

# **DLR-IB-MO-HF-2024-91**

**Vergleichende Analyse der Wiederherstellungsaufwände in der Instandhaltung eines batterieelektrischen und eines konventionellen Antriebssystems**

**Masterarbeit**

Jan-Alexander Wolf



**DLR**

**Deutsches Zentrum  
für Luft- und Raumfahrt**

**Vergleichende Analyse der Wiederherstellungsaufwände in der  
Instandhaltung eines batterieelektrischen  
und eines konventionellen Antriebssystems**

---

**Comparative analysis of the restoration efforts in the maintenance  
of a battery-electric and a conventional propulsion system**

Masterarbeit  
von  
Herrn Jan-Alexander Wolf

durchgeführt am  
Institut für Flugzeugbau  
Universität Stuttgart  
und am  
Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V.  
im Bereich MO-PLM (Hamburg)

Hamburg, im Mai 2024

# Kurzfassung

Aufgrund starker Emissionen und einem stetig wachsenden Passagieraufkommen steht die Luftfahrt in den kommenden Jahrzehnten vor großen Herausforderungen. Konventionelle Antriebssysteme haben zum aktuellen Zeitpunkt ihren technologischen Reifegrad stark ausgereizt, sodass von ihnen kein großes Optimierungspotential mehr ausgeht, um ehrgeizige Klimaziele zu erreichen. Hier verspricht die Elektrifizierung des Antriebssystems großes Potential für mögliche Emissionsreduktionen. Diese neuartigen Antriebssysteme bringen jedoch Änderungen der instandhaltungsbedingten Betriebskosten mit sich. In dieser Arbeit werden daher der erforderliche Ersatzteilbedarf und die zu erwartenden Materialkosten infolge unvermeidbarer Systemdegradation am Beispiel eines Airbus A320 untersucht. Hierfür werden eine vollelektrische sowie eine hybridelektrische Antriebskonfiguration auf Basis eines Batteriesystems definiert und die notwendigen Komponenten des Antriebssystems charakterisiert. Die Zuverlässigkeit und Kosten dieser Komponenten werden abgeschätzt, wobei die Instandhaltungsanalyse im Falle des konventionellen Referenzflugzeugs auf Grundlage realer Betriebsdaten und im Falle der elektrischen Antriebssysteme auf Grundlage statistischer Ausfallraten erfolgt. Ein besonderer Fokus liegt dabei auf der Analyse der Batteriezellen, deren Nutzungslimit unter Anwendung eines semi-empirischen Degradationsmodells abgeschätzt wird. Die Instandhaltungsanalyse in dieser Arbeit zeigt dabei, dass bei einem vollelektrischen Antrieb eine durchschnittliche Erhöhung der Materialkosten von ca. 200% zu erwarten ist, die zu großem Teil auf die starke Degradation und die hohen Beschaffungskosten der Batteriezellen zurückzuführen ist. Bei einem hybridelektrischen Antriebssystem beträgt die zu erwartende Kostenerhöhung ca. 25%, dabei können durch die Hybridisierung Instandhaltungskosten des konventionellen Triebwerks reduziert werden. Da die Batteriezellen mit Abstand die größten Kostentreiber sind, werden von den Erkenntnissen der Analyse Entwurfsempfehlungen abgeleitet, um die Instandhaltungskosten zu minimieren. Dabei zeigen sich die Dimensionierung der Batteriegröße sowie die Wahl des Bereichs der Betriebstemperatur als mögliche Stellhebel. Für die Integration in eine umfassende Bewertung der Kosteneffizienz elektrischer Antriebssysteme und die Berücksichtigung der Instandhaltung in frühen Entwurfsphasen bilden die Erkenntnisse dieser Arbeit eine wertvolle Grundlage.



# Abstract

Due to high emissions and a steady increase in passenger numbers, aviation will face major challenges in the coming decades. Conventional propulsion systems have currently reached the limits of their technological maturity, meaning that they no longer offer any great potential for optimization in order to achieve ambitious climate targets. Electrification of the drive system promises great potential for possible emission reductions. However, these new drive systems involve changes in maintenance-related operating costs. This thesis therefore examines the spare parts required and the material costs to be expected as a result of unavoidable system degradation using the example of an Airbus A320. For this purpose, an all-electric and a hybrid-electric drive configuration based on a battery system are defined and the necessary components of the drive system are characterized. The reliability and costs of these components are estimated, whereby the maintenance analysis is carried out on the basis of real operating data in the case of the conventional reference aircraft and on the basis of statistical failure rates in the case of the electric propulsion systems. A special focus is placed on the analysis of the battery cells, whose usage limit is determined using a semi-empirical degradation model. The maintenance analysis in this work shows that an average increase in material costs of approx. 200% is to be expected for a fully electric drive system of an A320, which is mainly due to the strong degradation and high replacement costs of the battery cells. With a hybrid-electric drive system, the expected cost increase is approx. 25%, while hybridization can reduce the maintenance costs of the conventional engine. As the battery cells are by far the biggest cost driver, design recommendations are derived from the findings of the analysis in order to minimize maintenance costs. The dimensioning of the battery size and the selected operating temperature range were identified as possible levers. The findings of this work form a valuable basis for the integration into a comprehensive assessment of the cost efficiency of electric drive systems and the consideration of maintenance in early design phases.



# Inhaltsverzeichnis

<b>Nomenklatur</b>	<b>ix</b>
Symbolverzeichnis . . . . .	ix
Abkürzungsverzeichnis . . . . .	x
<b>Abbildungsverzeichnis</b>	<b>xiii</b>
<b>Tabellenverzeichnis</b>	<b>xv</b>
<b>1 Einführung</b>	<b>1</b>
<b>2 Grundlagen und Betrachtungsfokus dieser Arbeit</b>	<b>3</b>
2.1 Grundlagen der Flugzeuginstandhaltung . . . . .	3
2.2 Bewertungsmetriken der Instandhaltung . . . . .	9
2.2.1 Kostengetriebene Instandhaltungsindikatoren . . . . .	9
2.2.2 Metriken für die Zuverlässigkeitsbewertung von Komponenten . . . . .	11
2.3 Elektrische Antriebsarchitekturen für Flugzeuge . . . . .	16
2.4 Einführung in die Batterietechnologie . . . . .	19
2.5 Degradationscharakteristiken der Komponenten . . . . .	23
<b>3 Charakterisierung der Antriebskonfigurationen</b>	<b>29</b>
3.1 Konventionelles Referenzflugzeug . . . . .	29
3.2 Definition der elektrischen Antriebslayouts . . . . .	32
3.2.1 Vollelektrisches Antriebslayout . . . . .	32
3.2.2 Hybridelektrisches Antriebslayout . . . . .	35
3.3 Operationelle Rahmenbedingungen . . . . .	37
3.3.1 Definition des Missionsprofils . . . . .	37
3.3.2 Definition des Leistungsprofils . . . . .	38
3.4 Auswahl und Charakterisierung der Komponenten . . . . .	44
3.4.1 Speichersystem . . . . .	44
3.4.2 Verteilungssystem . . . . .	53
3.4.3 Mechanisches Antriebssystem . . . . .	56
<b>4 Verwendete Methodiken für die Instandhaltungsanalyse</b>	<b>61</b>
4.1 Methodik für die konventionelle Antriebskonfiguration . . . . .	61
4.2 Methodiken für die vollelektrische Antriebskonfiguration . . . . .	65
4.2.1 Generelle Methodik für die Abschätzung der Materialkosten . . . . .	65
4.2.2 Referenzen für die Bestimmung von Ausfallraten . . . . .	66
4.2.3 Analyse der Batteriezellen . . . . .	68

---

4.3	Methodik für die hybridelektrische Antriebskonfiguration . . . . .	76
<b>5</b>	<b>Ergebnisse der Instandhaltungsanalyse</b>	<b>79</b>
5.1	Konventionelle Antriebskonfiguration . . . . .	79
5.2	Vollelektrische Antriebskonfiguration . . . . .	86
5.2.1	Analyse des Speichersystems . . . . .	86
5.2.2	Analyse des Verteilungssystems . . . . .	93
5.2.3	Analyse des mechanischen Antriebssystems . . . . .	96
5.3	Hybridelektrische Antriebskonfiguration . . . . .	99
5.3.1	Analyse des konventionellen Antriebsstrangs . . . . .	99
5.3.2	Analyse des elektrischen Antriebsstrangs . . . . .	100
<b>6</b>	<b>Diskussion der Ergebnisse</b>	<b>103</b>
6.1	Vergleich und Bewertung der Antriebskonfigurationen . . . . .	103
6.2	Limitierungen und Unsicherheiten der Analysen . . . . .	110
6.3	Abgeleitete Empfehlungen für die Minimierung der Materialkosten . . .	114
<b>7</b>	<b>Zusammenfassung und Ausblick</b>	<b>117</b>
	<b>Anhang</b>	<b>121</b>
	<b>Literatur</b>	<b>127</b>



# Nomenklatur

## Symbolverzeichnis

### Lateinische Symbole

Symbol	Beschreibung	Einheit
$C_{B,E}$	Geforderte Batteriekapazität für Energie	Ah
$C_{B,P}$	Geforderte Batteriekapazität für Leistung	Ah
$C_{B,sys}$	Kapazität des Batteriesystems	Ah
$C_{nenn}$	Nennkapazität der Batteriezelle	Ah
$C_{-}$	Relativer Kapazitätsabfall der Batteriezellen	–
$E_{B,Tot}$	Geforderte Gesamtenergie des Batteriesystems	Wh
$E_M$	Geforderte Batterieenergie für Standardmission	Wh
$E_{nenn}$	Nennenergie der Batteriezelle	Wh
$E_R$	Geforderte Batterieenergie für Reservemission	Wh
$H_p$	Hybridisierungsgrad der Antriebsleistung	–
$I_{nenn}$	Nennstromstärke der Batteriezelle	A
$K_{Cell}$	Materialkosten einer Batteriezelle	€
$K_{Cells}$	Materialkosten des Zellverbunds der Batterie	€
$K_{Engine,SV}$	Materialkosten einer Triebwerksüberholung	€
$K_{LRU}$	Materialkosten einer Komponentenart	€
$K_{LRU,unscheduled}$	Ungeplante Materialkosten einer Komponentenart	€
$K_{NewEngine}$	Listenpreis eines neuen Triebwerks	€
$K_{SparePart}$	Ersatzteilpreis	€
$L_{C,M}$	Relatives Kapazitätslimit für Flugmission	–
$L_{C,M+R}$	Relatives Kapazitätslimit für Flugmission und Reserve	–
$L_R$	Relatives Widerstandslimit	–
$m_z$	Masse der Batteriezelle	kg
$n_{Cells}$	Zellanzahl eines Batteriesystems	–
$n_F$	Anzahl der Ausfälle einer Komponente	–
$n_p$	Anzahl paralleler Batteriezellen	–
$n_{QPA}$	Anzahl verbauter Komponenten	–
$n_s$	Anzahl serieller Batteriezellen	–
$n_{UR}$	Anzahl ungeplanter Ausbauten einer Komponente	–
$P_{B,max}$	Geforderte Maximalleistung des Batteriesystems	W
$P_{B,real}$	Reale Maximalleistung des Batteriesystems	W
$P_{el}$	Antriebsleistung des elektrischen Motors	W
$P_{tot}$	Gesamte Antriebsleistung	W

Symbol	Beschreibung	Einheit
Q	Akkumulierte Ladungsmenge der Batteriezelle	Ah
$R_+$	Relative Widerstandszunahme der Batteriezellen	–
$r_{\text{NFF}}$	No-Fault-Found-Rate	–
$r_{\text{SVC}}$	Rate für durchschnittliche Materialkosten	–
T	Betriebstemperatur der Batteriezelle	K
t	Zeit	h
$t_{\text{FH}}$	Flugstunden	h
$t_{\text{MTBF}}$	Mean Time Between Failure	h
$t_{\text{MTBUR}}$	Mean Time Between Unscheduled Removal	h
U	Spannung der Batteriezelle	V
$U_{\text{B,sys}}$	Systemspannung der Batterie	V
$U_{\text{nenn}}$	Nennspannung der Batteriezelle	V

### Griechische Symbole

Symbol	Beschreibung	Einheit
$\alpha_C$	Faktor für kalendarische Kapazitätsabnahme der Zellen	–
$\alpha_R$	Faktor für kalendarische Widerstandszunahme der Zellen	–
$\beta_C$	Faktor für zyklische Kapazitätsabnahme der Zellen	–
$\beta_R$	Faktor für zyklische Widerstandszunahme der Zellen	–
$\zeta$	Maximale C-Rate der Batterie	1/h
$\lambda$	Ausfallrate	1/h
$\lambda_b$	Basis-Ausfallrate	1/h
$\lambda_S$	Ausfallrate eines seriellen Systems	1/h
$\lambda_P$	Ausfallrate eines parallelen Systems	1/h
$\lambda_i$	Ausfallrate eines Einzelements	1/h
$\pi_i$	Einflussfaktoren für Berechnung der Ausfallrate	–

# Abkürzungsverzeichnis

**APU** Auxiliary Power Unit

**ASD** AeroSpace and Defence Industries Association of Europe

**ATA** Air Transport Association

**ATR** Avions de Transport Régional

**BCS** Battery Cooling System

**BER** Beyond Economic Repair

**BM** Base Maintenance

**BMS** Battery Management System

**DLR** Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt

**DMC** Direct Maintenance Cost

**DOC** Direct Operating Cost

**DOD** Depth Of Discharge

**ECU** Electronic Control Unit

**EPRD** Electronic Parts Reliability Data

**FOD** Foreign Object Damage

**FQIC** Fuel Quantity Indication Computer

**HMU** Hydro-Mechanical Unit

**HTS** High-Temperature Superconductivity

**IDG** Integrated Drive Generator

**IGBT** Insulated Gate Bipolar Transistor

**IMC** Indirect Maintenance Cost

**IOC** Indirect Operating Cost

**LIB** Lithium-Ionen-Batterien

**LLB** Lithium-Luft-Batterien

**LLP** Life Limited Part

**LM** Line Maintenance  
**LRU** Line-Replaceable Unit  
**LSB** Lithium-Schwefel-Batterien  
**MCS** Motor Cooling System  
**MOSFET** Metal Oxide Semiconductor Field Effect Transistor  
**MPD** Maintenance Planning Document  
**MTBF** Mean Time Between Failure  
**MTBR** Mean Time Between Removal  
**MTBUR** Mean Time Between Unscheduled Removal  
**MTTF** Mean Time To Failure  
**NCA** Lithium-Nickel-Cobalt-Aluminium  
**NFF** No Fault Found  
**NMC** Lithium-Nickel-Mangan-Cobalt  
**NPRD** Non-Electronic Parts Reliability Data  
**NSWC** Naval Surface Warfare Center  
**NUR** Number of Unscheduled Removals  
**PCM** Phase Change Material  
**PMSM** Permanentmagnet-Synchronmotor  
**QPAFH** Quantity-per-Aircraft Flight Hours  
**SAF** Sustainable Aviation Fuel  
**SOC** State Of Charge  
**SRU** Shop-Replaceable Unit  
**SSCB** Solid-State Circuit Breaker  
**SV** Shop Visit  
**SVC** Shop Visit Cost  
**TOC** Total Operating Cost

# Abbildungsverzeichnis

2.1	Unterteilung der Instandsetzungsmaßnahmen . . . . .	5
2.2	Systemunterteilung des Flugzeugs . . . . .	7
2.3	Prozentuale Aufschlüsselung der DOC eines A320 . . . . .	10
2.4	Typische Verteilung der DMC . . . . .	11
2.5	Elektrische Antriebsarchitekturen . . . . .	17
2.6	Grundaufbau und Wirkungsprinzip der Batterie . . . . .	20
2.7	Stufen der Batteriedegradation . . . . .	26
2.8	Ursachen für Motorausfälle . . . . .	28
3.1	Konventionelles Referenzflugzeug Airbus A320 . . . . .	30
3.2	Grundaufbau eines vollelektrischen Antriebsstrangs . . . . .	32
3.3	Systemgrenze des Speichersystems . . . . .	33
3.4	Grundaufbau eines hybridelektrischen Antriebsstrangs . . . . .	36
3.5	Missionsprofil . . . . .	38
3.6	Hybridisierungsgrad für die hybridelektrische Flugmission . . . . .	42
3.7	Schematischer Aufbau verschiedener Zelltypen . . . . .	45
3.8	Schematische Verschaltung der Batteriezellen . . . . .	46
3.9	Wirkprinzip der Kühlkonzepte . . . . .	51
3.10	IGBT-Einheit . . . . .	54
3.11	Motoreinheit inklusive Kühlsystem . . . . .	57
3.12	Propellerkonfiguration . . . . .	58
4.1	MTBF-Bestimmung der Batteriezellen . . . . .	68
4.2	Ruhespannungskennlinie der Batteriezelle . . . . .	73
5.1	Kapazitätsabnahme des vollelektrischen Batteriesystems . . . . .	87
5.2	Widerstandszunahme des vollelektrischen Batteriesystems . . . . .	88
5.3	Einfluss der Batteriedimensionierung auf die Kapazitätsabnahme . . . . .	89
5.4	Kapazitätsabnahme des hybridelektrischen Batteriesystems . . . . .	101
6.1	Materialkostenverteilung des konventionellen Antriebssystems . . . . .	104
6.2	Materialkostenverteilung des vollelektrischen Antriebssystems . . . . .	106
6.3	Materialkostenverteilung des hybridelektrischen Antriebssystems . . . . .	107
6.4	Vergleich der Materialkosten . . . . .	108
A.1	Operationsszenarien für das Leistungsprofil . . . . .	122
B.1	Annäherung der Ruhespannungskennlinie . . . . .	124



# Tabellenverzeichnis

2.1	Materialkostenentstehung in der Instandhaltung . . . . .	4
3.1	Operationsszenarien . . . . .	38
3.2	Angenommene Wirkungsgrade der Komponenten des Antriebssystems	40
3.3	Leistungsprofil der Batterie des vollelektrischen Systems . . . . .	41
3.4	Leistungsprofil der Batterie des hybridelektrischen Systems . . . . .	43
3.5	Leistungsparameter der Batteriezelle . . . . .	46
3.6	Auslegungsparameter des Batteriesystems des vollelektrischen Antriebs	47
3.7	Kenngrößen der Batteriepacks des vollelektrischen Systems . . . . .	48
3.8	Kenngrößen der Batteriepacks des hybridelektrischen Systems . . . . .	49
5.1	Materialkosten ATA 24 . . . . .	80
5.2	Ungeplante Materialkosten ATA 28 . . . . .	81
5.3	Ungeplante Materialkosten ATA 49 . . . . .	82
5.4	LLP-Daten der APU . . . . .	83
5.5	SVC des konventionellen Triebwerks . . . . .	84
5.6	Materialkosten ATA 71-79 . . . . .	85
5.7	Nutzungsdauern der Batterie unter Temperaturvariation . . . . .	90
5.8	Materialkosten des Batteriekühlsystems . . . . .	93
5.9	Ausfallraten der Leistungselektronik . . . . .	93
5.10	Neubauteilkosten der Leistungselektronik . . . . .	94
5.11	Materialkosten der Leistungselektronik . . . . .	95
5.12	Ausfallraten des Motors . . . . .	96
5.13	Kostenaufschlüsselung des elektrischen Motors . . . . .	97
5.14	Ausfallraten des Getriebes . . . . .	97
5.15	Kostenaufschlüsselung des Getriebes . . . . .	98
5.16	Materialkosten der Propellereinheit . . . . .	98
5.17	Materialkosten des konventionellen Antriebsstrangs (hybridelektrisch) .	100
5.18	Materialkosten des elektrischen Antriebsstrangs (hybridelektrisch) . . .	102
6.1	Materialkosten des konventionellen Systems . . . . .	103
6.2	Materialkosten des vollelektrischen Systems . . . . .	105
6.3	Materialkosten des hybridelektrischen Systems . . . . .	106
A.1	Komponenten des vollelektrischen Antriebs . . . . .	121
A.2	Komponenten des hybridelektrischen Antriebs . . . . .	121
A.3	Leistungsprofil ohne Berücksichtigung von Wirkungsgraden . . . . .	123
C.1	Ausfallraten aus der Literatur . . . . .	125





# 1 Einführung

Aufgrund der starken Auswirkungen auf das weltweite Klima ist die Luftfahrt seit Jahren von einem fundamentalen Wandel geprägt, der die zukünftige Entwicklung der Branche weiter bestimmen wird. Starke Emissionen des Luftfahrtsektors in Kombination mit einem stetig wachsenden Passagieraufkommen [35] resultierten in ehrgeizigen Klimazielen und in dem Bedarf an konkreten Maßnahmen. So sollen beispielsweise durch das CORSIA-Programm oder die EU-ETS-Maßnahmen Emissionsreduktionen erzielt werden [34]. Neben Betriebsoptimierungen sind enorme technische Fortschritte notwendig, um diese hochgesteckten Ziele zu erreichen. Für die Optimierung von konventionellen Turbofantriebwerken wurden in den letzten Jahrzehnten große Aufwände aufgebracht. Aufgrund des stark ausgereizten technologischen Reifegrads dieser Antriebe werden zum aktuellen Zeitpunkt jedoch nur noch verhältnismäßig geringe Effizienzsteigerungen erwartet [113].

Mit konventionellen Triebwerken erscheint eine klimafreundliche Luftfahrt aktuell in weiter Ferne, allerdings verspricht die Elektrifizierung des Antriebssystems großes Potential, um die benötigten technologischen Fortschritte zu realisieren. Neben anderen Konzepten wird dabei vor allem der Einsatz von elektrischen Antriebsmotoren und die Energiespeicherung über ein Batteriesystem diskutiert. Diese neuen Antriebskonfigurationen bringen jedoch potentielle Änderungen der Betriebskosten mit sich, die für eine Bewertung der Kosteneffizienz dieser Systeme abgeschätzt werden müssen. Dabei sind vor allem die instandhaltungsbedingten Kosten aufgrund Reparaturen oder Austausche von Komponenten von großem Interesse, da sie mit etwa 10-15% einen relevanten Anteil der Gesamtbetriebskosten eines Flugzeugs bestimmen [20]. Eine Abschätzung dieser Kosten sollte dabei so früh wie möglich in einem Entwurfsprozess durchgeführt werden.

Die vorliegende Arbeit soll dabei ein wichtiges Fundament für die Bewertung der Kosteneffizienz elektrischer Antriebssysteme liefern, indem die zu erwartenden Instandhaltungskosten aufgrund unvermeidbarer Degradation im Betrieb der Komponenten abgeschätzt werden. Auf Basis eines Airbus A320 werden dabei die instandhaltungsbedingten Materialkosten einer vollelektrischen sowie einer hybridelektrischen Antriebskonfiguration analysiert und mit dem konventionellen Referenzflugzeug verglichen. Hierfür werden die Zuverlässigkeit und Kosten der notwendigen Komponenten der Antriebssysteme untersucht, wobei ein besonderer Fokus auf dem Batteriesystem liegt. Im Rahmen dieser Arbeit werden die folgenden drei grundlegenden Forschungsfragen beantwortet.

1. Für elektrische Antriebskonfigurationen auf Basis eines Batteriesystems wird in vielen Literaturstudien eine signifikante Erhöhung der Instandhaltungskosten prognostiziert [20]. Welche konkreten Änderungen der instandhaltungsbedingten Materialkosten sind zu erwarten, wenn ein batterieelektrisches Antriebssystem für ein Passagierflugzeug in der Größe eines Airbus A320 mit einem konventionellen System verglichen wird und welche Komponenten sind dabei die wesentlichen Kostentreiber?
2. Hybridelektrischen Konfigurationen wird großes Potential zugesprochen, um eine baldige Elektrifizierung des Antriebssystems von Passagierflugzeugen zu realisieren und die benötigte Leistung des konventionellen Triebwerks zu reduzieren [103]. Welche Materialkosten aufgrund zusätzlicher Komponenten werden bei der hybridelektrischen Antriebskonfiguration erwartet und können diese durch die potentiellen Kosteneinsparungen infolge einer geringeren Belastung des konventionellen Triebwerks ausgeglichen werden?
3. Die Integration elektrischer Antriebssysteme in ein Flugzeug bringt neben technischen Herausforderungen auch potentielle Herausforderungen in der Instandhaltung mit sich, wie zum Beispiel der häufige Austausch der Batteriezellen infolge starker Degradation [80][116]. Welche spezifischen Entwurfsempfehlungen können aus der Analyse der Antriebskonfigurationen abgeleitet werden, um die Materialkosten in der Instandhaltung eines Batteriesystems so gering wie möglich zu halten?

Im Folgenden wird der Aufbau der Arbeit verdeutlicht. Um das Fundament der Instandhaltungsanalyse zu legen, werden in Kapitel 2 zunächst die Grundlagen der Flugzeuginstandhaltung und die grundlegenden elektrischen Antriebsarchitekturen vorgestellt. Zudem wird eine Einführung in die Batterietechnologie und in die Degradationscharakteristik der Komponenten gegeben. In Kapitel 3 werden die Antriebsarchitekturen, die verwendeten Komponenten sowie die operationellen Rahmenbedingungen der Flugmission charakterisiert. Anschließend werden in Kapitel 4 die verwendeten Methodiken für die Zuverlässigkeits- und Kostenanalyse der Komponenten vorgestellt. In Kapitel 5 werden die Ergebnisse der Instandhaltungsanalyse für das konventionelle, das vollelektrische sowie das hybridelektrische Antriebssystem dargelegt, während in Kapitel 6 eine Diskussion dieser Ergebnisse durchgeführt wird. Dabei werden die Antriebssysteme miteinander verglichen und bewertet, es werden etwaige Limitierungen der Analyse vorgestellt und die abgeleiteten Entwurfsempfehlungen präsentiert. Eine Zusammenfassung der Erkenntnisse dieser Arbeit sowie ein Ausblick auf weitere mögliche Forschungen erfolgt in Kapitel 7.

## 2 Grundlagen und Betrachtungsfokus dieser Arbeit

Die in dieser Arbeit vorgenommene Instandhaltungsanalyse stützt sich auf einige Grundlagen, die in diesem Kapitel erläutert werden. Dabei wird zunächst auf die wichtigsten Begriffsdefinitionen und auf die Grundmaßnahmen der Instandhaltung eingegangen. Anschließend werden kostenbasierte sowie zuverlässigkeitsbasierte Bewertungsindikatoren der Instandhaltung vorgestellt. Um die Rahmenbedingungen für die spätere Analyse zu schaffen, werden weiterhin Einführungen in die grundlegenden elektrischen Antriebsarchitekturen, in die Batterietechnologie und in die Degradationscharakteristik der wichtigsten Grundkomponenten gegeben. Anhand dieser Grundlagen wird dabei der Betrachtungsfokus dieser Analyse verdeutlicht.

### 2.1 Grundlagen der Flugzeuginstandhaltung

Im operationellen Betrieb eines Flugzeugs nimmt die Instandhaltung eine besonders wichtige Rolle ein [72]. So ist eine zuverlässige und regelmäßige Instandhaltung unabdingbar für die Gewährleistung der Funktionssicherheit und hilft dabei Ausfälle zu vermeiden und die Nutzungsdauer der einzelnen Komponenten zu verlängern. Da es sich hierbei um einen Überbegriff handelt, der viele Teilaspekte umfasst, wird in diesem Abschnitt zunächst eine Begriffsdefinition vorgestellt und anschließend auf die einzelnen Kategorien und Techniken der Instandhaltung eingegangen.

Laut der DIN-Norm 31051 umfasst die Instandhaltung alle technischen, administrativen und betriebswirtschaftlichen Maßnahmen, die einen funktionsfähigen Zustand einer Einheit anstreben [49]. Dadurch wird gewährleistet, dass die geforderte Funktion der Einheit erfüllt werden kann. Weiterhin unterteilt sie die Instandhaltung in vier Grundmaßnahmen, die im Folgenden abgegrenzt und hinsichtlich ihres Einflusses auf die Entstehung von Materialkosten erläutert werden. Eine Zusammenfassung im Hinblick auf die Berücksichtigung der jeweiligen Materialkosten in dieser Arbeit erfolgt in Tabelle 2.1.

**Wartung:** Die Wartung umfasst Maßnahmen für die Verzögerung von Degradations- und Abnutzungserscheinungen einer Einheit, die während ihrer Nutzung durchgeführt werden [49]. Zu diesen Maßnahmen gehören unter anderem das Reinigen, Schmieren oder Nachstellen von Komponenten. Im Zuge von präventiven Instandhaltungsmaßnahmen können auch Komponenten nach einem definierten Wartungsintervall ausgetauscht werden, so zum Beispiel Filterelemente. Die Materialkosten dieser Ausbauten werden in der Instandhaltungsanalyse in der vorliegenden Arbeit berücksichtigt. Da eine

Abschätzung der Kosten von Verbrauchsmaterialien (z.B. Schmiermittel) für neuartige Komponenten schwierig durchzuführen ist, werden diese Kosten nicht berücksichtigt.

**Inspektion:** Die Inspektion umfasst die Feststellung und Beurteilung des aktuellen Zustands einer Einheit [49]. Teil dieser Maßnahmen ist dabei auch die Untersuchung der Degradationsursachen sowie das Aufstellen von daraus resultierenden Handlungsempfehlungen. Bei Inspektionstätigkeiten entstehen in der Regel keine direkten Materialkosten.

**Verbesserung:** Die Verbesserung umfasst technische, administrative und betriebswirtschaftliche Maßnahmen für die Optimierung der Zuverlässigkeit, Sicherheit oder Instandhaltbarkeit [49]. Dabei bleibt die ursprüngliche Funktion einer Einheit unverändert. Bei technischen Maßnahmen können dabei auch Materialkosten entstehen, die aber ähnlich wie bei der Wartung schwierig abzuschätzen sind und daher nicht Bestandteil dieser Analyse sind.

**Instandsetzung:** Die Instandsetzung umfasst technische Maßnahmen, um eine fehlerhafte Einheit wieder in einen funktionsfähigen Zustand zu versetzen [49]. Dabei können Komponenten entweder repariert oder durch neue Einheiten ersetzt werden. In beiden Fällen entstehen Materialkosten, die im Rahmen der Instandhaltungsanalyse in dieser Arbeit abgeschätzt werden. Die Instandsetzung bildet somit den Betrachtungsfokus für diese Analyse.

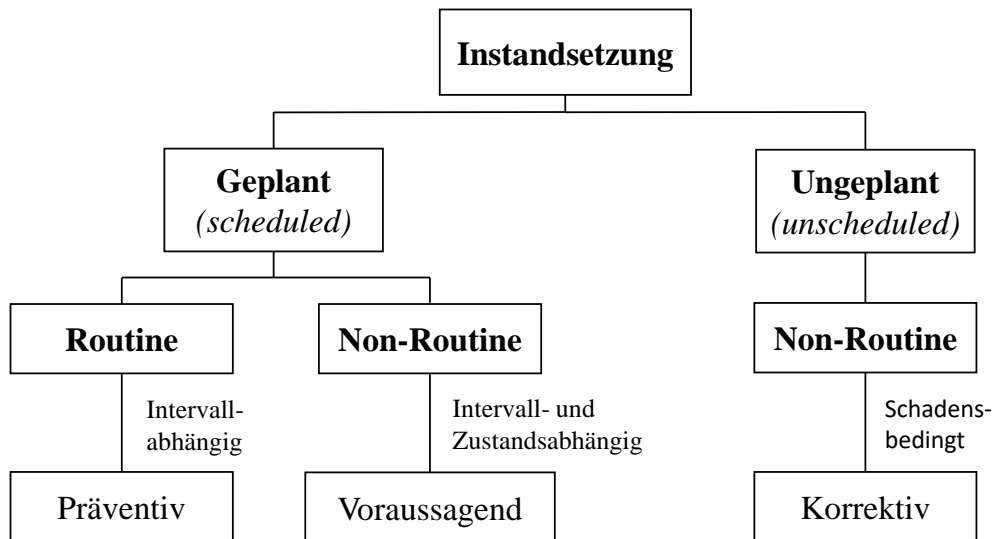
**Tabelle 2.1** Materialbedarf der Grundmaßnahmen der Instandhaltung und die jeweilige Kostenberücksichtigung in dieser Arbeit.

<b>Instandhaltungsmaßnahme</b>	<b>Materialbedarf</b>	<b>Berücksichtigung der Kosten</b>
Wartung	ja	ja (außer Verbrauchsmaterialien)
Inspektion	vernachlässigbar	nein
Verbesserung	vernachlässigbar	nein
Instandsetzung	ja	ja (außer Verbrauchsmaterialien)

## Unterteilung nach Planungsmöglichkeit

Die Instandsetzung lässt sich unter Berücksichtigung verschiedener Kriterien weiter unterteilen. In dieser Arbeit orientiert sich eine erste Unterteilung nach dem Grad der Planungsmöglichkeit. Demnach lassen sich Ausfallursachen und die daraus resultierenden Maßnahmen in geplante und ungeplante Instandsetzung kategorisieren. Laut Definition umfasst die geplante Instandsetzung (*scheduled maintenance*) alle Maßnahmen, die nach einem festgelegtem Zeitplan oder einer festgelegten Zahl von Nutzungseinheiten durchgeführt werden [50]. Diese Tätigkeiten können also nach Zeitpunkt, Art und Umfang geplant werden. Zu geplanten Instandsetzungsmaßnahmen gehören

beispielsweise Inspektionen, Zustandsüberwachungen, Kalibrierungen oder der Austausch von Teilen [74]. Ungeplante Instandsetzungstätigkeiten hingegen werden nicht nach einem festen Zeitplan durchgeführt.



**Abbildung 2.1** Schematische Darstellung der vorgenommenen Unterteilung der Instandsetzungsmaßnahmen.

In der Literatur wird eine weitere Untergliederung der Instandsetzung häufig nach unterschiedlichen Merkmalen und mit unterschiedlichen Begriffen vorgenommen [74]. Daher soll hier erwähnt werden, dass die folgende Unterteilung für die vorliegende Arbeit durchgeführt wurde und nicht zwangsläufig für alle Anwendungsfälle übernommen werden kann. Neben der Einteilung in geplante und ungeplante Instandsetzung kann eine weitere Unterteilung in Routine-Instandsetzung (*routine maintenance*) und Nicht-Routine-Instandsetzung (*non-routine maintenance*) erfolgen. Dabei umfasst die Routine-Instandsetzung regelmäßige und wiederholte Tätigkeiten, die im Rahmen der Flugzeuginstandhaltung für jeden Flugzeugtyp in einem Instandhaltungsprogramm, beispielsweise einem Maintenance Planning Document (MPD), definiert sind [74]. Diese präventive Techniken haben das Ziel, den Ausfall einer Komponente oder eines Systems zwischen zwei geplanten Instandhaltungsintervallen zu verhindern [16]. Um dies zu gewährleisten, werden bestimmte Komponenten als Life Limited Parts (LLPs) klassifiziert, die im Rahmen der Routine-Instandsetzung nach einer fest definierten Nutzungsdauer ausgetauscht und durch neue Komponenten ersetzt werden. Nicht-Routine-Instandsetzung hingegen umfasst alle Tätigkeiten außerhalb dieses vorgeschriebenen Programms. Während Routine-Instandsetzung stets Teil der geplanten Instandsetzung ist, kann Nicht-Routine-Instandsetzung sowohl geplant als auch ungeplant sein. Im Falle der geplanten Instandsetzung beinhaltet sie voraussagende Tätigkeiten, die auf Grundlage statistischer Ausfalldaten und einer zustandsorientierten Analyse durchgeführt werden. Dabei handelt es sich um einen kostensparenden Ansatz, da bei erfolgreicher vorausschauender Instandsetzung noch vor dem eigent-

lichen Ausfall geeignete Gegenmaßnahmen getroffen werden können [16]. Präventive und voraussagende Instandsetzungsmaßnahmen können den Ausfall von Einheiten jedoch nicht vollständig verhindern, da die Fehlerzeitpunkte aufgrund ihrer stochastischen Verteilung nicht exakt vorherzusehen sind [74].

