen über Flugzeugsysteme aus dem ECAM (Electronic Centralized Aircraft Monitoring). Das ECAM-Display einer herkömmlichen APU der A320 ist in Abb. 4.6a gegeben. Auf dieser Grundlage haben MEISSNER et al. [60] die Anzeige in Abb. 4.6b erarbeitet, die ein Vorschlag für ein ECAM-Display einer wasserstoffbasierten APU ist.



(a) ECAM-Display der APU einer A320 [10]



(b) Entwurf für ein ECAM-Display einer wasserstoffbetriebenen APU [60]

Abbildung 4.6: Vergleich der ECAM-Displays

Darauf werden der Crew folgende Werte angezeigt:

- Erzeugte Leistung, Spannung und Frequenz der APU und BZ
- P: Systemdruck am Einlass
- FF: Massenstrom von Wasserstoff zur BZ
- T (LH2): Temperatur des flüssigen Wasserstoffs in den Tanks
- T (GH2): Temperatur des gasförmigen Wasserstoffs beim Eintritt in BZ
- HOB: Masse des Wasserstoffs im Tank (hydrogen on board)
- AVAIL: System ist für den Betrieb verfügbar

Zusätzlich zu dem gegebenen ECAM-Display werden Warnungen über Systemausfälle und deren Konsequenzen auf separaten Displays oder Warnleuchten angezeigt [77].

Für das Brennstoffzellensystem werden zusätzlich folgende Anzeigen gegeben:

- Refueling: Wasserstoff wird betankt
- Hydrogen Warning: Wasserstoffsensoren haben übermäßige Mengen an Wasserstoff im Rumpf entdeckt

Mithilfe dieser Displays und Warnleuchten werden der Crew die wichtigsten Fehlerfälle des BZ-Systems angezeigt. So sieht sie, wenn die BZ weniger oder keine Leistung abgibt oder wenn es zur externen Leckage von Wasserstoff gekommen ist. Somit können diese Fehlerfälle in der folgenden MSG-3-Analyse als evidente Fehler angenommen werden.

## 5 Analyse

Im Folgenden wird die MSG-3-Analyse am Brennstoffzellensystem durchgeführt. Wie in Kapitel 4 erläutert, werden dazu zunächst die MSIs des Systems definiert und deren Funktionen und mögliche Fehler analysiert. Anschließend wird in Level 1 die Fehlereffektkategorie und in Level 2 die Instandhaltungsmaßnahme ermittelt. Die Analyse wird beispielhaft an einem Fehler durchlaufen. Die gesamte Analyse befindet sich in Appendix A.

### 5.1 MSI-Selection

Wie in Kapitel 4 erläutert, werden vor der Durchführung der MSG-3-Analyse die MSIs ausgewählt. Dies sind alle Bauteile, deren Ausfall für die Crew nicht sichtbar ist oder sicherheitskritische, operationelle oder ökonomische Auswirkungen hat. Aus den Annahmen an das Brennstoffzellensystem in Tabelle 4.1 wird deutlich, dass alle Komponenten des Systems als MSI angesehen werden können. Dies liegt daran, dass der Ausfall des Brennstoffzellensystems Auswirkungen auf den Betriebsablauf des betrachteten Flugzeugs hat. Somit ergeben sich 24 MSIs, die in Tabelle 5.1 nach Subsystemen aufgelistet sind. Da der Brennstoffzellenstack BZ1 Teil aller Subsysteme ist, wird er hier gesondert angeführt.

**Tabelle 5.1:** MSIs des Brennstoffzellensystems

Subsystem	Bauteil	Code
Kathodensystem	Einlassventil	SV1
	Purge-Ventil	SV3
	Mischventil	MV1
	Wasserabscheider	WT1, WT2
	Luftfilter	F1
	Luftkompressor	AC1
	Feuchtigkeitstransmitter	H1
	Füllstandsensoren	LS1
Anodensystem	Einlassventil	SV2
	Wasserstofffilter	F2
	Drucktransmitter	PT2
	Purge-Ventil	SV4
Temperatursystem	Ablassventil	RV1
	Wasserabscheider	WT1, WT2
	Ionenfilter	F3
	Temperaturtransmitter	TT1, TT2
	Wärmeübertrager	HX1
	Kühlmittelpumpe	M1
	Kühlmittelbehälter	V1
	Heizelement	HT1
Brennstoffzellenstack	Brennstoffzellenstack	BZ1

## 5.2 Funktionen

Als Grundlage für die MSG-3-Analyse dient die Liste sämtlicher Funktionen des Systems mit den dazugehörigen Fehlern, Fehlereffekten und Fehlerursachen.

In den Tabellen A.1, A.2 und A.3 im Anhang sind die Funktionen sowie Fehlerbeschreibungen, -effekte und -ursachen des Brennstoffzellensystems gegeben. Die Funktionen und Fehler wurden bereits in Kapitel 4 während des Systementwurfs erläutert. An dieser Stelle wird die MSG-3-Analyse anhand eines Beispiels durchlaufen, um das Vorgehen zu erläutern.

Dafür wird Fehlerfall 5A aus Tabelle A.1 gewählt. Die zugehörige Funktion 5 ist die Bereitstellung von sauberer Luft an die Brennstoffzelle. Der Fehler liegt vor, wenn verschmutzte Luft an die BZ gelangt. Wie bereits in Kapitel 4 beim Entwurf der Luftzufuhr beschrieben, hat die Verschmutzung der BZ einen Abfall der abgegebenen Leistung zur Folge. Dies ist in der Spalte Fehlereffekt unter der Referenz 5A1 aufgeführt. In diesem Fehlerfall gibt es nur eine mögliche Fehlerursache: das Verstopfen des Luftfilters F1 (5A11).

## 5.3 Level 1 - Bestimmung der Fehlerkritikalität

Ausgehend von den Tabellen der Systemfunktionen und Fehler wird für jeden Fehler das Diagramm 3.1 für Level 1 der MSG-3-Analyse durchlaufen. Dabei wird jedem Fehler eine Fehlereffektkategorie zugewiesen, die entscheidend für die Auswahl der Instandhaltungsaufgaben in Level 2 ist. Dafür wird das Flussdiagramm 3.1 durchlaufen und die Fragen werden mit „Ja“ oder „Nein“ beantwortet. Die Antworten für die Fragen von Level 1 befinden sich im Anhang in den Tabellen A.4 und A.5.

In Abb. 5.1 ist das Flussdiagramm zu Level 1 der MSG-3-Analyse für den Fehler 5A veranschaulicht.

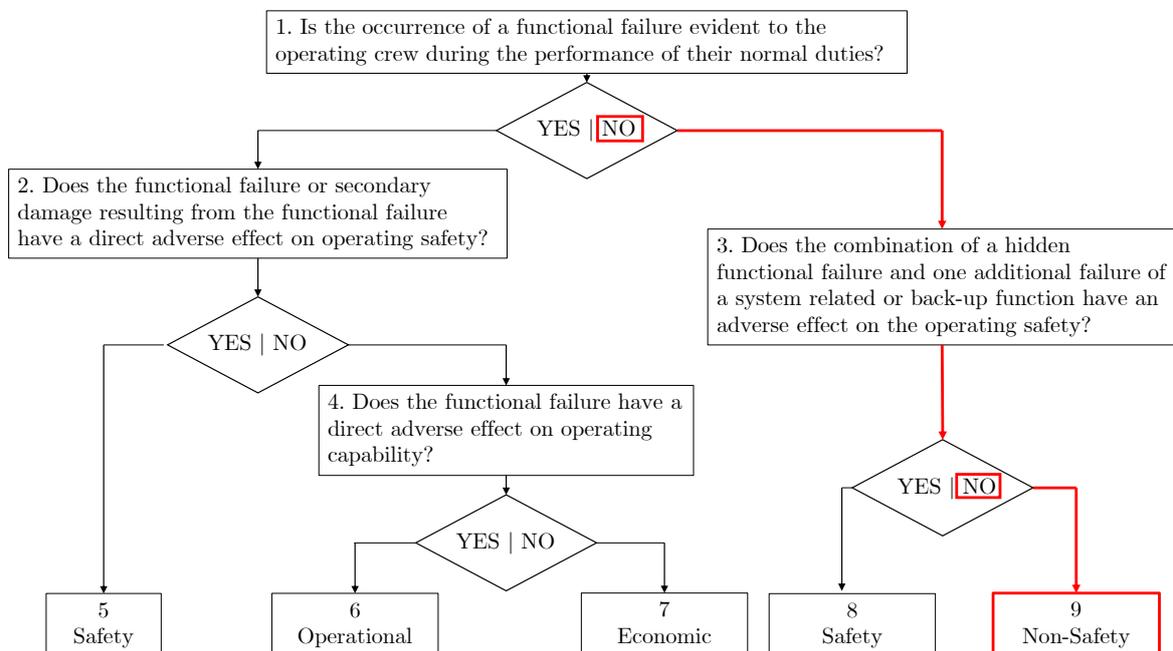


Abbildung 5.1: Level 1 der MSG-3-Analyse für Fehler 5A

Frage 1 fragt nach der Sichtbarkeit des Fehlers für die Crew. Wie in Kap. 5.2 bereits erläutert, führt die Versorgung der BZ mit verschmutzter Luft zum Abfall der abgegebenen Leistung. Da sich der Fehlereffekt jedoch erst nach einigen Stunden bemerkbar macht, ist das Auftreten des Fehlers nicht unmittelbar für die Crew sichtbar. Daher wird Frage 1 mit „Nein“ beantwortet und es handelt sich um einen Non-Evident-Failure. Gemäß der MSG-3-Systematik wird nun mit Frage 3 fortgefahren.

Frage 3 erörtert, ob die Kombination des betrachteten nicht-sichtbaren Fehlers mit einem zusätzlichen Fehler einen negativen Effekt auf die Betriebssicherheit hat. Für den Systementwurf wurde angenommen, dass neben der Brennstoffzellen-APU zusätzlich die IDGs an den Triebwerken und die RAT zur Stromversorgung benutzt werden können, sodass es insgesamt drei redundante Systeme gibt. Infolgedessen gäbe es selbst bei Ausfall von zwei Systemen ein

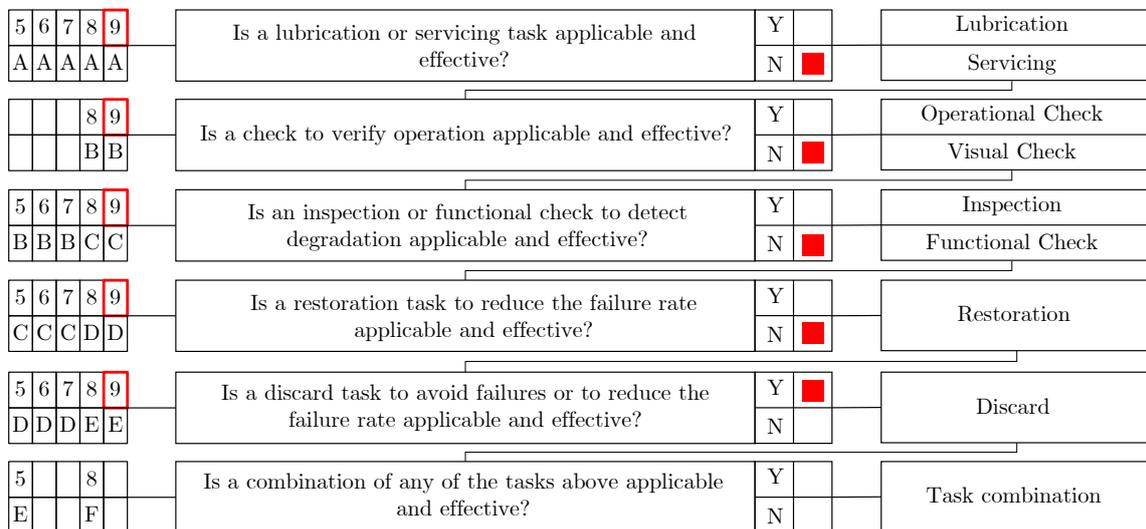
drittes System, das das Flugzeug mit Energie versorgen kann. Somit wird Frage 3 mit „Nein“ beantwortet.

Insgesamt wurde mit Level 1 der Analyse die Fehlereffektkategorie 9 für den Fehler 5A ausgewählt. Somit ist die Versorgung von verschmutzter Luft ein nicht-sichtbarer und nicht-sicherheitsrelevanter Fehler. Laut MSG-3-Analyse ist für Fehler der Kategorie 9 ein Task dann effektiv, wenn er die Ausfallwahrscheinlichkeit senken und somit die betrieblichen Auswirkungen des Fehlers vermeiden kann. Wird kein Task ausgewählt, kann ein Redesign wünschenswert sein [4].

### 5.4 Level 2 - Bestimmung der Instandhaltungsmaßnahmen

In Level 2 wird für jede Fehlerursache das Flussdiagramm 3.2 durchlaufen. Dabei werden je nach Fehlereffektkategorie die zugehörigen Fragen beantwortet, um die Instandhaltungsmaßnahmen für den jeweiligen Fehler zu ermitteln. Die Antworten für die Fragen von Level 2 befinden sich im Anhang in den Tabellen A.6, A.7 und A.8.