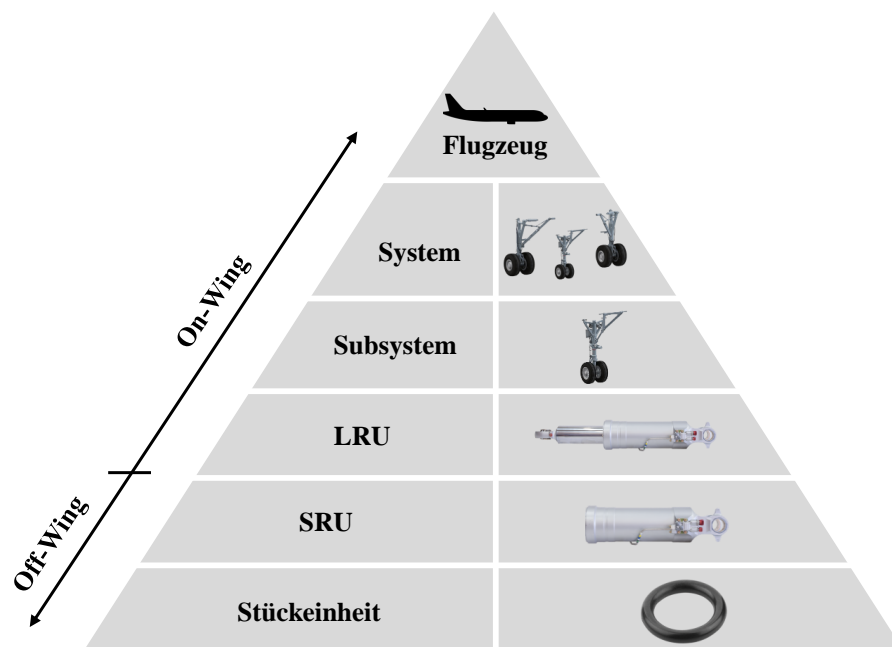
Im Falle der ungeplanten Instandsetzung umfasst die Nicht-Routine-Instandsetzung daher noch zusätzlich korrektive Tätigkeiten, die aufgrund von Funktionsstörungen oder Ausfällen vorgenommen werden müssen. Diese schadensbedingten Tätigkeiten haben das Ziel, die ausgefallene Komponente in einen Zustand zu versetzen, indem die geforderte Funktion wieder erfüllt werden kann [16]. Ausfälle können dabei durch unterschiedliche Ereignisse hervorgerufen werden. Bei abnutzungsbedingten Ausfällen nimmt die Auftrittswahrscheinlichkeit mit der Anzahl der Betriebseinsätze der Einheit zu [50]. Diese Zunahme basiert dabei auf unvermeidbaren physikalischen Degradationsmechanismen im normalen Betrieb. Zusätzlich kann eine Komponente aufgrund missbräuchlicher Nutzung oder Einwirkungen von Foreign Object Damages (FODs), wie beispielsweise eines Vogelschlags oder anderen Fremdkörpern, ausfallen. Da sich diese Schäden jedoch durch ein zufälliges Auftreten auszeichnen [161] und eine statistische Voraussage des Ausfalls nicht möglich ist, sind sie im Rahmen dieser Arbeit kein Teil der Instandhaltungsanalyse. Werden im Rahmen einer Routine-Instandsetzung unerwartete Schäden entdeckt, die behoben werden müssen, so können aus dieser Routine-Instandsetzung auch Nicht-Routine-Tätigkeiten hervorgehen [74]. Die in dieser Arbeit vorgenommene Unterteilung der Instandsetzung ist in Abbildung 2.1 dargestellt.

### **Unterteilung nach betrieblicher Organisation**

Im Hinblick auf die betriebliche Organisation der Instandhaltung lässt sich zwischen der Line Maintenance (LM) und der Base Maintenance (BM) differenzieren. Dabei unterscheiden sich die beiden Instandhaltungsarten vor allem in ihrer operationellen Durchführung, in ihren materiellen Voraussetzungen und in der notwendigen Personalqualifikation. LM ist als Instandhaltung definiert, die während laufender Operation durchgeführt wird, um die Flugtauglichkeit des Flugzeugs sicherzustellen [97]. Die Instandhaltungstätigkeiten der LM können während der Bodenzeiten des Flugzeugs durchgeführt werden und benötigen in der Regel nur wenige Spezialwerkzeuge und andere materielle Voraussetzungen. Sie weisen typischerweise keinen hohen Zerlegungsgrad und keine hohe Eingriffstiefe in die Flugzeugstruktur auf [74]. Komplexere und umfangreichere Instandhaltungstätigkeiten außerhalb dieses Rahmens werden als BM bezeichnet. Diese Tätigkeiten werden zwingend in einem Hangar oder einem speziellen Reparaturzentrum durchgeführt und zeichnen sich durch einen wesentlich größeren Umfang an benötigten Werkzeugen (insbesondere Spezialwerkzeuge und Ground Equipment) aus [97].

## Unterteilung nach Flugzeugarchitektur

Um die Instandhaltung in dieser Arbeit auf der Ebene einer Komponente oder eines Komponentenverbunds durchführen zu können, bietet sich eine Unterteilung des Flugzeugs in unterschiedliche Ebenen an. Im Allgemeinen kann ein Flugzeug in einzelne Systeme unterteilt werden. Dabei können zunächst alle Komponenten und Komponentenverbunde, die zusammen als Kollektiv eine Grundfunktion des Flugzeugs erfüllen, als System zusammengefasst werden. Dies können zum Beispiel die Fahrwerke des Flugzeugs sein. Systeme können wiederum in Subsysteme aufgeteilt werden, die entweder eine Unterfunktion erfüllen oder einen örtlich zusammenhängenden Verbund bilden. Das Bugfahrwerk bildet hierbei ein Subsystem der Fahrwerke. Weiterhin können Subsysteme in Line-Replaceable Units (LRUs) und Shop-Replaceable Units (SRUs) aufgeteilt werden. LRUs sind Baugruppen, die bei Tätigkeiten im Rahmen der Instandsetzung als Einheit betrachtet werden und für Reparaturen oder Austauschvorgänge als zusammenhängendes System aus- und eingebaut werden [29]. Der Austausch von LRUs erfolgt dabei *On-Wing*, das heißt direkt am Gesamtsystem Flugzeug. Da im Allgemeinen und ohne Berücksichtigung von Redundanzen bereits der Ausfall einer einzelnen Komponente der Baugruppe den Ausbau der gesamten LRU-Einheit zur Folge hat, bilden LRUs im Rahmen dieser Arbeit den Detailgrad für die Instandhaltungsanalyse auf Komponentenebene. Im Fall des Fahrwerksystems nimmt beispielsweise der Hydraulikaktuator, der für den Ausfahrmechanismus des Bugfahrwerks zuständig ist, die Rolle einer LRU ein.



**Abbildung 2.2** Systemunterteilung des Flugzeugs am Beispiel der Fahrwerke und Unterteilung der Instandhaltungstätigkeiten in *On-Wing* und *Off-Wing*.

Eine LRU setzt sich wiederum aus mehreren SRUs zusammen, die jedoch erst im Rahmen der BM in einer Werkstatt oder einem Reparaturzentrum getrennt von ihrer übergeordneten LRU repariert oder ausgetauscht werden können. Eine weitere Zerlegung in SRUs erfolgt also immer *Off-Wing*, getrennt vom Gesamtsystem Flugzeug. Solange nicht anders angegeben, werden SRUs in der Zuverlässigkeitsanalyse dieser Arbeit nicht gesondert analysiert. In der untersten Ebene setzt sich eine SRU aus mehreren Stückerheiten, wie beispielsweise einem Dichtungsring, zusammen. Die beschriebene Systemhierarchie ist in Abbildung 2.2 schematisch dargestellt.



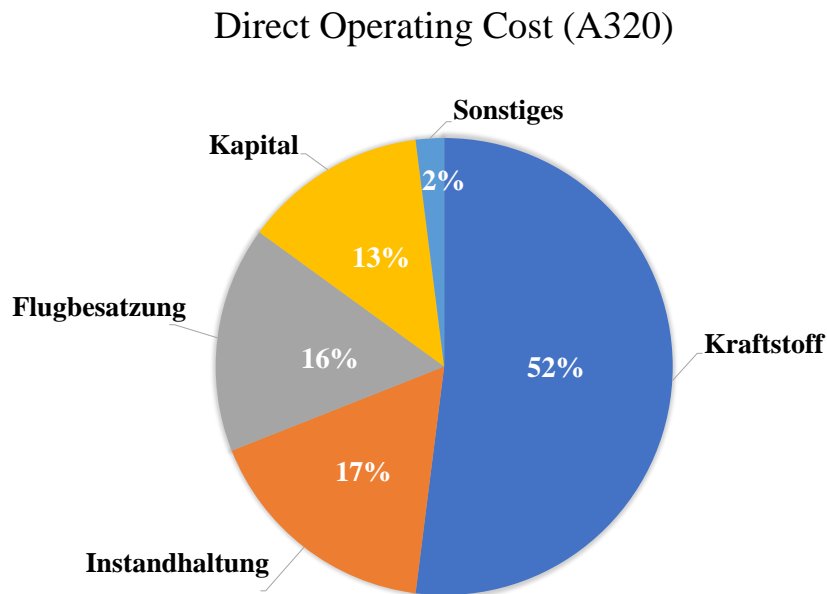
## 2.2 Bewertungsmetriken der Instandhaltung

Das Ziel der Instandhaltungsanalyse dieser Arbeit ist eine Prognose der entstehenden Materialkosten aufgrund von unvermeidbarer physikalischer Degradation der Komponenten. Um die Ergebnisse hinsichtlich der Gesamtbetriebskosten von Verkehrsflugzeugen einzuordnen, wird in diesem Abschnitt zunächst die Zusammensetzung der Betriebskosten vorgestellt. Anschließend werden Metriken für die Zuverlässigkeitsbewertung der Komponenten vorgestellt, die als Fundament für die Methodik der Analyse dienen.

### 2.2.1 Kostengetriebene Instandhaltungsindikatoren

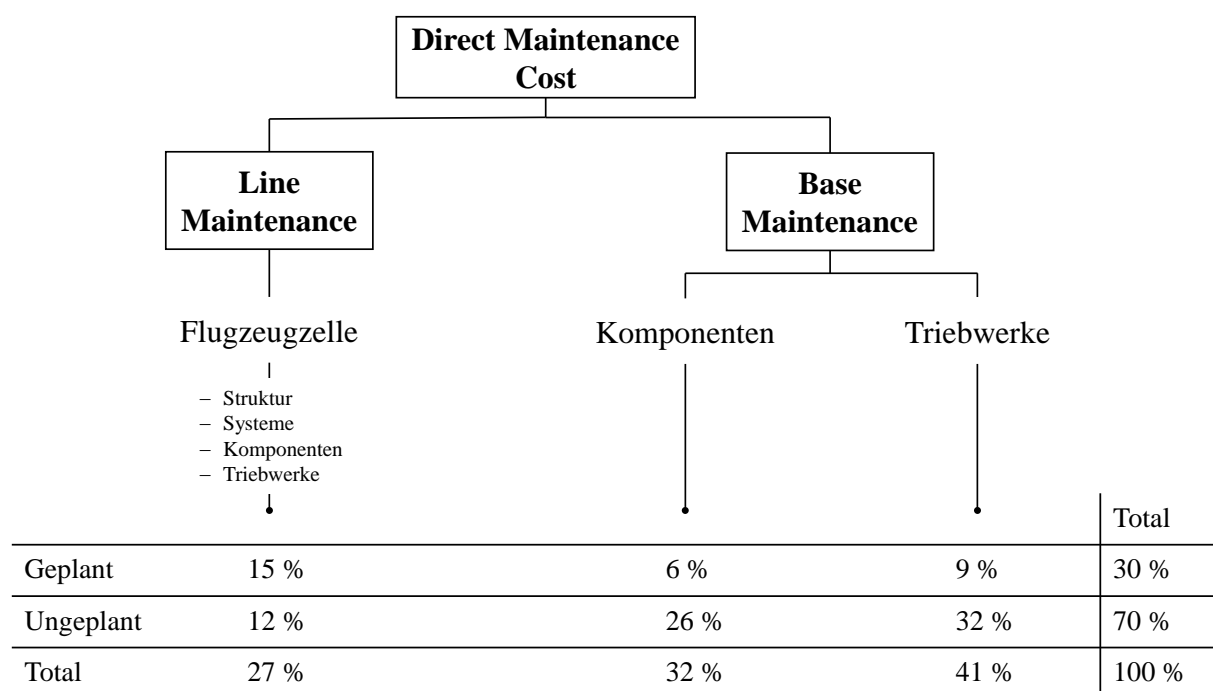
Die Gesamtbetriebskosten oder Total Operating Cost (TOC) gehen aus der operationalen Nutzung des Flugzeugs hervor und lassen sich üblicherweise in direkte Betriebskosten, Direct Operating Cost (DOC), und indirekte Betriebskosten, Indirect Operating Cost (IOC), untergliedern [74]. Dabei werden die DOC direkt von der Auslegung und den Leistungsparametern des Flugzeugs bestimmt und können somit durch technologische Entwurfsentscheidungen beeinflusst werden. Typischerweise setzen sich die DOC aus den folgenden Kostentreibern zusammen: Kraftstoff, Instandhaltung, Flugbesatzung, Kapital und Gebühren (Navigation und Flughafen). Die genaue Kenntnis der DOC eines Flugzeugtyps hat große Relevanz, da in der Luftfahrt traditionell die Effizienzbewertung eines Flugzeugs auf Basis dieser Kosten durchgeführt wird [74]. IOC hingegen sind vom Flugzeugtyp unabhängig und weisen starke betreiberspezifische und regionale Abhängigkeiten auf. Zu ihnen gehören beispielsweise Kosten, die aus der Bodenabfertigung, Verwaltung oder Passagierabfertigung hervorgehen.

Die durchschnittlichen Gesamtbetriebskosten bei einem Airbus A320 liegen bei einer angenommenen Auslastung von 450 jährlichen Flugstunden im Bereich zwischen 7600-8800 € pro Flugstunde [106]. Da viele A320 eine höhere jährliche Auslastung aufweisen, können die tatsächlichen Operationskosten bei einigen Airlines deutlich darunter liegen [71]. Eine prozentuale Aufteilung der DOC eines A320 ist in Abbildung 2.3 dargestellt. Hierbei ist zu erkennen, dass die Instandhaltungskosten mit ca. 17% einen nicht zu vernachlässigenden Kostentreiber darstellen. Neben dem direkten Einfluss, hat die Instandhaltung außerdem einen großen indirekten Einfluss auf die Effizienz der Flugzeugoperation. Aufgrund von geplanten und ungeplanten Instandhaltungsaktivitäten und den daraus resultierenden Standzeiten wird die Verfügbarkeit eines Flugzeugs beeinträchtigt. Zusätzlich können durch Instandhaltungstätigkeiten während des Turnarounds Verspätungen entstehen. Daher ist eine zuverlässige Prognose der durch die Instandhaltung hervorgerufenen Kosten unabdingbar, um schon im Entwurfsprozess eine Effizienzbewertung der Flugzeugkonfiguration tätigen zu können. Vor allem bei neuartigen oder unkonventionellen Konfigurationen, wie im Falle eines elektrischen Antriebsstrangs, sollte die Instandhaltung so früh wie möglich im Entwurfsprozess berücksichtigt und die Ergebnisse mit Daten konventioneller Konfigurationen verglichen werden.



**Abbildung 2.3** Prozentuale Aufschlüsselung der DOC eines A320, Stand 2014, gerundet auf ganze Zahlen [74].

Analog zu den Betriebskosten eines Flugzeugs, lassen sich Instandhaltungskosten in direkte und indirekte Kosten, also Direct Maintenance Cost (DMC) und Indirect Maintenance Cost (IMC), aufteilen. Während sich die DMC aus Arbeits- und Materialkosten zusammensetzen, die sich direkt aus der Instandhaltung eines Flugzeugs oder der dazugehörigen Ausrüstung ergeben, werden IMC hauptsächlich durch das Management der Airlines beeinflusst [155]. Da DMC direkt von den Entwurfsparametern des Flugzeugs abhängen, bilden sie für die Instandhaltungsanalyse in dieser Arbeit den Fokus. Aufgrund der noch nicht vorhandenen Erfahrung in den Abläufen und Umfängen der Instandhaltung eines elektrischen Antriebsstrangs berücksichtigt diese Analyse die Materialkosten, die sich aus einer notwendigen Reparatur oder aus einem Austausch der einzelnen Komponenten ergeben. Dabei sind Arbeitskosten, Kosten durch den Einsatz von Verbrauchsmaterialien oder Werkzeugkosten nicht Teil der Analyse. Bei diesen Kosten lässt die Datengrundlage eine aussagekräftige Abschätzung für neuartige Komponenten und Systeme aktuell noch nicht zu. Für eine umfangreichere Bewertung müssen jedoch alle Lebenszykluskosten berücksichtigt werden. Eine typische Aufteilung der DMC in Kosten aufgrund LM und BM sowie aufgrund geplanter und ungeplanter Instandsetzung, ist in Abbildung 2.4 dargestellt.



**Abbildung 2.4** Typische prozentuale Verteilung der DMC. Grafik erstellt in Anlehnung an Scholz [128].

## 2.2.2 Metriken für die Zuverlässigkeitsbewertung von Komponenten

Ein Faktor, der die Instandhaltungsintervalle in der Luftfahrt auf Komponenten- oder Systemebene maßgeblich bestimmt, ist die Zuverlässigkeit. Die Zuverlässigkeit einer Komponente oder Einheit kann definiert werden als Fähigkeit, eine geforderte Funktion unter gegebenen Bedingungen für eine gegebene Zeitspanne zu erfüllen [50]. Ist die Zuverlässigkeit nicht mehr gegeben, muss das System durch eine Reparatur oder einen Austausch mit einem neuen Bauteil in einen Zustand gebracht werden, in dem die erforderliche Funktion wieder gewährleistet werden kann. In diesem Abschnitt wird erläutert, durch welche Ereignisse der Austausch oder die Reparatur einer Komponente hervorgerufen wird. Zudem werden die wichtigsten Kenngrößen für die Bewertung der Zuverlässigkeit einer Komponente vorgestellt.

Das erste Ereignis, das die Zuverlässigkeit einer Komponente maßgeblich bestimmt, ist der Ausfall. Nach einem Ausfall befindet sich die Komponente in einem Fehlerzustand, in dem die geforderte Funktion auf Komponenten- oder Systemebene nicht mehr gewährleistet werden kann [50]. Die Häufigkeit dieses Ereignisses kann durch statistische Kenngrößen klassifiziert werden, die zusätzlich als Messgrößen für die Zuverlässigkeit einer Komponente oder eines Systems Verwendung finden. In der Luftfahrt ist vor allem die Ausfallrate als Kenngröße weit verbreitet. Sie gibt die durchschnittliche Anzahl der Ausfälle an, die bei einem System in einem bestimmten Zeitraum zu erwarten sind

und ist als Ausfall pro Zeitspanne definiert. Im Allgemeinen existieren verschiedene Methoden, um für eine Komponente oder ein System eine Ausfallrate zu bestimmen. Im Folgenden werden drei grundlegende Methoden vorgestellt.

1. **Empirischer Ansatz:** Beim empirischen Ansatz stützt sich die Bestimmung auf statistische Werte aus dem realen Betrieb einer Komponente. Dabei kann die Ausfallrate berechnet werden, indem die Anzahl der Ausfälle der Komponente mit der Gesamtbetriebszeit ins Verhältnis gesetzt wird. Ist die zu berechnende Komponente bereits über einen längeren Zeitraum im Nutzungseinsatz, können dabei konkrete gemessene Ausfalldaten herangezogen werden. Handelt es sich um eine Komponente, die sich noch nicht über einen längeren Zeitraum in Operation befindet, können Erfahrungswerte von vergleichbaren Komponenten unter vergleichbaren Operationsbedingungen auf den eigenen Anwendungsbereich projiziert werden.
2. **Experimenteller Ansatz:** Der experimentelle Ansatz ist vor allem für neuartige oder unkonventionelle Komponenten relevant, die sich noch vor ihrem Operationseinsatz befinden und für die nur wenige vergleichbare Erfahrungswerte existieren. Dabei können durch Lebensdauertests über einen längeren Zeitraum oder durch beschleunigte Alterungstest in einer kontrollierten Laborumgebung Operationsbedingungen und Belastungszyklen simuliert werden. Das zu beobachtende Ausfall- oder Degradationsverhalten kann anschließend als Grundlage für die Bestimmung der Ausfallrate verwendet werden.
3. **Analytischer Ansatz:** Der analytische Ansatz eignet sich für neuartige oder unkonventionelle Komponenten, wenn die Möglichkeiten, experimentelle Lebensdauertests durchzuführen, nicht gegeben sind. Dabei kommen analytische Modelle zum Einsatz, die auf empirischen oder physikalischen Erkenntnissen basieren und das Degradations- und Ausfallverhalten von Komponenten simulieren und vorhersagen.

Viele Komponenten haben kein lineares, sondern ein komplexeres Ausfallverhalten, das sich aus einer Kombination aus verschiedenen Degradationsmechanismen ergibt. Im Allgemeinen ist die Ausfallrate ( $\lambda$ ) von der Zeit ( $t$ ) abhängig und dabei zeitlich nicht konstant [90]. So werden die Ausfallraten für Komponenten der Leistungselektronik typischerweise mit sogenannten Badewannenkurven bestehend aus drei Abschnitten beschrieben [129]. Dabei ist der erste Abschnitt durch frühe Ausfälle, der zweite Abschnitt durch eine geringe Ausfallrate und gute Nutzungsdauer und der dritte Abschnitt durch eine aufgrund Degradation erhöhte Ausfallrate geprägt. Während der Nutzungsphase ist die Ausfallrate vor allem durch zufällige Ereignisse, wie Durchbrennen aufgrund kosmischer Strahlung, Überstrom oder Überhitzung, getrieben [42]. Unter bestimmten Voraussetzungen kann jedoch die Annahme einer konstanten Ausfallrate getroffen werden. In der vorliegenden Arbeit wird die Zuverlässigkeit der Flugzeugkomponenten auf Flottenebene betrachtet. Dieser Betrachtungsfokus setzt sich also sowohl aus neuen Flugzeugen, die am Anfang ihrer Nutzungszeit stehen, als auch aus Flugzeugen mit vielen absolvierten Flugstunden zusammen. Obwohl sich die Ausfallrate während

der Nutzungsdauer bei einigen Komponenten nicht konstant verhält, gleichen sich bei Berücksichtigung der gesamten Flotte die Effekte neuerer und älterer Komponenten aus [90]. Dabei liegt einer konstanten Ausfallrate die Annahme einer exponentiellen Ausfallverteilung zugrunde. Aufgrund der Flottenbetrachtung ist im Rahmen dieser Arbeit die Annahme einer konstanten Ausfallrate valide, die durch Gleichung 2.1 beschrieben wird.

$$\lambda(t) = \text{const.} = \lambda \quad (2.1)$$

Die Zuverlässigkeit einer Systemeinheit, bestehend aus mehreren Komponenten, kann aus einer Kombination der Ausfallraten der jeweiligen Einzelkomponenten abgeleitet werden. Dabei richtet sich laut Birolini die genaue Berechnungsmethode der Ausfallrate nach der Frage, welche Einzelelemente für die Erfüllung der geforderten Funktion notwendig sind und welche ohne Funktionsbeeinträchtigung ausfallen können [29]. Für die Berechnung können die für die Funktion notwendigen Elemente in Serienschaltung und die unkritischen oder redundanten Elemente in Parallelschaltung betrachtet werden. Die Ausfallrate eines Systems, bestehend aus mehreren seriellen ( $\lambda_S$ ) bzw. parallelen ( $\lambda_P$ ) Einzelelementen, berechnet sich dann nach Birolini mit den Gleichungen 2.2 und 2.3. Besteht ein System sowohl aus kritischen als auch aus unkritischen Elementen, so muss seine Ausfallrate als Kombination von Serien- und Parallelschaltungen der Einzelelemente berechnet werden.

$$\lambda_S = \sum_{i=1}^n \lambda_i \quad (2.2)$$

$$\lambda_P = \frac{\prod_{i=1}^n \lambda_i}{\sum_{i=1}^n \lambda_i} \quad (2.3)$$

Neben der Ausfallrate sind zusätzliche Kenngrößen für die Bewertung der Zuverlässigkeit eines Systems verbreitet, die sich teilweise von der Ausfallrate ableiten lassen und im Folgenden erläutert werden.

**Mean Time Between Failure (MTBF):** Die mittlere Ausfallabstandszeit ( $t_{\text{MTBF}}$ ) wird mit Gleichung 2.4 berechnet, indem die gesamten Flugstunden einer Einheit ( $t_{\text{FH}}$ ) durch die Anzahl der in diesem Zeitraum aufgetretenen Ausfälle ( $n_{\text{F}}$ ) geteilt wird. Wird die Ausfallrate als konstant angenommen, so beschreibt der MTBF-Wert den Mittelwert der exponentiellen Ausfallverteilung [90]. Dann ergibt sich die mittlere Ausfallabstandszeit aus dem Kehrwert der Ausfallrate und kann mit Gleichung 2.5 berechnet werden. Der MTBF-Wert bezieht sich auf reparierbare Komponenten.

$$t_{\text{MTBF}} = \frac{t_{\text{FH}}}{n_{\text{F}}} \quad (2.4)$$

$$t_{\text{MTBF}} = \frac{1}{\lambda} \quad \text{für } \lambda(t) = \text{const.} \quad (2.5)$$

**Mean Time To Failure (MTTF):** Die mittlere Ausfallabstandszeit MTTF ist gleichwertig mit dem MTBF-Wert, bezieht sich jedoch auf nicht-reparierbare Bauteile [90].

**Mean Time Between Removal (MTBR):** Die mittlere Einbauzeit zwischen zwei geplanten oder ungeplanten Ausbauten. Mit dem MTBR-Wert werden also alle Ausbaursachen abgedeckt.

**Mean Time Between Unscheduled Removal (MTBUR):** Die mittlere Zeitdauer zwischen zwei ungeplanten Ausbauten. Der Ausbau kann beispielsweise aufgrund einer Störungsmeldung erfolgen, die jedoch im Allgemeinen auch Potential für Fehlalarme birgt. Im Gegensatz zum MTBF-Wert wird hier also nicht berücksichtigt, ob bei der Komponente tatsächlich ein Ausfall festgestellt wurde, oder ob sie ohne Reparatur oder Austausch wieder zum Einsatz kam [74].

Im Allgemeinen ist die Ausfallrate in der Luftfahrt stark verbreitet, um die Zuverlässigkeit eines Systems zu bewerten. Dies liegt unter anderem daran, dass viele Sicherheitsanforderungen in Luftfahrtvorschriften in Form von Ausfallraten ausgedrückt werden. So wird beispielsweise oft eine maximale Ausfallrate für verschiedene Fehlerbedingungen und verschiedene Flugzeugkategorien gefordert [65]. In dieser Arbeit dient daher in den meisten Fällen die Ausfallrate bzw. der entsprechende MTBF-Wert als Grundlage, um die Häufigkeit eines ausfallbedingten Austauschs oder einer Reparatur einer Komponente abzuschätzen. Für die Abschätzung der durchschnittlichen Materialkosten aufgrund Instandhaltungstätigkeiten wird dieser Ansatz als geeignet angesehen. Für die Ableitung von Intervallen für ein Instandhaltungsprogramm wird die Eignung der Ausfallrate in der Literatur jedoch unterschiedlich bewertet und ist umstritten [90][102]. In den wenigsten Fällen lässt sich zu jeder Komponente ein eindeutiger Wert zuweisen, da die zu bestimmende Ausfallrate je nach Methodik stark von den spezifischen Testbedingungen, Verwendungszwecken und zusätzlichen Parametern abhängt. Im Allgemeinen sind zudem keine Rahmenbedingungen für die Ermittlung von Ausfallraten oder MTBF-Werten vorgeschrieben [90].

Neben dem Ereignis des Ausfalls kann zusätzlich das Erreichen des Endes der Nutzungsdauer (*End of Useful Life*) zu einem instandhaltungsbedingten Austausch führen. Dieses Ereignis ist vor allem für Komponenten relevant, bei denen ein bestimmtes Leistungsniveau für die Erfüllung des spezifischen Nutzungsprofils erforderlich ist, deren Leistungsfähigkeit aber während der Nutzung durch physikalische Degradation und Alterung abnimmt. Ist dieser Leistungsabfall stark ausgeprägt, kommt es noch vor dem eigentlichen Ausfall der Komponente zum Erreichen des Endes der Nutzungsdauer. Die Komponenten können in diesen Fällen zwar noch ihre grundlegende Funktion erfüllen, ihre Leistung reicht jedoch nicht mehr dafür aus, um die spezifischen Missionsanforderungen zu erfüllen. Typische Komponenten, die je nach Belastung und Einsatzszenario solch ein Verhalten aufweisen, sind zum Beispiel Batterien. In der

Flugzeuginstandhaltung wird diese Art von Komponenten häufig als LLP klassifiziert (siehe Abschnitt 2.1).

In vielen Fällen können Ausfälle und das Erreichen des Endes der Nutzungsdauer auf einen natürlichen Abbau und Verschleiß der Komponenten zurückgeführt werden. Diese Degradation entspricht einer schädlichen Änderung des physikalischen Zustands einer Komponente aufgrund Zeitfaktoren, Belastungen während der Nutzung oder externer Ursachen [50]. Werden keine korrektiven Gegenmaßnahmen getroffen, führt die Degradation im Allgemeinen zu einer Abnahme der Leistungsfähigkeit und schließlich zum Ausfall einer Komponente oder eines Systems. Aus diesem Grund lassen sich anhand der Degradationscharakteristik einzelner Komponenten Aussagen über deren Ausfallverhalten tätigen. Die Betrachtung von Ausfällen und die zugrundeliegende Degradationscharakteristik ist in unterschiedlichen Detailgraden möglich. Diese Detailgrade sind hilfreich um einen Ausfall zu klassifizieren. In dieser Arbeit wird sich auf eine mögliche Klassifizierung nach Birolini bezogen, bei der ein Ausfall neben der Häufigkeit nach Ursache, Mechanismus, Modus und Wirkung klassifiziert werden kann [29]. Die genannten Begrifflichkeiten werden im Folgenden erläutert.

**Ursache:** Die Ursachen von Ausfällen können entweder intrinsischen (zB. Schwächung oder Abnutzung der Komponente) oder extrinsischen Ursprungs (z.B. fehlerhafte oder missbräuchliche Nutzung der Komponente) sein [29].

**Mechanismus:** Ausfall- oder Degradationsmechanismen beziehen sich auf den physikalischen oder chemischen Prozess, auf den der Fehler zurückzuführen ist [29]. Unter den hier aufgelisteten Klassifizierungen, besitzt der Ausfallmechanismus den größten Detailgrad, ist aber in den meisten Fällen schwierig zu identifizieren.

**Modus:** Der Modus ist die bei einem Ausfall zu beobachtende lokale Auswirkung der Degradation oder des Ausfalls.

**Wirkung:** Die Auswirkungen oder Folgen eines Ausfalls können sowohl auf Komponentenebene als auch auf Systemebene festgestellt werden.

## 2.3 Elektrische Antriebsarchitekturen für Flugzeuge

Um die Emissionen von Passagierflugzeugen zu verringern, wurden in der Vergangenheit große Aufwände dafür verwendet, die Leistungsfähigkeit und Effizienz der konventionellen Triebwerke zu verbessern. Zum heutigen Zeitpunkt ist das Potential dieser Verbesserungen stark ausgereizt und es werden nur noch verhältnismäßig geringe Effizienzsteigerungen der konventionellen Antriebe erwartet [113]. Um ehrgeizige Nachhaltigkeitsziele in der Luftfahrt zu erreichen, besitzen elektrische Antriebsstränge großes Potential. Dabei wird die benötigte Energie ganz oder teilweise durch elektrische Motoren bereitgestellt. Für die Speicherung der elektrischen Energie, kommen dabei typischerweise elektrochemische Speichersysteme zum Einsatz, in dieser Arbeit in Form einer wiederaufladbaren Batterie. Für die Umsetzung eines elektrischen Antriebsstrangs existieren unterschiedliche Grundarchitekturen, die im Folgenden vorgestellt werden und deren grober Funktionsaufbau in Abbildung 2.5 verdeutlicht ist. Alle genannten Konzepte profitieren von der hohen Effizienz bei der Umwandlung von elektrischer in mechanische Energie und von der Reduktion von Emissionen während des Flugs.

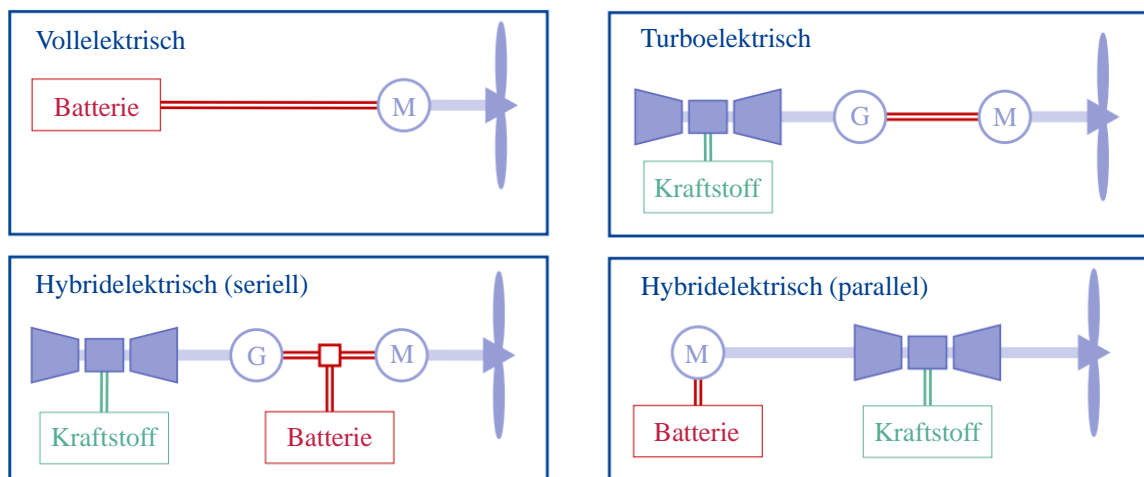
**Vollelektrische Architektur:** Im Falle eines vollelektrischen Antriebs wird der gesamte Energiebedarf über elektrische Motoren bereitgestellt, wodurch die Verbrennung von Kerosin durch konventionelle Antriebe vollständig entfällt. Die größten Vorteile dieser Architektur liegen dabei in der hohen erzielbaren Gesamteffizienz von über 90% [17] und in der Vermeidung direkter Emissionen während des Flugs. Aufgrund des hohen Energiebedarfs und der daraus resultierenden hohen Masse des Batteriesystems ist diese Antriebsarchitektur vor allem für kleinere Flugzeuge geeignet.

**Turboelektrische Architektur:** Bei einem turboelektrischen Antrieb liefert eine konventionelle Gasturbine über einen Generator Energie für einen elektrischen Antriebsmotor. Dabei sollen die Verbrennungsmotoren in der Nähe des optimalen Wirkungsgrads arbeiten [17].