In Abb. 5.2 ist das Flussdiagramm zu Level 2 der MSG-3-Analyse für den Fehler 5A veranschaulicht.



No Task for Cat. 5,8: Redesign is mandatory

No Task for Cat. 9: Redesign is desirable

No Task for Cat. 6,7: Redesign may be desirable

**Abbildung 5.2:** Level 2 der MSG-3-Analyse für Fehler 5A

Frage 1 wird mit „Nein“ beantwortet, da Schmierung nicht das Ausfallrisiko aufgrund von verschmutzter Luft beheben kann.

Da Fehler 5A ein nicht-sichtbarer Fehler ist, wird in Frage 2 danach gefragt, ob es einen Operational- oder Visual-Check gibt, mit dem der nicht-sichtbare Fehler erkannt werden kann. Für den Ausfall des Luftfilters ist kein solcher Task möglich. Somit wird Frage 2 ebenfalls mit „Nein“ beantwortet.

Frage 3 thematisiert Inspektionen oder Functional-Checks zur Reduzierung der Ausfallwahrscheinlichkeit. Grundsätzlich wäre es denkbar, den Filter visuell auf Beschädigungen zu überprüfen. Da es sich beim Filterelement jedoch um ein austauschbares Verschleißteil handelt und der Fehler nicht sicherheitsrelevant ist, ist dieser Task ökonomisch nicht sinnvoll. Daher wird Frage 3 ebenfalls mit „Nein“ beantwortet.

Frage 4 wird ebenfalls mit „Nein“ beantwortet, da kein Wiederherstellungs-Task für den Luftfilter möglich ist. Filterelemente für Luftfilter bestehen in der Regel aus Mikrofasermaterialien, die nicht wiederherzustellen sind [47].

Es ist jedoch möglich, das Filterelement gegen ein neues auszutauschen, sodass Frage 5 mit „Ja“ beantwortet wird.

Da es sich um einen Fehler der Fehlereffektkategorie 9 handelt, wird Frage 6 nicht gestellt.

Insgesamt ergibt sich aus Level 2 für Fehler 5A der folgende Task:  
Austausch des Filterelements von F1.

## 5.5 Instandhaltungsintervalle und MMH

Um einen Vergleich der Instandhaltungsarbeiten des Brennstoffzellensystems mit der herkömmlichen APU treffen zu können, ist es zusätzlich nötig, die Instandhaltungsintervalle und Personenstunden abzuschätzen. Dies wird im Folgenden für sämtliche Instandhaltungsmaßnahmen durchgeführt und im Detail erläutert. Im MPD ist es üblich, Instandhaltungsintervalle in Monaten (MO), Flugstunden (FH) oder Flugzyklen (FC) anzugeben. Bei der APU gibt es zusätzlich die Einheiten APU-Stunden (APUH) und APU-Zyklen (APUC). Da die Instandhaltung sich bei vielen Bauteilen besser durch den APU-Betrieb abbilden lässt, werden diese Einheiten hier auch verwendet. Insbesondere werden alle Intervalle, die in FH aus dem A320-MPD übernommen wurden, in APUH angegeben.

### 5.5.1 Leckagetests

Die Leckage von Wasserstoff ist aufgrund der Entzündbarkeit ein besonders kritischer Fehler. Sie kann theoretisch in der gesamten Wasserstoffzu- und -abfuhr und als interne Leckage innerhalb der Brennstoffzelle vorkommen. Die Leckage von Luft ist im Allgemeinen weniger kritisch, jedoch kann bei fehlender Luftzufuhr der Betrieb der APU nicht sichergestellt werden.

Zusätzlich ist auch die Leckage von Kühlflüssigkeit denkbar, die aufgrund der Kritikalität des Temperatursystems für die Betriebssicherheit ebenfalls sicherheitskritisch ist.

Die verschiedenen Leckagetests nach LANZ et al. [51], die bereits in Kap. 2.2.2 beschrieben wurden, werden an dieser Stelle auf das gegebene Brennstoffzellensystem angewandt.

### **Leak-Down-Test**

Der Leak-Down-Test untersucht die gesamte Zufuhr des Anodensystems auf Leckage. Er wird bei der Wasserstoff-APU für alle Fehlerfälle angewandt, bei denen es zu Leckage in der Wasserstoffzufuhr kommt. Um geeignete Werte für das Intervall und den Zeitaufwand zu erhalten, wird der Hauptzulauf des Brennstoffzufuhrsystems des A320 gewählt. An diesem wird alle 1.200 FH ein Leckagetest durchgeführt, dessen Aufwand 0,7 MMH beträgt. Aufgrund der ähnlichen Kritikalität der Systeme werden diese Werte auch für den Leak-Down-Test des Brennstoffzellensystems angenommen, wobei die 1.200 FH durch 1.200 APUH ersetzt werden.

### **External-Leak-Test**

Der External-Leak-Test überprüft die Menge an Leckage des Gesamtsystems an die Umgebung. Er wird bei der Wasserstoff-APU für alle Fehlerfälle angewandt, bei denen es zu externer Leckage kommt. Da die Leckage von Wasserstoff bereits durch den Leak-Down-Test ausgeschlossen wird und externe Leckage von Luft oder Kühlflüssigkeit als weniger kritisch angesehen wird, kann hier ein größeres Zeitintervall zwischen den Tests gewählt werden. Beim brennstoffzellenbetriebenen Bus wird beispielsweise der Leak-Down-Test einmal pro Woche während der Weekly-Inspection durchgeführt. Der External-Leak-Test hingegen wird erst nach einer gefahrenen Distanz von 3.750 Meilen durchlaufen [51, S. 47]. Um daraus einen Faktor zwischen den Instandhaltungsintervallen zu generieren, wird ein typischer Kraftomnibus in Deutschland betrachtet. Mit einer durchschnittlichen Fahrleistung von 51.000 km pro Jahr [53] ergibt sich eine durchschnittliche Zeit von 2,3 Wochen zwischen zwei 3.750-Meilen-Checks. Somit wird der Leak-Down-Test 2,5-mal so oft durchgeführt wie der External-Leak-Test. Dieser Faktor wird auch hier verwendet, sodass das beim Leak-Down-Test gewählte Intervall von 1.200 APUH mit einem Faktor von 2,5 beaufschlagt wird. Der External-Leak-Test wird damit alle 3.000 APUH durchgeführt. Es wird der gleiche Zeitaufwand von 0,7 MMH angenommen.

### **Transfer-Leak-Test**

Der Transfer-Leak-Test überprüft interne Leckage von einem Subsystem in ein anderes. Dieser Test wird bei der Wasserstoff-APU für die Leckage von den Luft- in die Wasserstoffleitungen durchgeführt. Ein Test in anderer Richtung ist nicht nötig, da Leckage von Wasserstoff- zu Luftleitungen bereits während des Leak-Down-Tests untersucht werden.

Für die Instandhaltungsintervalle und den Zeitaufwand werden die gleichen Werte wie für den External-Leak-Test verwendet, sodass dieser Test alle 3.000 APUH durchgeführt wird und 0,7 MMH beansprucht.

### 5.5.2 Filter

Für den Luft- und Wasserstofffilter (F1, F2) des Systems wurde in Level 1 der Analyse jeweils eine Fehlereffektkategorie von 9 festgelegt. Beide Filter besitzen ein Filterelement, das sich zusetzen und somit die Funktionalität beeinflussen kann. Beim Luftfilter F1 besteht dies aus einem Mikrofasermaterial, das lediglich durch ein neues ausgetauscht werden kann. Somit wird hier ein Discard-Task gewählt. Da das Filterelement des Wasserstofffilters aus Metall besteht, ist es möglich, es zu reinigen, sodass der zugehörige Task zur Kategorie Restoration gehört.

Der Ionenfilter (F3) im Temperatursystem besitzt die Fehlereffektkategorie 6. Das Filterelement besteht aus einem Ionenaustauschharz und kann leicht ausgetauscht werden. Daher wird auch hier ein Discard-Task durchgeführt.

Um geeignete Werte für die Instandhaltungsintervalle und den Zeitaufwand festzulegen, wird ein Treibstofffilter aus dem MPD der A320 als Vergleichswert herangezogen. Dieser erfordert einen Discard-Task des Filterelements nach 8.500 FH mit einem Zeitaufwand von 0,15 MMH [5]. Da angenommen werden kann, dass die Degradation der Filter ähnlich schnell abläuft, werden diese Werte für alle drei Filter des Brennstoffzellensystems übernommen, wobei das Intervall zu 8500 APUH angepasst wird.

### 5.5.3 Ventile

#### Ablassventil

Das Ablassventil RV1 im Temperatursystem ist laut Level 1 mit der Fehlereffektkategorie 5 bewertet worden. Somit ist der Ausfall des Ventils sicherheitsrelevant und es muss ein Task ausgewählt werden. Ablassventile für den Betrieb mit kryogenem Wasserstoff sind nach ISO 21011 [41] genormt. Darin werden sie in die Kategorien A und B eingeteilt. Obwohl das betrachtete Ablassventil RV1 im Kühlkreislauf nicht mit kryogenem Wasserstoff betrieben wird, wird die genannte Norm hier verwendet, da mögliche Fehler eine ähnliche Kritikalität haben. Absperrarmaturen der Kategorie A sind für einen Betrieb von über 20 Schaltspielen pro Jahr vorgesehen. Kategorie B umfasst diejenigen, die nur gelegentlich, also unter 20 Schaltspiele pro Jahr, verwendet werden.

Da die genauen Betriebsbedingungen des Brennstoffzellensystems noch unbekannt sind, wird das Ablassventil RV1 hier zur sicheren Seite abgeschätzt und als Ventil der Kategorie A eingeordnet.

Zur Abschätzung der Instandhaltungsintervalle kann ISO 21029-2 [42] herangezogen werden. Darin wird für Ablassventile eine Funktionsprüfung im Abstand von 5 Jahren empfohlen. Dies wird hier als Intervall für den Functional Check von RV1 verwendet. Zur Abschätzung der Arbeitsstunden wird ein ähnlicher Task aus dem MPD des A320 herangezogen, bei dem ein Sicherheitsventil des Environmental-Control-Systems auf Funktionstüchtigkeit überprüft wird. Dabei fallen 0,83 MMH an [5].

Zusätzlich schreibt dieselbe Norm vor, Druckentlastungseinrichtungen nach 10 Jahren zu ersetzen. Dieses Intervall wird für den Restoration-Task verwendet. Die benötigten Arbeitsstunden werden von demselben Ventil des Environmental-Control-Systems aus dem A320-MPD übernommen, dessen Ausbau für In-Shop-Restoration 0,65 MMH erfordert [5].

### **Magnet- und Mischventil**

Als Basis für die Instandhaltungsintervalle der Ventile dient die ISO 19880-3. Darin ist für Absperrventile für den Einsatz mit gasförmigem Wasserstoff ein Intervall zum Austausch der Dichtungen von 16.000 Druckzyklen gegeben. Um daraus sinnvolle Intervalle für das MPD zu generieren, ist es nötig, die Nutzung der einzelnen Ventile zu definieren. Es wird angenommen, dass die Zufuhrventile SV1 und SV2 sich lediglich einmal vor Inbetriebnahme öffnen und nach dem Betrieb wieder schließen. Somit entsprechen die 16.000 Druckzyklen 16.000 APU-Zyklen, die auch als Instandhaltungsintervall für diesen Task verwendet werden.

Die Ventile SV3 und SV4 werden häufiger betrieben als SV1 und SV2. SV4 wird als Purging-Ventil betrieben und öffnet und schließt regelmäßig nach festgelegten Zeitabständen. Somit ist die Instandhaltung nach APU-Zyklen hier wenig zweckmäßig und es sollte ein Intervall nach APU-Stunden gefunden werden. Wie in Kap. 4.2.3 angenommen, beträgt das Purging-Intervall für Anodensystem 5 min. Mit diesem Wert vergehen bis zum Erreichen der 16.000 Ventilzyklen 1.333 APUH. Für das Ventil SV4 wird ein Wert von 1.300 APUH angenommen.

Ventil SV3 wird vom Füllstandsensoren LS1 geöffnet, sobald der Füllstand in WT2 einen Grenzwert überschritten hat. Für dieses Ventil sind die genauen Betriebsbedingungen unbekannt. Es ist jedoch davon auszugehen, dass es während des Betriebs mehrfach öffnet und schließt und somit häufiger als SV1 und SV2 instandgehalten werden muss. Außerdem kann angenommen werden, dass ähnlich wie bei SV4 die Instandhaltung durch APU-Stunden getrieben wird. Aufgrund der unbekanntenen Betriebsbedingungen wird für SV3 ebenfalls der Wert von 1.300 APUH verwendet.

Das Mischventil MV1 steuert die Rezirkulation im Kathodensystem je nach Luftfeuchtigkeit. Außerdem führt es in regelmäßigen Abständen das Purging der Reaktionsprodukte durch. Für das Mischventil sind ebenfalls die genauen Betriebsbedingungen unbekannt. Daher wird für MV1 ebenfalls der Wert von 1.300 APUH für das Purging-Ventil SV4 verwendet.

Zur Abschätzung der benötigten Arbeitsstunden wird derselbe Task wie für die Ablassventile herangezogen, laut dem der Ausbau der Ventile 0,65 MMH beansprucht. Dieser Wert wird für die Magnetventile SV1, SV2, SV3, SV4 sowie das Mischventil MV1 verwendet.

#### 5.5.4 Wärmeübertrager

Der Wärmeübertrager des Temperatursystems ist mit Fehlereffektkategorie 5 als sicherheitskritisches Bauteil eingestuft worden. Um die Funktionalität des Wärmeübertragers sicherzustellen, ist es möglich, ihn regelmäßig einer Visual-Inspection zu unterstellen, um mögliche Schäden an der Oberfläche oder an Propellerblättern zu entdecken und ggfs. zu beheben [51, S. 117]. Für geeignete Werte zu Intervall und Arbeitsstunden wird das MPD des A320 herangezogen. Darin wird eine Visual-Inspection an den Kühlrohren im Luftsystem durchgeführt, deren Intervall 36 Monate oder 3.600 FH beträgt. Dabei fallen MMH von 0,3 MMH an. Da angenommen werden kann, dass das System des A320 eine ähnliche Funktion hat und bei ähnlichem Temperatur- und Druckniveau betrieben wird, werden diese Werte auch für die GVI des Wärmeübertragers des Brennstoffzellensystems verwendet.

Zusätzlich zur Visual-Inspection ist es auch möglich, den Wärmeübertrager zur Reinigung auszubauen. Dabei handelt es sich um eine In-Shop-Restoration. Im MPD der A320 findet sich ein ähnlicher Task, bei dem ein Wärmeübertrager aus dem Environmental-Control-System für In-Shop-Cleaning ausgebaut wird. Dieser Task wird alle 108 Monate oder 12.000 APUH durchgeführt und beansprucht 0,42 MMH.

#### 5.5.5 Kompressor

Beim Ausfall des Luftkompressors AC1 am Einlass ist es möglich, dass es an der BZ zu einer Druckdifferenz zwischen Kathode und Anode kommt, die die Membran beschädigen würde. Daher ist AC1 mit Fehlereffektkategorie 5 bewertet und somit sicherheitskritisch. Für die Instandhaltungsintervalle des Kompressors AC1 wird die Betriebsanleitung des G-BH7 ATEX Seitenkanalverdichters des Herstellers Gardner Denver Deutschland GmbH herangezogen. Darin empfiehlt der Hersteller einen Task zur Erneuerung der Wälzlager, Reinigung der Lagernebenräume und Erneuerung des Radialwellendichtrings. Das Intervall dazu beträgt 18.000 h oder 2,5 Jahre [27]. Da die MMH nicht spezifiziert werden, wird derselbe Wert wie beim Wärmeübertrager HX1 übernommen. Somit beträgt der Arbeitsaufwand 0,42 MMH.

#### 5.5.6 Wasserabscheider

Im System sind zwei Wasserabscheider (WT1, WT2) vorhanden, die unterschiedliche Fehlerfälle und Fehlereffektkategorien haben.

WT1 in der Luftzufuhr wurde in Level 1 der MSG-3-Analyse mit Fehlereffektkategorie 6 bewertet. Dabei sind zwei Fehlerfälle möglich (Blockierung des Abflusses, Gasleckage). Der Wasserabscheider WT2 hat dieselben Fehlerfälle, jedoch ist die Gasleckage hier mit Fehlereffektkategorie 5 bewertet worden.

Die Gasleckage, die für WT2 als sicherheitskritisch eingestuft ist, wird bereits durch den External-Leak-Test überprüft. Somit ist kein weiterer Task nötig.

Für den Fall, dass der Abfluss verstopft ist und das Wasser nicht ablaufen kann, wäre es denkbar, eine Inspektion der Wasserabscheider durchzuführen. Aufgrund der geringen Kritikalität des Fehlers und der unbekanntem Wirksamkeit einer Inspektion wird hier kein Task durchgeführt.

### 5.5.7 Kühlmittelpumpe

Als Teil des Temperatursystems ist die Kühlmittelpumpe mit Fehlereffektkategorie 5 bewertet und somit sicherheitsrelevant.

Als Basis für die Instandhaltungsintervalle der Kühlmittelpumpe wird die Betriebsanleitung der HMP-0980E Kühlmittelpumpe des Herstellers Sumitomo Precision Products Co., Ltd. herangezogen. Darin wird für einen Check mit Zerlegung der Pumpe ein Intervall von 2-3 Jahren empfohlen [74]. Da die betrachtete Pumpe im Brennstoffzellensystem jedoch nicht kontinuierlich, sondern nur im APU-Betrieb betrieben wird, wird mit der oberen Grenze ein Intervall von 36 Monaten für den SDI-Task verwendet.

### 5.5.8 Heizelement

Ein Ausfall des Heizelements ist in Level 1 in Fehlereffektkategorie 6 eingestuft worden. Somit ist er nicht sicherheitskritisch, sondern lediglich operationell relevant. Um die Funktionalität des Heizelements zu überprüfen, wäre es denkbar, es auszubauen und einem Functional-Check zu unterziehen. Es ist jedoch nicht bekannt, ob ein Functional-Check die Ausfallwahrscheinlichkeit des Heizelements verringern kann. Aufgrund dessen wird am Heizelement kein Task durchgeführt, sodass es bis zum Ausfall betrieben wird.

### 5.5.9 Sensoren

Die Drucksensoren PT1 und PT2 sowie der Temperatursensor TT1 und der Füllstandsensor LS1 sind mit Fehlereffektkategorie 5 bewertet worden und sind somit sicherheitsrelevant. Ein Functional-Check kann die Funktionsweise der Sensoren sicherstellen und somit das Ausfallrisiko senken. Dazu wird für die Druck-, Temperatur- und Füllstandsensoren jeweils ein Task definiert, bei dem die Sensoren für einen In-Shop-Functional-Check ausgebaut werden.

Für geeignete Intervalle werden die Drucksensoren des Sauerstoffsystems der A320 herangezogen. Sie besitzen für den Ausbau für einen In-Shop-Functional-Check ein Intervall von 72 Monaten. Die Arbeitsstunden betragen hierbei 0,92 MMH [5]. Daher wird der Ausbau des Drucksensors im Wasserstoffsystem mit den gleichen Werten abgeschätzt. Da Temperatur- und Füllstandsensoren eine ähnliche Funktion haben und unter gleichen Bedingungen arbeiten, werden die Werte auch hier verwendet.

### 5.5.10 Brennstoffzellenstack

Aufgrund des Systemdesigns ist der Brennstoffzellenstack an sich nicht sicherheitsrelevant. Beim Ausfall können die IDGs an den Triebwerken und die RAT die Notstromversorgung übernehmen, sodass die nötige Redundanz vorhanden ist. Der einzige Fall, in dem ein Fehler innerhalb des BZ-Stacks ein Sicherheitsrisiko darstellen könnte, ist eine interne Leckage innerhalb des Stacks. In diesem Fall kommen Wasserstoff und Luft in direkten Kontakt und es kann ein entzündliches Gasgemisch entstehen. Jedoch wird bereits während des Leak-Down-Tests die Leckage von Wasserstoff zu Sauerstoff und während des Transfer-Leak-Tests die Leckage von Sauerstoff zu Wasserstoff überprüft.

Die Fehler 1A und 1B, bei denen der Stack keine bzw. weniger Leistung liefert, lassen sich auf eine Vielzahl an Ursachen innerhalb der BZ zurückführen. So kann durch Verschmutzung die Katalysatorschicht degradiert sein oder die Membran wegen Austrocknung ihre Ionenleitfähigkeit verloren haben.

Durch die Vielzahl an möglichen Fehlerursachen ist es schwierig, eine geeignete Instandhaltungsmaßnahme festzulegen, die die Ausfallwahrscheinlichkeit reduziert. Aus diesem Grund wird für den Brennstoffzellenstack kein Task gewählt. Es ist jedoch denkbar, den Brennstoffzellenstack über Condition-Monitoring zu überwachen, um mögliche Fehler frühzeitig feststellen zu können. So kann beispielsweise die Impedanzmessung ein geeigneter Indikator für mögliche Fehlerfälle innerhalb der BZ sein [26].

Da für die Anwendung in der Luftfahrt allerdings keinerlei Erfahrungswerte bekannt sind und der Fehler nicht sicherheitsrelevant ist, wird für die BZ kein Task gewählt.

### 5.5.11 Aufhängung

Die Aufhängung des Brennstoffzellensystems ist in der Analyse mit Fehlereffektkategorie 5 eingestuft worden und ist somit sicherheitskritisch. Um die sichere Lagerung des BZ-Stacks im Rumpf sicherzustellen und Beschädigungen durch Vibration oder externe Kräfte zu vermeiden, wird an der Aufhängung eine visuelle Inspektion durchgeführt. Als Quelle für das Instandhaltungsintervall und die Arbeitsstunden dient hier die APU aus dem MPD des A320. Daran wird im Abstand von 20 Monaten eine GVI durchgeführt, bei der die Aufhängung der

APU auf Beschädigungen überprüft wird. Die Arbeitsstunden betragen dabei 0,55 MMH und werden an 2 Zonen durchgeführt, sodass sich insgesamt ein Aufwand von 1,1 MMH ergibt [5]. Hier wird zusätzlich angenommen, dass die APU und das BZ-System dieselbe Anzahl an Lagerpunkten aufweisen. Aufgrund ähnlicher Kritikalität der Systeme werden diese Werte auch für die GVI des Brennstoffzellensystems verwendet.

## 6 Ergebnisse

In Kapitel 5 wurde das Brennstoffzellensystem der MSG-3-Analyse unterzogen und dabei Instandhaltungstasks für die geplante Instandhaltung ermittelt. Die Tasks sind im Anhang in Tabelle A.9 aufgeführt. Neben den Tasks an sich wurde außerdem eine Abschätzung für die Instandhaltungsintervalle und die benötigten Arbeitsstunden getroffen. Mithilfe dieser Zahlenwerte ist es nun möglich, einen Vergleich der Instandhaltung einer herkömmlichen APU und der Brennstoffzellen-APU anzustellen. Dazu wird in diesem Kapitel zunächst eine Berechnungsgrundlage für den Vergleich der Instandhaltungsaufgaben gelegt.

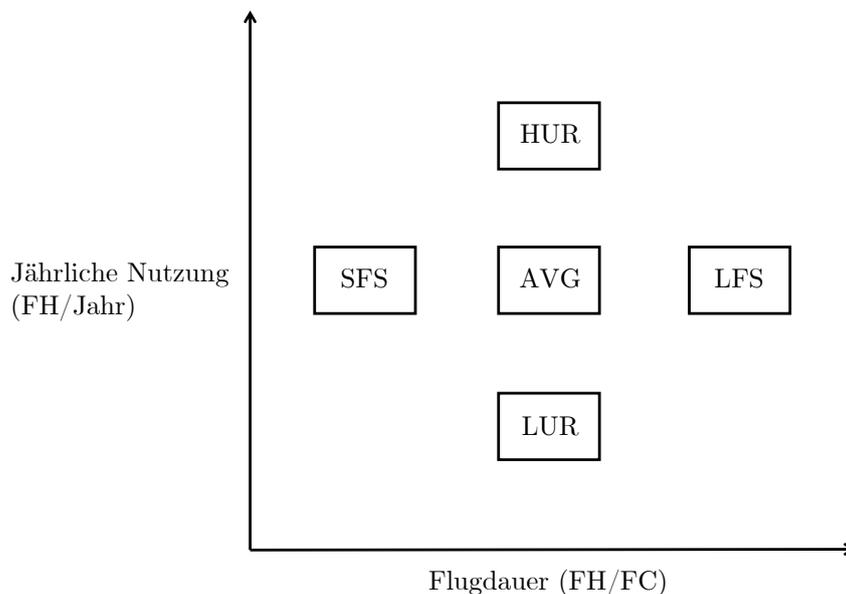
Anschließend werden die Instandhaltungsaufgaben der herkömmlichen APU und der BZ-APU verglichen.

### 6.1 Berechnungsgrundlage

Zum Vergleich der Wartungsaufwände zwischen der herkömmlichen und der brennstoffzellenbetriebenen APU ist es nötig, diese zu quantifizieren. Im MPD sind üblicherweise die benötigten Arbeitsstunden (MMH) und die Instandhaltungsintervalle angegeben. Aus ihnen lassen sich die  $\text{MMH}/1.000\text{FH}$  berechnen, die einen Vergleich der Instandhaltungsaufwände zulassen. Es sind jedoch nicht alle Instandhaltungsintervalle in FH gegeben, sondern auch teilweise in Monaten, Jahren und Flugzyklen (FC). Bei der APU werden außerdem die APU-Zyklen (APUC) und APU-Stunden (APUH) definiert. Zum Vergleich ist es nun wichtig, die Intervalle ineinander umrechnen zu können.