**Hybridelektrische Architektur:** Bei einem hybridelektrischen Antrieb kommen sowohl elektrische Motoren als auch konventionelle Gasturbinen zum Einsatz, wobei als zusätzliche Energiequelle eine Batterie inkludiert ist. Im Allgemeinen können hybridelektrische Antriebsstränge als serielle oder parallele Architektur ausgelegt werden. Bei der seriellen Anordnung liefert die Gasturbine keine direkte mechanische Antriebsenergie, sondern treibt über einen Generator in Kombination mit dem Batteriesystem den elektrischen Antriebsmotor an. Durch diese funktionale Entkopplung kann die Gasturbine in ihrem Operationsoptimum betrieben werden [17]. Bei der parallelen Anordnung treiben der elektrische Motor und die Gasturbine eine gemeinsame Antriebswelle an. Dabei wird der elektrische Motor über eine Batterie betrieben. Um die Betriebsbereiche zu optimieren, kann zwischen den Motoren ein Getriebe zum Einsatz kommen. Die Konventionellen und elektrischen Antriebe können sowohl gleichzeitig als auch getrennt voneinander betrieben werden. So kann beispielsweise der elektrische Motor in Flugsegmenten mit besonders hohen Leistungsanforderungen (typischerweise beim Start) dazugeschaltet werden, während ein konventioneller Antrieb für den



Reiseflug optimiert ist. Neben diesen beiden hybridelektrischen Grundarchitekturen ist auch eine Kombination aus seriell und parallelem Antrieb möglich. So kann beispielsweise ein konventionelles Triebwerk Antriebsenergie leisten und gleichzeitig über einen Generator in Kombination mit einer Batterie Energie für einen elektrischen Antriebsmotor bereitstellen. In der Literatur finden sich hierfür viele verschiedene Konzepte, an dieser Stelle soll als Referenz auf die Arbeiten von Pornet [113] und Moebis et al. [103] verwiesen werden. Da bei einem hybridelektrischen Antrieb die Batterie Teile des Energiebedarfs bereitstellt, können der Kerosinverbrauch und die entstehenden Emissionen des Verbrennungsmotors reduziert werden. Im Vergleich zu einem konventionellem Antriebssystem muss die durch die zusätzlichen elektrischen Komponenten erhöhte Systemmasse stets gegenüber der erhöhten Antriebseffizienz abgewogen werden [113].



**Abbildung 2.5** Funktionsaufbau der Grundarchitekturen elektrischer Antriebsstränge [142].

Neben den verschiedenen Antriebsarchitekturen unterscheiden sich elektrische Antriebslayouts in ihrer Auslegung vor allem hinsichtlich des jeweiligen prozentualen Leistungsanteils des elektrischen und konventionellen Antriebs. Um diesen entscheidenden Auslegungsfaktor zu charakterisieren, werden in der Literatur typischerweise Hybridisierungsgrade verwendet. Dabei existieren verschiedene Faktoren, deren Eignung von der spezifischen Antriebsarchitektur abhängen und in der Arbeit von Moebis et al. aufgelistet sind [103]. Im Rahmen der vorliegenden Arbeit soll der Hybridisierungsgrad der Leistung verwendet werden ( $H_P$ ), der als Verhältnis der Antriebsleistung des elektrischen Motors ( $P_{el}$ ) zu der gesamten installierten Antriebsleistung ( $P_{tot}$ ) definiert ist und sich nach Gleichung 2.6 berechnet.

$$H_P = \frac{P_{el}}{P_{tot}} \quad (2.6)$$

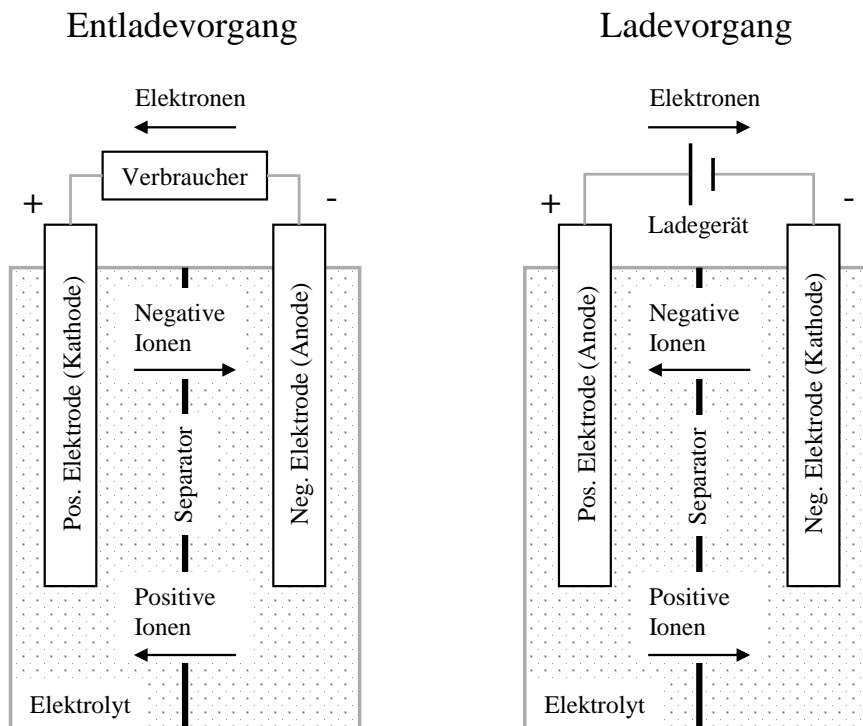
Dieser Hybridisierungsgrad kann auch verwendet werden, um die Grundarchitektur des Antriebssystems zu charakterisieren. So beschreibt  $H_P = 0$  ein konventionelles Antriebssystem und  $H_P = 1$  eine vollelektrische, turboelektrische oder hybridelektrische Konfiguration, bei der die gesamte Antriebsmasse von einem elektrischen Motor bereitgestellt wird. Der Hybridisierungsgrad der Leistung berücksichtigt bei einer seriellen hybridelektrischen Anordnung also nicht, wie viel der elektrischen Leistung durch die Batterie beziehungsweise durch den Generator der Gasturbine bereitgestellt wird. Ein paralleler hybridelektrischer Antrieb, bei dem der elektrische Motor und die konventionelle Gasturbine jeweils 50% der Antriebsleistung bereitstellen, wird beispielsweise durch einen Hybridisierungsfaktor von  $H_P = 0,5$  charakterisiert. Da je nach Flugsegment eine andere prozentuale Leistungsaufteilung vorteilhaft ist, kann der Hybridisierungsgrad im Allgemeinen zwischen den Missionsabschnitten variieren.

## 2.4 Einführung in die Batterietechnologie

Für den Energiespeicher eines elektrischen Flugzeugantriebssystems werden in der Literatur verschiedene elektrochemische Konzepte diskutiert [22][37]. Neben einer auf Wasserstoff basierten Brennstoffzelle besitzt vor allem eine wiederaufladbare Batterie großes Potential. In diesem Abschnitt werden zunächst das grundlegende Wirkungsprinzip der Batterie und ihr grober Aufbau inklusive der Hauptkomponenten erläutert. Anschließend werden die drei Batteriearten, die sich aktuell am ehesten für den Einsatz in einem elektrisch angetriebenen Flugzeug eignen, miteinander verglichen. Am Ende des Abschnitts werden die wichtigsten Batterieparameter vorgestellt, die als Grundlage für die spätere Auslegung des Batteriesystems dienen.

Bei einer Batterie handelt es sich sowohl um einen Energiespeicher als auch um einen Energiewandler. Dabei wird chemische Energie gespeichert, die anschließend in elektrische Energie umgewandelt und von einem Verbraucher genutzt werden kann (Entladung). Dieser Prozess ist bei einer wiederaufladbaren Batterie reversibel (Ladung). Die Batterie besteht im Wesentlichen aus zwei Elektroden, die von einem Elektrolyt umschlossen und durch einen Separator getrennt sind. Die Elektroden bestehen aus zwei verschiedenen leitfähigen Metallen und sind für die Zu- bzw. Abführung von Elektronen zuständig. Während des Batteriebetriebs fungieren die Elektroden als Pole, zwischen denen aufgrund eines elektrischen Ladungsunterschieds eine Spannungsdifferenz herrscht. Der Elektrolyt gewährleistet den Austausch elektrisch geladener Teilchen (Ionen) zwischen den Elektroden und somit den Stromfluss. Der Separator ist für die Ionen durchlässig und verhindert durch die Trennung der beiden Elektroden einen Kurzschluss. Werden die beiden Pole elektrisch miteinander verbunden, so findet ein chemischer Prozess, die sogenannte Elektrolyse, statt. Dabei fließen innerhalb der Batterie die Ionen durch den Elektrolyten und im äußeren Stromkreis die Elektronen vom Minus- zum Pluspol der Batterie. Die Ladungsdifferenz der Pole wird dadurch ausgeglichen und die Batterie entlädt sich. Beim Ladevorgang der Batterie wird dieser Prozess umgekehrt.

Basierend auf ihrer jeweiligen Rolle beim Entladeprozess werden die Elektroden in vielen Anwendungsbereichen konstant als Anode und Kathode bezeichnet. Typischerweise wird diese Bezeichnung anschließend auch für den Ladeprozess beibehalten. Da während des Lade- und Entladevorgangs beide Elektroden sowohl die Rolle einer Anode als auch die Rolle einer Kathode einnehmen, bietet sich eine Bezeichnung an, die sich am relativen Elektrodenpotential (bzw. der Spannungsrichtung) orientiert [54]. Daher werden in dieser Arbeit die Elektrode mit dem höheren Potential als positive und die Elektrode mit dem niedrigeren Potential als negative Elektrode bezeichnet. Während des Entladevorgangs nimmt die positive Elektrode die Rolle der Kathode und die negative Elektrode die Rolle der Anode ein. Beim Ladevorgang ist diese Rollenverteilung umgekehrt. Die positive Elektrode hat jedoch bei beiden Prozessen ein höheres Potential als die negative Elektrode. Abbildung 2.6 verdeutlicht den Grundaufbau der Batterie und das schematische Wirkungsprinzip während des Lade- und Entladevorgangs.



**Abbildung 2.6** Grundaufbau der Batterie mit den wesentlichen Komponenten und dem Wirkprinzip während des Entlade- und Ladevorgangs. Eigene Abbildung, orientiert an Farag [57].

Für Batterietypen können verschiedene Materialien verwendet werden, die sich vor allem in ihrer Energiedichte unterscheiden und hinsichtlich ihrer Eignung für die vorliegende Analyse Vor- und Nachteile besitzen. Für den Einsatz in einem Flugzeug werden bei Batterien vor allem eine hohe Energie und eine geringe Masse angestrebt. Der Wert für die gravimetrische Energiedichte setzt dabei die Energie im Verhältnis zu der Masse und ist einer der wichtigsten Faktoren für die Bewertung der Batterieeignung in der Luftfahrt. Neben einer hohen Energiedichte werden für den Einsatz in einem Flugzeug zusätzlich hohe Sicherheitsanforderungen und eine lange Nutzungsdauer gefordert. Nachfolgend sollen drei verschiedene Batterietypen vorgestellt werden, die sich potentiell für den Einsatz in einem elektrischen Antriebsstrang eines Flugzeugs eignen. Davon wird anschließend ein Batterietyp für die Analyse in der vorliegenden Arbeit ausgewählt.

In den meisten Anwendungsbereichen kommen aktuell Lithium-Ionen-Batterien (LIB) zum Einsatz [156], bei denen alle reaktiven Materialien Lithiumionen enthalten. Sie zeichnen sich durch eine relativ hohe Energiedichte, eine gute Lagerfähigkeit, ein geringes Selbstentladungsverhalten und einen vernachlässigbaren Memory-Effekt aus [46]. Allerdings ist aufgrund ihres bereits hohen technologischen Reifegrads ein baldiges Erreichen der theoretischen Grenze der Energiedichte zu erwarten. So geht eine Studie davon aus, dass der Reifegrad der LIB bis zum Jahr 2035 vollständig ausgeschöpft sein wird und sich die Energiedichte auf Packebene zwischen 250 und 350 Wh/kg bewegen

wird [160]. Hierbei muss angemerkt werden, dass die Energiedichte auf Packebene stets schlechter ist als auf Zellebene, da dabei die Massen aller Komponenten des Batteriesystems berücksichtigt werden. Andere Studien stellen optimistischere Prognosen auf, mit einem technologischem Limit auf Zellebene von bis zu 500 Wh/kg [123][65]. Selbst unter Berücksichtigung dieser optimistischen Prognosen resultiert ein vollelektrisches Flugzeug in der Größenklasse eines A320 in einer sehr hohen Batteriemasse.

In der Literatur werden daher neuartige Batteriesysteme mit einer deutlich höheren gravimetrischen Energiedichte für den Einsatz in einem elektrisch angetriebenen Flugzeug diskutiert [121][143]. Dabei werden vor allem Lithium-Luft-Batterien (LLB), bei denen die Umgebungsluft als Oxidator fungiert, und Lithium-Schwefel-Batterien (LSB), bei denen eine schwefelreiche Elektrode verwendet wird, als vielversprechend angesehen. So besitzen LLBs in der Theorie eine um ca. 10- bis 20-fach höhere spezifische Energie als herkömmliche LIBs und würden sich somit an die Energiedichte von Kraftstoffen für konventionelle Verbrennungsmotoren annähern [67]. LSBs besitzen mit einer maximalen theoretischen Energiedichte von 2500 Wh/kg ein ähnlich großes Potential [160]. An beiden Batterietypen wird bereits seit Jahrzehnten geforscht, sie sind allerdings bisher nicht über den Stand der Laborforschung hinweggekommen und besitzen noch einige ungelöste technische Herausforderungen. So weisen sie aktuell im Vergleich zu LIBs eine geringere zyklische Nutzungsdauer und Problematiken bei der Betriebssicherheit auf [68]. Zusätzlich verhindert der aktuell niedrige Wirkungsgrad eine praktische Anwendung [160].

Wenn die beiden neuartigen Batterietypen einen technologischen Reifegrad erreichen, in dem die genannten Herausforderungen überwunden werden können, dann sind sie vor allem aufgrund der geringeren resultierenden Masse des Batteriesystems deutlich besser für den Einsatz in einem elektrisch betriebenen Flugzeug geeignet als konventionelle LIBs. Dabei muss jedoch stets berücksichtigt werden, dass im Allgemeinen chemische Zusammensetzungen mit höheren Energiedichten auch mehr Sicherheitsrisiken während des Betriebs mit sich bringen [116]. Da im aktuellen Forschungsstand noch kaum belastbare Daten für die Performance von LLBs oder LSBs existieren und noch keine Erfahrungswerte für die Abschätzung ihres Degradationsverhaltens vorliegen, wird das Antriebslayout für die Analyse in dieser Arbeit mit konventionellen LIBs ausgelegt.

Ein Batteriesystem zeichnet sich durch einige wichtige Parameter aus, von denen die wichtigsten nachfolgend erläutert werden. Dabei handelt es sich sowohl um Kennwerte für die Klassifizierung der Leistungsfähigkeit einer Batterie als auch um Werte für die Beschreibung des aktuellen Batteriezustands.

**Kapazität [Ah]:** Die Menge an elektrischer Ladung, die die Batterie speichern kann und für den Verbraucher zur Verfügung steht. Die Kapazität gibt an, wie viel Strom eine Batterie im Laufe der Zeit liefern kann und ist einer der beiden wichtigsten Kennwerte einer Batterie, um deren Leistungsfähigkeit zu beurteilen. Die Kapazität kann auch in Form von elektrischer Energie mit der Einheit Wh angegeben werden. Aufgrund Degradationseffekten nimmt die Kapazität einer Batterie im Laufe der Zeit ab.

**Leistung [W]:** Die maximale Leistung, die die Batterie während des Betriebs dem Verbraucher zur Verfügung stellen kann. Unter der Leistung versteht man die Fähigkeit, eine bestimmte Energiemenge pro Zeit zu liefern. Im Allgemeinen muss bei der Auslegung einer Batterie zwischen einer hohen Kapazität und einer hohen Leistung abgewogen werden, da eine gleichzeitige Maximierung dieser beiden Kennwerte oft nicht möglich ist [100].

**State Of Charge (SOC) [%]:** Der SOC-Wert gibt den aktuellen Ladegrad der Batterie an und lässt sich durch das Verhältnis aus der aktuell gespeicherten Energiemenge zu der maximalen Batteriekapazität ermitteln. Der SOC-Wert bewegt sich zwischen 100% (Batterie vollständig geladen) und 0% (Batterie vollständig entladen).

**Depth Of Discharge (DOD) [%]:** Der DOD-Wert gibt die Entladetiefe der Batterie an und lässt sich aus dem Verhältnis der während eines Entladezyklus entladenen Energiemenge zu der maximalen Batteriekapazität ermitteln. Oberhalb des Schwellenwertes von 80% DOD wird typischerweise von einer Tiefenentladung gesprochen [100].

**Leerlaufspannung [V]:** Die elektrische Spannung zwischen den Elektroden der Batterie ohne Last. Die Leerlaufspannung variiert mit dem SOC-Wert und sinkt bei dessen Abnahme [100]. Diesen Zusammenhang verdeutlicht die Ruhespannungskurve einer Batterie, bei der die Leerlaufspannung einer Batteriezelle in Abhängigkeit des SOC-Werts aufgetragen ist [93].

**Nennspannung [V]:** Die vom Hersteller angegebene elektrische Spannung der Batteriezelle im Normalbetrieb.

**Innenwiderstand [ $\Omega$ ]:** Der elektrische Widerstand im Inneren der Batterie, der für den Lade- und Entladevorgang unterschiedlich ist und vom SOC-Wert und der Batterietemperatur abhängt [100]. Durch Degradationseffekte nimmt der Innenwiderstand im Laufe der Zeit zu, wodurch der Wirkungsgrad der Batterie sinkt.

**C-Rate [1/h]:** Das Maß für die Entladegeschwindigkeit der Batterie. Dabei wird der Entladestrom ins Verhältnis zu der maximalen Kapazität der Batterie gesetzt [100]. Eine 1C-Rate bedeutet, dass der Entladestrom die gesamte Batterie in 1 Stunde entlädt. Besitzt eine Batterie beispielsweise eine Kapazität von 100 Ah, dann beträgt bei 1C der Entladestrom 100 A.

## 2.5 Degradationscharakteristiken der Komponenten

Die Operationsbedingungen während eines Flugs resultieren im Allgemeinen in einer stark ausgeprägten Degradation. Um die Zuverlässigkeit der Komponenten zu bewerten, ist die Kenntnis über die Degradationscharakteristik von großem Vorteil. Diese Charakteristik und die primären Einflussfaktoren unterscheiden sich dabei zwischen den verschiedenen Komponenten. In diesem Abschnitt soll das Degradationsverhalten beispielhaft für drei Grundkomponenten vorgestellt werden, die in einem elektrischen Antriebsstrang eines Flugzeugs zum Einsatz kommen. Dabei handelt es sich um Batteriezellen, die Komponenten der Leistungselektronik und den elektrischen Antriebsmotor.

### Batteriezellen

Batterien, die in einem elektrischen Flugzeug zum Einsatz kommen, sind durch verschiedene Einflussfaktoren während der Nutzung stark belastet und erfahren eine starke physikalische Degradation. Die Degradationscharakteristik ist dabei von vielen komplexen Mechanismen geprägt, die in Wechselwirkung zueinander stehen. In diesem Abschnitt werden die Grundlagen der Batteriedegradation erläutert.

Bei der Batterie sind im Allgemeinen zwei Degradationsarten von Relevanz, die sich hinsichtlich ihrer dominierenden Einflussfaktoren unterscheiden. Dabei handelt es sich um die kalendarische Degradation, bei der sich die Leistungsfähigkeit der Batteriezelle in Abhängigkeit der Zeit verschlechtert, und um die zyklische Degradation, bei der eine Leistungsabnahme durch wiederholtes Laden und Entladen hervorgerufen wird [44]. Diese beiden Degradationsarten treten während der Nutzung gleichzeitig auf und ergeben überlagert die gesamte Degradationscharakteristik einer Batterie. In den meisten Anwendungsfällen ist der Einfluss der zyklischen Degradation jedoch deutlich dominanter als der Einfluss der kalendarischen Degradation [125]. Aus diesem Grund wird die Nutzungsdauer einer Batterie häufig mit der Anzahl möglicher Ladezyklen angegeben [20]. Mit der Kenntnis des Missionsprofils (Anzahl der Flugstunden pro Flugzyklus) lässt sich diese Nutzungsdauer in Flugstunden transferieren.

In Abschnitt 2.2.2 wurde erläutert, dass die Betrachtung von Ausfällen in unterschiedlichen Detailgraden möglich ist. Neben der Frequenz bzw. Häufigkeit der Ausfälle, eignet sich diese Klassifizierung unter anderem für die Abschätzung der Degradationscharakteristik neuer Komponenten, da hierbei missionspezifische Alterungsmechanismen und ihre Effekte berücksichtigt werden. Im Vergleich zu den weiteren in der vorliegenden Arbeit untersuchten Komponenten, ist die Degradationscharakteristik der Batterie deutlich komplexer und von vielen Faktoren beeinflusst. Um dieser Komplexität gerecht zu werden, wird daher im Folgenden eine grobe Klassifizierung der Ausfälle der Batterie nach der vorgestellten Methode vorgenommen.

Bei der Betrachtung der Ausfallursachen der Batterie finden sich in der Literatur verschiedene dominierende Einflussfaktoren [32][150]. Diese Faktoren können sich sowohl aus den Rahmenbedingungen während des Fluges als auch aus der direkten zyklischen

Belastung ergeben und lassen sich im Allgemeinen in mechanische, elektrische, thermische und Umwelteinflüsse unterteilen.

Bei Betrachtung der Batteriedegradation während des normalen Betriebs werden neben der zyklischen Betriebsbelastung im Allgemeinen die folgenden Einflussfaktoren als relevant angesehen: Temperaturänderungen, Druckänderungen, Änderungen in der relativen Luftfeuchtigkeit, Vibrationen und Strahlungsbelastungen [32][20]. Im abnormalen Betrieb müssen dabei noch Produktionsfehler und mechanischer sowie elektrischer Nutzungsmissbrauch (z.B. interne Kurzschlüsse, Überladungen, übermäßiger Strom oder Tiefenentladungen) berücksichtigt werden [32]. Diese Degradationsursachen im abnormalen Betrieb sind jedoch nicht deterministisch und werden von der Instandhaltungsanalyse in dieser Arbeit nicht abgedeckt (siehe Abschnitt 2.1). In Abschnitt 4.2.3 wird die Sensitivität der Degradationscharakteristik der für die Flugzeugkonfiguration ausgewählten Batteriezelle hinsichtlich der genannten Einflussfaktoren untersucht.

Die genannten Einflussfaktoren bewirken bestimmte physikalische Degradationsmechanismen. Die im Folgenden aufgeführte Einteilung der Degradationscharakteristik der Batterie in deren relevante Hauptmechanismen sowie die jeweiligen Definitionen orientieren sich an Edge et al. [54].

**Wachstum der Feststoff-Elektrolyt-Grenzphase:** Bei dem Kontakt zwischen dem Elektrolyten und der Oberfläche der negativen Elektrode kommt es an der Grenzfläche zu der Zersetzung des Elektrolyts, wobei sich eine Passivierungsschicht bildet. Dabei wird Elektrolytmaterial und aktives Lithium konsumiert, was zur Abnahme der Kapazität und zur Zunahme des Innenwiderstands führt [44]. Zur Bildung der ersten Schicht kommt es bereits beim ersten Batteriezyklus, wodurch die Kapazität der Batterie initial um etwa 10% reduziert wird [54]. Mit zunehmender Alterung der Batteriezelle erhöht sich, vor allem bei hohen Temperaturen und starken Strömen, die Dicke der Schicht [1]. Das Wachstum der Passivierungsschicht wird im Allgemeinen als einer der relevantesten Hauptmechanismen für die Batteriedegradation angesehen [54].

**Lithium-Plating:** Das sogenannte Lithium-Plating bezeichnet den Prozess der Bildung einer Lithiumschicht an der negativen Elektrode während des Ladevorgangs. Dabei wird aktives Lithium konsumiert, das anschließend nicht mehr für den Ladeprozess zur Verfügung steht und somit die Leistungsfähigkeit der Batterie vermindert [54]. Lithium-Plating wird durch langsames und vor allem durch schnelles Laden hervorgerufen und kann zu internem Kurzschluss führen [81]. Um eine Überladung und somit starkes Lithium-Plating zu vermeiden, wird empfohlen, den normalen Betrieb außerhalb einer Reserve von 10-20% der Batteriekapazität zu halten [44]. Die Kombination aus Lithium Plating und dem Wachstum der Passivierungsschicht kann als Verlust von Lithiuminventar bezeichnet werden.

**Strukturelle Änderungen:** Strukturelle Änderungen und Zersetzungen aufgrund unterschiedlicher Prozesse an der positiven Elektrode können zur Kapazitätsreduktion beitragen [54]. Dabei beschleunigen vor allem hohe Temperaturen die Batteriedegradation.



**Partikelbruch:** Partikelbrüche können sowohl an der positiven als auch an der negativen Elektrode auftreten und entstehen, wenn sich das Elektrodenvolumen aufgrund einer hohen Belastung (beispielsweise durch starke Ströme) vergrößert [32]. Zusätzlich können Partikelbrüche bei hohen (oberhalb von ca. 45°C) und niedrigen (unterhalb von ca. 0°C) Temperaturen auftreten [54].

Bei Betrachtung der Degradationsmechanismen, lässt sich festhalten, dass die Batteriedegradation hauptsächlich von den Zuständen der Anode und Kathode abhängt. Die aufgelisteten Mechanismen interagieren miteinander und führen zu weiteren 13 sekundären Mechanismen [54]. In der Literatur existieren unterschiedliche Auflistungen und Einteilungen in Hauptmechanismen der Batteriedegradation. Die in der vorliegenden Arbeit aufgelisteten Mechanismen sollen hierbei eine mögliche Kategorisierung abbilden und als erste Orientierung dienen. Für weitere und detailliertere Kategorisierungen soll hierbei auf die Arbeit von Timilsina et al. verwiesen werden [150]. Alle Mechanismen führen laut Edge et al. zu einem oder mehreren der folgenden Degradationsmodi [54]:

1. Verlust von aktivem Material an beiden Elektroden
2. Verlust von Lithium-Inventar
3. Unausgewogenes Elektrodenverhältnis
4. Impedanzänderungen

Die während der Nutzung direkt zu identifizierbaren Auswirkungen der Degradation sind auf Komponentenebene die Abnahme der Batteriekapazität und die Zunahme des Innenwiderstands der Batterie [54]. Diese Auswirkungen stellen dabei den geringsten Detailgrad der Degradationscharakteristik dar, sind aber in den meisten Fällen einfach zu messen. Zudem stellen sie für die Analyse in Abschnitt 5.2.1 die entscheidenden Kenngrößen dar, um das Ende der Nutzungsdauer der Batterie zu definieren, da sie sich direkt auf Performancewerte auswirken, die für die Durchführung der Flugmission gewährleistet werden müssen. So steht durch die Kapazitätsabnahme weniger Energiespeicher für die Durchführung der Mission zur Verfügung, die jedoch eine spezifische Menge an Energie voraussetzt. Gleichzeitig führt die Widerstandszunahme zu einem Effizienzurückgang und zu höheren Wärmeverlusten, wodurch ab einem gewissen Zeitpunkt die Batterieleistung, die für die Durchführung der Mission erforderlich ist, nicht mehr bereitgestellt werden kann [44].

Laut Edge et al. kann die Degradation der Batterie hinsichtlich der Kapazitätsabnahme in drei Stufen unterteilt werden [54], die im Folgenden aufgelistet sind und deren Verlauf in Abbildung 2.7 exemplarisch dargestellt ist.

1. **Beschleunigte Degradation:** Diese Stufe ist durch einen anfänglich sehr starken aber kurzen Kapazitätsabfall charakterisiert, der vermutlich durch die Formierung der Feststoff-Elektrolyt-Grenzphase hervorgerufen wird [54]. Die Passivierungsschicht sorgt allerdings auch dafür, dass ein weiteres Wachstum der Schicht verlangsamt wird.

2. **Sabilisierte Degradation:** Die Stufe der stabilisierten Degradation ist durch lineare Alterung geprägt [54].
3. **Sättigungsdegradation:** Die finale Stufe der Degradationscharakteristik ist von einer nicht-linearen Alterung geprägt. Die genauen Mechanismen, die zu dem Übergang von Stabilisierung zu Sättigung beitragen, sind aktuell noch weitgehend unerforscht [54].

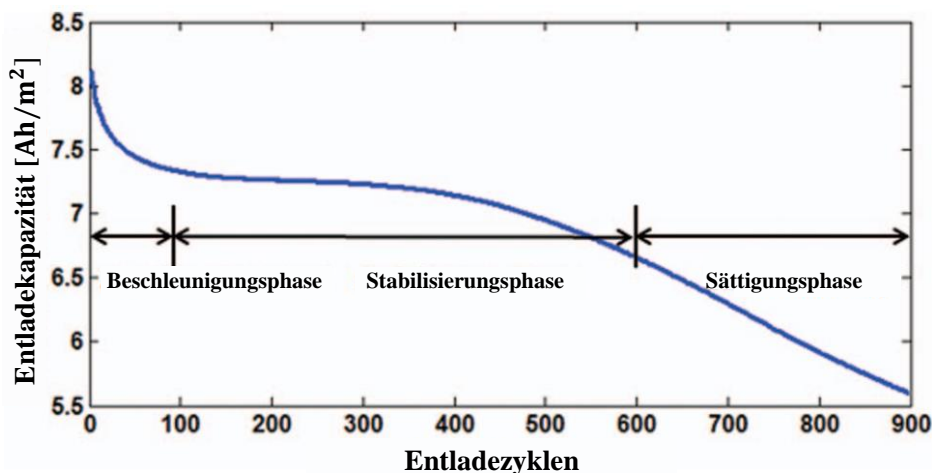


Abbildung 2.7 Stufen der Batteriedegradation hinsichtlich Kapazitätsabfall [95].

## Leistungselektronik

Alle Komponenten der Leistungselektronik basieren auf Halbleiterelementen, daher lässt sich auch das Ausfallverhalten der Komponenten auf diese Elemente zurückführen [156]. Literaturuntersuchungen zeigen, dass die thermische Belastung während des Betriebs der kritischste Einflussfaktor für die Degradation ist [156]. Hinzu kommen mechanische Belastungen, wie beispielsweise Vibrationen, die ebenfalls starken Einfluss auf die Nutzungsdauer nehmen können. Auch die Regelung der Luftfeuchtigkeit und der Korrosionsschutz der Komponenten ist von großer Bedeutung. Bei einem Einsatz in einem Flugzeug kann die in großen Höhen aktive Strahlung zu einer Verschlechterung der Halbleitermaterialien und der Schaltleistung führen [143][124]. Beispielhaft soll im Folgenden das Ausfallverhalten des Wechselrichters beleuchtet werden. Da alle Komponenten der Leistungselektronik in dieser Arbeit auf den gleichen Halbleiterelementen basieren, wird angenommen, dass das grundlegende Degradationsverhalten auch auf die anderen Komponenten der Leistungselektronik übertragbar ist.

Aus der Arbeit von Gaspari et al. geht hervor, welche Einflussfaktoren relevant für die Abschätzung der Zuverlässigkeit des Wechselrichters sind [65]. So deuten die Ergebnisse darauf hin, dass die Ausfallrate bei hohen Betriebstemperaturen und hohen

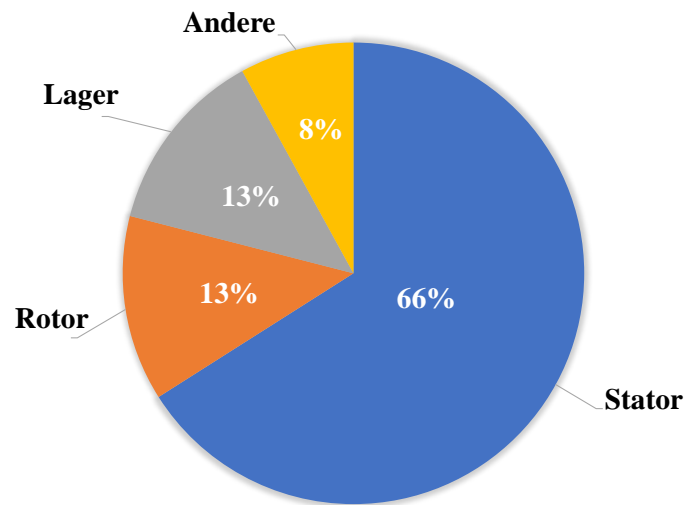
Betriebsspannungen stark ansteigt. Für die Betriebsstromstärke konnte kein relevanter Einfluss festgestellt werden. In einer Arbeit von Saridakis et al. konnte zudem eine Abhängigkeit der Ausfallrate von der Schaltfrequenz nachgewiesen werden [122]. Dabei gehen höhere Schaltfrequenzen auch mit einer höheren Ausfallrate einher. Gleichzeitig zeigte diese Untersuchung, dass die spezifische Konfiguration und Topologie des Wechselrichters einen signifikanten Einfluss auf die berechnete Ausfallrate besitzen.

## Elektrischer Motor

Der Ausfall des elektrischen Motors lässt sich auf die Ausfälle der jeweiligen Motorkomponenten zurückführen. In Abbildung 2.8 ist eine prozentuale Verteilung der Ausfallursachen beispielhaft für Hochspannungsanwendungen dargestellt. Während in der Literatur viele prozentuale Aufschlüsselungen existieren [137], unterscheiden sich diese in der jeweiligen Verteilung und sind im Allgemeinen von der Motorart, dem Einsatzzweck und den Bedingungen im Betrieb abhängig. Aus den meisten Studien gehen jedoch zwei dominante Ausfallursachen hervor, die im Folgenden erläutert werden.

1. **Ausfälle der Stator- und Rotorwicklungen:** Der Ausfall der Wicklungen ist in den meisten Fällen auf den Ausfall der Isolierung zurückzuführen [105], der im großen Maß durch die Betriebstemperatur beeinflusst wird. So kann die Ausfallrate mit der thermischen Belastung exponentiell ansteigen [65]. Ein weiterer Einflussfaktor ist die elektrische Belastung, deren Höhe durch die Spannung und Frequenz im Betrieb bestimmt wird [129]. Zusätzlich spielen mechanische Belastungen sowie Korrosions- und Oxidationseffekte eine Rolle [28].
2. **Ausfälle der Lager:** Die Zuverlässigkeit von Lagern ist stark von mechanischen Belastungen im Betrieb (z.B. Vibration), sowie von Verunreinigungen oder ungenügender Schmierung geprägt. Lager sind stark rotierende mechanische Komponenten, die für einen zuverlässigen Betrieb ein hohes Wartungsmaß voraussetzen. Dadurch hat der Umfang der Wartung auch einen direkten Einfluss auf die Häufigkeit der Lagerausfälle [23]. Weiterhin können Lagerausfälle auch durch den Lagerstrom (*bearing current*) begünstigt werden, den Lager während des Betriebs erfahren [53].

## Ausfallursachen elektrischer Motor



**Abbildung 2.8** Prozentuale Verteilung der Ausfallursachen eines elektrischen Motors für Hochspannungsanwendungen, bezogen auf die Unterkomponenten [70].

Je nach Anwendungsfall variiert die dimensionierende Ausfallursache. So ist bei Niederspannungsmotoren tendenziell der Ausfall der Lager dominierend, während bei Motoren unter Hochspannungsbetrieb die Statorwicklungen als häufigste Ausfallursache gelten [156]. Dies lässt sich darauf zurückführen, dass die Isolierung der Wicklungen höhere elektrische und thermische Belastungen erfährt [129]. Je nach prozentualer Verteilung sind durch die Berücksichtigung dieser beiden Versagensfälle 67-90% aller Ausfallursachen des Motors abgedeckt [148].