Als Grundlage dient die Nutzung eines A320 anhand verschiedener Betriebsszenarien. Dabei wird unterschieden zwischen der durchschnittlichen Nutzung in FH pro Jahr (AVG), den Flugzeugen innerhalb der 95 %-Perzentile der Nutzung (HUR) und den Flugzeugen innerhalb der 5 %-Perzentile der Nutzung (LUR). Ein zusätzlicher Parameter zur jährlichen Nutzung ist die durchschnittliche Flugdauer in FH pro FC. Dazu werden zusätzlich Flüge mit einer kurzen Flugdauer von 1 h (SFS) und einer langen Flugdauer von 3 h bei der gleichen jährlichen Nutzungen wie bei AVG betrachtet.

Somit wird die Instandhaltung anhand der jährlichen Nutzung und der durchschnittlichen Flugdauer analysiert. Die verschiedenen Nutzungsarten sind abhängig von diesen Parametern in Abb. 6.1 illustriert.



**Abbildung 6.1:** Nutzungsarten nach jährlicher Nutzung und durchschnittlicher Flugdauer

Insgesamt ergeben sich die Werte zur Umrechnung, die in Abb. 6.1 je nach Nutzungsszenario gegeben sind.

**Tabelle 6.1:** Faktoren zur Umrechnung von FH und FC [15]

Dimension	AVG	LUR	HUR	SFS	LFS
FH pro Jahr	2.750	1.650	3.900	2.750	2.750
FC pro Jahr	1.500	900	2.100	2.750	917
FH pro FC	1,8	1,8	1,9	1,0	3,0
FH pro MO	229	138	325	229	229

AVG: Durchschnittliche Nutzung

LUR: Geringe Nutzung

HUR: Hohe Nutzung

SFS: Durchschnittliche Nutzung mit kurzen Flügen

LFS: Durchschnittliche Nutzung mit langen Flügen

Zur Umrechnung von APUC in FH werden Daten der Airline Sabena verwendet, die auf ihrer Kurzstreckenflotte bestehend aus A320 und B737 1.300 APUH pro Jahr auf 2.850 FH verzeichnet [9]. Daraus folgt eine durchschnittliche APU-Nutzungsdauer pro Flugzyklus von ca. 28 min, unabhängig von der Nutzung (AVG, LUR, HUR, SFS, LFS) des Flugzeugs. Dabei wird zusätzlich angenommen, dass ein APUC einem FC entspricht, wie es bei Kurzstreckenflügen üblich ist.

Diese Umrechnungsfaktoren werden im Folgenden zur Berechnung der MMH/1.000FH herangezogen. Sind im MPD mehrere Möglichkeiten als Instandhaltungsintervall angegeben (z.B. 24 Monate oder 2.250 FH), wird der Wert gewählt, der nach Umrechnung in FH kleiner ist, um eine konservative Abschätzung zu treffen.

Neben dem Zeitaufwand für den Instandhaltungstask (task MH) sind im MPD außerdem Werte für die Vorbereitung (preparation MH) und den Zugang (access MH) gegeben. Da für das wasserstoffbetriebene System keine Werte bekannt sind, werden lediglich die Task-MH verglichen. Eine Ausnahme bildet hier der Ausbau der APU zum In-Shop-Overhaul, dessen Zeitaufwand für den Ausbau bei den Preparation-MH aufgelistet ist.

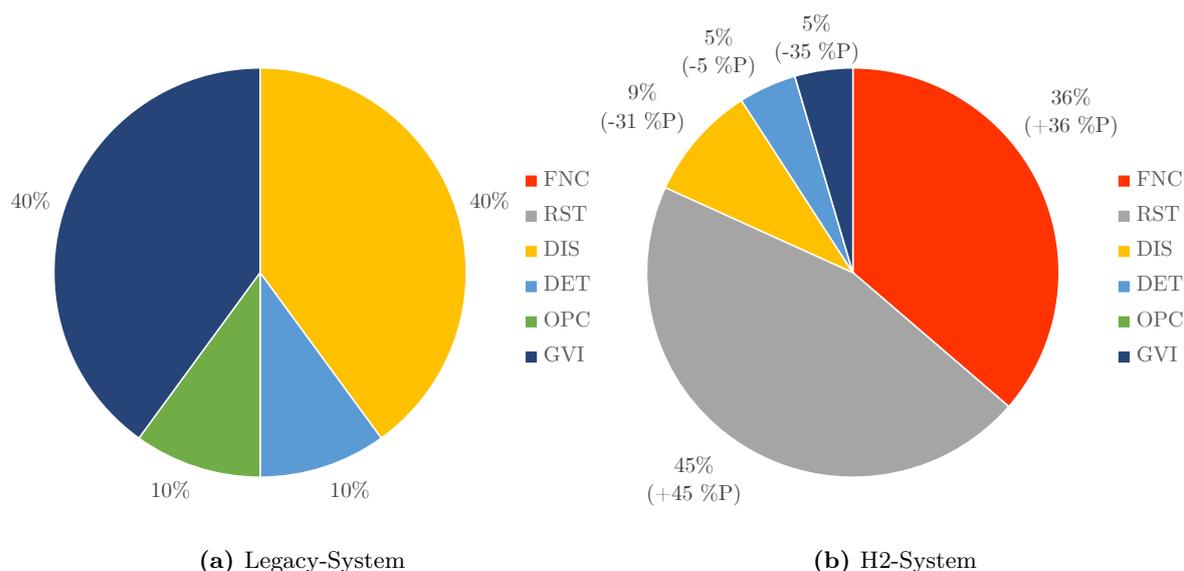
## 6.2 Vergleich

Im Folgenden werden die geplanten Instandhaltungsarbeiten an einer herkömmlichen APU (Legacy) und am Brennstoffzellensystem miteinander verglichen. Als Basis dazu dienen hauptsächlich die Task-Codes sowie die ermittelten MMH/1.000FH. Außerdem wird der Anteil der In-Shop-Maintenance verglichen.

### 6.2.1 Anzahl der Tasks nach Kategorie

Während bei der kerosinbetriebenen APU lediglich 10 Instandhaltungstasks notwendig sind, steigt die Anzahl beim Brennstoffzellensystem auf 22. Dabei wird ein Task, der an mehreren Komponenten durchgeführt wird, mehrfach gezählt.

In Diagramm 6.2 ist die Anzahl der Tasks nach Task-Code für die Legacy- und die H2-APU gegenübergestellt. Für das H2-System sind zusätzlich die Änderungen gegenüber dem Legacy-System in Prozentpunkten angegeben.



**Abbildung 6.2:** Anzahl der Tasks nach Task-Code für Legacy- und H2-APU. In Klammern sind die Änderungen ggü. dem Legacy-System in Prozentpunkten gegeben.

Während bei der Legacy-APU 40 % der Tasks zur Kategorie Discard gehören, sind dies bei der Wasserstoff-APU nur noch 9 %. Der Anteil der Restoration-Tasks ist jedoch von 0 % auf 45 % angestiegen. Dies wirkt sich vorteilhaft auf die Instandhaltungskosten aus, da es sich dabei um einen größeren Anteil an wiederverwendbaren Bauteilen handelt. Somit werden die zugehörigen Materialkosten vermutlich ebenfalls geringer ausfallen.

Bei der Legacy-APU überwiegen außerdem die General Visual Inspections mit 40 % der Tasks. Beim Brennstoffzellensystem sind diese auf 5 % gesunken und es finden zusätzlich 5 % Detailed Inspections statt, die aufwändiger sind als GVI. Zusätzlich sind 36 % Functional Checks hinzugekommen. Dies lässt sich auf die Leckagetests zurückführen, die für die Betriebssicherheit des Systems unverzichtbar sind. In der Regel sind FNC-Tasks aufwändiger als GVI-Tasks, da bei den Funktionstests eine qualitative Untersuchung des Systemzustands durchgeführt wird. Diese erfordern in der Regel spezielle Hilfsausrüstungen, was die Komplexität der Instandhaltungsmaßnahme zusätzlich erhöht.

### 6.2.2 Anteil In-Shop-Maintenance

Instandhaltungstasks, die nicht direkt am Flugzeug, sondern in spezialisierten Repair-Shops durchgeführt werden, haben einen großen Einfluss auf die endgültigen Instandhaltungskosten. Wie in Tab. 6.2 zu sehen ist, liegt der Anteil der In-Shop durchgeführten Tasks bei der Legacy-APU bei 20 % und steigt bei der Wasserstoff-APU auf 50 % an.

**Tabelle 6.2:** MMH/1.000FH für Legacy- und H2-System für verschiedene Nutzungen

System	Anteil In-Shop-Instandhaltung
Legacy	20 %
H2	50 %

Bei den In-Shop-Tasks entsprechen die MMH im MPD lediglich dem Zeitaufwand, der benötigt wird, das jeweilige Bauteil auszubauen. Es kommen jedoch durch den Transport des Bauteils in den Shop und die Instandhaltungsarbeiten, die im Shop durchgeführt werden, zusätzliche Kosten hinzu. Diese Kosten können je nach Bauteil einen großen Einfluss auf die Gesamtkosten haben, können jedoch an dieser Stelle nicht genau bestimmt werden. Durch den höheren Anteil an In-Shop durchgeführten Arbeiten, ist jedoch zu erwarten, dass bei der Umstellung auf Brennstoffzellensysteme auch die durch In-Shop-Instandhaltung zusätzlich entstehenden Kosten ansteigen.

Um die durch In-Shop-Instandhaltung verursachten Kosten zu quantifizieren, sind in Tabelle 6.3 die Anzahl der In-Shop-durchgeführten Instandhaltungsmaßnahmen pro 1.000 FH für die verschiedenen Nutzungsszenarien gegeben.

**Tabelle 6.3:** Anzahl der In-Shop-Instandhaltungsmaßnahmen pro 1.000 FH

AVG	LUR	HUR	SFS	LFS
1,79	2,22	1,39	1,02	2,22

Daraus wird deutlich, dass bei niedriger Nutzung und langer Flugdauer pro 1.000 FH deutlich mehr Tasks in Maintenance-Shops durchgeführt werden müssen und somit die zugehörigen Kosten steigen werden. Bei hoher Nutzung und kurzen Flügen hingegen ist die Anzahl der In-Shop-Maintenance minimal. Somit werden die Kosten aufgrund von In-Shop-Maintenance möglichst gering gehalten, wenn ein Flugzeug bei möglichst hoher Nutzung mit kurzen Flügen betrieben wird.

### 6.2.3 Änderung der Arbeitsstunden

Je nach Nutzung des Flugzeugs kann die Änderung der Instandhaltung unterschiedlich ausfallen. Dazu sind in Tabelle 6.4 die MMH/1.000FH für die in Kapitel 6.1 definierten Nutzungsarten für die herkömmliche APU und das Brennstoffzellensystem sowie die prozentuale Änderung aufgeführt.

**Tabelle 6.4:** MMH/1.000FH für Legacy- und H2-System für verschiedene Nutzungen

System	AVG	LUR	HUR	SFS	LFS
Legacy	0,78	1,11	0,64	0,96	0,70
H2	1,88	2,29	1,71	1,91	1,86
Änderung	+140 %	+107 %	+168 %	+100 %	+165 %

Daraus wird deutlich, dass sich die MMH bei der Umstellung auf ein Brennstoffzellensystem mindestens verdoppeln. Außerdem fällt der Anstieg der MMH höher aus, je höher die Nutzung des Flugzeugs ist. Dies lässt sich unter anderem auf den Anteil an FH-getriebener Instandhaltungsmaßnahmen zurückführen.

In Tabelle 6.5 ist der Anteil MMH, die nach FH/APUH, FC/APUC oder MO getrieben werden, für die herkömmliche APU und das Brennstoffzellensystem gegeben. Dabei ist zu beachten, dass einige Tasks mehrere Angaben bei den Intervallen haben (z.B. 72 MO oder 8.500 APUH), die beide in die Berechnung eingehen. Sie beziehen sich allerdings auf die gesamten MMH, sodass sich die Werte in der Tabelle nicht auf 100 % aufaddieren.

**Tabelle 6.5:** Anteil der MMH, die nach FH/APUH, FC/APUC oder MO getrieben werden

System	FH/APUH	FC/APUC	MO
Legacy	11 %	27 %	73 %
H2	71 %	2 %	34 %

Aus diesen Werten wird deutlich, dass bei der herkömmlichen APU lediglich 11 % der MMH durch FH-getriebene Instandhaltung verursacht werden, während es bei der Wasserstoff-APU 71 % sind. Gleichzeitig ist die MO-getriebene Instandhaltung von 73 % auf 34 % gesunken.

Bei FH-getriebenen Tasks sind die MMH/1.000FH unabhängig von der Nutzung des Flugzeugs, während sie bei MO-getriebenen Tasks mit höherer Nutzung abnehmen. Da die Instandhaltung der herkömmlichen APU stärker kalenderbasiert betrieben wird, ist sie empfindlicher gegenüber Änderungen der Nutzung. Eine Betrachtung der relativen Standardabweichung liefert einen Wert von 22 % für das Legacysystem und von 11 % für das H2-System über die verschiedenen Nutzungsszenarien. Somit weichen die Werte für den Instandhaltungsaufwand für das H2-System weniger vom Mittelwert ab, sodass sie weniger empfindlich gegenüber der Nutzung ist. Dieser Effekt führt somit dazu, dass der Anstieg der geplanten Instandhaltungsaufwände für die HUR am größten ist.

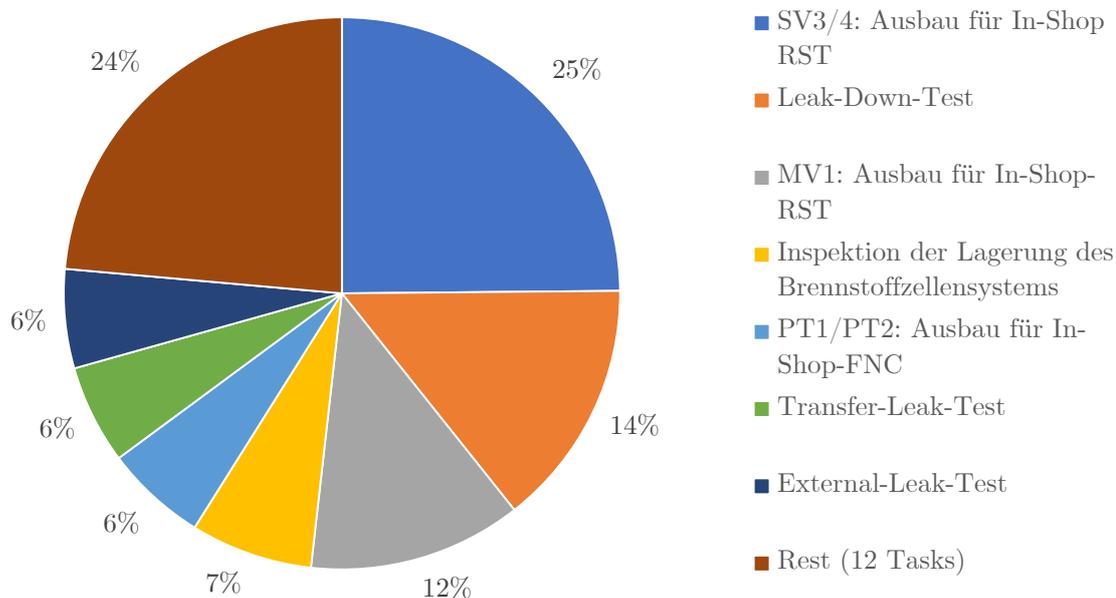
Den geringsten Anstieg der MMH/1.000FH ergibt sich laut Tabelle 6.4 bei der Nutzung mit kurzer Flugdauer von 1 h (SFS). Dies lässt sich auf die geringe Abgängigkeit des Brennstoffzellensystems auf flugzyklengetriebene Instandhaltung zurückführen. Sie ist von 27 % beim Legacy-System auf lediglich 2,1 % gesunken. Daher werden beim Legacy-System ein größerer Anteil von Instandhaltungsmaßnahmen durch die vielen anfallenden Flugzyklen während der kurzen Flugdauer ausgelöst, die beim Brennstoffzellensystem eine geringere Rolle spielen.

Bei der Betrachtung der absoluten MMH/1.000FH fällt jedoch auf, dass der Instandhaltungsaufwand für die hohe Nutzung (HUR) sowohl beim Legacy- als auch beim BZ-System am geringsten ist. Dies lässt sich auf die Abhängigkeit von kalenderbasierter Instandhaltung zurückführen, die bei beiden Systemen einen wesentlichen Anteil ausmacht. Bei hoher Nutzung fallen in einem gegebenen Zeitintervall mehr Flugstunden an, sodass die Zahl an MMH/1.000FH sinkt. Der gesamte Instandhaltungsaufwand des H2-Systems sinkt somit, je höher die durchschnittliche Nutzung ist.

#### 6.2.4 Aufwändigste Tasks des BZ-Systems

Um die Betriebskosten des Wasserstoffflugzeugs zu senken, gilt es, die geplanten Instandhaltungsarbeiten am Brennstoffzellensystem zu optimieren. Dafür ist es wichtig zu wissen, welche Instandhaltungsmaßnahmen den größten Zeit- und Kostenaufwand verursachen.

In Diagramm 6.3 sind die Tasks des Brennstoffzellensystems nach Aufwand in MMH/1.000FH für die durchschnittliche Nutzung gegeben. Dabei sind die aufwändigsten sieben Tasks explizit genannt, während die restlichen zwölf zusammengefasst sind.



**Abbildung 6.3:** Aufwändigste Tasks des H2-Systems in Prozent des gesamten Instandhaltungsaufwands

Daraus wird deutlich, dass ein Großteil des Instandhaltungsaufwands von wenigen Tasks verursacht wird. Die gegebenen sieben Tasks verursachen gemeinsam über 75 % der Arbeitsstunden, die aufwändigsten drei über die Hälfte.

Allein Task 5 zum Ausbau der Purge-Ventile verursacht ein Viertel des gesamten Arbeitsaufwands. Somit ist die Optimierung dieses Tasks ein wichtiger Ansatzpunkt, um die Instandhaltungskosten zu senken. So wäre es möglich, die Arbeitsstunden zu reduzieren oder das Instandhaltungsintervall zu verlängern, sobald reale Erfahrungswerte bekannt sind. Außerdem wäre ein Redesign zur Reduktion des Instandhaltungsaufwands denkbar. So könnte ein alternatives Systemdesign die Nutzung der Purging-Ventile reduzieren und somit die Instandhaltungskosten senken.

Ein weiterer Punkt zur Optimierung sind die Leckagetests in den Tasks 1, 2 und 3. Sie verursachen gemeinsam 26 % des Instandhaltungsaufwands und bieten damit ebenfalls Potential für Optimierung. So wäre es denkbar, die Tests zusammen durchzuführen oder zu automatisieren, um die MMH zu reduzieren. Auch hier werden nach Inbetriebnahme Erfahrungswerte zur Zuverlässigkeit bekannt werden, die dazu dienen können, die Instandhaltungsintervalle bei gleichbleibender Betriebssicherheit zu vergrößern.



## 7 Zusammenfassung und Ausblick

### 7.1 Zusammenfassung der Ergebnisse

In dieser Arbeit wurden die geplanten Instandhaltungsarbeiten eines Flugzeugs mit brennstoffzellenbetriebener APU untersucht. Eine Literaturübersicht ergab, dass viele Studien die Instandhaltung von Wasserstoffflugzeugen vernachlässigen oder stark vereinfachen. Um diese Wissenslücke zu schließen, wurde ein geeignetes System entworfen und anschließend dessen Instandhaltungsmaßnahmen mithilfe der MSG-3-Analyse ermittelt. Diese nutzt einen Top-Down-Ansatz, bei dem von den möglichen Fehlerfällen des Systems auf geeignete Instandhaltungsmaßnahmen geschlossen wird. Anschließend wurden sie mit den Instandhaltungsmaßnahmen einer kerosinbetriebenen APU vom Typ APS3200 von Pratt & Whitney verglichen. Dabei wurden die folgenden zentralen Beobachtungen herausgearbeitet: Bei Verwendung einer wasserstoffbetriebenen APU steigen die Arbeitsstunden für die geplante Instandhaltung je nach Nutzungsszenario um 100 % bis 168 %. Dabei ist der Anstieg größer, je höher die Nutzung des Flugzeugs ist. Dieser überproportionale Anstieg lässt sich darauf zurückführen, dass die Instandhaltung des Brennstoffzellensystems stärker durch Flugstunden getrieben ist, während die APS3200 hauptsächlich kalenderbasiert instandgehalten wird. Den geringsten Anstieg gibt es bei der Nutzung mit kurzer Flugdauer von 1 h. Dies lässt sich auf die geringe Abhängigkeit von flugzyklengetriebener Instandhaltung zurückführen.

Es wird erwartet, dass die Instandhaltung der wasserstoffbetriebenen im Vergleich zur herkömmlichen APU an Komplexität zunimmt, da mehr Functional-Checks anstelle von General-Visual-Inspections durchgeführt werden, die spezielle Hilfsausrüstungen benötigen. Jedoch ist es möglich, daran mehr Bauteile wiederherzustellen, anstatt sie durch neue auszutauschen.

Es wird erwartet, dass ein größerer Anteil der Instandhaltungsarbeiten in designierten Maintenance-Shops durchgeführt wird. Dadurch werden die gesamten Instandhaltungskosten weiter erhöht. Die zusätzlichen Kosten durch In-Shop-Instandhaltung sind voraussichtlich für hohe jährliche Nutzung und kurze Flugdauer am geringsten.

Die Instandhaltung der Magnetventile und die Durchführung der Leckagetests machen gemeinsam mehr als die Hälfte des Instandhaltungsaufwands aus. Daher bieten sie das Potential zur Reduzierung der Instandhaltungskosten.

Die Ergebnisse dieser Arbeit tragen dazu bei, die Wissenslücke im Bereich der Instandhaltung von Wasserstoffflugzeugen zu schließen und somit die ökonomischen Auswirkungen eines wasserstoffbetriebenen Flugbetriebs abzuschätzen. Dies stellt insbesondere für Flugzeugbetreiber

und -hersteller eine Bewertungsgrundlage dar, mit der sich Investitionen in die Wasserstofftechnologie beurteilen und Verbesserungspotentiale erkennen lassen.

## 7.2 Ausblick auf zukünftige Forschung

Die in dieser Arbeit durchgeführte Analyse ist mit einigen Unsicherheiten behaftet. So gibt es zahlreiche Möglichkeiten, ein Brennstoffzellensystem für den Flugbetrieb zu entwerfen. Es wurde letztendlich anhand der getroffenen Annahmen ein System entworfen. Aufgrund der alternativen Systemdesigns gibt es folglich auch bei den geplanten Instandhaltungsmaßnahmen Spielraum. Es wurden außerdem Annahmen für die Nutzung des Systems getroffen, die für die Analyse ausschlaggebend sind. Es wurde beispielsweise angenommen, dass der Ausfall des BZ-Systems nicht sicherheitsrelevant sei. Beim Einsatz des Systems in einem More-Electric-Aircraft ohne alternative Energieerzeugung wäre dies allerdings nicht mehr der Fall, sodass zusätzliche Tasks nötig wären.

Auch die Auswahl der Instandhaltungsmaßnahmen ist mit einer gewissen Unsicherheit behaftet. So ist das Entscheidungskriterium für die Anwendung eines Tasks, dass dessen Durchführung effektiv darin ist, die Ausfallwahrscheinlichkeit des Systems zu verringern und damit Betriebssicherheit und Kosten zu optimieren. Diese Entscheidung wurde auf Basis der verfügbaren Literatur getroffen, die allerdings keine Erfahrungswerte für Anwendungen in der Luftfahrt bereitstellt. Insbesondere für die Instandhaltung des Brennstoffzellenstacks sind keine Tasks bekannt, die für ein System in einem Flugzeug die Ausfallwahrscheinlichkeit verringern können. Künftige Forschung könnte insbesondere den Austausch von LLPs und die Inspektion auf Degradation der MEA betrachten und deren Wirksamkeit auf die Zuverlässigkeit untersuchen.

Weitere Unsicherheit kommt durch die Wahl der Instandhaltungsintervalle und Arbeitsstunden hinzu. Da es keine Erfahrungswerte zur Instandhaltung von Brennstoffzellensystemen in der Luftfahrt gibt, wurden vergleichbare Werte aus dem MPD der Airbus A320 übernommen, um den Aufwand abzuschätzen. Es ist zu erwarten, dass mit wachsender Erfahrung geeignetere Werte generiert werden können, die den Instandhaltungsaufwand genauer abschätzen. Eine genauere Einschätzung geeigneter Instandhaltungsintervalle wäre in der Zukunft wünschenswert. Diese könnte auf der Basis von statistischen oder experimentellen Untersuchungen Werte ermitteln, die die Ausfallwahrscheinlichkeit reduzieren, während sie die Kosten minimieren.

Es ist außerdem zu erwähnen, dass in dieser Arbeit lediglich die geplanten Instandhaltungsarbeiten abgeschätzt wurden, die lediglich einen geringen Teil der gesamten Instandhaltungskosten ausmachen. Für eine vollständige Kostenabschätzung müssen zusätzlich die Materialkosten und Kosten aufgrund von ungeplanter Instandhaltung ermittelt werden.

Außerdem müssen viele Instandhaltungsmaßnahmen des Brennstoffzellensystems in Repair-Shops durchgeführt werden. Dafür wurde in dieser Analyse lediglich der Arbeitsaufwand für

den Ausbau gegeben. Um die vollständigen Kosten abschätzen zu können, ist es zusätzlich nötig, die In-Shop-Instandhaltung zu spezifizieren und deren Aufwand abzuschätzen.