## 3 Charakterisierung der Antriebskonfigurationen

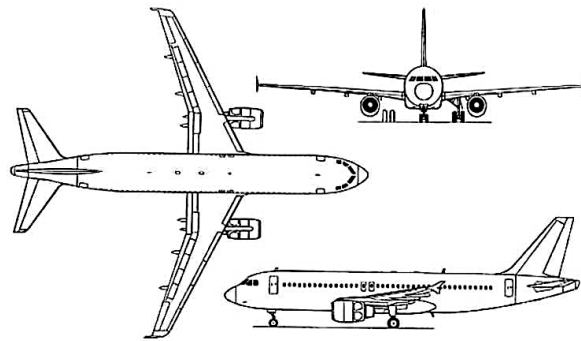
In diesem Abschnitt werden die Antriebslayouts charakterisiert, die in der Instandhaltungsanalyse der vorliegenden Arbeit miteinander verglichen werden. Dafür werden zunächst das konventionelle Referenzflugzeug sowie die vollelektrische und hybrid-elektrische Antriebsvariante vorgestellt. Anschließend werden die operationellen Rahmenbedingungen der Flugmission erläutert. Um die Grundlage für die Analyse zu schaffen, folgt eine Charakterisierung der einzelnen Komponenten der Antriebskonfigurationen, wobei der Fokus auf einer detaillierten Dimensionierung der Batteriesysteme liegt.

### 3.1 Konventionelles Referenzflugzeug

Für die Bewertung der Materialkosten der elektrischen Antriebssysteme wird ein Vergleich mit einem konventionellen Referenzflugzeug vorgenommen. Dabei dient in dieser Arbeit das Flugzeugmodell A320 des Herstellers Airbus als Grundlage. Um den Vergleich durchführen zu können, werden die elektrischen Antriebslayouts für den Einsatz in diesem Flugzeugmodell konzipiert. Im Folgenden werden die wichtigsten Charakteristiken des Referenzflugzeugs vorgestellt.

Die A320-Familie ist eine Baureihe in der Schmalrumpfkategorie (*narrow body*), die mit zwei konventionellen Turbo-Luftstrahltriebwerken (*Turbofan*) ausgestattet ist. Das Basismodell A320-200 (siehe Abbildung 3.1) wird dabei hauptsächlich für Kurz- und Mittelstreckenflüge eingesetzt und weist im globalen Durchschnitt eine Flugzeit von 1,8 Flugstunden pro Flugzyklus auf [7]. Der A320 besitzt eine maximale Kapazität von bis zu 180 Passagieren und eine maximale Startmasse von 78 000 kg [3]. Die meisten Ausführungen, die sich aktuell im Einsatz befinden, sind dabei mit dem Triebwerksmodell CFM56-5B4 des Herstellers CFM International für die Haupttriebwerke ausgestattet [7].

Auch wenn der potentielle Einsatz von elektrischen Antriebssystemen aufgrund der hohen resultierenden Batteriemasse bei kleineren Flugzeugen mit geringerer Reichweite verortet wird [82], bietet der A320 eine sehr gute Datengrundlage für die Instandhaltungsanalyse in dieser Arbeit. Gleichzeitig ist er das am zweithäufigsten verbreitete Passagierflugzeug im aktuellen Dienst [4] und besitzt dadurch eine enorme Bedeutung für den globalen Luftfahrtmarkt.



**Abbildung 3.1** Dreiseitenansicht des konventionellen Referenzflugzeugs Airbus A320-200 [40].

Um die Komponenten des Referenzflugzeugs zu identifizieren, die für den Vergleich der verschiedenen Antriebslayouts berücksichtigt werden müssen, bietet sich die Charakterisierung über die Systematik der Air Transport Association (ATA) Kapitel an. Dabei handelt es sich um eine Gliederung aller technischen Einrichtungen eines Flugzeugs in Gruppen und Untergruppen, entsprechend ihrer Funktion und Systemzugehörigkeit. Diese Gliederung ist inzwischen Teil der *S1000D* Spezifikation, die unter anderem von der AeroSpace and Defence Industries Association of Europe (ASD) herausgegeben wird [2].

Die Unterteilung in ATA-Kapitel bietet für die Vergleichsanalyse in dieser Arbeit mehrere Vorteile. Werden die Kapitel identifiziert, deren Grundfunktionen im Zuge einer Antriebsmodifikation Änderungen erfahren, so sind dadurch bereits die meisten konventionellen Komponenten abgedeckt, die durch Komponenten des neuen Antriebssystems ersetzt werden oder vollständig entfallen. Dies folgt aus der Annahme, dass bei einer grundlegenden Systemänderung, wie sie in der vorliegenden Arbeit durchgeführt wird, im Allgemeinen auch alle Komponenten des betroffenen ATA-Kapitels Änderungen erfahren. Weiterhin wird für die Analyse des konventionellen Systems auf eine Datenbank von Airbus zurückgegriffen, in der statistische Ausfalldaten aller Komponenten des Flugzeugs auf LRU-Ebene aufgelistet sind. Diese Daten sind über ATA-Kapitel strukturiert und lassen sich gut für diese Analyse aufbereiten. Eine Betrachtung über ATA-Kapitel erleichtert zudem eine spätere Übertragung der Methodik dieser Arbeit auf weitere Referenzflugzeuge. Dies wird ermöglicht, da jedes zivile Flugzeug, das für den Personentransport und/oder Frachttransport zugelassen ist und über 5,6 t max. Abflugmasse besitzt, laut den Regularien der *FAR 25* und *EASA CS-25* nach diesen Strukturen zertifiziert ist [59][56]. Im Folgenden sind die ATA-Kapitel aufgelistet, die bei einer Antriebsänderung vollständig oder teilweise betroffen sind und somit die Grundlage für die Instandhaltungsanalyse der konventionellen Antriebskonfiguration in Abschnitt 5.1 bilden.

**ATA 24 - Electrical Power:** Bei dem *Electrical Power System* handelt es sich um die elektrischen Einheiten und Komponenten, die über sekundäre Bussysteme Gleichstrom (DC) oder Wechselstrom (AC) für andere Systeme erzeugen, steuern und liefern [60]. Zusätzlich reguliert das System die externe Stromversorgung am Boden. Typische Komponenten dieses Kapitels sind Leistungsschalter, Widerstände, Generatoren oder Batterien.

**ATA 28 - Fuel:** Bei dem *Fuel System* handelt es sich um die Einheiten und Komponenten, die den Kraftstoff für die Triebwerke speichern und weiterleiten [60].

**ATA 49 - Auxiliary Power Unit:** Das *Auxiliary Power Unit System* beinhaltet das Hilfstriebwerk bzw. die Auxiliary Power Unit (APU), sowie alle zugehörigen Versorgungs- und Kontrolleinheiten. Es umfasst dabei nicht den stromerzeugenden Generator der APU, der Teil des ATA-Kapitels 24 ist.

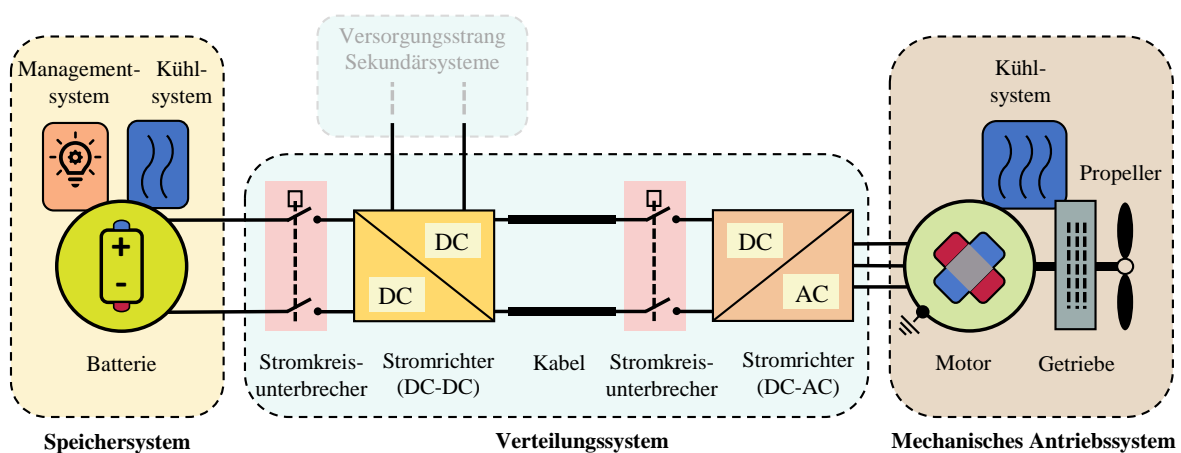
**ATA 71-79 - Engine:** Unter dem *Engine System* werden in dieser Arbeit alle Einheiten und Komponenten der ATA-Kapitel zusammengefasst, die sich dem Triebwerk und den zugehörigen Komponenten widmen. Dabei sind neben den Komponenten des eigentlichen Turbofan-Triebwerks (ATA 72) beispielsweise auch die Verkleidung und Befestigung der Triebwerksgondel (ATA 71), Kontrolleinheiten der Treibstoffzufuhr und des Triebwerks (ATA 73 und 76), Anzeigesysteme (ATA 77), Komponenten der Düsenektion (ATA 78) oder Motoröleinheiten (ATA 79) inbegriffen.

## 3.2 Definition der elektrischen Antriebslayouts

Der Aufbau und die verwendeten Komponenten eines batterieelektrischen Antriebsstrangs unterscheiden sich wesentlich von einem konventionellen Antriebssystem mit einem kerosinbetriebenen Strahltriebwerk. In diesem Abschnitt wird der grundlegende Aufbau des Antriebssystems erläutert und auf die Funktionen der einzelnen Untersysteme eingegangen. Dabei wird zunächst das vollelektrische und anschließend das hybridelektrische System charakterisiert.

### 3.2.1 Vollelektrisches Antriebslayout

Die grundlegende Wirkungsweise eines batterieelektrischen Antriebssystems ist in Abschnitt 2.3 beschrieben. Für die Speicherung von chemischer und die anschließenden Umwandlungen in elektrische sowie mechanische Energie, lässt sich das Antriebssystem hinsichtlich der einzelnen Funktionen in Untersysteme gliedern. Diese Untersysteme setzen sich aus Komponenten bzw. Komponentenverbunden zusammen, die im Rahmen dieser Arbeit als LRUs betrachtet werden. Der Aufbau des Antriebslayouts, bestehend aus den wesentlichen Komponenten, ist in Abbildung 3.2 dargestellt. Die Darstellung orientiert sich an Anker et al. [10] und wurde für das eigene Antriebssystem angepasst. Dabei ist der Grundaufbau eines einzelnen Antriebsstrangs dargestellt, es handelt sich also nicht um eine vollständige Darstellung des Antriebssystems auf Flugzeugebene mit allen verbauten Komponenten. Der Komponentenstrang für die Energieversorgung der Sekundärsysteme liegt nicht im Betrachtungsfokus dieser Arbeit, da angenommen wird, dass diese Komponenten im Vergleich zum konventionellen Referenzflugzeug weitgehend unverändert bleiben.



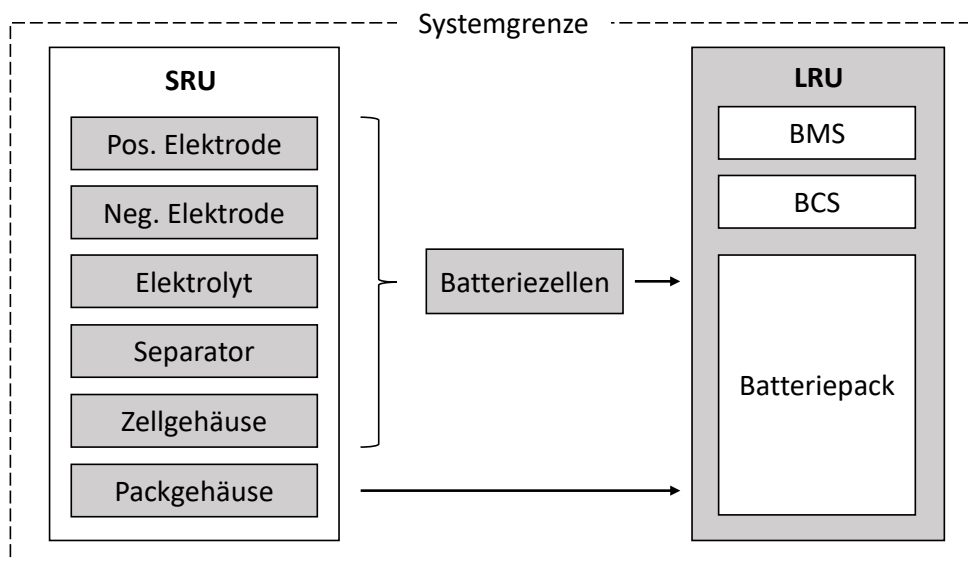
**Abbildung 3.2** Grundaufbau und wesentliche Komponenten eines vollelektrischen Antriebsstrangs. Eigene Abbildung, orientiert an Anker et al. [10].



Im Folgenden werden die Untersysteme des vollelektrischen Antriebslayouts und ihre grundlegenden Funktionen beschrieben. Anschließend wird der grobe Aufbau des gesamten vollelektrischen Antriebssystems verdeutlicht. Eine genaue Charakterisierung der jeweiligen Komponenten erfolgt in Abschnitt 3.4.

### Speichersystem

Das Speichersystem ist für die Speicherung der chemischen Energie und deren Umwandlung in elektrische Energie zuständig und besteht in seinem Grundaufbau aus einem wiederaufladbaren Batteriepack, einem Battery Management System (BMS) und einem Battery Cooling System (BCS). Ein Batteriepack setzt sich aus mehreren miteinander verschalteten Batteriezellen zusammen und ist die eigentliche Speichereinheit des Systems. Das BMS ist die Kontrolleinheit des Batteriepacks und sorgt für ein Gleichgewicht im Betrieb, sodass beim Laden und Entladen keine Zelle über den vom Hersteller angegebenen Grenzwert hinaus belastet wird [44]. Um die Betriebstemperatur der Batterie zu regulieren, wird zusätzlich ein BCS benötigt. Die Systemgrenze des Speichersystems und die Unterteilung in LRUs und SRUs sind in Abbildung 3.3 veranschaulicht. Diese Einteilung orientiert sich an Barke et al. [19] und wurde für das eigene Antriebssystem angepasst.



**Abbildung 3.3** Systemgrenze des Speichersystems und Einteilung in LRUs und SRUs. SRUs des BMS und BCS sind nicht dargestellt. Abbildung erstellt in Anlehnung an Barke et al. [19].

### **Verteilungssystem**

Das Verteilungssystem hat die primäre Aufgabe die elektrische Energie an die entsprechenden energiekonsumierenden Komponenten weiterzuleiten und gegebenenfalls die Systemspannung und Stromstärke anzupassen. Die wesentlichen Komponenten des Verteilungssystems sind Stromkabel und Komponenten der Leistungselektronik in Form von Stromkreisunterbrechern und Stromrichtern. Dabei sind Stromkabel für den eigentlichen Transport der Energie im Flugzeug zuständig, während Stromrichter die elektrische Spannung zwischen den Komponenten umwandeln und Stromkreisunterbrecher als Schutzvorkehrungen zum Einsatz kommen. Diese Komponenten können im Betrieb eine große Wärmemenge produzieren und müssen daher gekühlt werden [123].

### **Mechanisches Antriebssystem**

Das mechanische Antriebssystem wandelt die elektrische Energie über einen elektrischen Motor zunächst in mechanische Energie um. Der Motor treibt über eine Antriebswelle einen Propeller an, der die mechanische Energie in Strömungsenergie umwandelt, die für den Vortrieb des Flugzeugs genutzt wird. Dabei kann ein Getriebe für die Kopplung zwischen der Antriebswelle des Motors und der Propellereinheit zum Einsatz kommen. Der elektrische Motor erzeugt während des Betriebs starke Abwärme [83], wodurch ein Motor Cooling System (MCS) benötigt wird, das in dieser Arbeit als eine vom Motor unabhängige LRU angenommen wird.

### **Aufbau des gesamten Antriebssystems**

In diesem Abschnitt soll anhand des bereits beschriebenen einzelnen Antriebsstrangs der grobe Aufbau des gesamten Antriebssystems auf Flugzeugebene verdeutlicht werden. Dies dient als erste Orientierung für die benötigte Anzahl der verbauten Komponenten. Dabei werden nur rudimentäre Entwurfsaspekte und keine Redundanzkriterien berücksichtigt. Daher hat die beschriebene Antriebskonfiguration nicht den Anspruch alle Sicherheitsvorschriften oder luftfahrtspezifischen Designanforderungen auf Gesamtsystemebene abzubilden. Weiterhin werden keine Änderungen an der Flugzeugzelle untersucht, die möglicherweise im Zuge einer Antriebsänderung durchgeführt werden könnten.

Da elektrische Motoren, die für den Luftfahrtbereich vorgesehen sind, aktuell noch nicht die Leistungsdichte eines konventionellen Turboantriebwerks erzielen können [160], wird für eine erste vollelektrische Umsetzung des Antriebs eine höhere Motorenanzahl erwartet. Für diese Arbeit wird daher angenommen, dass 4 elektrische Motoren mit zugehörigen Propellern die notwendige Maximalleistung im Flug bereitstellen. Jeder Motor soll dabei über einen einzelnen Antriebsstrang mit Energie versorgt werden, der im Aufbau und in seinen verwendeten Komponenten dem Layout in Abbildung 3.2 entspricht.

Aufgrund Redundanzkriterien und Sicherheitsanforderungen wird das Speichersystem im Allgemeinen in mehrere unabhängige Batteriepacks aufgeteilt [63]. Eine genaue Charakterisierung der Anzahl und Positionierung der Packs wird im Rahmen dieser

Arbeit nicht vorgenommen. Es wird weiterhin angenommen, dass jeweils drei redundante BMS- und BCS-Einheiten den sicheren Betrieb des gesamten Speichersystems gewährleisten. Diese Annahme orientiert sich an der in der Luftfahrt gängigen dreifach-redundanten Auslegung von sicherheitskritischen Systemen, wie beispielsweise dem Hydrauliksystem in größeren Passagierflugzeugen [31]. Die elektrischen Motoren werden jeweils von einem eigenen Kühlsystem versorgt. Dies orientiert sich an den Antriebskonfigurationen der aktuell existierenden elektrischen Flugzeuge [24][131]. Für die Kühlung der Leistungselektronik wird angenommen, dass diese Komponenten in den Kühlkreislauf der Batterien oder der Motoren integriert sind und kein eigenes Kühlsystem benötigen. Dieses Konzept wird auch bei existierenden elektrischen Flugzeugen angewendet [131]. Die gesamte Anzahl der verbauten Komponenten, die sich aus dem beschriebenen Entwurf der Antriebskonfiguration ergibt, ist in Tabelle A.1 in Anhang A aufgelistet. Dies dient als Grundlage für die Abschätzung der Materialkosten des vollelektrischen Antriebssystems in Abschnitt 5.2.

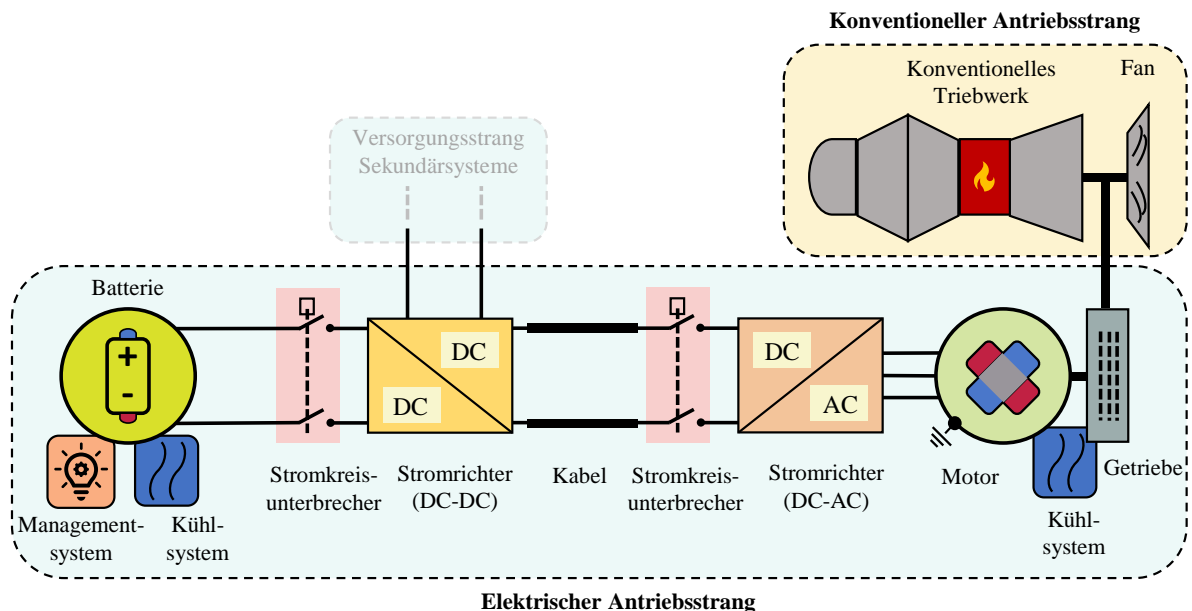
### 3.2.2 Hybridelektrisches Antriebslayout

Im Rahmen dieser Arbeit wird neben der vollelektrischen Antriebskonfiguration zusätzlich ein hybridelektrisches Layout untersucht. Wie in Abschnitt 2.3 erläutert, existieren verschiedene hybridelektrische Grundarchitekturen, die unterschiedliche Vor- und Nachteile aufweisen. Da eine umfangreiche Auslegung des hybridelektrischen Antriebslayouts kein Fokus dieser Arbeit ist, werden hier ein möglichst geringer Komplexitätsgrad sowie eine geringe Anzahl an zusätzlichen Komponenten als Hauptkriterien für die Wahl eines geeigneten Systems herangezogen.

Eine parallele Antriebskonfiguration bietet sich für diese Arbeit an, da deren simpelste Ausführung vergleichsweise wenige Anpassungen am Antriebslayout mit sich bringt. So sieht der geläufigste Ansatz der parallelen Anordnung die Integration eines elektrischen Motors an der Niederdruckwelle der konventionellen Gasturbine vor, um diese in der Operation mit mechanischer Leistung zu unterstützen oder die Antriebswelle während einzelner Missionssegmenten selbstständig zu betreiben [113]. Das grundlegende Funktionsprinzip der konventionellen Gasturbine bleibt dabei unverändert. Durch die Verwendung einer gemeinsamen Antriebswelle kann zudem, ausgehend von der benötigten Antriebsleistung der Mission und einem definierten Hybridisierungsgrad, eine direkte Aussage über die benötigte Leistung des elektrischen Antriebsstrangs getätigt werden. Dieses Leistungsprofil wird für die Dimensionierung des Batteriesystems vorausgesetzt.

Ähnliche Konzepte wurden bereits für verschiedene Forschungsstudien ausgelegt, so zum Beispiel das Konzept SUGAR Volt von Boeing [30], das sich in einer ähnlichen Größenklasse wie ein A320 bewegt. Diese parallele hybridelektrische Anordnung kann jedoch auch einige technische Herausforderungen mit sich bringen. So wurde festgestellt, dass der gleichzeitige Betrieb der Antriebswelle durch einen elektrischen Motor und einer Gasturbine zu signifikanten Operationseinschränkungen der Gasturbine

führen kann [113]. Dabei wird die Gasturbine dazu gezwungen im Teillastbereich außerhalb ihrer optimalen Effizienz zu arbeiten. Durch die Verwendung eines Getriebes zwischen der Niederdruckwelle des konventionellen Triebwerks und des elektrischen Motors kann zumindest eine partielle Lösung dieser technischen Herausforderung erwartet werden. Das Getriebe ermöglicht in der Theorie, dass beide Antriebsstränge in ihren optimalen Operationsbereichen betrieben werden können. Hier muss jedoch angemerkt werden, dass eine Neuauslegung der Gasturbine möglicherweise nicht vermieden werden kann und sich das Antriebskonzept daher nur bedingt für die Adaption in einem bestehenden Flugzeug eignet [17]. Da im Vergleich zu anderen hybridelektrischen Konzepten die Zahl der zusätzlichen Antriebskomponenten gering ist und keine umfangreichen Änderungen der Flugzeugzelle vorgesehen sind, wird der vorgestellten parallelen Anordnung in dieser Arbeit Potential für eine baldige technische Umsetzung zugesprochen.



**Abbildung 3.4** Grundaufbau und wesentliche Komponenten eines hybridelektrischen Antriebsstrangs.

Der Grundaufbau des elektrischen Antriebsstrangs der hybridelektrischen Konfiguration entspricht dabei dem Grundaufbau des vollelektrischen Antriebsstrangs. Da jedoch ein konventioneller Fan für die Vortriebserzeugung verwendet wird, kommt hierbei kein Propeller zum Einsatz. Dieser Grundaufbau, bestehend aus den wesentlichen Komponenten des einzelnen elektrischen Antriebsstrangs und dem konventionellen Triebwerk, ist in Abbildung 3.4 dargestellt. Die Anzahl der Komponenten des elektrischen Antriebsstrangs, die bei der hybridelektrischen Antriebskonfiguration verbaut sind, ist in Tabelle A.2 in Anhang A aufgelistet.

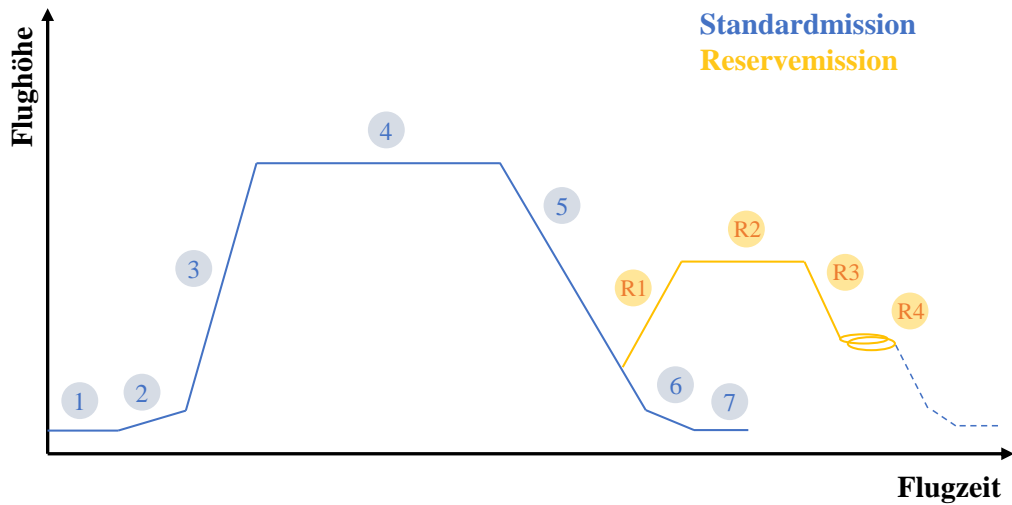
## 3.3 Operationelle Rahmenbedingungen

Um die Batteriesysteme der Antriebskonfigurationen zu dimensionieren, werden die Energie- und Leistungsanforderungen der Flugmission vorausgesetzt. In diesem Abschnitt wird hierfür zunächst das allgemeine Missionsprofil vorgestellt. Auf dieser Grundlage werden anschließend die Leistungsprofile für die Batterieauslegung des vollelektrischen und hybridelektrischen Antriebssystems abgeleitet.

### 3.3.1 Definition des Missionsprofils

Das für die unterschiedlichen Konfigurationen zugrundeliegende Missionsprofil orientiert sich an den typischen Flugprofilen von Passagierflugzeugen und setzt sich aus den Segmenten einer Standardmission sowie aus den Segmenten einer Reservemission zusammen. Der Verlauf der gesamten Flugmission ist schematisch in Abbildung 3.5 dargestellt. Dabei bestehen die Standardmission und die Reservemission aus den folgenden Hauptsegmenten.

1. Taxi – Abflug
  2. Start
  3. Steigflug
  4. Reiseflug
  5. Sinkflug
  6. Landung
  7. Taxi – Ankunft
- 
- R1. Steigflug
  - R2. Reiseflug
  - R3. Sinkflug
  - R4. Loiter



**Abbildung 3.5** Schematische Darstellung des Missionsprofils (Standard- und Reservemission) in Abhängigkeit der Flugzeit und Flughöhe.

### 3.3.2 Definition des Leistungsprofils

Für die Definition des Leistungsprofils dienen die Operationsszenarien in Abbildung A.1 in Anhang A als Richtwerte. Da ein Flugzeugtyp in der Lage sein muss alle vorgesehenen Operationsszenarien zu bedienen, gilt das Operationsszenario der langen Flugstrecken als dimensionierend für die Auslegung der Antriebskonfiguration. Die eigentliche Untersuchung des Degradationsverhaltens der Komponenten aufgrund zyklischer Betriebsbelastungen erfolgt unter Betrachtung des Flottendurchschnitts. Aus diesem Grund dient das Operationsszenario des weltweiten Durchschnitts als Grundlage für die Degradationsanalyse. Die Eckdaten der beiden Operationsszenarien sind in Tabelle 3.1 aufgelistet. Um aus diesen Daten die realen Missionsflugzeiten in dieser Arbeit abzuleiten, wird berücksichtigt, dass das Flugzeug aufgrund von Instandhaltungstätigkeiten im Durchschnitt 10 Tage im Jahr ausfällt [4].

**Tabelle 3.1** Operationsszenarien als Richtwerte für die Auslegung des Leistungsprofils [101].

Operationsszenario	Jährliche Ausnutzung	Durchschnittliche Flugdauer
Lange Flugstrecken	917 FC/a	3,0 FH/FC
Weltweiter Durchschnitt	1 500 FC/a	1,8 FH/FC

Für die Bestimmung des Leistungsbedarfs und der typischen Zeiten der Flugsegmente dienen das Missionsprofil eines A320 sowie unterschiedliche Literaturstudien zu batterieelektrischen Flugzeugentwürfen als Orientierung [85][10][53]. Da in der Literatur noch keine belastbare Studie existiert, die ein Leistungsprofil eines vollelektrischen

Flugzeugs in der Größenklasse eines A320 analysiert, wurden die Leistungsprofile von kleineren elektrischen Regionalflugzeugkonzepten unter Verwendung der maximalen Antriebsleistung beim Start skaliert. Die maximale benötigte Antriebsleistung während des Starts wird für ein vollelektrisches Flugzeug in der Größenklasse eines A320 mit 20 MW angenommen [37][85]. Bei der Erstellung des Leistungsprofils werden in dieser Arbeit keine Spezialfälle, wie beispielsweise Triebwerksausfälle, berücksichtigt. Zudem soll hier angemerkt werden, dass die Übertragung der Leistungsprofile von konventionellen oder kleineren hybridelektrischen Flugzeugen auf den Anwendungsfall dieser Arbeit mit einigen Unsicherheiten verbunden ist. So sorgt vor allem die Abnahme der Flugzeugmasse aufgrund des Treibstoffverbrauchs während des Flugs eines konventionellen Flugzeugs für einen signifikanten Unterschied in der benötigten Leistung.

Neben der Antriebsleistung muss das Batteriesystem des vollelektrischen Flugzeugs zusätzlich noch elektrische Energie für alle anderen energiekonsumierenden Sekundärsysteme des Flugzeugs liefern. Hierfür dient der Leistungsbedarf eines elektrischen Regionalflugzeugkonzepts als Orientierung [143], der ebenfalls auf den Anwendungsfall eines batterieelektrischen A320 skaliert wird. Dabei ist der Leistungsbedarf der Flugzeugsysteme in einen Anteil für das Kühlsystem der elektrischen Komponenten und in einen Anteil für alle weiteren Sekundärsysteme (Avioniksystem, Klimaanlage, Enteistungssystem, etc.) aufgeteilt. An diesen Referenzwerten orientierend, werden für jedes Segment der Haupt- und Reservemission die benötigten Leistungen für den Antrieb und der sekundären Systeme sowie die jeweiligen Flugzeiten festgelegt. Aus der Leistung und der Flugzeit wird anschließend die notwendige Gesamtenergie bestimmt. Eine vollständige Auflistung dieser Missionsdaten befindet sich in Tabelle A.3 in Anhang 7. Dabei bezieht sich die benötigte Antriebsleistung auf die Vortriebsleistung, die der Propeller oder Fan im Flug bereitstellen muss. Die benötigte Systemleistung bezieht sich auf die Leistung, die die jeweiligen Sekundärsysteme im Betrieb konsumieren.

Um hieraus die geforderte Leistung und Kapazität des Batteriesystems abzuleiten, müssen zusätzlich noch die Wirkungsgrade aller zwischengeschalteten Komponenten des Antriebssystems berücksichtigt werden. Für die Analyse in dieser Arbeit dienen grundsätzlich sehr optimistische Referenzwerte aus der Literatur als Grundlage für die Wirkungsgrade der Antriebskomponenten. Durch die Verwendung eines maximalen Wirkungsgrads soll berücksichtigt werden, dass viele dieser Komponenten noch nicht für den Einsatz in einem elektrischen Flugzeug optimiert wurden und in der Zukunft eine Effizienzsteigerung erwartet werden kann. Die angenommenen Wirkungsgrade sowie die jeweils zugrundeliegende Referenz aus der Literatur sind in Tabelle 3.2 aufgelistet. Dabei werden die Wirkungsgrade aller Komponenten während der gesamten Mission vereinfacht als konstant angenommen. Um den Detailgrad in einer weiterführenden Untersuchung zu erhöhen, müssen dabei auch variable Wirkungsgrade berücksichtigt werden, da vor allem die Effizienz des Propellers zwischen den einzelnen Missionsabschnitten stark variieren kann [103].

**Tabelle 3.2** Angenommene Wirkungsgrade der Komponenten des Antriebssystems.

<b>Komponente</b>	<b>Wirkungsgrad<sup>1</sup></b>	<b>Referenz</b>
Batterie	0,980	[25]
Stromkreisunterbrecher	0,995	[17]
Wechselrichter	0,985	[18]
Gleichspannungswandler	0,985	[18]
Kabelsystem	0,996	[10]
Motor	0,980	[18]
Getriebe	0,990	[10]
Propeller	0,890	[10]
Konventioneller Fan	0,921	[111]
Antriebsstrang (vollelektrisch)	0,810	
Antriebsstrang (hybridelektrisch)	0,838	
Versorgungsstrang Sekundärsysteme	0,938	

<sup>1</sup> Maximaler Wirkungsgrad aus der Literatur.

### **Vollelektrisches Leistungsprofil der Batterie**

Um von der Antriebs- und Systemleistung auf die erforderliche Leistung und Kapazität der Batterie zu schließen, müssen alle zwischengeschalteten Komponenten und deren Wirkungsgrade berücksichtigt werden. Dabei ergibt sich ein zu berücksichtigender Gesamtwirkungsgrad der Antriebsleistung von 0,810 und der Sekundärsystemleistung von 0,938 (siehe Tabelle 3.2). Die Leistungs- und Energiewerte, die die Batterie des vollelektrischen Systems nach der Effizienzbeurteilung des Antriebsstrangs in den einzelnen Flugsegmenten bereitstellen muss, sind in Tabelle 3.3 aufgelistet.



**Tabelle 3.3** Von der Batterie des vollelektrischen Systems bereitzustellende Leistung, bereitzustellende Energie und Flugzeit während der einzelnen Missionsabschnitte, unter Berücksichtigung von Wirkungsgraden.