## Literatur

- [1] ACOLPAN, C. O.; KOVAČ, A., Hrsg.: Fuel Cell and Hydrogen Technologies in Aviation. Springer eBook Collection, Cham: Springer International Publishing und Imprint Springer, ISBN 9783030990183, 2022.
- [2] AHMADI, A.; SODERHOLM, P.: Assessment of Operational Consequences of Aircraft Failures: Using Event Tree Analysis. In: 2008 IEEE Aerospace Conference, 2008.
- [3] AHMED, U.; ALI, F.; JENNIONS, I.: A review of aircraft auxiliary power unit faults, diagnostics and acoustic measurements. Progress in Aerospace Sciences, Bd. 124, S. 100721, 2021.
- [4] AIR TRANSPORT ASSOCIATION OF AMERICA, INC.: ATA MSG-3 Volume 1 (Fixed Wing Aircraft): Operator / Manufacturer Scheduled Maintenance Development, 2018.
- [5] AIRBUS S.A.S.: A320 Maintenance Planning Document, 2010.
- [6] AIRBUS S.A.S.: ZEROe, <https://www.airbus.com/en/innovation/zero-emission/hydrogen/zeroe> (aufgerufen 17. Oktober 2022), 2021.
- [7] AIRCRAFT COMMERCE: APU maintenance & management. Aircraft Commerce, Bd. 109, S. 55–62, 2016.
- [8] AIRCRAFT COMMERCE: Global APU repair & overhaul shop survey. Aircraft Commerce, Nr. 67, S. 39–46, 2010.
- [9] AIRCRAFT COMMERCE: The economics of APU maintenance. Aircraft Commerce, Nr. 14, S. 25–30, 2000.
- [10] APU - FlyByWire Simulations Documentation, <https://docs.flybywiresim.com/pilots-corner/a32nx-briefing/ecam/sd/apu/> (aufgerufen 12. Dezember 2022), 2022-12-12.
- [11] BAROUTAJI, A.; ARJUNAN, A.; RAMADAN, M.; ROBINSON, J.; ALASWAD, A.; ABDELKAREEM, M. A.; OLABI, A.-G.: Advancements and prospects of thermal management and waste heat recovery of PEMFC. International Journal of Thermofluids, Bd. 9, S. 100064, 2021.
- [12] BERG, P.; PROMISLOW, K.; ST. PIERRE, J.; STUMPER, J.; WETTON, B.: Water Management in PEM Fuel Cells. Journal of The Electrochemical Society, Bd. 151, Nr. 3, A341, 2004.
- [13] BRÄUNLING, W. J.: Flugzeugtriebwerke: Grundlagen, Aero-Thermodynamik, ideale und reale Kreisprozesse, Thermische Turbomaschinen, Komponenten, Emissionen und Systeme, Berlin, Heidelberg: Springer Vieweg, ISBN 978-3-642-34539-5, 2015.
- [14] CHENG, X.; SHI, Z.; GLASS, N.; ZHANG, L.; ZHANG, J.; SONG, D.; LIU, Z.-S.; WANG, H.; SHEN, J.: A review of PEM hydrogen fuel cell contamination: Impacts, mechanisms, and mitigation. Journal of Power Sources, Bd. 165, Nr. 2, S. 739–756, 2007.
- [15] CIRIUM: Cirium fleets analyzer, <https://www.cirium.com/solutions/fleets-analyzer/>, 2022.
- [16] DAGGETT, D.; EELMAN, S.; KRISTIANSOON, G.: Fuel Cell APU. In: AIAA International Air and Space Symposium and Exposition: The Next 100 Years, 2003.

- [17] DICKS, A. L.; RAND, D. A. J.: Fuel cell systems explained, Hoboken, NJ, USA: Wiley, ISBN 111870696X, 2018.
- [18] DIN DEUTSCHES INSTITUT FÜR NORMUNG: Grundlagen der Instandhaltung, DIN 31051, 2019.
- [19] DIN DEUTSCHES INSTITUT FÜR NORMUNG: Instandhaltung - Begriffe der Instandhaltung, DIN EN 13306, 2018.
- [20] EUROPÄISCHE KOMMISSION: Aviation and the EU ETS, [https://climate.ec.europa.eu/eu-action/european-green-deal/delivering-european-green-deal/aviation-and-eu-ets\\_en](https://climate.ec.europa.eu/eu-action/european-green-deal/delivering-european-green-deal/aviation-and-eu-ets_en), 13.10.2022.
- [21] EUROPÄISCHE KOMMISSION: Verkehr und Grüner Deal, [https://ec.europa.eu/info/strategy/priorities-2019-2024/european-green-deal/transport-and-green-deal\\_de](https://ec.europa.eu/info/strategy/priorities-2019-2024/european-green-deal/transport-and-green-deal_de), 22.02.2022.
- [22] FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION: Cost of Delay Estimates, 2019.
- [23] FERNANDES, M. D.; P. ANDRADE, S. T. de; BISTRITZKI, V. N.; FONSECA, R. M.; ZACARIAS, L. G.; GONÇALVES, H.; CASTRO, A. F. de; DOMINGUES, R. Z.; MATENCIO, T.: SOFC-APU systems for aircraft: A review. International Journal of Hydrogen Energy, Bd. 43, Nr. 33, S. 16311–16333, 2018.
- [24] FLEUTI, E.; HOFMANN, P.: Aircraft APU Emissions at Zurich Airport. Unique (Flughafen Zürich AG), 2005.
- [25] FLORIO, F. de: Airworthiness: An Introduction to Aircraft Certification and Operations, Saint Louis: Elsevier Science, ISBN 9780081009406, 2016.
- [26] FOUQUET, N.; DOULET, C.; NOUILLANT, C.; DAUPHIN-TANGUY, G.; OULD-BOUAMAMA, B.: Model based PEM fuel cell state-of-health monitoring via ac impedance measurements. Journal of Power Sources, Bd. 159, Nr. 2, S. 905–913, 2006.
- [27] GARDNER DENVER DEUTSCHLAND GMBH: Betriebsanleitung G-BH7 ATEX, 2016.
- [28] GASIK, M., Hrsg.: Materials for Fuel Cells. Woodhead Publishing Series in Electronic and Optical Materials, Woodhead Publishing, ISBN 978-1-84569-330-5, 2008.
- [29] GOMEZ, A.; SASMITO, A. P.; SHAMIM, T.: Investigation of the purging effect on a dead-end anode PEM fuel cell-powered vehicle during segments of a European driving cycle. Energy Conversion and Management, Bd. 106, S. 951–957, 2015.
- [30] GRIMM, M.; HELLMANN, M.; KEMMER, H.; KABELAC, S.: Water Management of PEM Fuel Cell Systems Based on the Humidity Distribution in the Anode Gas Channels. Fuel Cells, Bd. 20, Nr. 4, S. 477–486, 2020.
- [31] HAN, J.; FENG, J.; CHEN, P.; LIU, Y.; PENG, X.: A review of key components of hydrogen recirculation subsystem for fuel cell vehicles. Energy Conversion and Management: X, Bd. 15, S. 100265, 2022.
- [32] HINSCH, M.: Industrielles Luftfahrtmanagement: Technik und Organisation Luftfahrttechnischer Betriebe, Berlin, Heidelberg: Springer Berlin / Heidelberg, ISBN 9783662588048, 2019.
- [33] HINSCH, M.: MSG-3: Eine Einführung in die Bestimmung grundlegender Instandhaltungsmaßnahmen bei Verkehrsflugzeugen, Hamburg, 2011.
- [34] HITSCHERICH, M.: Polymerelektrolyt-Brennstoffzellensystem für ein autonomes Unterwasserfahrzeug. Fraunhofer ICT, Dissertation.
- [35] HOEFLINGER, J.; HOFMANN, P.: Air mass flow and pressure optimisation of a PEM fuel cell range extender system. International Journal of Hydrogen Energy, Bd. 45, Nr. 53, S. 29246–29258, 2020.

- [36] HOFF, T.; BECKER, F.; DADASHI, A.; WICKE, K.; WENDE, G.: Implementation of Fuel Cells in Aviation from a Maintenance, Repair and Overhaul Perspective. *Aerospace*, Bd. 10, Nr. 1, S. 23, 2023.
- [37] HÖLZEL, N.: Ein Bewertungsansatz zur Analyse von Zustandsmanagementsystemen in Verkehrsflugzeugen unter Berücksichtigung neuer Instandhaltungskonzepte. DLR, Dissertation, 2019.
- [38] HORST, P.; WOLF, K.; ROSSOW, C.-C., Hrsg.: *Handbuch der Luftfahrzeugtechnik*, München: Hanser Verlag, ISBN 9783446436046, 2014.
- [39] HUANG, X.; SOLASI, R.; ZOU, Y.; FESHLER, M.; REIFSNIDER, K.; CONDIT, D.; BURLATSKY, S.; MADDEN, T.: Mechanical endurance of polymer electrolyte membrane and PEM fuel cell durability. *Journal of Polymer Science Part B: Polymer Physics*, Bd. 44, Nr. 16, S. 2346–2357, 2006.
- [40] INTERNATIONAL ORGANIZATION FOR STANDARDIZATION: Gaseous hydrogen - Fuelling stations: Part 3: Valves, ISO 19880-3:2018, 2020.
- [41] INTERNATIONAL ORGANIZATION FOR STANDARDIZATION: ISO 21011: Cryogenic vessels - valves for cryogenic service, 2021.
- [42] INTERNATIONAL ORGANIZATION FOR STANDARDIZATION: ISO 21029-2: Cryogenic vessels - transportable vacuum insulated vessels of not more than 1000 l volume: Part 2: Operational requirements, 2016.
- [43] JIANG, S. P.; LI, Q.: *Introduction to Fuel Cells: Electrochemistry and Materials*. Springer eBook Collection, Singapore: Springer Singapore und Imprint Springer, ISBN 9789811076268, 2022.
- [44] KARIMI, G.; LI, X.: Electroosmotic flow through polymer electrolyte membranes in PEM fuel cells. *Journal of Power Sources*, Bd. 140, Nr. 1, S. 1–11, 2005.
- [45] KAUR, G., Hrsg.: *PEM fuel cells: Fundamentals, advanced technologies, and practical application*, Amsterdam, Oxford und Cambridge, MA: Elsevier, ISBN 9780128237090, 2022.
- [46] KEIM, M.; KALLO, J.; FRIEDRICH, K. A.; WERNER, C.; SABALLUS, M.; GORES, F.: Multifunctional fuel cell system in an aircraft environment: An investigation focusing on fuel tank inerting and water generation. *Aerospace Science and Technology*, Bd. 29, Nr. 1, S. 330–338, 2013.
- [47] KENNEDY, D. M.; CAHELA, D. R.; ZHU, W. H.; WESTROM, K. C.; NELMS, R. M.; TARTARCHUK, B. J.: Fuel cell cathode air filters: Methodologies for design and optimization. *Journal of Power Sources*, Bd. 168, Nr. 2, S. 391–399, 2007.
- [48] KIM, B. J.; KIM, M. S.: Studies on the cathode humidification by exhaust gas recirculation for PEM fuel cell. *International Journal of Hydrogen Energy*, Bd. 37, Nr. 5, S. 4290–4299, 2012.
- [49] KINNISON, H.; SIDDIQUI, T.: *Aviation Maintenance Management*, Second Edition, New York, N.Y.: McGraw-Hill Education und McGraw Hill, ISBN 9780071805032, 2013.
- [50] KURZ, T.; KÜFNER, F.; GERTEISEN, D.: Heating of Low and High Temperature PEM Fuel Cells with Alternating Current. *Fuel Cells*, Bd. 18, Nr. 3, S. 326–334, 2018.
- [51] LANZ, A.; HEFFEL, J.; MESSER, C.; COLLEGE OF THE DESERT. ENERGY TECHNOLOGY TRAINING CENTER: *Hydrogen Fuel Cell Engines and Related Technologies*, College of the Desert, Energy Technology Training Center, 2001.