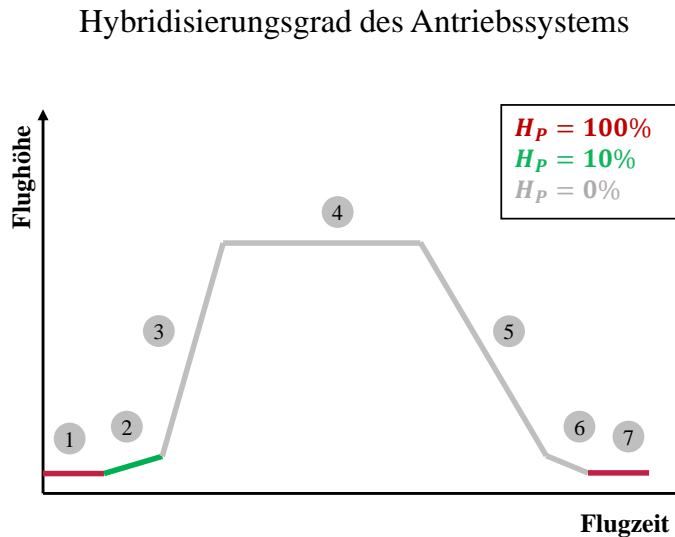
Flugphase	Antriebsleistung [MW]	Systemleistung [MW]	Zeit [min]	Gesamtenergie [MWh]
Taxi - Abflug	1,85	0,57	15	0,61
Start	24,70	1,07	1	0,43
Steigflug	17,29	0,96	17	5,17
Reiseflug (Durchschnitt)	11,12	0,80	47	9,33
Reiseflug (Langstrecke)	11,12	0,80	120	23,83
Sinkflug	2,47	0,59	20	1,02
Landung	7,41	0,69	2	0,27
Taxi - Ankunft	1,85	0,57	6	0,24
Reserve - Steigflug	14,82	0,85	3	0,78
Reserve - Reiseflug	7,41	0,69	15	2,03
Reserve - Sinkflug	1,24	0,59	4	0,12
Reserve - Loiter	4,94	0,64	30	2,79

### Hybridelektrisches Leistungsprofil der Batterie

Für die Abschätzung der benötigten Leistung und Kapazität des hybridelektrischen Batteriesystems, muss zunächst die Leistungsaufteilung zwischen dem konventionellen und dem elektrischen Antriebsstrang festgelegt werden. Wie in Abschnitt 2.3 beschrieben, bietet sich hierfür die Verwendung des Hybridisierungsgrads an. Um die Systemmasse der Batterie so gering wie möglich zu halten, liefert der elektrische Antriebsstrang nur in den Rollphasen am Boden vor dem Start und nach der Landung sowie während des Startvorgangs Antriebsleistung. In den anderen Flugabschnitten und während der Reservemission soll das konventionelle Triebwerk den gesamten Bedarf der Antriebsleistung bereitstellen.

Der geringe Leistungsbedarf während der Taxi-Vorgänge kann vollständig von dem elektrischen Antriebsstrang bereitgestellt werden. Im Allgemeinen wird beim Start eines Flugzeugs für einen kurzen Zeitraum die maximale Antriebsleistung gefordert. Dabei wird das konventionelle Triebwerk durch Lastspitzen stark belastet, was einen großen Einfluss auf die Lebensdauer der Triebwerkskomponenten haben kann [129]. Um diese Lastspitzen zu verringern, liefert der elektrische Antriebsstrang während des Starts einen Anteil an der Antriebsleistung, wodurch der Leistungsbedarf des konventionellen Triebwerks verringert werden kann. Dieser Zusammenhang wurde in mehreren Arbeiten untersucht [129][28][27] und in der Instandhaltungsanalyse der vorliegenden Arbeit auf das eigene hybridelektrische Antriebslayout angewendet.

In Orientierung an Bien et al. wird der maximale Hybridisierungsgrad des elektrischen Motors während des Startvorgangs auf 10% festgelegt [28]. Der in der vorliegenden Arbeit gewählte Hybridisierungsgrad der jeweiligen Flugsegmente der Standardmission ist in Abbildung 3.6 dargestellt.



**Abbildung 3.6** Hybridisierungsgrad des Antriebssystems während der Flugsegmente der Standardmission. Für die Reservemission beträgt der Hybridisierungsgrad  $H_P = 0\%$ .

Indem die Motorleistung in Relation zur Gesamtleistung gesetzt wird, kann der Wert der Motorleistung über den Hybridisierungsgrad bestimmt werden. Bei der Bestimmung der gesamten Antriebsleistung müssen der Wirkungsgrad des Getriebes aus Tabelle 3.2 und des Treibwerkfans berücksichtigt werden, da diese Komponenten die mechanische Energie des konventionellen Triebwerks und des elektrischen Motors in Vortriebsenergie umwandeln. Der Wirkungsgrad des Fans wird in Orientierung an ein konventionelles Turbofantriebwerk mit 0,921 angenommen [111]. Unter dieser Berücksichtigung ergibt sich bei einem Hybridisierungsgrad von 10% eine Antriebsleistung des Motors während des Startvorgangs von ca. 2,19 MW.

Um von der gesamten Antriebsleistung auf die benötigte Batterieleistung zu schließen, müssen die entsprechenden Wirkungsgrade aller zwischengeschalteten Komponenten aus Tabelle 3.2 berücksichtigt werden, wodurch sich ein Gesamtwirkungsgrad von 0,838 ergibt. Wie bei der vollelektrischen Antriebskonfiguration liefert das Batteriesystem der hybridelektrischen Konfiguration den vollständigen Energiebedarf der Sekundärsysteme während der Standard- und Reservemission. Für die Berechnung dieses Anteils beträgt der Wirkungsgrad weiterhin 0,938. Alle berechneten Gesamtwirkungsgrade sind zusammenfassend in Tabelle 3.2 aufgeführt. Da der elektrische Antriebsstrang jedoch nur in den Rollphasen sowie beim Start Antriebsleistung liefert, ist auch nur in diesen Flugphasen eine Kühlung der elektrischen Antriebskomponenten notwendig. Daher wird der Leistungsbedarf der Sekundärsysteme in allen anderen Flugsegmenten

um den Anteil des Kühlsystems reduziert. Zusätzlich wird der Anteil der Kühlsysteme in der Startphase entsprechend reduziert, da der elektrische Antriebsstrang hier im Vergleich zum vollelektrischen System eine deutlich geringere Leistung bereitstellen muss. Die Leistungs- und Energiewerte, die die Batterie des hybridelektrischen Systems nach der Effizienzbeurteilung des Antriebsstrangs in den einzelnen Flugsegmenten bereitstellen muss, sind in Tabelle 3.4 aufgelistet. Dabei ist zu erkennen, dass der gewählte Hybridisierungsgrad während des Startvorgangs aufgrund der sehr kurzen Flugzeit in dieser Phase nur geringen Einfluss auf die benötigte Gesamtenergie der Mission besitzt.

**Tabelle 3.4** Von der Batterie des hybridelektrischen Systems bereitzustellende Leistung, bereitzustellende Energie und Flugzeit während der einzelnen Missionsabschnitte, unter Berücksichtigung von Wirkungsgraden.

<b>Flugphase</b>	<b>Antriebsleistung [MW]</b>	<b>Systemleistung [MW]</b>	<b>Zeit [min]</b>	<b>Gesamtenergie [MWh]</b>
Taxi - Abflug	1,79	0,57	15	0,59
Start	2,39	0,59	1	0,05
Steigflug	0,00	0,51	17	0,15
Reiseflug (Durchschnitt)	0,00	0,51	47	0,40
Reiseflug (Langstrecke)	0,00	0,51	120	1,02
Sinkflug	0,00	0,51	20	0,17
Landung	0,00	0,51	2	0,02
Taxi - Ankunft	1,79	0,57	6	0,24
Reserve - Steigflug	0,00	0,51	3	0,03
Reserve - Reiseflug	0,00	0,51	15	0,13
Reserve - Sinkflug	0,00	0,51	4	0,03
Reserve - Loiter	0,00	0,51	30	0,26

## 3.4 Auswahl und Charakterisierung der Komponenten

In diesem Abschnitt werden die Komponenten des Speichersystems, des Verteilungssystems und des mechanischen Antriebssystems tiefergehend charakterisiert. Dafür werden jeweils mögliche Ausführungen vorgestellt und eine optimale Variante ausgewählt. Die ausgewählten Komponenten dienen als Grundlage für die Instandhaltungsanalyse in Kapitel 5.

### 3.4.1 Speichersystem

In diesem Abschnitt werden die Komponenten des Speichersystems charakterisiert. Dafür wird zunächst ein passender Batteriezelltyp ausgewählt, der als Grundlage für die anschließende Auslegung der Batteriepacks der Antriebskonfigurationen dient. Zusätzlich werden die Einheiten für das Management und die Kühlung des Batteriesystems genauer erläutert.

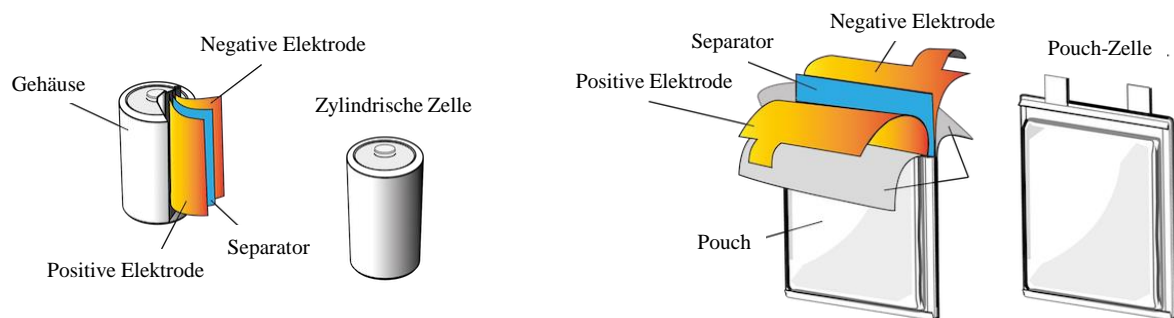
#### Auswahl und Charakterisierung des Batteriezelltyps

Wie in Abschnitt 2.4 erläutert, wird aufgrund der weit verbreiteten Anwendung und der sehr guten Datenlage das Batteriesystem in dieser Arbeit mit Lithium-Ionen-Zellen ausgelegt. Diese lassen sich im Allgemeinen hinsichtlich zweier Kriterien unterscheiden. Neben der chemischen Zusammensetzung, die bestimmt aus welchen Materialien die reaktiven Komponenten der Zelle bestehen, existieren zusätzlich unterschiedliche Bauformen.

Bezüglich der chemischen Zusammensetzung ist vor allem die Materialcharakterisierung der positiven und negativen Elektroden und des Elektrolyten relevant. Während für die negative Elektrode aufgrund der hohen erreichbaren Zyklenzahl Graphit am weitesten verbreitet ist [43], ist die Wahl des optimalen chemischen Materials der positiven Elektrode komplexer. Für den Einsatz in der Luftfahrt werden vor allem zwei verschiedene chemische Zusammensetzungen der positiven Elektrode als geeignet angesehen: Lithium-Nickel-Mangan-Cobalt (NMC) und Lithium-Nickel-Cobalt-Aluminium (NCA) [43]. Während NMC-Zellen eine etwas geringere spezifische Energiedichte als NCA-Zellen aufweisen, überzeugen sie durch geringere Kosten, eine höhere Betriebssicherheit und eine höhere maximale Zyklenzahl [43]. Aufgrund dieses Tradeoffs kann davon ausgegangen werden, dass NMC-Zellen den Transportsektor in den kommenden Jahren dominieren werden [68]. Für eine erste Auslegung eines Batteriesystems, das für den Einsatz in einem elektrisch angetriebenen Flugzeug vorgesehen ist, bietet sich daher die Verwendung von NMC-Zellen an.

Neben unterschiedlichen chemischen Zusammensetzungen sind Batteriezellen in verschiedenen Bauformen verfügbar, so zum Beispiel als zylindrische Zellen mit einem festen Außengehäuse oder als beutelförmige Pouch-Zellen mit einer flexiblen Außenhülle. Der Aufbau dieser beiden Bauformen ist dabei schematisch in Abbildung 3.7 dargestellt. Während Pouch-Zellen aufgrund ihrer großen Zelloberfläche ein gutes Kühlverhalten aufweisen und auf Packebene sehr kompakt angeordnet werden können,

besitzen zylindrische Batterien im Allgemeinen eine höhere maximale Zyklenzahl [43]. Pouch-Zellen zeigen sich optimal hinsichtlich Masse, Volumen und Kosten, sind allerdings aufgrund des nicht vorhandenen festen Zellgehäuses anfälliger für mechanische Schäden und externe Wärmeeinflüsse [32]. Zylindrische Zellen sind durch ihr Zellgehäuse und den geringeren gegenseitigen Oberflächenkontakt weniger anfällig für diese Belastungen. Aufgrund der problematischen Betriebssicherheit und der zum aktuellen Zeitpunkt noch kaum verbreiteten Nutzung von Pouch-Zellen im Luftfahrtbereich wird das Batteriesystem in dieser Arbeit mit zylindrischen Zellen ausgelegt.



**Abbildung 3.7** Schematischer Aufbau von zylindrischen Zellen und Pouch-Zellen [98].

Für die Auslegung des Batteriesystems werden in dieser Arbeit die Batteriezellen 18650PF des Herstellers Panasonic angenommen. Bei Zellen der Standardgröße 18650 handelt es sich um relativ kleine zylindrische Zellen, die bereits in Entwürfen oder realen Konfigurationen von kleineren elektrisch angetriebenen Flugzeugen verwendet werden. Hierbei sollen beispielhaft die X-57 Maxwell der NASA [41], die Velis Electro von Pipistrel [24] und der E-Genius der Universität Stuttgart [131] erwähnt werden. Neben der Anwendung in der Luftfahrt kommen die 18650-Zellen in vielen anderen Industrien zum Einsatz und sind auch bei elektrischen Autos weit verbreitet, wie zum Beispiel in Fahrzeugen des Herstellers Tesla [152]. Dies macht sie zu einer der bekanntesten Batteriezellen der Welt und zum Gegenstand von vielen Untersuchungen. Durch die kleine Zellkapazität bringt sie zudem eine gute Skalierbarkeit mit sich [119]. Während kleineren Zellen im Allgemeinen eine höhere Betriebssicherheit zugesprochen wird, da ein Brand in einer einzelnen Zelle besser eingedämmt werden kann und die Gefahr eines Übergreifens des Feuers auf den Rest des Batteriepacks geringer ist, erhöhen sie auf Packebene jedoch die Gesamtmasse des Batteriesystems [116].

## Auslegung der Batteriepacks

Zunächst wird die Auslegung des Batteriepacks am Beispiel der vollelektrischen Konfiguration verdeutlicht. Anschließend werden die Auslegungsparameter für die hybridelektrische Konfiguration vorgestellt.

In einem Batteriepack werden einzelne Batteriezellen parallel und seriell zu einem Gesamtsystem verschaltet. Dabei bestimmen die parallel verbundenen Zellen ( $n_p$ ) die Nennkapazität, während die in Serie verbundenen Zellen ( $n_s$ ) die Nennausgangsspannung des Batteriesystems bestimmen [154]. Dieser Zusammenhang ist in Abbildung 3.8 schematisch verdeutlicht.

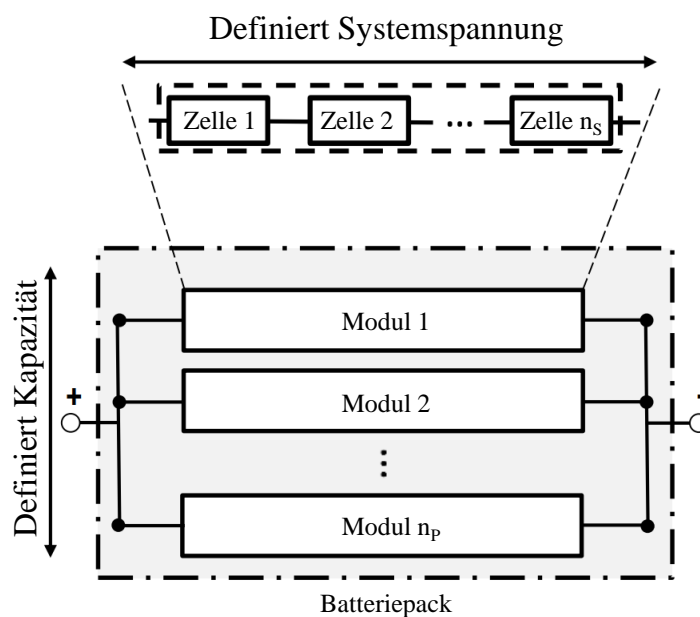


Abbildung 3.8 Schematische Verschaltung der Batteriezellen zu einem Batteriepack [154].

Auf Grundlage dieses Zusammenhangs und der Leistungsparameter der verwendeten Batteriezellen, lässt sich unter Berücksichtigung des Energie- und Leistungsbedarfs der Flugmission das Batteriesystem dimensionieren. Hierbei orientiert sich die folgende Auslegung an Ng et al. [108] und Rosenberg [119]. Die Leistungsparameter der verwendeten Batteriezelle 18650PF sind aus Veröffentlichungen des Herstellers Panasonic entnommen [110][109] und in Tabelle 3.5 aufgelistet. Dabei handelt es sich um die Nennwerte der Kapazität ( $C_{\text{nenn}}$ ), der Energie ( $E_{\text{nenn}}$ ), der Stromstärke ( $I_{\text{nenn}}$ ), der Spannung ( $U_{\text{nenn}}$ ), und der Masse ( $m_z$ ) einer einzelnen Zelle.

Tabelle 3.5 Leistungsparameter der Batteriezelle [110][109].

$C_{\text{nenn}}$	$E_{\text{nenn}}$	$I_{\text{nenn}}$	$U_{\text{nenn}}$	$m_z$
2,9 Ah	10,44 Wh	10 A	3,6 V	48 g

Neben diesen Zellparametern werden für die Auslegung zusätzlich Werte für die geforderte Energie ( $E_{B,tot}$ ), die geforderte maximale Leistung ( $P_{B,max}$ ) und die Systemspannung der Batterie ( $U_{B,sys}$ ) benötigt. Das in Abschnitt 3.3.2 aufgestellte Leistungsprofil liefert hierbei die Werte für die geforderte Energie und Leistung des Batteriesystems. Um alle vorgesehenen Operationsszenarien bedienen zu können, dient dabei das Flugszenario mit dem höchsten Energiebedarf als Grundlage für die Auslegung der Batterie. Dieses Szenario ist durch die längste vorgesehene Flugstrecke inklusive der Reserveemission charakterisiert (siehe Abschnitt 3.3). Die Spannung des Batteriesystems wird auf 3 kV festgelegt und orientiert sich damit an einer Studie von Vratny et al., in der Parameter für ein batterieelektrisches Flugzeug definiert werden [154]. Die genannten Auslegungsparameter des Batteriesystems sind in Tabelle 3.6 für das vollelektrische System aufgelistet.

**Tabelle 3.6** Auslegungsparameter des Batteriesystems des vollelektrischen Antriebs, um das erforderliche Leistungsprofil der Mission zu gewährleisten.

$E_{B,tot}$	$P_{B,max}$	$U_{B,sys}$
37,29 MWh	25,77 MW	3 kV

Die Anzahl der in Serie geschalteten Batteriezellen ( $n_s$ ) berechnet sich nach Ng et al. [108] und Rosenberg [119] aus der Systemspannung und der Nennspannung der einzelnen Zellen mit Gleichung 3.1, wobei auf ganze Zahlen aufgerundet wird.

$$n_s = \frac{U_{B,sys}}{U_{nenn}} = 834 \quad (3.1)$$

Für die Bestimmung der Anzahl an parallel geschalteten Batteriezellen ( $n_p$ ) müssen zunächst zwei Werte für die Kapazität der Batterie berechnet werden. Dabei handelt es sich zum einen um die benötigte Kapazität für die Bereitstellung der gesamten Missionsenergie ( $C_{B,E}$ ). Zum anderen handelt es sich um die geforderte Kapazität für die Bereitstellung der maximalen Batterieleistung ( $C_{B,P}$ ). Hierbei darf der maximale Entladestrom der Zelle nicht überschritten werden, was durch die Berechnung der maximalen C-Rate ( $\zeta$ ) berücksichtigt wird. Die Kapazitäten werden mit Gleichung 3.2 bzw. 3.3 berechnet.

$$C_{B,E} = \frac{E_{B,tot}}{U_{B,sys}} = 12\,431 \text{ Ah} \quad (3.2)$$

$$C_{B,P} = \frac{P_{B,max}}{\zeta \cdot U_{B,sys}} = 2\,490 \text{ Ah} \quad (3.3)$$

$$\text{mit } \zeta = \frac{I_{nenn}}{C_{nenn}} = 3,45 \text{ h}^{-1} \quad (3.4)$$

Aus dem größeren der beiden Werte und der Nennkapazität der einzelnen Zellen wird die Anzahl der parallel geschalteten Batteriezellen bestimmt. Da die unteren 20% SOC der Kapazität als Reserve vorgesehen sind, wird ein zusätzlicher Faktor von 0,8 inkludiert. Dieser Bereich sollte im normalen Flugbetrieb vermieden werden, da in einem unteren SOC-Bereich von 10-20% ein erhöhtes Degradationsverhalten zu erwarten ist [140]. Die Anzahl der parallel geschalteten Zellen wird dann mit Gleichung 3.5 berechnet, wobei auf ganze Zahlen aufgerundet wird.

$$n_p = \frac{\max(C_{B,E}, C_{B,P})}{C_{\text{nenn}} \cdot 0,8} = 5\,359 \quad (3.5)$$

Dabei ist zu erkennen, dass die Kapazität für die Bereitstellung der Gesamtenergie der Mission dimensionierend für die Auslegung der parallel geschalteten Zellen ist. Die geforderte Maximalleistung könnte auch mit weniger Zellen erreicht werden, ohne dass der maximale Endladestrom der Zellen überschritten wird. Diese Erkenntnis deckt sich mit der Batterieauslegung für ein Flugtaxi, die in der Arbeit von Rosenberg vorgenommen wird [119].

Die Kenngrößen der Batteriepacks sind in Tabelle 3.7 zusammengefasst. Die Gesamtzahl der Zellen ergibt sich aus der Multiplikation von seriellen und parallelen Zellen. Die tatsächliche Kapazität der Batteriepacks ergibt sich aus der Anzahl der Zellen, multipliziert mit der Nennenergie der einzelnen Zellen, während sich die Gesamtmasse des Zellverbunds aus der Anzahl der Zellen und der Masse einer Zelle ergibt. Die Packmasse bezieht sich dabei nur auf die Gesamtmasse der Zellen, wobei zusätzliche strukturelle Elemente nicht berücksichtigt sind.

**Tabelle 3.7** Kenngrößen der Batteriepacks des vollelektrischen Systems.

Zellanzahl	Gesamtkapazität	Packmasse <sup>1</sup>
4 469 406	46,66 MWh	214 531 kg

<sup>1</sup> Ausschließliche Berücksichtigung der Zellmassen.

Unter Berücksichtigung der aktuellen Energiedichte der verwendeten Zellen von Panasonic (217,5 Wh/kg) übersteigt die gesamte Packmasse deutlich den Rahmen einer realistischen Flugzeugkonfiguration. Mit ca. 214 t entspricht die Masse des Zellverbunds beinahe dem Dreifachen der maximalen Startmasse eines konventionellen A320. Diese Ergebnisse decken sich mit den meisten Literaturstudien, in denen davon ausgegangen wird, dass eine technische Umsetzung eines größeren vollelektrischen Flugzeugs auf LIB-Basis in der näheren Zukunft nur sehr schwer realisierbar ist [82]. Auch bei vielen kleineren Flugzeugen geht der elektrische Antrieb im Vergleich zum konventionellen Flugzeug mit einer Anpassung des Missionsprofils einher, wobei teilweise deutliche Reduktionen der vorgesehenen Reichweite und Nutzlast notwendig sind [10][17]. Bei vielen Entwürfen sind auch kerosinbetriebene Motoren oder Turbinen als *Range Extender* vorgesehen [66].



Unter der optimistischeren Annahme einer potentiellen Energiedichte von 500 Wh/kg [123][65] besitzt der Zellverbund eine Masse von ca. 93 t und befindet sich weiterhin außerhalb einer realistischen Umsetzung. Dennoch soll im Rahmen dieser Arbeit ein Vergleich der Instandhaltungskosten zwischen der vollelektrischen und der konventionellen Antriebskonfiguration durchgeführt werden. Die Änderungen der Materialkosten, die eine Modifikationen des Antriebssystems mit sich bringt, können auch unabhängig von einer technischen Realisierung des Entwurfs interpretiert und gegebenenfalls auf kleinere Flugzeugklassen projiziert werden. Für eine realistischere Antriebskonfiguration, die auch in der Größenklasse eines A320 umsetzbar ist, soll hier auf das im Folgenden ausgelegte hybridelektrische Antriebssystem verwiesen werden.

### Auslegung der Batteriepacks des hybridelektrischen Systems

Die Auslegung der Batteriepacks für das hybridelektrische System erfolgt analog zu der Auslegung des vollelektrischen Systems. Die Systemspannung der Batterie beträgt dabei ebenfalls 3 kV. Auf Grundlage des gesamten Energiebedarfs der Batterie von ca. 2,675 MWh und einer maximalen Gesamtleistung während des Starts von 2,97 MW ergeben sich die in Tabelle 3.8 zusammengefassten Kenngrößen der Batteriepacks. Mit der aktuellen Energiedichte der Batteriezellen wird die Gesamtmasse des Zellverbunds zu ca. 15,4 t berechnet. Dies wird als eine technisch realisierbare Systemmasse eingeschätzt, die durch eine zukünftige Erhöhung der Energiedichte von LIBs [65] weiter verringert werden kann. Eine Integration dieses Batteriesystems in einen konventionellen A320 könnte jedoch mit notwendigen Anpassungen des Missionsprofils einhergehen, die im Rahmen dieser Arbeit nicht untersucht werden.

**Tabelle 3.8** Kenngrößen der Batteriepacks des hybridelektrischen Systems.

Zellanzahl	Gesamtkapazität	Packmasse <sup>1</sup>
321 090	3,35 MWh	15 412 kg

<sup>1</sup> Ausschließliche Berücksichtigung der Zellmassen.

### Auswahl und Charakterisierung des Batteriemanagementsystems

Für den optimalen Betriebsbereich des Batteriesystems und die Vermeidung von schädlichen oder unzulässigen Operationsbereichen ist die Anbindung der Batterie an ein BMS unabdingbar. Das BMS lenkt den Lade- und Entladevorgang der Batterie und das Kühlsystem während des Betriebs. Dabei werden sowohl die Betriebszyklen als auch der Batteriezustand während des Betriebs überwacht und kontrolliert. Um dies zu realisieren, werden kontinuierlich Batteriedaten durch Sensoren gemessen (z.B. Spannung, Stromstärke, SOC oder Temperatur), die anschließend vom BMS verarbeitet werden. Das BMS kann somit auch die Funktion eines *Health Monitoring Systems* einnehmen [32]. Neben der effizienten Betriebssteuerung und der Vermeidung von starken Degradationsbereichen soll dadurch auch die Betriebssicherheit der Batterie gewährleistet werden. In einem großen Zellenverbund, wie beim Batteriesystem in dieser Arbeit, ist eine

wesentliche Aufgabe auch die Gewährleistung eines gleichmäßigen Betriebs der einzelnen Zellen. Für eine umfangreiche Auflistung der Aufgaben einer BMS-Einheit sei hier auf die Arbeit von Damiano et al. verwiesen [46].

Ein BMS ist ein integriertes Steuersystem bestehend aus Mikrocontrollern. Im Allgemeinen werden die gemessenen Batteriedaten auf den Mikrocontrollern mittels eingebetteter Algorithmen ausgewertet [64]. Da es sich dabei um ein komplexes Zusammenspiel aus Software- und Hardwareeinheiten handelt, lassen sich der detaillierte Aufbau und die spezifische Funktionsweise dieses Systems nur schwer generalisieren [65]. Eine detailliertere Charakterisierung und Auslegung dieser Einheit würde zudem den Rahmen dieser Arbeit übersteigen. Daher wird sich in den folgenden Abschnitten auf eine existierende BMS-Einheit für eine LIB aus dem Stromerzeugungssystem eines Airbus A350 berufen. Für eine schematische Beschreibung eines möglichen Aufbaus einer BMS-Einheit sei an dieser Stelle auf die Arbeit von Tang et al. verwiesen [145]. Für eine detailliertere Beschreibung der Topologie und Architektur sei auf Gabbar et al. [62] und See et al. verwiesen [132].

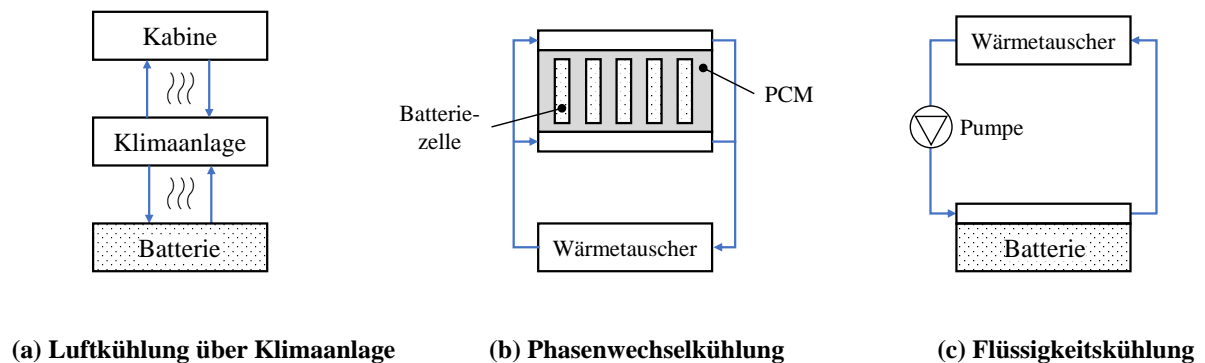
### **Auswahl und Charakterisierung des Batteriekühlsystems**

In diesem Abschnitt wird zunächst die Bedeutung des BCS für den Betrieb des Batteriesystems erläutert. Anschließend werden drei mögliche Grundkonzepte für die Umsetzung eines BCS vorgestellt. Auf dieser Grundlage wird dann ein passendes Konzept für die Konfiguration in dieser Arbeit ausgewählt.

Neben dem BMS ist das BCS ein wesentlicher Bestandteil für den Betrieb eines Batteriesystems. LIBs erzeugen beim Laden und Entladen verschiedene Arten von irreversibler Wärme [119]. Diese Wärmeproduktion erhöht die Temperatur der Batterie im Betrieb und kann einen großen Einfluss auf die Sicherheit und Funktionalität nehmen. Temperaturen oberhalb und unterhalb des optimalen Betriebsbereichs bringen Einbußen in der verfügbaren Leistung und Kapazität mit sich, während Temperaturschwankungen oft als einer der größten Einflussfaktoren der Batteriedegradation angesehen werden [54]. Neben Leistungseinbußen sind Batterien bei hohen Temperaturen anfälliger für thermisches Durchgehen [65]. Dabei handelt es sich um eine exotherme chemische Reaktion, bei der sich der Elektrolyt zersetzt und die Zelle entflammen oder explodieren kann [1]. Aufgrund der hohen Wärmeentwicklung der Batterie während starker zyklischer Belastungen muss das BCS insbesondere eine zuverlässige Wärmeabfuhr gewährleisten [119]. Während unter bestimmten Operationsbedingungen auch eine Beheizung der Batteriezellen notwendig sein kann, wird in dieser Arbeit angenommen, dass bei normalem Betrieb vor allem die obere Grenze des Betriebsbereichs der Temperatur dimensionierend ist. Dies deckt sich mit Erfahrungswerten aus vergleichbaren Anwendungsbereichen [44][39]. Aus diesem Grund wird der Fokus auf das Kühlsystem der Batterie gelegt.

Für die Umsetzung des BCS gibt es verschiedene Konzepte, deren Unterteilung unter Verwendung von unterschiedlichen Kriterien vorgenommen werden kann. Im Rahmen dieser Arbeit erfolgt eine erste Kategorisierung auf Grundlage des verwendeten

Kühlmediums. Im Folgenden werden drei mögliche Grundstrategien vorgestellt und hinsichtlich ihrer Eignung für ein Batteriesystem eines elektrisch angetriebenen A320 untersucht. In Abbildung 3.9 ist der Aufbau der drei vorgestellten Grundkonzepte schematisch dargestellt.



**Abbildung 3.9** Schematische Wirkprinzipien der vorgestellten Kühlkonzepte. Darstellung orientiert sich an Kim et al. [89].

**Luftkühlung:** Bei der Luftkühlung handelt es sich um die einfachste Art der Zellkühlung. Dabei umströmt die Umgebungsluft über Luftkanäle die Batteriezellen und sorgt für den Wärmeabtransport. Dieses System überzeugt vor allem durch eine geringe Komplexität und eine geringe Anzahl an zusätzlichen Komponenten. Dadurch bringt ein luftbasiertes Kühlsystem geringe Kosten, eine geringe Systemmasse und ein gutmütiges Instandhaltungsverhalten mit sich [89]. Zudem kann der Kühlkreislauf der Batterie in die Klimaanlage der Flugzeugkabine integriert werden [18]. Allerdings ist die Wärmekapazität und -leitfähigkeit von Luft deutlich geringer als von anderen Kühlmedien, sodass ein luftbasiertes System oft mit hohen Temperaturen und Inhomogenitäten zwischen den Zellen zu kämpfen hat [157][119]. Da bei einem Flugzeug der Größenklasse eines A320 eine sehr starke Wärmeproduktion der Batterie im Betrieb zu erwarten ist, wird die Luftkühlung in dieser Arbeit als ungeeignet für eine homogene und leistungsstarke Temperaturregelung eingeschätzt.

**Phasenwechselkühlung:** Die Phasenwechselkühlung basiert auf Phase Change Materials (PCMs). Diese Materialien können durch die Durchführung eines Phasenwechsels große Wärmemengen aufnehmen, ohne wesentliche Temperatur- und Volumenänderungen zu erfahren [45]. Durch eine sehr hohe Wärmespeicherfähigkeit kann ein weiter Temperaturbereich abgedeckt werden [12]. Ein auf PCMs basiertes Kühlsystem ist zum aktuellen Zeitpunkt in der Luftfahrt noch nicht im kommerziellen Einsatz und bringt zudem noch einige technische Herausforderungen mit sich [157]. Aufgrund des noch geringen technologischen Reifegrads und der damit einhergehenden schlechten Datenlage wird dieses System als ungeeignet für die Analyse in dieser Arbeit eingeschätzt.

**Flüssigkeitskühlung:** Bei der Flüssigkeitskühlung zirkuliert das Kühlmedium (beispielsweise Öl oder Wasser) in einem Kreislauf und führt die aufgenommene Wärme

anschließend einem Wärmetauscher zu. Aufgrund des höheren Wärmeübertragungskoeffizienten besitzt dieses System im Vergleich zur luftbasierten Strategie eine höhere Effektivität und Kühlleistung [157]. Zudem ist das System gut geeignet, um eine stabile Betriebstemperatur zu gewährleisten [12]. Durch zusätzliche Komponenten erhöhen sich jedoch die Komplexität, der Instandhaltungsaufwand und die Systemmasse. Ein Beispiel für den Einsatz eines flüssigkeitsbasierten BCS in einem Flugzeug ist die Velis Electro von Pipistrel [24].

Aufgrund der hohen Kühlleistung und des hohen technologischen Reifegrads wird die Flüssigkeitskühlung als geeignetes System für die Analyse in dieser Arbeit eingeschätzt. Das BCS wird dabei als eine von der Batterie unabhängige LRU betrachtet. Auf SRU-Ebene wird hier für die Instandhaltungsanalyse vereinfacht angenommen, dass das System aus drei Hauptkomponenten besteht. Die Rohrleitungen stellen den Kühlkreislauf dar und sorgen für den Wärmeaustausch zwischen den Batteriezellen und dem Kühlsystem. Die Pumpe sorgt für die Zirkulation des Kühlmediums innerhalb der Rohrleitungen. Der Wärmetauscher sorgt schließlich für die Ableitung der aufgenommenen Wärme.

Neben den vorgestellten Grundkonzepten lassen sich Kühlsysteme für Batterien noch weiter unterteilen. So kann beispielsweise die thermische Anbindung der Zellen an das gesamte Kühlsystem als Bewertungsgrundlage herangezogen werden. Systeme, bei denen die Zelle thermisch kontaktiert wird, lassen sich beispielsweise in Konzepte mit Bodenkühlung, Seitenkühlung und Ableiterkühlung untergliedern [119]. Andere Kategorisierungen sind beispielsweise unter den folgenden Kriterien möglich: Aktive oder passive, serielle oder parallele und interne oder externe Systeme [157]. Außerdem können Kühlsysteme mit mehr als einem Kühlkreislauf ausgelegt werden. Durch ihre hohe Effektivität bei extremen C-Rates [119] bringen diese Systeme Potential für den Einsatz in einem elektrisch angetriebenen Flugzeug mit, werden aber aufgrund der höheren Systemkomplexität in dieser Arbeit nicht berücksichtigt.

### 3.4.2 Verteilungssystem

In diesem Abschnitt werden die Komponenten des Verteilungssystems charakterisiert. Zunächst werden das Kabelsystem und eine passende Systemspannung ausgewählt. Anschließend werden die Komponenten der Leistungselektronik beschrieben.

#### Auswahl und Charakterisierung des Kabelsystems

Um in einem Flugzeug den Abstand zwischen der Position des Speichersystems und der mechanischen Antriebsstränge zu überbrücken, werden Kabel für die Stromleitung benötigt. In diesem Abschnitt sollen eine geeignete Kabelart sowie die Netzspannung des Verteilungssystems ausgewählt werden.

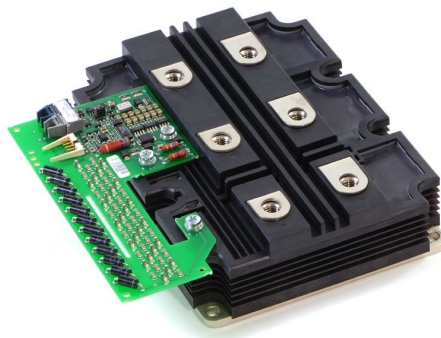
Bei der Wahl der Systemspannung kann grundsätzlich zwischen Niederspannung und Hochspannung sowie zwischen Wechselspannung und Gleichspannung unterschieden werden. Aktuell kommen in den meisten Passagierflugzeugen Gleichspannungen mit Spannungsleveln von bis zu 540 V ( $\pm 270$  V) oder Wechselspannungen mit 115 V zum Einsatz [12][22]. Diese Niederspannungsnetze sind dabei primär für die Sekundärsysteme ausgelegt. Elektrische Antriebssysteme bringen jedoch Leistungsanforderungen mit sich, die von herkömmlichen Standards nicht erfüllt werden können, und benötigen daher den Einsatz von Hochspannungsnetzen. Die Wahl einer Hochspannung ermöglicht eine signifikante Reduktion der Stromstärke und dadurch kleinere Kabeldurchmesser sowie kompaktere Leistungselektronik [123]. Dies ist für die sehr strikten volumetrischen und gravimetrischen Beschränkungen bei der Auslegung eines elektrisch angetriebenen Flugzeugs von Vorteil. Die Wahl einer Gleichspannung ermöglicht im Vergleich zur Wechselspannung eine Reduktion der Systemkomplexität [123]. Unterschiedliche Literaturstudien empfehlen dabei ein Spannungslevel von 3 kV ( $\pm 1,5$  kV), das sich als potentieller neuer Standard durchsetzen und optimal hinsichtlich Systemeffizienz und Masse zeigen könnte [37][154][123]. Dieses Spannungslevel entspricht dabei der angenommenen Systemspannung der Batterie (siehe Abschnitt 3.4.1). Im Vergleich mit Kabelsystemen für Niederspannungen müssen hierbei jedoch zusätzliche Entwurfsanforderungen berücksichtigt werden, wie zum Beispiel eine stärkere Isolierung [121].

Bei der Kabelart lassen sich Kabelsysteme bestehend aus konventionellen Leitermaterialien und Systeme mit Hochtemperatursupraleitern bzw. High-Temperature Superconductivity (HTS) Komponenten unterscheiden. Für konventionelle Kabelmaterialien sind vor allem Kupfer und Aluminium verbreitet [143]. Bei Supraleitern handelt es sich um Materialien, deren elektrischer Widerstand unterhalb einer kritischen Temperatur praktisch null ist. Dadurch können die gravimetrische spezifische Leistung und der Wirkungsgrad der elektrischen Komponenten erheblich verbessert werden [113]. Im Vergleich zu konventionellen Kabeln können enorme Stromdichten realisiert werden und kleinere Geometrien würden potentielle Masseneinsparungen mit sich bringen [143]. Um diese Betriebstemperatur zu gewährleisten, wird jedoch eine extreme Kühlleistung benötigt, die beispielsweise durch ein kryotechnisches Kühlsystem mit Flüssigstickstoff oder Flüssigwasserstoff realisiert werden könnte [143]. In vielen Literaturstudien wird

davon ausgegangen, dass die HTS-Technologie die Grundlage für die Realisierung von elektrischen Antriebssystemen von Verkehrsflugzeugen bilden könnte [113]. Die hohen Anforderungen an die Leistungsdichte und Effizienz der Komponenten scheint dabei von konventionellen Materialien nicht erfüllbar zu sein. In der Größenordnung eines A320 deuten Untersuchungen darauf hin, dass supraleitende Technologien notwendig für die Umsetzung eines elektrischen Antriebs sein werden [160]. Diese Technologie ist jedoch noch weit von einem kommerziellen Einsatz in einem Flugzeug entfernt und hat noch mit ungelösten technischen Herausforderungen zu kämpfen. Daher werden für die Analyse in dieser Arbeit konventionelle Kabelmaterialien angenommen.

### Auswahl und Charakterisierung der Leistungselektronik

Das Verteilungssystem setzt sich neben dem Kabelsystem vor allem aus Komponenten der Leistungselektronik zusammen. Dabei kommen Stromrichter (hier in Form von Gleichspannungswandlern und Wechselrichtern) und Schutzschaltungen zum Einsatz. Alle der genannten Komponenten basieren dabei auf elektrischen Schaltelementen in Form von Halbleiterbauelementen. Im Rahmen dieser Arbeit werden die verschiedenen Arten vorgestellt, wobei jedoch nicht auf die detaillierte Topologie eingegangen wird.



**Abbildung 3.10** Beispielhafte Darstellung einer IGBT-Einheit [143], die in dieser Arbeit als Grundlage der Leistungselektronik angenommen wird.

Die in der Luftfahrt und im Automobilssektor am häufigsten verwendete Art dieser Bauelemente sind Bipolartransistoren mit isolierter Gate-Elektrode bzw. Insulated Gate Bipolar Transistors (IGBTs) [65]. Abbildung 3.10 zeigt beispielhaft eine IGBT-Grundeinheit. Daneben gelten vor allem Metall-Oxid-Halbleiter-Feldeffekttransistoren, bzw. Metal Oxide Semiconductor Field Effect Transistors (MOSFETs), als vielversprechend. Als Halbleitermaterial kommt aktuell hauptsächlich Silizium zum Einsatz, während für zukünftige Anwendungen Siliziumkarbid viel Potential mit sich bringt [65]. Im Vergleich zu auf Silizium basierten IGBTs, bieten auf Siliziumkarbid basierte MOSFETs eine Reihe von Vorteilen. So haben sie in der Regel kürzere Schaltzeiten, geringere Schaltverluste, weniger strikte Temperaturlimits, eine höhere Zuverlässigkeit, einen

geringeren Platzbedarf und können für höhere Spannungsbereiche eingesetzt werden [25]. Wie im vorherigen Abschnitt erläutert, wird das Verteilungssystem mit Hochspannung ausgelegt. Aktuell wird an MOSFETs für bis zu 6,5 kV geforscht, deren kommerzieller Einsatz jedoch nicht vor 2040 erwartet wird [53]. In der Automobilbranche kommen auf Siliziumkarbid basierte MOSFETs bereits kommerziell zum Einsatz, in der Luftfahrt sind jedoch noch hauptsächlich konventionelle IGBTs verbreitet [134][143]. Auch wenn auf Siliziumkarbid basierte MOSFETs für den Einsatz in einem elektrischen Antriebsstrang im MW-Bereich potentiell besser geeignet sind, wird aufgrund der ungenügenden Datenlage in der Instandhaltungsanalyse der vorliegenden Arbeit von konventionellen IGBTs ausgegangen. Für weiterführende Informationen zu auf Siliziumkarbid basierten MOSFETs soll hier auf die Arbeit von Shi et al. verwiesen werden [134].

### **Stromrichter**

Wichtige Kriterien bei der Auswahl eines geeigneten Stromrichters für den Einsatz in einem Flugzeug sind die Leistungsdichte und Schaltfrequenz. Um die Systemmasse so gering wie möglich zu halten, sollten Stromrichter hohe Leistungsdichten und hohe Schaltfrequenzen aufweisen [22]. Zusätzlich zu diesen Kriterien sollten Stromrichter für ein elektrisches Antriebssystem eine hohe maximal zulässige Leistung besitzen [65].

Gleichspannungswandler (*Converter*) dienen in der hier untersuchten Konfiguration als Schnittstelle zwischen dem Speichersystem und den jeweiligen elektrischen Stromkreisen für den Antriebsstrang und der Sekundärsysteme. Dabei können sie im Allgemeinen unterschiedliche Spannungsniveaus zwischen den einzelnen Stromkreisen realisieren, indem sie eine am Eingang zugeführte Gleichspannung in ein höheres, niedrigeres oder invertiertes Spannungsniveau umwandeln [22]. Dies ist vor allem für die Stromkreise der Sekundärsysteme notwendig, da sie in der Regel mit einem niedrigeren Spannungslevel arbeiten [65].

Wechselrichter (*Inverter*) kommen in diesem Antriebsstrang vor den elektrischen Motoren zum Einsatz und wandeln die Gleichspannung des Verteilungssystems in Wechselspannung um, die für den Motorbetrieb benötigt wird. Dabei kommt der Wechselrichter auch als Steuereinheit des Motors zum Einsatz und regelt die Drehzahl und das Drehmoment des Motors und somit die Leistung während des Betriebs [17].

### **Stromkreisunterbrecher**

Stromkreisunterbrecher sind elektrische Schutzschaltungen und für die Gewährleistung eines sicheren und zuverlässigen elektrischen Antriebssystems unabdingbar. Sie sollen innerhalb kurzer Zeit elektrische Störungen erkennen, lokalisieren und beheben [21] und dadurch alle relevanten elektrischen Komponenten des Antriebsstrangs vor Beschädigungen aufgrund Überstrom schützen. Diese Schutzschaltungen können bei Bedarf den Stromkreis des Antriebssystems an mehreren Stellen unterbrechen und somit den Ausfall des gesamten Antriebsstrangs verhindern.

Im Allgemeinen können Schutzvorrichtungen in mechanische, elektrische und hybride Systeme unterteilt werden. Mechanische Systeme besitzen in der Regel eine langsame

Reaktionszeit, sind anfällig für Lichtbögen und sind zudem nur für Wechselspannungen geeignet [21]. Daher werden sie für den Einsatz in dieser Antriebskonfiguration nicht berücksichtigt. Elektrische Schutzvorrichtungen zeichnen sich durch eine schnelle Reaktionszeit, eine gute Toleranz gegenüber Lichtbögen und eine sehr lange Lebensdauer aus, bringen in der Regel aber auch mehr Leistungsverluste mit sich [21]. Zudem muss aufgrund der Wärmeverluste ein Kühlsystem integriert werden [121]. Hybride Systeme kombinieren mechanische und elektrische Systemeigenschaften und sollen so die jeweiligen Vorteile miteinander vereinen [121]. Diese Systeme sind jedoch schwierig zu entwerfen und befinden sich aktuell erst vereinzelt im industriellen Einsatz [53]. Da die Datenlage daher eine Zuverlässigkeitsanalyse nur schwierig ermöglicht, werden sie für diese Arbeit nicht in Erwägung gezogen. Aus der Literatur geht hervor, dass elektrische Schutzvorrichtungen in Form von Solid-State Circuit Breakers (SSCBs) aktuell am besten für den Einsatz in einem elektrischen Antriebsstrang eines Flugzeugs geeignet sind und auch Potential für MW-Anwendungen besitzen [37]. Daher wird auch in dieser Arbeit von SSCBs als Schutzvorrichtung ausgegangen. Während sie für Systeme bis 270 V als *State of the Art* gelten, müssen sie für den Betrieb mit höheren Spannungen noch entwickelt werden [123].

### 3.4.3 Mechanisches Antriebssystem

In diesem Abschnitt werden die Komponenten des mechanischen Antriebssystems charakterisiert. Zunächst wird ein passendes Motorsystem ausgewählt. Anschließend werden die Propeller- und Getriebeeinheiten näher beschrieben.

#### Auswahl und Charakterisierung des Motors

Leistungsstarke elektrische Motoren kommen aktuell bereits in Autos, Schiffen und industriellen Anwendungen zum Einsatz. Auch für den Einsatz in kleineren Flugzeugen existieren bereits elektrische Motoren, hier soll beispielhaft auf die Hersteller magniX [99] und EMRAX [55] verwiesen werden. Eine Skalierung der Motoren aus diesen Anwendungsbereichen auf die Leistungsanforderungen eines vollelektrischen Flugzeugs in der Größe eines A320 bringt jedoch einige Herausforderungen mit sich. Aufgrund der luftfahrtspezifischen Anforderungen im Betriebsbereich und der Sicherheit der Motoren wäre ein starker Anstieg der Masse und des Volumens unvermeidbar [160]. Um diese Hürde zu überwinden, bietet sich analog zur Charakterisierung des Verteilungssystems in Abschnitt 3.4.2 die Verwendung von supraleitenden Systemen an. HTS-Motoren könnten 2-3 mal leichter als vergleichbare konventionelle Motoren ausgelegt werden [160]. Mit ihrer hohen Effizienz und Leistungsdichte könnten sie vollelektrische Flugzeuge mit bis zu 180 Passagieren realisieren, werden jedoch frühestens 2050 für den kommerziellen Einsatz erwartet [68]. Um eine Datenlage für die Zuverlässigkeitsanalyse in dieser Arbeit zu schaffen, werden daher konventionelle elektrische Motoren angenommen.



Die wichtigsten Kriterien bei der Wahl eines elektrischen Motors für den Einsatz in einem elektrischen Antriebsstrang eines Flugzeugs sind die spezifische Leistungsdichte und die Betriebsdrehzahl [65]. Aus verschiedenen Untersuchungen in der Literatur geht hervor, dass unter den konventionellen Systemen Permanentmagnet-Synchronmotoren (PMSMs) das größte Potential für den Einsatz in einem Antriebsstrang im MW-Bereich besitzen [121][83]. Diese Motoren zeichnen sich durch eine hohe Leistungsdichte, eine hohe Effizienz und eine hohe Zuverlässigkeit aus [38].

### Auswahl und Charakterisierung des Kühlsystems der Motoren

Bei hohen Betriebsleistungen des Motors kommt es zu starken ohmschen Verlusten, die in Form von Wärme die Betriebstemperatur erhöhen [83]. Um eine hohe Leistungsdichte des elektrischen Motors zu gewährleisten, wird daher ein leistungsstarkes Kühlsystem benötigt. Hier bietet sich vor allem eine direkte Flüssigkeitskühlung an [156]. Dieses Kühlprinzip kommt bereits bei elektrischen Motoren kleinerer Flugzeuge zum Einsatz, wie zum Beispiel der Velis Electro von Pipistrel, bei der Wasser als Kühlmittel verwendet wird [116]. Für einen umfangreichen Überblick verschiedener Kühlsysteme sei hier auf die Charakterisierung des Batteriekühlsystems in Abschnitt 3.4.1 verwiesen. Das Motorsystem inklusive Kühlsystem ist beispielhaft in Abbildung 3.11 dargestellt.

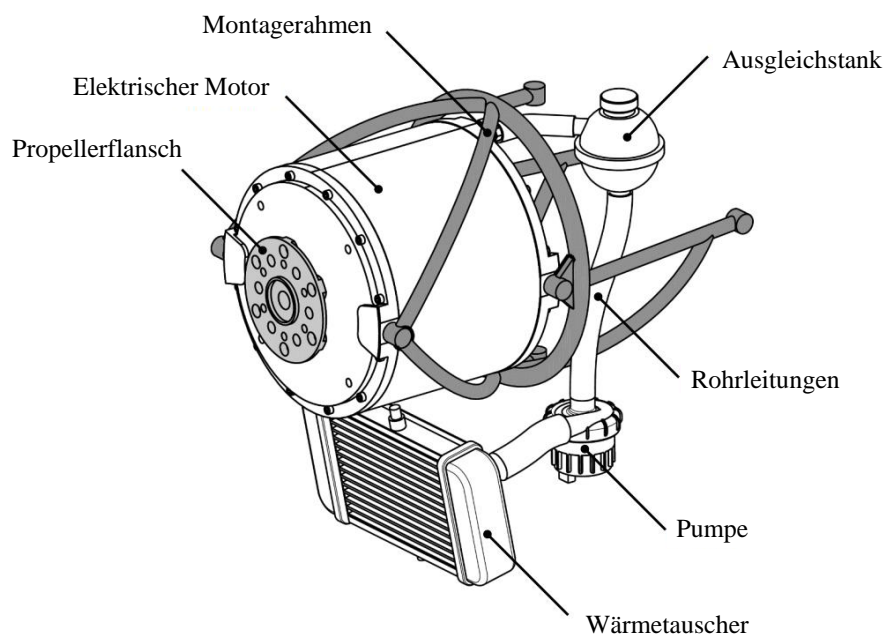


Abbildung 3.11 Motoreinheit inklusive Kühlsystem [66].

## Auswahl und Charakterisierung des Propellers

Bei der Wahl der vortriebserzeugenden Komponente können im Allgemeinen sowohl Fans als auch Propeller zum Einsatz kommen. Während in der Literatur Studien mit beiden Antriebskomponenten existieren [10][17], kann zum aktuellen Zeitpunkt noch keine abschließende Entwurfsentscheidung getroffen werden. Wird das konventionelle Mantelstromtriebwerk durch einen elektrischen Motor ersetzt, so werden bei geringeren Fluggeschwindigkeiten Propeller im Allgemeinen als effizientere Methode angesehen [15]. Fans hingegen sind für höhere Fluggeschwindigkeiten besser geeignet. Für den vollelektrischen Antriebsstrang in dieser Arbeit wird die Verwendung eines Propellers angenommen. Dabei soll es sich jedoch nicht um eine finale Entwurfsentscheidung handeln. Bei einem ausführlicheren Flugzeugentwurf muss die Verwendung des Propellers gegenüber der Verwendung eines Fans neu bewertet werden. Außerdem muss dann berücksichtigt werden, dass die Verwendung eines Propellers im Vergleich zum konventionellen Referenzflugzeug A320 relevante Änderungen in den Betriebsbedingungen mit sich bringt, wie zum Beispiel Änderungen der optimalen Reisegeschwindigkeit und der optimalen Flughöhe. Aufgrund der komplexen Abschätzung dieser Änderungen sind sie kein Bestandteil dieser Arbeit und die Betriebsbedingungen werden vereinfacht als konstant angenommen.



**Abbildung 3.12** Propellerkonfiguration einer ATR 42/72 [14], die für den Propeller in dieser Arbeit als Referenz dient.

Für die Wahl des Propellers wird sich in dieser Arbeit an existierenden Flugzeugen orientiert. Da sich zum aktuellen Zeitpunkt keine mit Propellern ausgestatteten Passagierflugzeuge in der Größenklasse eines A320 im kommerziellen Betrieb befinden, wird dafür auf Regionalflugzeuge mit Turboprop-Antrieb zurückgegriffen. In diesem Bereich bietet sich als Referenzflugzeug eine Avions de Transport Régional (ATR) 42/72 [14] an, da diese Flugzeugfamilie mit einer maximalen Sitzanzahl von 78 zu einem der größten Passagierflugzeuge mit Turboprop-Antrieb gehört und mit 950 aktiven Einheiten zudem das am weitesten verbreitete Modell in dieser Klasse darstellt (Stand 2017) [149]. Das hierbei verwendete Propellermodell 568F des Herstellers Collins Aerospace (früher

Hamilton Sundstrand) spiegelt den modernen Stand der Propellertechnik wieder und bietet eine gute Datengrundlage als Referenz für die Instandhaltungsanalyse in dieser Arbeit. Hierfür wird angenommen, dass der Propeller einer ATR 42/72 in Größe und Ausführung vergleichbar mit einem Modell ist, das für den elektrischen Antriebsstrang eines A320 zum Einsatz kommen würde. Da die vollelektrische Antriebsarchitektur in dieser Arbeit im Vergleich zur konventionellen A320-Anordnung mit 4 statt 2 Antriebsmotoren ausgestattet ist und der Propellerdurchmesser somit kleiner gewählt werden kann, wird diese Annahme als valide eingeschätzt. Analog zu den moderneren Varianten der ATR 42/72 besteht ein einzelner Propeller in dieser Arbeit aus 6 Propellerblättern. Diese Propellerkonfiguration ist in Abbildung 3.12 dargestellt.

### Auswahl und Charakterisierung des Getriebes

Bei der Auslegung eines elektrischen Antriebsstrangs stellt sich die grundsätzliche Entwurfsfrage, ob ein Getriebe zum Einsatz kommt (*geared drive*) oder ob der Motor direkt den Propeller antreibt (*direct drive*). Grundsätzlich müssen bei dieser Entscheidung Vor- und Nachteile eines Getriebes abgewogen werden.

Im Allgemeinen treibt die Antriebswelle des elektrischen Motors den Propeller an. Dabei besitzen sowohl der elektrische Motor als auch der Propeller einen optimalen Betriebsbereich, der beispielsweise durch eine maximale Effizienz charakterisiert werden kann. Die jeweiligen optimalen Betriebsbereiche können sich zwar je nach Flugsegment überschneiden, sind aber im Allgemeinen unterschiedlich. Während elektrische Motoren typischerweise hohe spezifische Leistungen bei hohen Drehzahlen aufweisen, befindet sich die Drehzahl des Propellers für eine optimale Effizienz meist in niedrigeren Bereichen [25]. Ein Getriebe kann dabei Drehmoment und Drehzahl (die zusammen die Leistung bestimmen) zwischen dem Motor und dem Propeller umwandeln und somit zwei Betriebsbereiche schaffen, die für die jeweiligen Komponenten optimal gewählt werden können. Die Integration eines Getriebes bringt jedoch zusätzliche Masse, zusätzliche Kosten, eine erhöhte Systemkomplexität sowie einen erhöhten Instandhaltungsaufwand mit sich. Weiterhin bringen Getriebe Fehler- und Ausfallpotential mit sich und müssen bei der Bewertung der Zuverlässigkeit des gesamten Antriebsstrangs berücksichtigt werden.

Ein elektrischer Motor kann im Allgemeinen auch ohne Getriebe so ausgelegt werden, dass seine Nenndrehzahl niedrig genug ist, um innerhalb eines akzeptablen Betriebsbereichs des Propellers zu liegen [65]. Dies könnte auch ohne eine signifikante Einschränkung der Motoreffizienz erreicht werden, da sich die Effizienz bei vielen konventionellen Motoren über einen großen Betriebsbereich nahezu konstant verhält [68]. Um die gleiche Leistung bereitzustellen, müssten diese langsamlaufenden Motoren jedoch mit einem hohen Drehmoment und einer hohen Stromstärke betrieben werden, was wiederum zu großen Kupferquerschnitten und hohen Motormassen führen würde. Daher besitzen schnelllaufende Motoren im Allgemeinen eine höhere spezifische Leistung, was für ein Flugzeug von Vorteil ist [58][127]. Auch in der Literatur gibt es zu dieser Entwurfsfrage unterschiedliche Ergebnisse. Während beispielsweise in der Arbeit von Ebersberger et al. für den vollelektrischen Antriebsstrang eines

Kurzstreckenflugzeugs ein *direct drive* als geeignet angenommen wird [53], wird in der Arbeit von Kammermann et al. ein Getriebe als notwendig eingeschätzt, um eine optimale Flugperformance zu erzielen [84]. Grundsätzlich kann angenommen werden, dass bei großen und leistungsstarken Flugzeugen ein Getriebe notwendig sein wird.

Bei der parallelen hybridelektrischen Antriebsarchitektur wird der elektrische Motor an der Niederdruckwelle des konventionellen Triebwerks zwischengeschaltet. Dabei ist die Verwendung eines Getriebes unumgänglich, um den Betriebsbereich des konventionellen Triebwerks nicht signifikant einzuschränken. Auch bei der vollelektrischen Antriebsvariante wird in dieser Arbeit von der Integration eines Getriebes ausgegangen. Eine detaillierte Auslegung des Getriebes wird dabei nicht vorgenommen. Für die Charakterisierung wird lediglich angenommen, dass ein Planetengetriebe inklusive einer Kupplungsmechanik für den Einsatz in einem elektrischen Antriebsstrang geeignet ist [68][133].

## 4 Verwendete Methodiken für die Instandhaltungsanalyse

Wie in Abschnitt 2.2.2 erläutert, existieren unterschiedliche Herangehensweisen für die Zuverlässigkeitsbewertung von Komponenten. In der vorliegenden Arbeit werden für die Zuverlässigkeits- und Kostenanalyse der Antriebssysteme unterschiedliche Methodiken angewendet, die in diesem Kapitel vorgestellt werden. Diese Methodiken dienen als Grundlage für die Instandhaltungsanalyse, deren Ergebnisse in Kapitel 5 vorgestellt werden.

### 4.1 Methodik für die konventionelle Antriebskonfiguration

Da es sich bei dem konventionellen Referenzflugzeug A320 um ein reales Passagierflugzeug handelt, das weltweit bei vielen Airlines verbreitet ist und viele geflogene Stunden aufweist, kann für die Zuverlässigkeitsanalyse der empirische Ansatz (siehe Abschnitt 2.2.2) gewählt werden. Dieser Ansatz stützt sich dabei auf die Erfahrungswerte der Zuverlässigkeit einzelner Komponenten des Antriebssystems.

Jeder Betreiber eines A320 (zum Beispiel Airlines, Regierungen oder Forschungseinrichtungen) erfasst Daten, wann und wie oft eine spezifische Komponente oder ein Komponentenverbund im Rahmen der ungeplanten Instandhaltung ausgebaut wird. Diese Aufzeichnungen werden an den Flugzeughersteller Airbus übermittelt, der daraus einen Datensatz erstellt, der für jede LRU die beiden folgenden Werte der letzten 5 Jahre enthält.

**Quantity-per-Aircraft Flight Hours (QPAFH):** Dieser Wert gibt die Flugstunden (FH) einer LRU für die gesamte globale Flotte an. Der Zusatz *Quantity-per-Aircraft* gibt dabei an, dass auch jede Version einer LRU berücksichtigt wird, die mehrmals als baugleiche Einheit in einem Flugzeug vorkommt.

**Number of Unscheduled Removals (NUR):** Dieser Wert gibt die Anzahl ungeplanter Ausbauten einer baugleichen LRU für die gesamte Flugzeugflotte an.

Auf diesen Datensatz können die Betreiber eines A320 für Instandhaltungsoptimierungen und Zuverlässigkeitsbewertungen zugreifen. Da das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) mit dem D-ATRA einen A320 zu Forschungszwecken betreibt [51], stehen diese Daten DLR-intern zur Verfügung und können im Rahmen der Analyse dieser Arbeit genutzt werden. Aus den genannten Werten lässt sich der über

die gesamte Flotte und die letzten 5 Jahre gemittelte MTBUR-Wert einer LRU mit Gleichung 4.1 berechnen. Dabei wird der QPAFH-Wert, der sich aus der Multiplikation der Anzahl der verbauten Einheiten einer LRU ( $n_{QPA}$ ) mit der Anzahl der Flugstunden ( $t_{FH}$ ) ergibt, in Relation zu der Anzahl der ungeplanten Ausbauten ( $n_{UR}$ ) gesetzt.

$$t_{MTBUR} = \frac{n_{QPA} \cdot t_{FH}}{n_{UR}} \quad (4.1)$$

Der MTBUR-Wert in diesem Datensatz berücksichtigt jedoch nicht, ob eine ausgebaute Komponente tatsächlich repariert oder ausgetauscht werden muss. Dies wird durch die sogenannten No Fault Found (NFF) Rate berücksichtigt. Komponenten, die zwar aufgrund einer Störungsmeldung oder eines Fehlverdachts ausgebaut wurden, im anschließenden Instandhaltungsprozess aber als funktionstüchtig erkannt werden, können wieder im Flugzeugbetrieb zum Einsatz kommen. Diese Komponenten verursachen in der Regel keine direkten Materialkosten und müssen somit von dieser Analyse ausgeschlossen werden. Die NFF-Rate ( $r_{NFF}$ ) beschreibt den Anteil der Ausbauten ohne erkennbare Funktionsbeeinträchtigung an der Gesamtzahl ungeplanter Ausbauten und setzt damit mit Formel 4.2 den MTBUR-Wert und den MTBF-Wert in Relation zueinander [74]. Mit der Kenntnis des NFF-Wertes kann der MTBUR-Wert mit Gleichung 4.3 in einen MTBF-Wert transferiert werden, der als Kehrwert der Ausfallrate das grundlegende Maß für die Zuverlässigkeitsanalyse dieser Arbeit darstellt (siehe Abschnitt 2.2.2).

$$r_{NFF} = 1 - \frac{t_{MTBUR}}{t_{MTBF}} \quad (4.2)$$

$$t_{MTBF} = \frac{t_{MTBUR}}{1 - r_{NFF}} \quad (4.3)$$

Die NFF-Rate ist von vielen verschiedenen Faktoren beeinflusst, die in der Arbeit von Hölzel aufgelistet werden [74]. Im Allgemeinen unterscheidet sich die Rate für verschiedene Arten von Komponenten. In der vorliegenden Arbeit wird vereinfacht angenommen, dass dieser Wert für alle Komponenten konstant ist. Die in der Literatur angegebenen NFF-Werte variieren dabei sehr stark in einem Bereich von ca. 10-60% [74][78][112]. Da die Wahl dieser Rate einen großen Einfluss auf die berechneten Instandhaltungskosten besitzt, wird für diese Arbeit ein konservativer Ansatz gewählt, sodass die Kosten nicht zu gering ausfallen. Dafür wird die NFF-Rate auf 15% festgelegt.

Die aufgezeichneten ungeplanten Ausbauten beinhalten neben degradationsbedingten Ausfällen auch Ausfälle aufgrund Nutzungsmissbrauch oder FODs, deren statistisches Auftreten einer zufälligen Charakteristik unterliegt. Diese Ausfallkategorie kann für die elektrische Antriebskonfiguration nicht abgeschätzt werden und ist daher kein Bestandteil in dieser Analyse. Bei der konventionellen Antriebskonfiguration können die Zuverlässigkeitsdaten nicht von dieser Ausfallkategorie bereinigt werden, da sie im

Datensatz von Airbus nicht gesondert aufgeführt werden. Es wird jedoch angenommen, dass der Einfluss dieser zufälligen Ausfallursachen im Vergleich zu degradationsbedingten Ausfällen bei den meisten Komponenten auf globaler Flottenebene gering ist [7].

Neben ungeplanten schadensbedingten Ausbauten kommen im Rahmen der Flugzeuginstandhaltung auch geplante Ausbauten hinzu. Diese sind hauptsächlich durch Austauschvorgänge von LLPs geprägt und müssen zusätzlich für das konventionelle Referenzflugzeug abgeschätzt werden. Die Austauschintervalle sind dabei für jede LLP-Komponente individuell und richten sich entweder nach den absolvierten Flugstunden oder Flugzyklen. Das MPD des A320 listet die entsprechenden Komponenten inklusive ihrer vorgesehenen Austauschintervalle auf und ist ebenfalls für die Betreiber des Flugzeugs zugänglich. In dieser Arbeit bildet es die Grundlage für die Abschätzung der geplanten Ausbauten des Referenzflugzeugs. Da die LLPs bei Erreichen des Endes ihrer Nutzungsdauer vollständig durch neue Komponenten ausgetauscht werden, entsprechen die Materialkosten hierbei den Neubauteilkosten.

Die Abschätzung der Materialkosten aufgrund Austauschvorgänge oder Reparaturen orientiert sich an den Ersatzteilpreisen der Zulieferer der jeweiligen Komponenten, die in einer Preisliste für Betreiber des A320 zugänglich sind (Kostenstand 2023). Im Allgemeinen entsprechen die Materialkosten bei einem Austausch dem Preis des Ersatzteils, während die Materialkosten einer Reparatur unterhalb von ca. 75% des Ersatzteilpreises liegen. Diese Schwelle markiert dabei den Beginn des Beyond Economic Repair (BER) Zustands, ab dem eine Reparatur aufgrund der hohen Kosten nicht mehr wirtschaftlich wäre und daher ein Austausch vorgenommen wird [33]. Aus dem Datensatz von Airbus geht dabei weder hervor, ob ein Ausbau einer Komponente in einem Austausch oder einer Reparatur mündete, noch wie kostenintensiv eine etwaige Reparatur war. Um sowohl Reparaturen als auch Austauschvorgänge abzudecken, wird für diese Analyse ein universeller Kostenfaktor ermittelt, der die durchschnittlichen Materialkosten eines Werkstattbesuchs abbildet. Als Referenz dient hierfür das Triebwerk, wobei sich an Daten von *Aircraft Commerce* orientiert wird, aus denen die durchschnittlichen Materialkosten einer vollständigen Triebwerksüberholung ( $K_{\text{Engine,SV}}$ ) sowie der Listenpreis eines CFM56-5B Triebwerks ( $K_{\text{NewEngine}}$ ) hervorgehen [8]. Der Kostenfaktor setzt die Kosten der Triebwerksüberholung in Relation zu den Kosten des neuen Triebwerks und beträgt dabei ca. 21,6%. Vereinfacht wird dieser Faktor für alle anderen Komponenten übernommen, womit angenommen wird, dass bei einem ausfallbedingten ungeplanten Ausbau durchschnittliche Materialkosten von 21,6% des Ersatzteilpreises der Komponente entstehen. Dabei wird die vereinfachte Annahme getroffen, dass grundsätzlich alle Komponenten reparierbar sind. Außerdem wird im Rahmen dieser Arbeit nicht berücksichtigt, dass Komponenten mit einem besonders niedrigen Neubauteilpreis bei jedem Ausfall ausgetauscht werden, da sich eine Reparatur aus wirtschaftlichen Gründen nicht lohnen würde. Eine Festlegung dieser Grenze kann jedoch ohne zusätzliche Daten nicht erfolgen, da sie unter anderem vom Lohnniveau des Landes abhängt, in dem die Instandhaltung durchgeführt wird.