- [52] LAPESA BARRERA, D.: Aircraft Maintenance Programs. Springer eBook Collection, Cham: Springer International Publishing und Imprint Springer, ISBN 9783030902636, 2022.
- [53] LERNER, M.: Daten & Fakten kompakt - Fahrleistungserhebung 2014, <https://www.bast.de/DE/Publikationen/DaFa/2018-2017/2017-04.html> (aufgerufen 25. Januar 2023), 2023-01-25.
- [54] LI, Q.; LIU, Z.; SUN, Y.; YANG, S.; DENG, C.: A Review on Temperature Control of Proton Exchange Membrane Fuel Cells. *Processes*, Bd. 9, Nr. 2, S. 235, 2021.
- [55] LI, Y.; ZHAO, X.; TAO, S.; LI, Q.; CHEN, W.: Experimental Study on Anode and Cathode Pressure Difference Control and Effects in a Proton Exchange Membrane Fuel Cell System. *Energy Technology*, Bd. 3, Nr. 9, S. 946–954, 2015.
- [56] LIN, P.; ZHOU, P.; WU, C. W.: A high efficient assembly technique for large PEMFC stacks. *Journal of Power Sources*, Bd. 194, Nr. 1, S. 381–390, 2009.
- [57] LIU, Z.; CHEN, J.; CHEN, S.; HUANG, L.; SHAO, Z.: Modeling and Control of Cathode Air Humidity for PEM Fuel Cell Systems. *IFAC-PapersOnLine*, Bd. 50, Nr. 1, S. 4751–4756, 2017.
- [58] MANN+HUMMEL: IonFree Generation I Ion exchange filter for fuel cells.
- [59] MATRAJI, I.; LAGHROUCHE, S.; WACK, M.: Pressure control in a PEM fuel cell via second order sliding mode. *International Journal of Hydrogen Energy*, Bd. 37, Nr. 21, S. 16104–16116, 2012.
- [60] MEISSNER, R.; SIEB, P.; WOLLENHAUPT, E.; HABERKORN, S.; WICKE, K.; WENDE, G.: Flying with cryogenic hydrogen: Estimating the effects of a hydrogen-based auxiliary power generation on scheduled aircraft maintenance: (eingereicht).
- [61] MENSEN, H.: Handbuch der Luftfahrt, Berlin, Heidelberg: Springer Vieweg, ISBN 978-3-642-34401-5, 2013.
- [62] MICHAELIDES, E. E.: Alternative Energy Sources. *Green Energy and Technology*, Berlin: Springer Berlin, ISBN 3642439071, 2014.
- [63] MIGLIARDINI, F.; DI PALMA, T. M.; GAELE, M. F.; CORBO, P.: Hydrogen purge and reactant feeding strategies in self-humidified PEM fuel cell systems. *International Journal of Hydrogen Energy*, Bd. 42, Nr. 3, S. 1758–1765, 2017.
- [64] MILLER, M.: Failure Mode and Effects Analysis on PEM Fuel Cell Systems for Aircraft Power Applications, DOT/FAA/TC-18/49, 2019.
- [65] MOHAMED H.S. BARGAL; MOHAMED A.A. ABDELKAREEM; QI TAO; JING LI; JIANPENG SHI; YIPING WANG: Liquid cooling techniques in proton exchange membrane fuel cell stacks: A detailed survey. *Alexandria Engineering Journal*, Bd. 59, Nr. 2, S. 635–655, 2020.
- [66] NOWLAN, F.; HEAP, H.: *Reliability-Centered Maintenance*, 1978.
- [67] PETERS, R., Hrsg.: *Brennstoffzellensysteme in der Luftfahrt*. VDI-Buch, Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, ISBN 9783662467985, 2015.
- [68] PRATT & WHITNEY CANADA: APS3200 Fast Facts, 2022.
- [69] RICK, H.: *Gasturbinen und Flugantriebe: Grundlagen, Betriebsverhalten und Simulation*. VDI-Buch, Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, ISBN 9783540794462, 2013.

- [70] SALAM, M. A.; HABIB, M. S.; AREFIN, P.; AHMED, K.; UDDIN, M. S.; HOSSAIN, T.; PAPRI, N.: Effect of Temperature on the Performance Factors and Durability of Proton Exchange Membrane of Hydrogen Fuel Cell: A Narrative Review. *Material Science Research India*, Bd. 17, Nr. 2, S. 179–191, 2020.
- [71] SASMITO, A. P.; SHAMIM, T.; MUJUMDAR, A. S.: Passive thermal management for PEM fuel cell stack under cold weather condition using phase change materials (PCM). *Applied Thermal Engineering*, Bd. 58, Nr. 1-2, S. 615–625, 2013.
- [72] SHEN, C.; XU, S.; PAN, L.; GAO, Y.: A High-Efficiency Cooperative Control Strategy of Active and Passive Heating for a Proton Exchange Membrane Fuel Cell. *Energies*, Bd. 14, Nr. 21, S. 7301, 2021.
- [73] STERNER, M.; STADLER, I.: *Energiespeicher - Bedarf, Technologien, Integration*, Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, ISBN 9783642373800, 2014.
- [74] SUMITOMO PRECISION PRODUCTS CO.,LTD.: *Operational Manual: Coolant Pump with motor HMP-0980E*, 2015.
- [75] TAJIRI, K.; TABUCHI, Y.; WANG, C.-Y.: Isothermal Cold Start of Polymer Electrolyte Fuel Cells. *Journal of The Electrochemical Society*, Bd. 154, Nr. 2, B147, 2007.
- [76] TANIGUCHI, A.; AKITA, T.; YASUDA, K.; MIYAZAKI, Y.: Analysis of electrocatalyst degradation in PEMFC caused by cell reversal during fuel starvation. *Journal of Power Sources*, Bd. 130, Nr. 1-2, S. 42–49, 2004.
- [77] TOOLEY, M. H.: *Aircraft digital electronic and computer systems*, London und New York: Routledge, ISBN 9780203507735, 2013.
- [78] TÖPLER, J.; LEHMANN, J., Hrsg.: *Wasserstoff und Brennstoffzelle: Technologien und Marktperspektiven*, Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, ISBN 9783662533604, 2017.
- [79] WAN, Z.; CHANG, H.; SHU, S.; WANG, Y.; TANG, H.: A Review on Cold Start of Proton Exchange Membrane Fuel Cells. *Energies*, Bd. 7, Nr. 5, S. 3179–3203, 2014.
- [80] WANG, H., Hrsg.: *PEM fuel cell failure mode analysis. PEM fuel cell durability handbook*, Boca Raton: Taylor & Francis, ISBN 9781283279505, 2012.
- [81] WEHRSPHORN, J.; RAHN, A.; PAPANTONI, V.; SILBERHORN, D.; BURSCHYK, T.; SCHRÖDER, M.; LINKE, F.; DAHLMANN, K.; KÜHLEN, M.; WICKE, K.; WENDE, G.: A Detailed and Comparative Economic Analysis of Hybrid-Electric Aircraft Concepts Considering Environmental Assessment Factors. In: *AIAA AVIATION 2022 Forum*, 6272022.
- [82] ZHANG, G.; KANDLIKAR, S. G.: A critical review of cooling techniques in proton exchange membrane fuel cell stacks. *International Journal of Hydrogen Energy*, Bd. 37, Nr. 3, S. 2412–2429, 2012.





# A Appendix

Ref	Funktionsbeschreibung	Ref	Fehlerbeschreibung	Ref	Fehlereffekt	Ref	Fehlerursache
1	Im Betrieb die benötigte Leistung liefern	1A	Brennstoffzelle liefert keine Leistung	1A1	Komponenten können nicht betrieben werden. Am Boden: GPU nötig In der Luft: Keine Notstromversorgung	1A11	Interner Fehler im Brennstoffzellenstack BZ1
		1B	Brennstoffzelle liefert keine Leistung	1B1	Manche Komponenten können nicht betrieben werden. Am Boden: GPU nötig In der Luft: eingeschränkte Notstromversorgung	1B11	Interner Fehler im Brennstoffzellenstack BZ1
2	Im Betrieb ausreichend Luft an BZ liefern	2A	Keine Luft wird an BZ geliefert	2A1	BZ liefert keine Leistung	2A11	Ventil SV1 defekt (fail closed)
		2B	Zu wenig Luft wird an BZ geliefert	2B1	BZ liefert weniger Leistung (Feed Starvation)	2A12	Luftfilter F1 verstopft
						2A13	Kompressor AC1 defekt
						2B11	Ventil SV1 defekt (fail partially open)
						2B12	Luftfilter F1 verstopft
						2B13	Kompressor AC1 defekt
						2B14	Drucktransmitter PT1 defekt
						2B15	Wasserabscheider WT1 defekt
3	Im Betrieb Luft mit Feuchtigkeit im korrekten Bereich liefern	3A	Feuchtigkeit der Luft ist zu niedrig	3A1	BZ liefert weniger Leistung (Austrocknung der Membran)	3A11	Mischventil MV1 defekt
		3B	Feuchtigkeit der Luft ist zu hoch	3B1	BZ liefert weniger Leistung (Cell Flooding)	3A12	Sensor H1 defekt
						3B11	Wasserabscheider WT1 defekt (Abfluss blockiert)
						3B12	Sensor H1 defekt
4	Außerhalb des Betriebs Luftzufuhr unterbrechen	4A	Luft wird außerhalb des Betriebs geliefert	4A1	Druckdifferenz zwischen Kathode und Anode, Beschädigung der Membran	4A11	Ventil SV1 defekt (fail open)
5	Saubere Luft an BZ liefern	5A	Verschmutzte Luft wird an BZ geliefert	5A1	BZ liefert weniger Leistung	5A11	Luftfilter F1 verstopft

**Tabelle A.1:** Liste der Funktionen und Fehler des Brennstoffzellensystems (1)

Ref	Funktionsbeschreibung	Ref	Fehlerbeschreibung	Ref	Fehlereffekt	Ref	Fehlerursache				
6	Im Betrieb ausreichend Wasserstoff an BZ liefern	6A	Kein Wasserstoff wird an BZ geliefert	6A1	BZ liefert keine Leistung	6A11	Ventil SV2 defekt (fail closed)				
		6B	Zu wenig Wasserstoff wird an BZ geliefert	6B1	BZ liefert weniger Leistung	6A12	Leckage in Wasserstoffzufuhr				
7	Außerhalb des Betriebs Wasserstoffzufuhr unterbrechen	7A	Wasserstoff wird außerhalb des Betriebs geliefert	7A1	Druckdifferenz zwischen Kathode und Anode, Beschädigung der Membran	6A13	Wasserstofffilter F2 verstopft				
						6B11	Ventil SV2 defekt (fail partially open)				
8	Sauberen Wasserstoff an BZ liefern	8A	Verschmutzter Wasserstoff wird an BZ geliefert	8A1	BZ liefert weniger Leistung	6B12	Leckage in Wasserstoffzufuhr				
						8A11	Wasserstofffilter F2 verstopft				
9	Ablass der Reaktionsprodukte von Anode an die Umgebung	9A	Reaktionsprodukte werden nicht abgelassen	9A1	BZ liefert weniger Leistung (Cell-Flooding, Ansammlung von Inertgasen)	9A11	Ventil SV4 defekt (fail closed)				
10	Ablass der Reaktionsprodukte von Kathode an die Umgebung	10A	Flüssiges Wasser wird nicht abgelassen	10A1	BZ liefert weniger Leistung (Cell-Flooding)	10A11	Ventil SV4 defekt (fail closed)				
						10A12	Level-Switch LS1 defekt				
						10A13	Wasserabscheider WT2 defekt (Abfluss blockiert)				
11	Abwärme des BZ-Stacks an Umgebung übertragen	10B	Gase werden nicht abgelassen	10B1	BZ liefert weniger Leistung (Cell-Flooding, Ansammlung von Inertgasen)	10B11	Mischventil MV1 defekt				
						11A	Temperatur der BZ zu hoch	11A1	Membran verbrennt, BZ wird zerstört, keine Leistung	11A11	Pumpe M1 defekt
										11A12	Wärmeübertrager HX1 defekt
11A13	Leckage im Kühlsystem										
11A14	Temperatursensor TT1 defekt										
11A15	Heizer HT1 defekt (fail on)										
11A16	Ablassventil RV1 defekt										

**Tabelle A.2:** Liste der Funktionen und Fehler des Brennstoffzellensystems (2)

Ref	Funktionsbeschreibung	Ref	Fehlerbeschreibung	Ref	Fehlereffekt	Ref	Fehlerursache
12	Leitfähigkeit des Kühlmediums unter Höchstwert halten	12A	Leitfähigkeit des Kühlmediums liegt über Höchstwert	12A1	Leckstrom in Kühlkreislauf, BZ liefert weniger Leistung	12A11	Ionenfilter F3 defekt
13	Kaltstart der Brennstoffzelle vermeiden	13A	Kaltstart der Brennstoffzelle	13A1	BZ liefert keine Leistung	13A11	Heizer HT1 defekt
						13A12	Pumpe M1 defekt
						13A13	Zu wenig Kühlflüssigkeit, Leckage im Kühlsystem
						13A14	Temperatursensor TT1 defekt
14	Leckage von Wasserstoff vermeiden	14A	Wasserstoffleckage	14A1	Gefahr der Ansammlung von brennbarem Wasserstoff	14A11	Oxidation von Dichtungen
						14A12	Beschädigung der Leitungen
						14A13	Interne Leckage innerhalb der BZ
15	BZ-Stack sicher im Flugzeug lagern, um Beschädigungen zu vermeiden	15A	BZ-Stack wird beschädigt	15A1	Beschädigung der Bipolarplatten, Leitungen reißen ab	15A11	Defekte Lagerung des BZ-Stacks
16	Druckdifferenz zwischen Kathode und Anode vermeiden	16A	Druckdifferenz zwischen Kathode und Anode	16A1	Membran wird beschädigt und Reaktanten kommen in Kontakt, Explosionsgefahr	16A11	Drucksensor PT1 defekt
						16A12	Drucksensor PT2 defekt
						16A13	Ventil SV1 defekt
						16A14	Ventil SV2 defekt
						16A15	Ventil SV3 defekt
						16A16	Ventil SV4 defekt
						16A17	Ventil MV1 defekt
						16A18	Level-Switch LS1 defekt
						16A19	Wasserabscheider WT2 defekt (Gasleckage)
						16A20	Kompressor AC1 defekt