Unter Berücksichtigung des Ersatzteilpreises ( $K_{\text{SparePart}}$ ), der durchschnittlichen Kostenrate für die Materialkosten pro Werkstattbesuch ( $r_{\text{SVC}}$ ) und der Anzahl der in einem A320 verbauten Einheiten einer LRU ( $n_{\text{QPA}}$ ), berechnen sich die Materialkosten der LRU-Einheit aufgrund ungeplanter Instandhaltung ( $K_{\text{LRU,unscheduled}}$ ) pro Flugstunde und Flugzeug mit Gleichung 4.4. Die gesamten Kosten pro Flugstunde und Flugzeug ergeben sich dann aus der Summe der LLP-Kosten und der Summe der ungeplanten Materialkosten aller LRUs. In der Arbeit beziehen sich alle Kostenangaben auf das Jahr 2023 und werden in Euro angegeben. Dabei werden Kostenangaben aus der Literatur unter Berücksichtigung der jährlichen Inflationsrate auf das Jahr 2023 transferiert. Als Umrechnungsfaktor zwischen US\$ und € wird der Wechselkurs von 0,92 (Stand 2023) verwendet.

$$K_{\text{LRU,unscheduled}} = \frac{K_{\text{SparePart}} \cdot r_{\text{SVC}}}{t_{\text{MTBF}}} \cdot n_{\text{QPA}} \quad (4.4)$$

mit der Kostenrate

$$r_{\text{SVC}} = \frac{K_{\text{Engine,SV}}}{K_{\text{NewEngine}}} = 0,216 \quad (4.5)$$



## 4.2 Methodiken für die vollelektrische Antriebskonfiguration

In diesem Abschnitt werden die Methodiken für die Zuverlässigkeits- und Kostenanalyse des vollelektrischen Antriebssystems vorgestellt. Dafür wird zunächst die generelle Methodik erläutert und anschließend auf die Bestimmung der hierfür verwendeten Ausfallraten eingegangen. Da sich die Analyse der Batteriezellen in dieser Arbeit grundlegend von der Methodik der anderen Komponenten unterscheidet, wird diese Herangehensweise zusätzlich vorgestellt.

### 4.2.1 Generelle Methodik für die Abschätzung der Materialkosten

Die in dieser Arbeit verwendete Methodik für die Abschätzung der instandhaltungsbedingten Materialkosten lässt sich grundsätzlich in die folgenden zwei Schritte unterteilen.

1. **Zuverlässigkeitsanalyse:** In diesem Schritt werden die Austausch- bzw. Reparaturintervalle der Komponenten abgeschätzt. Als Grundlage hierfür werden die statistische Zuverlässigkeit und die Degradationscharakteristik der Komponenten untersucht.
2. **Kostenanalyse:** In diesem Schritt werden die Kosten für die Neubeschaffung der Komponenten abgeschätzt. Dabei stützen sich die angenommenen Kosten in der Regel auf Literaturprognosen. Aus diesen Kosten und den im vorherigen Schritt ermittelten Intervallen können die instandhaltungsbedingten Materialkosten berechnet werden.

Wie bereits in Abschnitt 2.2.2 erläutert, wird der instandhaltungsbedingte Austausch oder die Reparatur einer Komponente im Allgemeinen durch zwei Ereignisse bestimmt. Dabei handelt es sich entweder um einen Ausfall oder um das Erreichen des Endes der Nutzungsdauer. Für die meisten Komponenten des elektrischen Antriebsstrangs wird in dieser Arbeit angenommen, dass sie nicht unter die Klassifizierung der LLPs fallen und notwendige Reparaturen oder Austauschvorgänge aufgrund eines Ausfalls vorgenommen werden müssen. Die Abschätzung der zeitlichen Austausch- und Reparaturintervalle erfolgt dann auf Grundlage des MTBF-Wertes, der sich aus den statistischen Ausfallraten der Komponenten ergibt (siehe Abschnitt 2.2.2).

Die instandhaltungsbedingten Materialien pro Flugstunde werden berechnet, indem der angenommene Neubauteilpreis der Komponente in Relation zum MTBF-Wert gesetzt wird. Wie bei der Methodik für die Kostenabschätzung der konventionellen Konfiguration, kann auch in diesem Fall bei den Ausfällen nicht unterschieden werden, ob sie zu einem Austausch oder zu einer Reparatur der Komponente führen. Um den Kostenunterschied zwischen Reparaturen und vollständigen Austauschvorgängen zu berücksichtigen, wird daher der Faktor berücksichtigt, der die durchschnittlichen Materialkosten eines Werkstattbesuchs in Relation zum Neubauteilpreis setzt. Der Wert

dieses Faktors wird analog zur Methodik des konventionellen Systems mit 21,6% angenommen und orientiert sich an den Kosten des konventionellen Triebwerks. Wie in Abschnitt 4.1 werden die Materialkosten einer Komponentenart auf Flugzeugebene und pro Flugstunde mit Gleichung 4.6 berechnet.

$$K_{\text{LRU}} = \frac{K_{\text{SparePart}} \cdot r_{\text{SVC}}}{t_{\text{MTBF}}} \cdot n_{\text{QPA}} \quad (4.6)$$

## 4.2.2 Referenzen für die Bestimmung von Ausfallraten

Abschnitt 2.2.2 erörterte drei grundsätzliche Ansätze, um Ausfallraten für Komponenten zu bestimmen. Demnach ist eine Bestimmung von Ausfallraten auf empirischer, experimenteller und analytischer Ebene möglich.

Bei vollelektrischen sowie hybridelektrischen Antriebskonfigurationen von Flugzeugen handelt es sich um unkonventionelle Systeme, von denen aktuell nur sehr wenige experimentelle und kommerzielle Anwendungen existieren. Aufgrund der mangelnden Erfahrungswerte können demnach für die Zuverlässigkeitsanalyse der elektrischen Antriebssysteme keine realen Betriebsdaten herangezogen werden. Auch eine experimentelle Analyse kann aufgrund des hohen Aufwands im Rahmen dieser Arbeit nicht durchgeführt werden. Daher stützt sich die Zuverlässigkeitsanalyse hierbei auf statistische Ausfallraten aus der Literatur.

In der Literatur existieren verschiedene Standards zur Vorhersage von Ausfallraten von Komponenten, die sich in ihrer Methodik ähneln. Die meisten dieser Standards sind dabei explizit nur für elektronische Systeme definiert [65]. Diese oft von militärischen Einrichtungen herausgegebenen Berechnungsstandards enthalten analytische Verfahren, die sich auf statistische Daten stützen. Dabei ist das Verfahren in vielen Fällen so konzipiert, dass eine auf Felddaten basierende Basis-Ausfallrate ( $\lambda_b$ ) mit zusätzliche Einflussfaktoren ( $\pi_i$ ) multipliziert wird [124]. Die Einflussfaktoren berücksichtigen beispielsweise Komponenteneigenschaften, Umwelt- und Operationsbedingungen, Herstellungsprozesse oder Fertigungsqualitäten. Die einzelnen Berechnungsstandards unterscheiden sich hauptsächlich bezüglich der zu berücksichtigenden Einflussfaktoren und deren Berechnung. Daher ist die grundsätzliche Eignung eines Standards vom spezifischen Anwendungsfall abhängig. Durch die Skalierung der Basis-Ausfallrate kann die finale Ausfallrate der Komponente im Allgemeinen durch Formel 4.7 berechnet werden.

$$\lambda = \lambda_b \cdot \prod_i \pi_i \quad (4.7)$$

Die Einflussfaktoren werden vom Anwender der Standards ausgewählt oder berechnet, wodurch die Ausfallrate auf einen spezifischen Anwendungsfall angepasst werden kann. Dafür werden jedoch einige grundlegende Rahmendaten bezüglich der Komponente und ihrer Operationsbedingungen benötigt. Da diese Daten für die Komponenten des in dieser Arbeit untersuchten Antriebssystems noch weitgehend unbekannt sind, gestaltet sich eine direkte Anwendung der Standards aktuell als schwierig. Stattdessen wird sich in der Instandhaltungsanalyse in Kapitel 5 auf Literaturstudien berufen, in denen die Berechnungsstandards für ähnliche Anwendungsbereiche angewendet wurden, um die Ausfallraten der einzelnen Komponenten zu bestimmen. Im Folgenden werden zwei dieser Berechnungsstandards exemplarisch vorgestellt, die in der vorliegenden Arbeit unter anderem für die Bewertung der Komponentenzuverlässigkeit als Referenz dienen.

**MIL-HDBK-217F Handbook:** Das *Military Handbook for Reliability Prediction of Electronic Equipment* des US Department of Defense [48] ist der Älteste der hier aufgeführten Berechnungsstandards und einer der am häufigsten verwendeten. Er wird seit seiner letzten Ausgabe im Jahr 1995 nicht mehr aktualisiert. Aus diesem Grund repräsentiert er im Allgemeinen nicht mehr die Zuverlässigkeit heutiger Komponenten [124] und die berechneten Zuverlässigkeitswerte werden tendenziell als konservativ eingeschätzt [117].

**Naval Surface Warfare Center (NSWC) Handbook:** Das *Handbook of Reliability Prediction Procedures for Mechanical Equipment* des NSWCs [107] ist einer der wenigen Berechnungsstandards für mechanische Komponenten, wurde allerdings hauptsächlich für die militärische Schifffahrt konzipiert. Es existieren unterschiedliche Ausgaben mit der aktuellsten Version aus dem Jahr 2011.

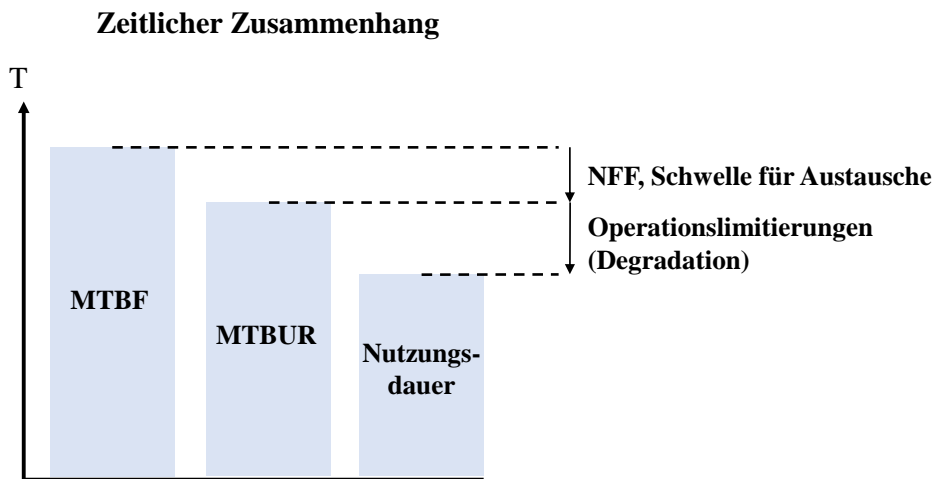
Neben den Berechnungsstandards für Ausfallraten existieren außerdem Datenbanken, die einer Sammlung von Ausfallraten von Bauteilen aus unterschiedlichen Anwendungsbereichen gleichkommen. Diese Felddaten wurden dabei oft über mehrere Jahre des Betriebs aufgezeichnet. Zwei der bekanntesten dieser Datenbanken, die Electronic Parts Reliability Data (EPRD) für elektronische Bauteile und die Non-Electronic Parts Reliability Data (NPRD) für mechanische bzw. nicht-elektronische Bauteile, sind dabei in der sogenannten Quanterion-Datenbank zusammengeführt [115]. Auch in dieser Datenbank entstammen die meisten der aufgezeichneten statistischen Werte aus dem militärischen Sektor.

Im Rahmen dieser Arbeit findet keine Bewertung der Berechnungsmethoden und Zuverlässigkeitsabschätzungen bezüglich einer optimalen Eignung für die spezifische Antriebskonfiguration statt. Da sich die Methoden und deren Ergebnisse jedoch teilweise stark unterscheiden, fließen alle aus der Literatur zitierten Ausfallraten gleichwertig in die Berechnung eines Mittelwerts ein. Dieser Mittelwert soll die Varianz der Ausfallraten in der Literatur abdecken und wird für die finale Berechnung der Materialkosten verwendet.

### 4.2.3 Analyse der Batteriezellen

#### Methodik für die Batteriezellen

Wie in Abschnitt 2.5 erläutert, sorgen die starke physikalische Degradation und die gleichzeitig sehr hohen Leistungsanforderungen der Flugmission dafür, dass das Ende der Nutzungsdauer noch vor dem eigentlichen Ausfall erreicht wird. Da für die mögliche Einsatzzeit der Zellen das Ende der Nutzungsdauer dimensionierend ist, wird in dieser Arbeit vereinfacht das zeitliche Ende der Nutzungsdauer mit dem MTBF-Wert gleichgesetzt. Der reale zeitliche Zusammenhang sowie ist schematisch in Abbildung 4.1 dargestellt.



**Abbildung 4.1** Zeitlicher Zusammenhang zwischen MTBF-Wert und dem Ende der Nutzungsdauer der Batteriezellen.

In dieser Arbeit soll zudem die Annahme getroffen werden, dass die Batteriezellen beim Erreichen des Endes der Nutzungsdauer vollständig durch neue Zellen ausgetauscht werden. Eine mögliche weitere Nutzung der degradierten Komponenten in einem Operationsszenario mit geringeren Leistungsanforderungen (z.B. in einem kleineren Flugzeug, das eine geringere Reichweite zurücklegen muss) wie es zum Beispiel bei konventionellen Flugzeugtriebwerken gehandhabt wird, wird bei der Abschätzung der Instandhaltungskosten nicht berücksichtigt. Zudem ist aus technischen Gründen keine klassische Reparatur der Zellen möglich. Daher wird bei der Berechnung der Batteriekosten kein Faktor inkludiert, der eine mögliche Reparatur berücksichtigt. Die Materialkostenabschätzung der Zellen erfolgt dann unter Berücksichtigung der Kosten für eine einzelne Zelle ( $K_{\text{Cell}}$ ) und der Anzahl der Zellen ( $n_{\text{Cells}}$ ) mit Gleichung 4.8.

$$K_{\text{Cells}} = \frac{K_{\text{Cell}}}{t_{\text{MTBF}}} \cdot n_{\text{Cells}} \quad (4.8)$$

Für die Ableitung der Austauschintervalle sind statistische Ausfallraten in diesem Fall ungeeignet, da sie die eigentliche Nutzungsdauer für das spezifische Missionsprofil nicht berücksichtigen. Zudem besitzt die Batterie ein sehr komplexes Degradationsverhalten, dessen Charakteristik stark von der zyklischen Belastung und den spezifischen Rahmenbedingungen während des Betriebs abhängt. Eine aussagekräftige Ableitung der Nutzungsdauer von rein statistischen Werten kann nur erfolgen, wenn diese Werte unter sehr ähnlichen Missions- und Leistungscharakteristiken erhoben wurden. Für den in dieser Arbeit zu untersuchenden Leistungsbereich eines batterieelektrischen A320 existieren in der Literatur aktuell noch keine verlässlichen Studien, die hierfür eine solide statistische Grundlage liefern würden. Da im Rahmen dieser Arbeit umfassende experimentelle Lebensdauertests unter realistischen Rahmenbedingungen nicht möglich sind, bietet sich die Anwendung eines analytischen Degradationsmodells an, um die Nutzungsdauer der Batterie abzuschätzen.

Im Allgemeinen existieren zwei Gruppen von Degradationsmodellen: Modelle, die auf Basis theoretischer oder physikalischer Zusammenhänge aufgestellt werden, und Modelle, die von empirischen Statistiken abgeleitet werden [54]. Physikalische Modelle ermöglichen dabei eine sehr detaillierte Analyse von verschiedenen Degradationsmechanismen auf molekularer Ebene. In der Literatur existieren einige physikalische Modelle, dabei betrachten die meisten jedoch einen einzelnen Degradationsmechanismus isoliert von anderen Mechanismen [54]. Aufgrund von ausgeprägten und komplexen Kopplungen zwischen den einzelnen Degradationsmechanismen (siehe Abschnitt 2.5) sind diese isolierten Modelle nicht geeignet, um ein vollumfängliches Degradationsverhalten der Batterie im Betrieb abzubilden. Zusätzlich ist der genaue Einfluss von Operationsbedingungen auf die einzelnen Degradationsmechanismen noch nicht vollständig untersucht, wodurch die Abbildung dieser Zusammenhänge durch physikalische Modelle möglicherweise unzureichend ist [159]. Im Gegensatz zu physikalischen Modellen basieren empirische Modelle meist auf experimentellen Daten und erlauben daher keinen Einblick in die elektrochemischen Reaktionen der Batterien [54]. Zusätzlich besitzen sie den Nachteil, dass sie oft für ein spezifisches Nutzungsszenario oder eine konkrete Batteriekonfiguration entwickelt werden und demnach nur bedingt auf weitere Anwendungen übertragbar sind [54]. Für konkrete physikalische und empirische Modellansätze sei hier auf die Arbeiten von Edge et al. [54] und Xu et al. [159] verwiesen. Um ein geeignetes Modell zu identifizieren, wird im nachfolgenden Abschnitt die Degradationscharakteristik der Batteriezellen analysiert.

## Einflussfaktoren der Batteriedegradation

Im Folgenden soll die Sensitivität der Degradationscharakteristik hinsichtlich der in Abschnitt 2.5 genannten relevanten Einflussfaktoren abgeschätzt werden. Diese Abschätzung soll als Beurteilungsgrundlage herangezogen werden, um zu entscheiden, ob die Einflüsse in der vorliegenden Arbeit für die Degradationsanalyse der Batterie berücksichtigt werden müssen.

Die spezifische Betriebsbelastung der Lade- und Entladezyklen hat einen großen Einfluss auf die Batteriedegradation. So ist die Nutzungsdauer abhängig von der Tiefe und der Häufigkeit der Ladezyklen. Vor allem bei hohen DOD-Werten, also wenn die Batterie bis in den unteren Ladebereich entladen wird, kommt es zu einer starken Degradation [140]. Im Allgemeinen ist ein Betrieb im mittleren Spannungsbereich der Batterie (im Bereich 50% SOC) vorteilhaft, um die Degradation so gering wie möglich zu halten [125]. Aufgrund der starken Abhängigkeit muss der Einfluss der zyklischen Betriebsbelastung der Batterie in der folgenden Analyse berücksichtigt werden.

Ein Flug in großen Höhen kann mit schwierigen Bedingungen einhergehen, darunter eine niedrige Außentemperatur, ein geringer Umgebungsdruck, eine hohe Luftfeuchtigkeit, eine starke Vibrationsbelastung und eine starke Strahlungsbelastung. Aus der Literatur geht hervor, dass die Temperatur der Batteriezellen einen der Hauptfaktoren der Degradation darstellt. So altert die Batterie unterhalb von etwa 0°C und oberhalb von etwa 50°C besonders stark [43]. Andere Arbeiten sehen den nutzbaren Betriebsbereich der Temperatur konservativer, beispielsweise zwischen 15°C und 35°C [89]. Je nach Positionierung des Batteriepacks, kann die Batterie den niedrigen Temperaturen der Umgebungsluft in großen Höhen ausgesetzt sein. Da bei der starken zyklischen Betriebsbelastung der Batterie jedoch hohe Wärmeverluste entstehen, ist in den meisten Anwendungsfällen von Batterien im Luftfahrtbereich die Degradation infolge hoher Temperaturen relevant. Um eine zuverlässige Degradationsabschätzung durchzuführen, sollte daher der Einfluss der Batterietemperatur berücksichtigt werden.

Neben der niedrigen Temperatur der Umgebungsluft bringt ein Flug in großen Höhen eine deutliche Verringerung des Umgebungsdrucks mit sich. Je nachdem, ob die Batterie innerhalb oder außerhalb der bedruckten Rumpfstruktur befindet, ist sie diesem Umgebungsdruck im Betrieb ausgesetzt. In einer Untersuchung von Hoenicke et al. wurde die Performance von Lithium-Ionen-Batterien bei niedrigen Umgebungsdrücken bis 25 kPa untersucht [73]. Während bei der Performance von zylindrischen NCA-Zellen keine nachweisbare Druckabhängigkeit festgestellt werden konnte, zeigten NMC-Pouchzellen diese Abhängigkeit. So erhöhte sich beispielsweise der Widerstand bei niedrigen Drücken und im Bereich von niedrigen SOC-Werten leicht. Dieser Widerstandsanstieg war zum Teil dauerhaft und trug somit zur Degradation bei. Bei zylindrischen Zellen könnte die harte Außenstruktur der einzelnen Zellen möglicherweise die inneren Materialien vor Druckeinflüssen schützen. In einer experimentellen Studie von Xie et al. wurden LIB-Zellen des Typs 18650 bei geringem Druck unter zyklischer Belastung untersucht [158]. Aus dieser Studie geht hervor, dass niedrige Drücke vor allem Einfluss auf die thermische Sicherheit der Batterie haben, der Effekt

auf die Degradation unter normalen Operationsbedingungen jedoch voraussichtlich zu vernachlässigen ist. So wird das Entstehen eines thermischen Durchgehens der Batterie begünstigt, während sich gleichzeitig die Brenndauer der Zellen erhöht. In der vorliegenden Arbeit wird der Druckeinfluss auf die Batteriedegradation nicht berücksichtigt.

Während viele Studien den großen Einfluss auf die Degradation aufgrund von Luftfeuchtigkeit während des Fertigungsprozesses der Batteriezelle beleuchten [96][130], existieren nur wenige Untersuchungen, die sich mit dem Einfluss der Luftfeuchtigkeit während des Flugs auseinandersetzen. Eine Studie von Langner et al. geht davon aus, dass die Degradation durch hohe Luftfeuchtigkeit verstärkt wird, da es zu Korrosion von Batteriematerialien kommen kann [92]. Da jedoch noch keine zuverlässigen Methoden oder Modelle existieren, um diesen Einfluss vorherzusagen, und neben des existierenden Batteriegehäuses ein zuverlässiges Regulierungs- und Kontrollsystem angenommen wird, ist in der vorliegenden Arbeit die Luftfeuchtigkeit als unkritisch eingeschätzt. Daher wird ihr Einfluss in der folgenden Degradationsanalyse nicht berücksichtigt.

Bezüglich der Sensitivität der Batteriedegradation auf Vibrationsbelastungen finden sich in der Literatur widersprüchliche Aussagen, während der genaue Degradationsmechanismus infolge Vibration noch weitgehend unerforscht ist [77]. In zwei experimentellen Studien von Hooper et al. wurden NCA- und NMC-Zellen des Typs 18650 Vibrationstests ausgesetzt [75][76]. Während bei NMC-Zellen eine Kapazitätsabnahme und Widerstandszunahme infolge der Vibration nachgewiesen werden konnte, zeigte sich die elektrische Performance der NCA-Zellen als weitgehend unbeeinflusst. Dies deutet darauf hin, dass unterschiedliche chemische Zusammensetzungen der Zellen aufgrund der variierenden Materialeigenschaften unter Vibrationseinfluss unterschiedlich stark degradieren. Zusätzlich lassen die Ergebnisse der beiden Studien darauf schließen, dass sich die Degradation aufgrund Vibration nicht einheitlich verhält, da sie von den SOC-Werten sowie der Orientierungsachse der Zellen abhängt, und somit eine vorläufige Degradationsabschätzung im aktuellen Stadium der Forschung nicht zuverlässig vorgenommen werden kann. In einer aktuelleren Studie von Lee et al. konnten bei NMC-Batterien nach Vibrationstests, die Bedingungen einer Zugstrecke nachbilden sollten, nur geringe Degradationseinflüsse festgestellt werden [94]. Auf dieser Grundlage und unter Berücksichtigung der uneindeutigen Datenlage wird in der vorliegenden Arbeit der Vibrationseinfluss auf die Degradation der Batteriezellen nicht berücksichtigt.

## Degradationsmodell der Batteriezellen

In diesem Abschnitt wird das verwendete Degradationsmodell der Batteriezellen vorgestellt. Dafür wird zunächst die bestehende Modellstruktur erläutert und anschließend auf die Anwendung in der vorliegenden Arbeit sowie auf vorgenommene Anpassungen eingegangen.

### Bestehende Modellstruktur

In der vorliegenden Arbeit wird für die Abschätzung der Nutzungsdauer der Batterie ein semi-empirisches Modell verwendet, das von Clarke et al. [43] entwickelt wurde und auf der Arbeit von Schmalstieg et al. [125] basiert. Dabei handelt es sich um ein Degradationsmodell für eine zylindrische NMC-Zelle in 18650-Bauform. Hierbei wird von einem semi-empirischen Modell gesprochen, da ein auf physikalischen Zusammenhängen basiertes Modell an experimentelle Daten angepasst wurde [43]. Die experimentellen Daten entstammen dabei aus beschleunigten Alterungstests von mehr als 60 Batteriezellen, die unter verschiedenen Temperaturen, Betriebsspannungen, SOC- und DOD-Bereichen untersucht wurden [125]. Das Modell unterteilt die Degradation der Batterie in einen kalendarischen und zyklischen Anteil, die überlagert die gesamte Degradationscharakteristik der Batteriezellen ergeben. Durch die Aufzeichnung der jeweiligen Kapazitäts- und Widerstandswerte der Batterien und unter Anwendung von physikalischen Zusammenhängen, wie beispielsweise der Arrhenius-Gleichung [91], wurden dabei Modellierungen für die Abhängigkeit von verschiedenen Einflussfaktoren aufgestellt. Über Kurvenanpassungen wurden anschließend die zwei entscheidenden Beziehungen für den Kapazitätsabfall ( $C_-$ ) und die Widerstandszunahme ( $R_+$ ) aufgestellt, die durch die Gleichungen 4.9 und 4.10 beschrieben werden.

$$C_- = 1 - \alpha_C \cdot t^{0,75} - \beta_C \cdot \sqrt{Q} \quad (4.9)$$

$$R_+ = 1 + \alpha_R \cdot t^{0,75} + \beta_R \cdot Q \quad (4.10)$$

mit den Faktoren

$$\alpha_C = (7,543 \cdot U - 23,75) \cdot 10^6 \cdot e^{-\frac{6976}{T}} \quad (4.11)$$

$$\alpha_R = (5,270 \cdot U - 16,32) \cdot 10^5 \cdot e^{-\frac{5986}{T}} \quad (4.12)$$

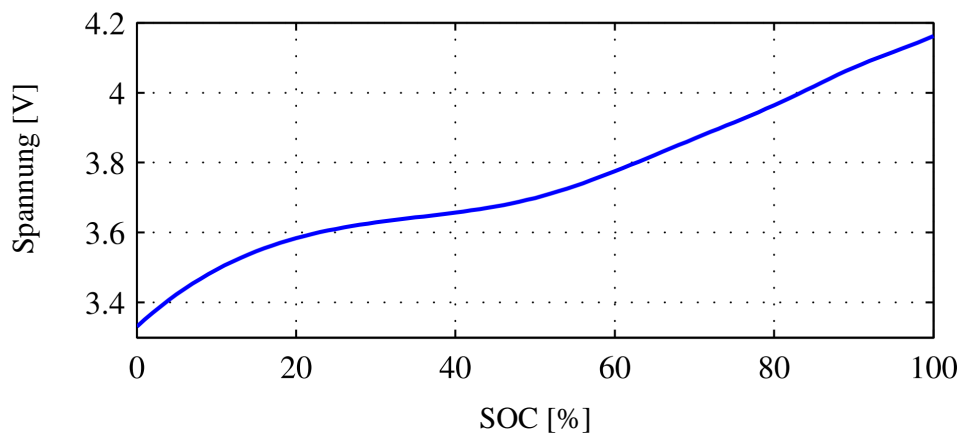
$$\beta_C = 7,34810^{-3} \cdot (\emptyset U - 3,667)^2 + 7,60010^{-4} + 4,08110^{-3} \cdot \Delta DOD \quad (4.13)$$

$$\beta_R = 2,15310^{-4} \cdot (\emptyset U - 3,725)^2 - 1,52110^{-5} + 2,79810^{-4} \cdot \Delta DOD \quad (4.14)$$



Dabei ist zu erkennen, dass der Kapazitätsabfall und die Widerstandszunahme von der Betriebszeit ( $t$ ), der Zellspannung ( $U$ ), der Betriebstemperatur der Zelle ( $T$ ), der Änderung des DOD-Wertes ( $\Delta\text{DOD}$ ) und der akkumulierten Ladung ( $Q$ ) abhängt. Die akkumulierte Ladung ist dabei die Ladungsmenge, die sowohl beim Entladen als auch beim Laden seit dem Anfangszeitpunkt durch die Batteriezelle geflossen ist. Die Zellspannung ist abhängig vom aktuellen SOC-Wert. Dieser Zusammenhang wird für die im Modell verwendete Batteriezelle durch die Ruhespannungskennlinie in Abbildung 4.2 verdeutlicht.

Das vorgestellte Degradationsmodell wurde in seinen Grundzügen DLR-intern im Rahmen des Forschungsprojekts *HorizonUAM* bereits in einem Python-Script implementiert [137]. Um das reale Operationsszenario abzubilden, wird dabei durch die einzelnen Missionsphasen iteriert und zusätzlich die Ladevorgänge und Betriebspausen zwischen den einzelnen Flügen simuliert. Dabei werden in jedem Missionssegment mit den vorgestellten Beziehungen (Gleichungen 4.9 bis 4.14) Werte für die Kapazitätsabnahme und die Widerstandszunahme ermittelt. Mit diesen Werten werden dann die aktuelle Kapazität und der aktuelle Widerstand der Batterie berechnet. Die für die Berechnung benötigte akkumulierte Ladung wird ermittelt, indem während des Lade- und Entladevorgangs die Stromstärke der Batteriezelle mit der jeweiligen Betriebszeit multipliziert wird. Die von Schmalstieg et al. vorgenommenen experimentellen Lebensdauertests, die als Grundlage des Modells dienten, wurden mit einer konstanten C-Rate von 1C durchgeführt [125], daher sieht das Modell zum aktuellen Stand keine Variation der C-Rate vor.



**Abbildung 4.2** Ruhespannungskennlinie für die im Modell verwendete Batteriezelle (Sanyo UR18650E), gemessen bei 35°C [125].

### Anwendung und Anpassungen des Modells

Im Rahmen dieser Analyse wurde das bereits implementierte Degradationsmodell entsprechend angepasst und erweitert. Für die Anwendung dienten die Herstellerdaten der Batteriezelle und die Auslegungsparameter des Batteriesystems aus Abschnitt 3.4.1 als Grundlage. Die Daten des Energie- und Leistungsprofils der Durchschnittsmission

aus Abschnitt 3.3.2 dienen als Basis für die Simulation der zyklischen Betriebsbelastung. Da eine detaillierte thermische Simulation der Batteriezellen und der Umgebungsluft während des Betriebs den Rahmen dieser Arbeit übersteigen würde, wurde eine konstante Betriebstemperatur der Zellen von 35°C angenommen. Dies entspricht der Temperatur für einige Messungen der Zelldaten, wie zum Beispiel der Ruhespannungskennlinie in Abbildung 4.2. Unter der Voraussetzung eines zuverlässigen und leistungsstarken Thermalmanagementsystems der Batterie, wird die Annahme einer konstanten Temperatur für den angestrebten Detailgrad dieser Arbeit als valide angenommen. Für die Abbildung eines realen Temperaturverhaltens der Batterie müssten zusätzlich noch thermische Modelle implementiert werden. Da dies den Rahmen dieser Arbeit übersteigen würde, wird hierfür auf die Arbeit von Clarke et al. verwiesen, in der das Degradationsmodell um ein thermisches Modell ergänzt wird [43]. Um dennoch eine Aussage über den Einfluss der Temperaturvariation auf das Degradationsverhalten der Batteriezellen tätigen zu können, wird in Abschnitt 5.2 zusätzlich eine isolierte Analyse der Degradationscharakteristik unter verschiedenen Betriebstemperaturen durchgeführt.

Für die einzelnen Flugsegmente wird die Zellspannung auf Grundlage der Ruhespannungskennlinie in Abbildung 4.2 in Abhängigkeit des aktuellen SOC-Wertes grafisch ermittelt. Dafür wird die Kurve im SOC-Bereich, der für den normalen Betrieb vorgesehen ist (20-100% SOC), in zwei Bereiche unterteilt, die jeweils durch einen linearen Kurvenverlauf angenähert werden. Dieses Vorgehen ist in Abbildung B.1 in Anhang B verdeutlicht. Die durchschnittliche Zellspannung wird über das jeweilige Flugsegment gemittelt. Da die Kapazität der Batterie im Betrieb abnimmt, die benötigte Energie der Flugmission jedoch konstant bleibt, steigt mit jeder Mission auch der DOD-Wert. Dieser wird daher in Abhängigkeit der aktuellen Batteriekapazität nach jeder Flugmission neu bestimmt.

Um die Grenzen der Nutzungsdauer der Batterie zu ermitteln, dienen die Werte für die Kapazität und den Widerstand der Batterie als Grundlage. Für die Gewährleistung der Nutzung muss vor jeder neuen Flugmission die aktuelle Kapazität noch die erforderliche Energie für die Durchführung einer neuen Flugmission bereitstellen. Dabei lassen sich grundsätzlich zwei erforderliche Bedingungen aufstellen, die sich aus der Batterieauslegung ergeben. So muss zum einen gewährleistet werden, dass die Kapazität des Batteriesystems ( $C_{B,sys}$ ) den benötigten Energiewert der Standardmission ( $E_M$ ) bereitstellen kann und die Zellen während der Standardmission nicht tiefer als 20% SOC entladen werden, da der Bereich unterhalb dieses Wertes nicht für den normalen Betrieb vorgesehen ist (siehe Abschnitt 3.4.1). Dadurch sollen nachteilige Degradationseffekte der Tiefenentladung vermieden werden. Diese Bedingung wird durch Gleichung 4.15 beschrieben. Bei Anwendung der Gleichung ist darauf zu achten, dass für die Kapazität die Dimension der Energie (Wh) verwendet wird. Zum anderen muss gewährleistet werden, dass die Kapazität zusätzlich noch den benötigten Energiewert der Reserve-mission ( $E_R$ ) bereitstellen kann, die aufgrund ihres potentiell seltenen Auftretens auch in Bereichen unterhalb von 20% SOC befliegen werden darf. Diese Bedingung wird durch Gleichung 4.16 verdeutlicht. Da je nach Dimensionierung und Auslegung des

Batteriesystems eines der beiden Limits früher eintritt als das jeweils andere, müssen beide Bedingungen für eine weitere Batterienutzung erfüllt sein.

$$L_{C,M} = \frac{E_M}{C_{B,sys} \cdot 0,8} \quad (4.15)$$

$$L_{C,M+R} = \frac{E_M + E_R}{C_{B,sys}} \quad (4.16)$$

Neben diesen Bedingungen für die Kapazität muss gleichzeitig noch die erforderliche Maximalleistung der Batterie ( $P_{B,max}$ ) für die Durchführung der Mission bereitgestellt werden, die in diesem Fall durch die maximale Batterieleistung für den Startvorgang definiert wird. Die aktuelle maximale Batterieleistung ( $P_{B,real}$ ) wird durch den Wert des Innenwiderstands begrenzt. Dieses Operationslimit wird durch Gleichung 4.17 verdeutlicht. Die finale Nutzungsdauer der Batterie wird schließlich durch das am frühesten erreichte Limit festgelegt.

$$L_R = \frac{P_{B,sys}}{P_{B,real}} \quad (4.17)$$

Es soll hier erwähnt werden, dass in der Literatur das Ende der Nutzungsdauer der Batterie oft durch das Erreichen von 80% der Ursprungskapazität definiert wird [143][81]. Da diese Definition aber eine gezielte Überdimensionierung der Batterie und deren Einfluss auf die Nutzungsdauer nicht direkt berücksichtigt, wird diese Herangehensweise im Rahmen dieser Arbeit als ungeeignet eingeschätzt. Für die Auslegung eines batterieelektrischen Flugzeugs wird eine konstante 80%-Grenze zudem als sehr konservativ eingeschätzt, da dadurch die Nutzungsdauer potentiell stark unterschätzt werden kann. Durch eine flexible Grenze der Nutzungsdauer, die sich am erforderlichen Leistungs- und Energieprofil der Mission orientiert und von der Dimensionierung der Batterie abhängt, kann eine missionsorientierte Batterieauslegung vorgenommen werden. Zusätzlich soll hier angemerkt werden, dass der Gültigkeitsbereich des verwendeten Modells hinsichtlich des Kapazitätslevels nicht bekannt ist und auch eine Abbildung von unterschiedlichen Degradationsphasen der Batteriezelle (siehe Abschnitt 2.5) möglicherweise nicht realistisch erfolgen kann.