**Tabelle A.3:** Liste der Funktionen und Fehler des Brennstoffzellensystems (3)

Ref.	Frage 1	Frage 2	Frage 3	Frage 4	Kat.
1A	JA (a)	NEIN (b)	X	JA (c)	6
1B	JA (a)	NEIN (b)	X	JA (c)	6
2A	JA Ohne Luft wird keine Leistung erzeugt (a)	NEIN (b)	X	JA (c)	6
2B	JA Es wird weniger Leistung erzeugt (a)	NEIN (b)	X	JA (c)	6
3A	JA Es wird weniger Leistung erzeugt (a)	NEIN (b)	X	JA (c)	6
3B	JA Es wird weniger Leistung erzeugt (a)	NEIN (b)	X	JA (c)	6
4A	NEIN Druckdifferenz wird der Crew nicht angezeigt	X	NEIN Das Wasserstoffzufuhrsystem ist redundant ausgelegt	X	9
5A	NEIN Leistung sinkt. Der Effekt wird jedoch erst nach einigen Stunden sichtbar	X	NEIN Es gibt zwei weitere Systeme zur Notstromversorgung (IDGs, RAM Air Turbine)	X	9
6A	JA Ohne Wasserstoff wird keine Leistung erzeugt (a)	NEIN (b)	X	JA (c)	6
6B	JA Es wird weniger Leistung erzeugt (a)	NEIN (b)	X	JA (c)	6
7A	JA Massenstrom von Wasserstoff wird der Crew angezeigt	JA Gefahr der Entzündung von Wasserstoff	X	X	5

**Tabelle A.4:** Antworten für Level 1 der MSG-3-Analyse(1)

(a): Die Leistung wird der Crew angezeigt

(b): IDGs und RAT liefern zusätzlich Leistung

(c): Ein Flugzeug mit eingeschränkter Notstromversorgung erhält keine Starterlaubnis

Ref.	Frage 1		Frage 2		Frage 3		Frage 4		Kat.
8A	NEIN	Leistung sinkt. Der Effekt wird jedoch erst nach einigen Stunden sichtbar	X		NEIN	Es gibt zwei weitere Systeme zur Notstromversorgung (IDGs, RAM Air Turbine)	X		6
9A	JA	Leistung sinkt wegen Cell-Flooding (a)	NEIN	(b)	X		JA	(c)	6
10A	JA	Leistung sinkt wegen Cell-Flooding (a)	NEIN	(b)	X		JA	(c)	6
10B	JA	Leistung sinkt wegen Cell-Flooding (a)	NEIN	(b)	X		JA	(c)	6
11A	JA	Es wird keine Leistung erzeugt (a)	JA	Gefahr der Entzündung von Wasserstoff	X		X		6
12A	JA	Es wird weniger Leistung erzeugt (a)	NEIN	(b)	X		JA	(c)	6
13A	JA	Es wird keine/weniger Leistung erzeugt (a)	NEIN	(b)	X		JA	(c)	9
14A	JA	Die Crew erhält eine Wasserstoffwarnung	JA	Gefahr der Entzündung von Wasserstoff	X		X		9
15A	JA	Es wird keine Leistung erzeugt (a)	JA	Gefahr der Entzündung von Wasserstoff	X		X		6
16A	JA	Es wird keine/weniger Leistung erzeugt (a)	JA	Gefahr der Entzündung von Wasserstoff	X		X		6

**Tabelle A.5:** Antworten für Level 1 der MSG-3-Analyse(2)

(a): Die Leistung wird der Crew angezeigt

(b): IDGs und RAT liefern zusätzlich Leistung

(c): Ein Flugzeug mit eingeschränkter Notstromversorgung erhält keine Starterlaubnis

Ref.	Frage 1	Frage 2	Frage 3	Frage 4	Frage 5	Frage 6
1A	NEIN Es ist kein LUB-Task möglich	X	JA Leak-Down-Test von Wasserstoff zu Luft ► <b>TASK 01</b> Transfer-Leak-Test von Luft zu Wasserstoff ► <b>TASK 02</b>	NEIN Es ist kein RST-Task möglich	NEIN Es ist kein DIS-Task möglich	X
1B	NEIN Es ist kein LUB-Task möglich	X	JA ► <b>TASK 01</b> ► <b>TASK 02</b>	NEIN Es ist kein RST-Task möglich	NEIN Es ist kein DIS-Task möglich	X
2A	NEIN Es ist kein LUB-Task möglich	X	NEIN Es ist kein FNC/Inspection-Task möglich	JA Restoration von SV1 und AC1 kann Ausfallwahrscheinlichkeit reduzieren ► <b>TASK 04</b> ► <b>TASK 15</b>	JA Filterelement des Luftfilters kann ausgetauscht werden ► <b>TASK 09</b>	X
2B	NEIN Es ist kein LUB-Task möglich	X	JA Funktionalität von PT1 kann überprüft werden ► <b>TASK 13</b>	JA ► <b>TASK 04</b> ► <b>TASK 15</b>	JA ► <b>TASK 09</b>	X
3A	NEIN Es ist kein LUB-Task möglich	X	NEIN Es ist kein FNC/Inspection-Task möglich	JA Restoration von MV1 möglich ► <b>TASK 06</b>	NEIN Es ist kein DIS-Task möglich	X
3B	NEIN Es ist kein LUB-Task möglich	X	JA Funktionalität von H1 kann überprüft werden ► <b>TASK 13</b>	JA Restoration von MV1 möglich ► <b>TASK 06</b>	NEIN Es ist kein DIS-Task möglich	X

**Tabelle A.6:** Antworten für Level 2 der MSG-3-Analyse(1)

Ref.	Frage 1		Frage 2		Frage 3		Frage 4		Frage 5		Frage 6	
4A	NEIN	Es ist kein LUB-Task möglich	NEIN	Es ist kein OPC/VCK-Task möglich	NEIN	Es ist kein FNC/Inspection-Task möglich	JA	► <b>TASK 04</b>	NEIN	Es ist kein DIS-Task möglich	X	
5A	NEIN	Es ist kein LUB-Task möglich	NEIN	Es ist kein OPC/VCK-Task möglich	NEIN	Es ist kein FNC/Inspection-Task möglich	JA	► <b>TASK 09</b>	NEIN	Es ist kein DIS-Task möglich	X	
6A	NEIN	Es ist kein LUB-Task möglich	X		JA	► <b>TASK 01</b>	JA	Filterelement von F2 reinigen ► <b>TASK 10</b> + <b>TASK 04</b>	NEIN	Es ist kein DIS-Task möglich	X	
6B	NEIN	Es ist kein LUB-Task möglich	X		JA	► <b>TASK 01</b>	JA	► <b>TASK 10</b> ► <b>TASK 04</b>	NEIN	Es ist kein DIS-Task möglich	X	
7A	NEIN	Es ist kein LUB-Task möglich	X		NEIN	Es ist kein FNC/Inspection-Task möglich	JA	► <b>TASK 04</b>	NEIN	Es ist kein DIS-Task möglich	NEIN	Es ist keine Kombination möglich
8A	NEIN	Es ist kein LUB-Task möglich	NEIN	Es ist kein OPC/VCK-Task möglich	NEIN	Es ist kein FNC/Inspection-Task möglich	JA	► <b>TASK 10</b>	NEIN	Es ist kein DIS-Task möglich	X	
9A	NEIN	Es ist kein LUB-Task möglich	X		NEIN	Es ist kein FNC/Inspection-Task möglich	JA	Restoration von SV3 möglich ► <b>TASK 05</b>	NEIN	Es ist kein DIS-Task möglich	X	
10A	NEIN	Es ist kein LUB-Task möglich	X		JA	Funktionalität von LS1 kann überprüft werden ► <b>TASK 14</b>	JA	Restoration von SV4 möglich ► <b>TASK 05</b>	NEIN	Es ist kein DIS-Task möglich	X	
10B	NEIN	Es ist kein LUB-Task möglich	X		NEIN	Es ist kein FNC/Inspection-Task möglich	JA	► <b>TASK 06</b>	NEIN	Es ist kein DIS-Task möglich	X	

Tabelle A.7: Antworten für Level 2 der MSG-3-Analyse(2)

Ref.	Frage 1	Frage 2	Frage 3	Frage 4	Frage 5	Frage 6
11A	NEIN Es ist kein LUB-Task möglich	X	JA External-Leak-Test erkennt Leckage ► <b>TASK 03</b> Inspektionen an M1 und HX1 ► <b>TASK 16</b> ► <b>TASK 17</b> FNC an TT1 und RV1 möglich ► <b>TASK 12, 7</b>	JA Restoration von HX1 und RV1 möglich ► <b>TASK 08, 18</b>	NEIN Es ist kein DIS-Task möglich	X
12A	NEIN Es ist kein LUB-Task möglich	X	NEIN Es ist kein FNC/Inspection-Task möglich	NEIN Es ist kein RST-Task möglich	JA DIS des Filterelements von F3 ► <b>TASK 11</b>	X
13A	NEIN Es ist kein LUB-Task möglich	X	JA ► <b>TASK 03</b> ► <b>TASK 12</b> ► <b>TASK 16</b>	NEIN Es ist kein RST-Task möglich	NEIN Es ist kein DIS-Task möglich	X
14A	NEIN Es ist kein LUB-Task möglich	X	JA ► <b>TASK 01</b> ► <b>TASK 02</b>	NEIN Es ist kein RST-Task möglich	NEIN Es ist kein DIS-Task möglich	JA Kombination der Tasks
15A	NEIN Es ist kein LUB-Task möglich	X	JA GVI der Lagerung des BZ-Systems ► <b>TASK 19</b>	NEIN Es ist kein RST-Task möglich	NEIN Es ist kein DIS-Task möglich	NEIN Es ist keine Kombination möglich
16A	NEIN Es ist kein LUB-Task möglich	X	JA ► <b>TASK 13</b> ► <b>TASK 14</b>	JA ► <b>TASK 04</b> ► <b>TASK 05</b> ► <b>TASK 15</b>	NEIN Es ist kein DIS-Task möglich	JA Kombination der Tasks

Tabelle A.8: Antworten für Level 2 der MSG-3-Analyse(3)

**Tabelle A.9:** Geplante Instandhaltungstasks für das Brennstoffzellensystem

Task-Nr.	Beschreibung	Task-Code	Intervall	Anzahl Komp.	MMH (pro Komp.)	MMH (Gesamt)	Quelle Intervall
01	Leak-Down-Test	FNC	1.200 APUH	1	0,7	0,7	A320 MPD [5]
02	Transfer-Leak-Test	FNC	3.000 APUH	1	0,7	0,7	A320 MPD [5]
03	External-Leak-Test	FNC	3.000 APUH	1	0,7	0,7	A320 MPD [5]
04	Ausbau von SV1/SV2 für In-Shop-RST	RST	16.000 APUC	2	0,65	1,3	ISO 19880 [40]
05	Ausbau von SV3/SV4 für In-Shop-RST	RST	1.300 APUH	2	0,65	1,3	ISO 19880 [40]
06	Ausbau von MV1 für In-Shop-RST	RST	1.300 APUH	1	0,65	0,65	A320 MPD [5]
07	Funktionsprüfung von RV1	FNC	60 MO	1	0,83	0,83	ISO 21029-2 [42]
08	Restoration von RV1	RST	120 MO	1	0,65	0,65	ISO 21029-2 [42]
09	Austausch des Filterelements von F1	DIS	72 MO oder 8.500 APUH	1	0,15	0,15	A320 MPD [5]
10	Ausbau des Filterelements von F2 zur Reinigung	RST	72 MO oder 8.500 APUH	1	0,15	0,15	A320 MPD [5]
11	Austausch des Filterelements von F3	DIS	72 MO oder 8.500 APUH	1	0,15	0,15	A320 MPD [5]
12	Ausbau von TT1 für In-Shop-Funktionsüberprüfung	FNC	72 MO	1	0,92	0,92	A320 MPD [5]

*Weiter auf der nächsten Seite*

**Tabelle A.9:** Geplante Instandhaltungstasks für das Brennstoffzellensystem (kont.)

Task-Nr.	Task-Beschreibung	Task-Code	Intervall	Anzahl Komp.	MMH (pro Komp.)	MMH (Gesamt)	Quelle Intervall
13	Ausbau von PT1/PT2 für In-Shop-Funktionsüberprüfung	FNC	72 MO	2	0,92	1,84	A320 MPD [5]
14	Ausbau von LS1 für In-Shop-Funktionsüberprüfung	FNC	72 MO	1	0,92	0,92	A320 MPD [5]
15	Ausbau von AC1 für In-Shop-Restoration	RST	30 MO oder 18.000 APUH	1	0,42	0,42	G-BH7 ATEX Betriebsanleitung [27]
16	Ausbau von M1 für In-Shop-Restoration	RST	36 MO	1	0,42	0,42	HMP-0980E Betriebsanleitung [5]
17	Inspektion von HX1	DET	36 MO oder 3.000 APUH	1	0,3	0,3	A320 MPD [5]
18	Ausbau von HX1 für In-Shop-Reinigung	RST	108 MO oder 12.000 APUH	1	0,42	0,42	A320 MPD [5]
19	Inspektion der Lagerung des Brennstoffzellensystems	GVI	36 MO	2	0,55	1,1	A320 MPD [5]