Bei der Anwendung des Degradationsmodells wird die Annahme getroffen, dass alle Zellen die gleiche Temperatur sowie zyklische Belastung im Betrieb erfahren. Unter dieser idealisierten Annahme besitzen alle Zellen die gleiche Degradationscharakteristik und dementsprechend das gleiche Nutzungslimit. Weiterhin wird aufgrund des Missionsprofils vereinfacht angenommen, dass ein Flugzyklus einem Betriebszyklus der Batterie entspricht.

### 4.3 Methodik für die hybridelektrische Antriebskonfiguration

Wie in Abschnitt 3.2.2 erläutert, besteht das hybridelektrische Antriebssystem aus einer Kombination eines elektrischen und eines konventionellen Antriebsstrangs. Der elektrische Antriebsstrang entspricht dabei in seinem grundsätzlichen Aufbau dem vollelektrischen Antriebssystem während der konventionelle Antriebsstrang dem Triebwerk des konventionellen A320 entspricht. Daher setzt sich die Abschätzung der Materialkosten für die hybridelektrischen Variante aus den Methodiken der beiden Antriebskonfigurationen zusammen, die in den vorherigen Abschnitten 4.1 und 4.2 vorgestellt wurden. Die Methodiken bleiben dabei unverändert und können direkt auf die Komponenten des hybridelektrischen Antriebssystems angewendet werden. Die Hybridisierung und die damit einhergehende geringere Triebwerksbelastung ermöglicht jedoch potentielle Kostenreduktionen des konventionellen Triebwerks, die im Folgenden erläutert werden.

In der Literatur existieren mehrere Studien, die sich mit hybridelektrischen Antriebslayouts und deren Einfluss auf die Degradation der konventionellen Triebwerkskomponenten befassen. In den Arbeiten von Bien et al. [28][27] und Schuchard et al. [129] wurde ein thermodynamisches Leistungsberechnungsprogramm eines V2500-Triebwerks für ein paralleles Antriebssystem angepasst und um elektrische Komponenten erweitert. Das untersuchte hybridelektrische Antriebssystem entspricht dabei der parallelen Konfiguration in der vorliegenden Arbeit (siehe Abschnitt 3.2.2), während als Referenzflugzeug ebenfalls ein Airbus A320 verwendet wurde. Daher bieten die in diesen Arbeiten gewonnenen Erkenntnisse großes Potential, um sie auf die Antriebskonfiguration der vorliegenden Arbeit anzuwenden.

Da der elektrische Motor bei der hybridelektrischen Konfiguration einen Teil der Antriebsleistung während des Startvorgangs bereitstellt, kann in diesen Flugphasen der Schub des konventionellen Triebwerks reduziert werden. Laut Schuchard et al. verringert sich dadurch die maximale Temperatur des Gaspfads, die durch die maximale Turbineneintrittstemperatur beim Start charakterisiert ist und als Hauptindikator für die Degradationsintensität der Triebwerkskomponenten gilt [129]. Demnach sind die meisten Degradationsmechanismen von der Spitzentemperatur getrieben. Auch Korrosions- und Oxidationseffekte sind davon abhängig, wie lange das Triebwerk in kritischen Temperaturbereichen betrieben wird. Auf Grundlage einer Degradationsanalyse des Triebwerkmodells konnten in diesen Arbeiten Anhaltspunkte für die Shop Visit (SV)-Änderungen des Triebwerks und eine Abschätzung der Instandhaltungskosten gewonnen werden [28]. In Abhängigkeit des gewählten Hybridisierungsgrads wurden dabei signifikante Reduktionen der DMC des konventionellen Triebwerks aufgrund einer längeren Lebensdauer der Komponenten, geringeren Schadstoffpartikeln im Kerntriebwerk und längeren Instandhaltungsintervallen vorhergesagt [129]. In Abschnitt 5.3.1 werden die konkreten Ergebnisse der zitierten Arbeiten auf die eigene Antriebskonfiguration angewendet.

In den Arbeiten wurde jedoch angemerkt, dass die Ergebnisse oberhalb eines Hybridisierungsgrads von ca. 10% nur eingeschränkte Gültigkeit besitzen. Bei höheren Hybridisierungsgraden wird der optimale Betriebsbereich der Gasturbine eingeschränkt, wodurch eine neue Auslegung und Dimensionierung der Komponenten notwendig wäre [28]. Dies betrifft vor allem den Betriebsbereich des Niederdruckverdichters.



## 5 Ergebnisse der Instandhaltungsanalyse

In diesem Kapitel werden die Ergebnisse der Instandhaltungsanalyse vorgestellt, die sich in eine Zuverlässigkeits- und Kostenbewertung aufteilt. Dabei werden die instandhaltungsbedingten Materialkosten auf Komponentenebene erläutert, während die gesamten Materialkosten der drei untersuchten Antriebssysteme in Kapitel 6 zusammengefasst und bewertet werden.

### 5.1 Konventionelle Antriebskonfiguration

In diesem Abschnitt werden die Ergebnisse der Zuverlässigkeits- und Kostenanalyse des konventionellen Antriebssystems vorgestellt. Dabei werden die Ergebnisse nach ATA-Kapitel gegliedert. Wie im Grundlagenkapitel bereits erläutert, werden die Instandsetzungskosten im Allgemeinen in geplante und ungeplante Kosten aufgeteilt, während eine weitere Unterteilung in Routine und Non-Routine erfolgen kann (siehe Abbildung 2.1 in Abschnitt 2.1). Da in der Analyse des konventionellen Systems innerhalb der geplanten Kosten nur routinemäßige LLP-Ausbauten berücksichtigt werden, sind im Folgenden alle degradationsbedingten Non-Routine-Kosten Teil der ungeplanten Materialkosten.

#### ATA 24 - Electrical Power

Das ATA-Kapitel 24 ist von der Änderung des Antriebssystems nur teilweise betroffen. Da auch bei hybrid- oder vollelektrischen Antriebskonfigurationen die Sekundärsysteme mit Energie versorgt werden müssen, bleibt die Grundfunktion dieses Systems bestehen. Allerdings ändert sich die Art der Energiebereitstellung, da bei den elektrischen Antriebssystemen das Batteriesystem sowohl die Antriebsenergie als auch die Energie für die elektrischen Sekundärsysteme liefert. Beim konventionellen System erfolgt die Energiebereitstellung während des Flugs primär über Integrated Drive Generators (IDGs), die von den Haupttriebwerken angetrieben werden und über Generatoren Strom erzeugen. Am Boden oder bei Inaktivität der Haupttriebwerke liefert die APU über einen Generator elektrische Energie. Im konventionellen *Electrical Power System* sind zusätzlich Batterien integriert. Im Rahmen dieser Arbeit wird vereinfacht angenommen, dass alle Komponenten, die für die Verteilung und Regelung der elektrischen Energie zuständig sind, unverändert auch bei den elektrischen Antriebskonfigurationen zum Einsatz kommen. Weiterhin wird angenommen, dass das System für die externe Stromversorgung des konventionellen Systems in Funktion und Aufbau näherungsweise dem Ladesystem der Batterien des elektrischen Antriebsstrangs entspricht. Für den Vergleich der Konfigurationen müssen dann innerhalb des ATA-Kapitels 24

lediglich die IDGs, der Generator der APU, die konventionellen Batterien und die jeweils zugehörigen Komponenten berücksichtigt werden. Letztgenannte Komponenten setzen sich dabei hauptsächlich aus den Kontrolleinheiten der Generatoren und der Batterien zusammen. Tabelle 5.1 listet die wesentlichen Kostentreiber dieses Kapitels auf und beinhaltet die entsprechenden Durchschnittswerte der ungeplanten Materialkosten pro Flugstunde und Flugzeug sowie den prozentualen Anteil der Komponenten an den gesamten Kosten des ATA-Kapitels. Dabei sind alle verbauten Einheiten einer LRU berücksichtigt. Hier fällt auf, dass vor allem die Generatoren mit ca. 77% die Materialkosten des ATA-Kapitels maßgeblich beeinflussen. Dies ist zum einen auf eine vergleichsweise hohe Anzahl an ungeplanten Ausbauten und zum anderen auf einen hohen Ersatzteilpreis im sechsstelligen Bereich zurückzuführen. Die gesamten Materialkosten des ATA-Kapitels 24 aufgrund ungeplanter Ausbauten betragen 13,85 €/FH pro Flugzeug.

**Tabelle 5.1** Primäre Kostentreiber für die ungeplanten Materialkosten des ATA-Kapitels 24 sowie geplante LLP-Kosten. Durchschnittswerte der Materialkosten pro Flugstunde und Flugzeug für alle verbauten Einheiten einer LRU.

<b>Einheiten</b>	<b>Materialkosten pro Flugzeug</b>	<b>Anteil an Gesamtkosten</b>
IDGs	9,72 €/FH	65,9%
APU-Generator	1,61 €/FH	10,9%
Generator-Kontrolleinheiten	1,12 €/FH	7,6%
Batterien	1,05 €/FH	7,1%
Interface-Einheiten	0,32 €/FH	2,2%
Sonstige Komponenten	0,03 €/FH	0,2%
Ungeplante Kosten	13,85 €/FH	94,0%
Geplante Kosten (LLPs)	0,89 €/FH	6,0%
Gesamtkosten	14,74 €/FH	

Neben den ungeplanten Materialkosten müssen zusätzlich noch die geplanten Materialkosten in Form von LLP-Ausbauten berücksichtigt werden. Im ATA-Kapitel 24 werden diese Kosten primär durch den im MPD vorgeschriebenen Austausch von Ölfilterelementen der Generatoren bestimmt. Diese Filterelemente haben zwar einen niedrigen Ersatzteilpreis, zeichnen sich jedoch typischerweise durch häufige Austauschvorgänge aus, wodurch sich hier Materialkosten von insgesamt 0,89 €/FH pro Flugzeug ergeben. Die gesamten zu berücksichtigenden Materialkosten des ATA-Kapitels 24 ergeben sich dann aus der Summe der ungeplanten Kosten und der LLP-Kosten und betragen 14,74 €/FH pro Flugzeug (siehe Tabelle 5.1).



## ATA 28 - Fuel

Bei der vollelektrischen Antriebskonfiguration ist das ATA-Kapitel 28 vollständig von den vorgenommenen Änderungen betroffen. Da das konventionelle Triebwerk durch elektrische Motoren ausgetauscht wird, wird bei dem vollelektrischen Antrieb kein Treibstoff verbraucht, wobei auf alle Komponenten des Treibstoff-Systems verzichtet werden kann. Dieses System ist vor allem durch eine hohe Anzahl an Sensoren und mechanischen Komponenten, wie beispielsweise Ventilen, charakterisiert. Diese Komponenten sind in der Regel wenig komplex und zeichnen sich durch einen geringen Ersatzteilpreis und eine geringe Anzahl an ungeplanten Ausbauten aus. Zusätzlich kommen Pumpen, Aktuatoren und Computereinheiten für die Steuerung und Kontrolle des Treibstoffsystems hinzu. Tabelle 5.2 listet die wesentlichen Kostentreiber dieses Kapitels auf und beinhaltet die entsprechenden Durchschnittswerte der ungeplanten Materialkosten pro Flugstunde und Flugzeug. Im ATA-Kapitel 24 haben lediglich die genannten Computereinheiten einen relevanten Einfluss auf die Materialkosten. Dabei handelt es sich um elektronische Einheiten, die aufgrund ihres komplexen Aufbaus fehleranfällig sind und zu häufigen ungeplanten Ausbauten neigen, während sie gleichzeitig einen vergleichsweise hohen Ersatzteilpreis besitzen. Die ungeplanten Materialkosten des Treibstoffsystems dominiert mit ca. 56% vor allem der Fuel Quantity Indication Computer (FQIC), der für die Überwachung der Treibstoffmenge zuständig ist und Kosten von 0,76 €/FH pro Flugzeug erzeugt. Die gesamten ungeplanten Materialkosten des Kapitels betragen 1,43 €/FH. Laut MPD existieren im Treibstoffsystem keine LLPs, wodurch keine geplanten Materialkosten zu berücksichtigen sind. Insgesamt sind die Kosten beim ATA-Kapitel 28 also vergleichsweise gering.

**Tabelle 5.2** Primäre Kostentreiber für die ungeplanten Materialkosten des ATA-Kapitels 28. Durchschnittswerte der Materialkosten pro Flugstunde und Flugzeug für alle verbauten Einheiten einer LRU.

Einheiten	Materialkosten pro Flugzeug	Anteil an Gesamtkosten
FQIC	0,76 €/FH	55,9%
Sonstige Computereinheiten	0,28 €/FH	20,6%
Sonstige Komponenten	0,32 €/FH	23,5%
Gesamtkosten	1,36 €/FH	

## ATA 49 - Auxiliary Power Unit

Die APU, die als Namensgeber des ATA-Kapitels 49 dient, ist ein Hilfstriebwerk, das nicht für den Antrieb des Flugzeugs konzipiert ist. Sie hat die Aufgabe das Flugzeug am Boden mit elektrischer und pneumatischer Energie zu versorgen [87]. Im Reiseflug kann sie bei einem vollständigen Ausfall aller Haupttriebwerke für die Notstromversorgung verwendet werden. Hierfür treibt sie im Betrieb einen stromerzeugenden Generator an, der Teil des ATA-Kapitels 24 ist. Im Falle der hybrid- und vollelektrischen

Antriebskonfigurationen ist das Batteriesystem für die Erfüllung aller Aufgaben der konventionellen APU vorgesehen. Daher wird in dieser Arbeit angenommen, dass für diese Konfigurationen alle Komponenten des ATA-Kapitels 49 entfallen. Für die ungeplanten Materialkosten des Systems sind dabei hauptsächlich zwei LRUs relevant, deren Kosten in Tabelle 5.3 aufgelistet sind. Dabei handelt es sich zum einen um das eigentliche Hilfstriebwerk, das aufgrund der thermischen und mechanischen Belastung im Betrieb eine hohe Anzahl an ungeplanten Ausbauten erfährt [5] und gleichzeitig einen Ersatzteilpreis im sehr hohen sechsstelligen Bereich besitzt. Weiterhin stellt die Kontrolleinheit des Hilfstriebwerks einen relevanten Kostentreiber dar, da es sich bei ihr um eine komplexe elektronische Einheit handelt. Daneben existieren im ATA-Kapitel 49 noch weitere Komponenten, die jedoch keine relevanten Materialkosten mit sich bringen und daher in Tabelle 5.3 nicht gesondert aufgelistet sind.

**Tabelle 5.3** Primäre Kostentreiber für die ungeplanten Materialkosten des ATA-Kapitels 49 sowie geplante LLP-Kosten. Durchschnittswerte der Materialkosten pro Flugstunde und Flugzeug für alle verbauten Einheiten einer LRU.

Einheiten	Materialkosten pro Flugzeug	Anteil an Gesamtkosten
APU-Triebwerk	5,52 €/FH	57,5%
APU-Kontrolleinheit	1,10 €/FH	11,5%
Ungeplante Kosten	6,62 €/FH	69,0%
Geplante Kosten (LLPs)	2,98 €/FH	31,0%
Gesamtkosten	9,60 €/FH	

Analog zu den den Haupttriebwerken, besitzt auch das Hilfstriebwerk mehrere Komponenten, die als LLPs klassifiziert sind. *Aircraft Commerce* liefert hierzu Daten für das Triebwerksmodell GTCP 131-9A des Herstellers Honeywell International Inc., das als Standard für den A320 verwendet wird. Demnach besitzt die APU 4 LLPs, zu denen unter anderem die Scheiben und Wellen gehören [5]. Aus diesen Daten gehen die Nutzungslimits der LLPs und die durchschnittlichen Shop Visit Cost (SVC) einer umfangreichen Überholung des Hilfstriebwerks hervor, dabei unterscheidet *Aircraft Commerce* jedoch nicht zwischen ungeplanten und geplanten Kosten. Um hieraus auf die Höhe der LLP-Kosten zu schließen, wird mittels der Daten des Haupttriebwerks [7] ein durchschnittliches Verhältnis zwischen LLP-Kosten und gesamten SVC von ca. 37% ermittelt. Die Kosten pro Flugstunde werden berechnet, indem die LLP-Kosten durch die Nutzungslimits geteilt werden. Hierbei muss berücksichtigt werden, dass die Nutzungslimits der LLPs der APU typischerweise in Betriebszyklen der APU (APUC) angegeben werden. Da APUs je nach Betriebsszenario entweder einmal oder zweimal während eines Flugzyklus betrieben werden, beträgt das Verhältnis zwischen APUC und Flugzyklen des Flugzeugs (FC) 2:1 bzw. 1:1 [5]. Für diese Analyse soll angenommen werden, dass die APU einmal pro Flugzyklus betrieben wird und somit gilt  $APUC = FC$ . Unter Berücksichtigung der durchschnittlichen Flugzeit von 1,8 FH/FC des angenommenen Missionsprofils lässt sich das Nutzungslimit schließlich pro Flugstunde angeben. Die

Materialkosten aufgrund geplanter LLP-Ausbauten des Hilfstriebwerks betragen dann 2,82 €/FH pro Flugzeug. Die Daten aus *Aircraft Commerce* und die daraus berechneten Materialkosten sind in Tabelle 5.4 aufgelistet. Zusätzlich sind im ATA-Kapitel LLPs in Form von Ölfiltern inkludiert, die Materialkosten in Höhe von 0,16 €/FH besitzen. Die gesamten Materialkosten des ATA-Kapitels 49 ergeben sich dann aus der Summe der ungeplanten Kosten und der LLP-Kosten und betragen 9,60 €/FH pro Flugzeug (siehe Tabelle 5.3).

**Tabelle 5.4** Daten für die Berechnung der Materialkosten des APU-Triebwerks GTCP 131-9A aufgrund geplanter LLP-Ausbauten [5].

Gesamte SVC	LLP-Kosten <sup>1</sup> (pro SV)	LLP-Kosten <sup>2</sup> (pro Flugzeug)
411 948 €	152 421 €	2,82 €/FH

<sup>1</sup> LLP-Anteil an den Gesamtkosten von 37% [7].

<sup>2</sup> LLP-Limit von 54 000 FH und Flugzeit von 1,8 FH/FC.

## ATA 71-79 - Engine

Im Rahmen dieser Analyse werden alle Komponenten des Triebwerks und die zugehörigen Einheiten als *Engine System* zusammengefasst. Diese Herangehensweise wird als geeignet eingeschätzt, da alle entsprechenden ATA-Kapitel von einer grundlegenden Änderung des Antriebssystems betroffen sind.

Für die Komponenten des eigentlichen Turbofan-Triebwerks listet der Datensatz von Airbus keine Zuverlässigkeitswerte auf. Im Allgemeinen werden Instandsetzungstätigkeiten des Triebwerks im Rahmen eines sogenannten SVs in einer externen Instandhaltungswerkstatt durchgeführt [7]. Dafür wird das Triebwerk als zusammenhängende Einheit ausgebaut und in die Werkstatt geschickt, wo anschließend einzelne Komponenten repariert oder ausgetauscht werden. Je nach Umfang der Reparatur oder Überholung können die dabei entstehenden SVC stark variieren.

*Aircraft Commerce* listet die durchschnittlichen Kosten der drei umfangreichsten SVs auf, die ein CFM56-5B4 Triebwerk innerhalb seiner Lebensdauer erfährt [7]. Demnach setzen sich die SVC typischerweise aus den Kosten der Arbeitsstunden, der verbrauchten Materialien, neuer Komponenten, der hausinternen Reparaturen und der Reparaturen von Vertragspartnern zusammen. Aus den Daten von *Aircraft Commerce* gehen die Instandhaltungsintervalle, die Materialkosten aufgrund Reparaturen sowie die Kosten der ausgetauschten LLPs für den jeweiligen SV eines einzelnen Triebwerks hervor, die in Tabelle 5.5 aufgelistet sind. Die Kosten sind hierbei unter Berücksichtigung des aktuellen Wechselkurses von US\$ in € und unter Berücksichtigung der jährlichen Inflationsrate für das Jahr 2023 angegeben.

Die Materialkosten beinhalten zum Beispiel die Beschichtungserneuerung der Triebwerksschaufeln oder den Austausch von Komponenten, die nicht als LLPs klassifi-

ziert sind. Neben den Kosten der drei Grundüberholungen kommen laut *Aircraft Commerce* noch zusätzliche Materialkosten aufgrund ungeplanter Ausbauten in Höhe von 3,78 €/FH hinzu [7]. Die gesamten Materialkosten der Routine-Instandhaltung der beiden Triebwerke, die durch den Austausch von LLPs geprägt sind, beläuft sich somit auf 117,25 €/FH pro Flugzeug, während die gesamten Materialkosten der Non-Routine-Instandhaltung 80,08 €/FH pro Flugzeug betragen. Dabei ist zu erkennen, dass die LLP-Ausbauten die Materialkosten der Triebwerkskomponenten dominieren. Dies ist vor allem auf die große Anzahl der LLPs innerhalb des Triebwerks und auf deren hohen Listenpreis zurückzuführen. So besitzt ein Triebwerk der Serie -5B insgesamt 18 Komponenten, die als LLP klassifiziert sind und einen gesamten Listenpreis von 3 102 683 € (Stand 2023) ergeben [7].

**Tabelle 5.5** SVC und Intervalle für die drei Grundüberholungen des konventionellen Haupttriebwerks CFM56-5B4 [7]. Kostenangaben werden unter Berücksichtigung der jährlichen Inflationsrate und des Wechselkurses für das Jahr 2023 angegeben.

Grund- überholung	Intervall	LLP-Kosten (Routine)	Materialkosten (Non-Routine)
1.	36 000 FH	2 403 783 €	303 600 €
2.	18 000 FH	698 887 €	1 578 720 €
3.	18 000 FH	1 118 462 €	728 640 €

Neben den eigentlichen Triebwerkskomponenten des ATA-Kapitels 72 sind von den Antriebsänderungen noch weitere Kapitel betroffen, die sich auf das Triebwerk beziehen. Die primären Kostentreiber der ungeplanten Materialkosten dieser Kapitel sind in Tabelle 5.6 auf LRU-Ebene aufgeführt. Dabei sind vor allem die Electronic Control Units (ECUs) relevant, die für die Steuerung und Überwachung verschiedener Aspekte der Triebwerksleistung zuständig sind. ECUs sind komplexe elektronische Einheiten, die aufgrund einer hohen Anzahl an ungeplanten Ausbauten und einem Ersatzteilpreis im fünfstelligen Bereich maßgeblich zu den Materialkosten beitragen. Weiterhin haben die Schubumkehr-Einheiten einen relevanten Einfluss auf die Materialkosten. Dabei handelt es sich um strukturelle Baugruppen, die über einen Klappenmechanismus den Schub des Triebwerks umlenken und somit zum Abbremsen nach der Landung beitragen können. Dies wird durch einen komplexen Mechanismus mit vielen Einzelteilen realisiert, wodurch die Schubumkehr-Baugruppe einen Ersatzteilpreis im mittleren siebenstelligen Bereich besitzt. Daneben nehmen weitere Kontroll- und Steuereinheiten des Triebwerksystems Einfluss auf die Materialkosten. Hier sind neben den Einheiten für die Kraftstoffdosierung vor allem die Hydro-Mechanical Units (HMUs) relevant, die den Kraftstofffluss zu den Triebwerken regulieren. Diese komplexen Einheiten weisen sowohl eine Anfälligkeit für häufige ungeplante Ausbauten als auch einen vergleichsweise hohen Ersatzteilpreis auf.

Die Verkleidung und Aufhängung der Triebwerksgondel wird im Rahmen dieser Analyse nicht berücksichtigt. Diese Strukturelemente erfahren im normalen Flugzeugbetrieb keine sehr hohen mechanischen oder thermischen Belastungen. Daher wird angenommen, dass Degradationseffekte im Vergleich zu anderen Schadenseinflüssen keine relevante Rolle einnehmen und diese Elemente vor allem von FOD-Einwirkungen, beispielsweise durch Vogelschlag oder Fahrzeuge beim Turnaround, betroffen sind [4]. Gleichzeitig weisen diese Komponenten im Datensatz von Airbus typischerweise eine sehr hohe Zuverlässigkeit auf.

**Tabelle 5.6** Primäre Kostentreiber für die ungeplanten Materialkosten der ATA-Kapitel 71-79 sowie geplante LLP-Kosten (ausgenommen ATA 72). Durchschnittswerte der Materialkosten pro Flugstunde und Flugzeug für alle verbauten Einheiten einer LRU.

Einheiten	Materialkosten pro Flugzeug	Anteil an Gesamtkosten
ECUs	3,75 €/FH	37,3%
Schubumkehr-Einheiten	2,83 €/FH	28,1%
Kraftstoff-Dosiereinheiten	1,37 €/FH	13,6%
HMUs	0,42 €/FH	4,2%
Sonstige Komponenten	1,05 €/FH	10,4%
Ungeplante Kosten	9,42 €/FH	93,6%
Geplante Kosten (LLPs)	0,64 €/FH	6,4%
Gesamtkosten	10,06 €/FH	

Nach den ungeplanten Materialkosten müssen bei den weiteren ATA-Kapiteln des *Engine Systems* noch die geplanten Materialkosten in Form von LLP-Ausbauten berücksichtigt werden. Neben den LLPs der Turbofantriebwerks, die bereits durch die Daten aus *Aircraft Commerce* abgedeckt sind, existieren laut MPD hauptsächlich Treibstoff-, Motoröl- und Abgasfilter. Der Tausch dieser LLPs führt zu Materialkosten in Höhe von 0,64 €/FH pro Flugzeug. Insgesamt besitzt das *Engine System*, bestehend aus den ATA-Kapiteln 71-79, geplante Materialkosten von 117,89 €/FH und ungeplante Materialkosten von 89,50 €/FH pro Flugzeug.

## 5.2 Vollelektrische Antriebskonfiguration

In diesem Abschnitt werden die Ergebnisse der Zuverlässigkeits- und Kostenanalyse des vollelektrischen Antriebssystems vorgestellt. Die Präsentation der Ergebnisse ist dabei in die folgenden drei Untersysteme gegliedert: Speichersystem, Verteilungssystem und mechanisches Antriebssystem.

### 5.2.1 Analyse des Speichersystems

In diesem Abschnitt werden die Komponenten des Speichersystems analysiert. Dabei liegt ein besonderer Fokus auf den Batteriezellen.

#### Analyse der Batteriezellen

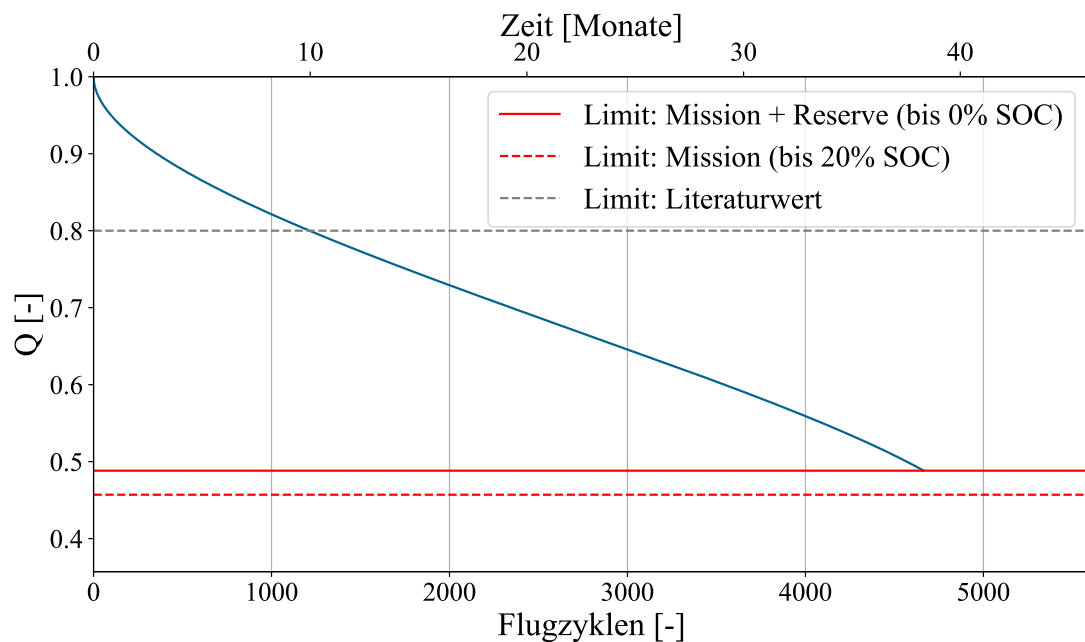
Die Abschätzung der Austauschintervalle der Batteriezellen basiert auf den missionspezifischen Nutzungsdauern, die sich unter Anwendung des Degradationsmodells ergeben (siehe Abschnitt 4.2). Dabei können sowohl die degradationsbedingte Kapazitätsabnahme als auch die degradationsbedingte Widerstandszunahme dimensionierend sein.

Zunächst wird die Kapazitätsabnahme betrachtet. In Abbildung 5.1 ist der zeitliche und zyklische Verlauf der relativen Kapazitätsabnahme dargestellt, der sich aus der Anwendung des Degradationsmodells ergibt. In der Abbildung sind die Zeitskalen sowohl in absolvierten Flugzyklen als auch in vergangenen Monaten, die auch die inaktive Operationsphasen inkludieren, aufgetragen. Wird das in der Literatur häufig genutzte konstante Limit von 80% Rest-Kapazität verwendet, so können die Batteriezellen lediglich 1 213 Flugzyklen bereitstellen, bevor sie ausgetauscht werden müssen. Wie in Abschnitt 4.2.3 erläutert, wird in dieser Analyse von einem weniger konservativem missionspezifischen Limit ausgegangen. Dafür werden bei der Kapazitätsabnahme zwei Bedingungen für die Ermittlung der Nutzungsgrenzen überprüft. Das Nutzungslimit der Batteriezellen ist dabei erreicht, wenn eines der beiden folgenden Kriterien erfüllt ist.

- (A) Die Kapazität der Batterie fällt unterhalb des Energiewertes, der für die Durchführung der Standardmission und der Reservemission gefordert wird. Dabei wird die Kapazität bis 0% SOC berücksichtigt.
- (B) Die Kapazität der Batterie fällt unterhalb des Energiewertes, der für die Durchführung der Standardmission gefordert wird. Dabei wird die Kapazität bis 20% SOC berücksichtigt.

Bei der Summe des Energiebedarfs, der für die Durchführung der Standardmission und der Reservemission benötigt wird, beträgt der Anteil der Reservemission mehr als 20%. Daher tritt Bedingung A vor Bedingung B ein. Die Batteriekapazität reicht bei Erreichen des Nutzungslimits also noch aus, um die Standardmission zu fliegen ohne in den Bereich der Tiefenentladung von 20% SOC zu gelangen, der in der regulären

Operation vermieden werden sollte. Sie reicht jedoch nicht mehr aus, um nach erfolgter Standardmission noch die Reservemission zu fliegen, für die auch die unteren SOC-Bereiche der Batterie zur Verfügung stehen. Dies gilt jedoch nur für das spezifische Missionslayout, daher müssen im Allgemeinen beide Bedingungen überprüft werden. In diesem Fall beträgt die Nutzungsdauer der Batteriezellen 4 659 Flugzyklen, bevor sie ausgetauscht werden müssen. Bei einer durchschnittlichen Flugzeit von 1,8 FH/FC entspricht dies einer Nutzungsdauer von 8 386 FH.

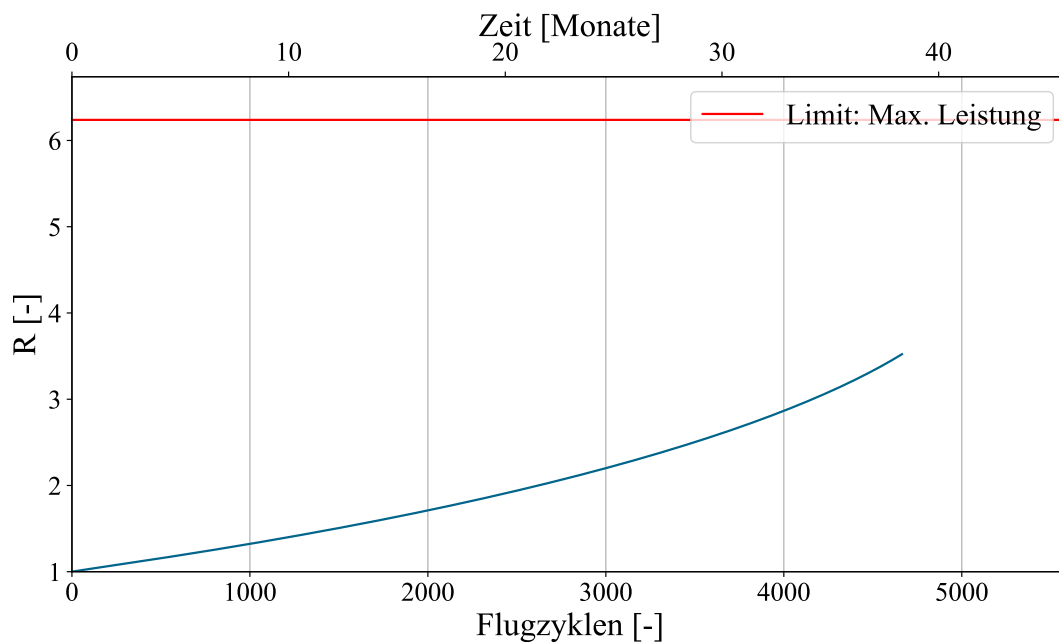


**Abbildung 5.1** Zeitlicher und zyklischer Verlauf der Kapazitätsabnahme der Batteriezellen für das vollelektrische Antriebssystem.

Abbildung 5.2 zeigt den zeitlichen und zyklischen Verlauf der relativen Widerstandszunahme, der sich ebenso aus der Anwendung des Degradationsmodells ergibt. Hierbei ist der Verlauf nur bis zum Erreichen des Nutzungslimits aufgrund der Kapazitätsabnahme aufgetragen. Dabei ist zu erkennen, dass die Widerstandszunahme zu diesem Zeitpunkt noch weit unterhalb des Limits für die maximale Leistung beim Start liegt. Für die Abschätzung der Nutzungsdauer ist in diesem Fall also die benötigte Missionsenergie und die damit einhergehende Kapazitätsabnahme dimensionierend. Würde man lediglich die Erhöhung des Widerstands betrachten, so könnten die Batteriezellen noch deutlich länger die geforderte Leistung bereitstellen.

Auf den ersten Blick ist diese Erkenntnis erstaunlich, da sich der Wert des Batteriewiderstands beinahe um den Faktor 4 erhöht, während die Kapazität in der gleichen Zeit lediglich um ca. 50% abnimmt. Auf den zweiten Blick lässt sich dieser Umstand auf die Ausgangslage der Batterieauslegung in Abschnitt 3.4.1 zurückführen. Dabei war die Missionsenergie bereits dimensionierend für die benötigte Anzahl an parallelen Zellen, während die maximale Leistung auch mit einer deutlich geringeren Zellan-

zahl und daraus resultierenden Batteriekapazität bereitgestellt werden konnte. Diese Tendenz könnte sich als eine allgemeine Gesetzmäßigkeit für die Degradationscharakteristik des Batteriesystems eines Flugzeugantriebs herausstellen, da auch aus anderen Arbeiten hervorgeht, dass die Kapazitätsabnahme als Beschränkung der Nutzungsdauer herangezogen werden kann [44][125]. Gleichzeitig deutet eine Studie darauf hin, dass eine getrennte Bewertung der Kapazitätsabnahme und der Widerstandszunahme, wie sie in dieser Analyse durchgeführt wird, für die Abschätzung der Nutzungsdauer zulässig ist, da keine direkten Korrelationen zwischen den beiden Verläufen erkennbar sind [86]. Im Folgenden der Arbeit wird daher lediglich die Kapazitätsabnahme zur Bewertung der Degradationscharakteristik der Batteriezellen herangezogen.



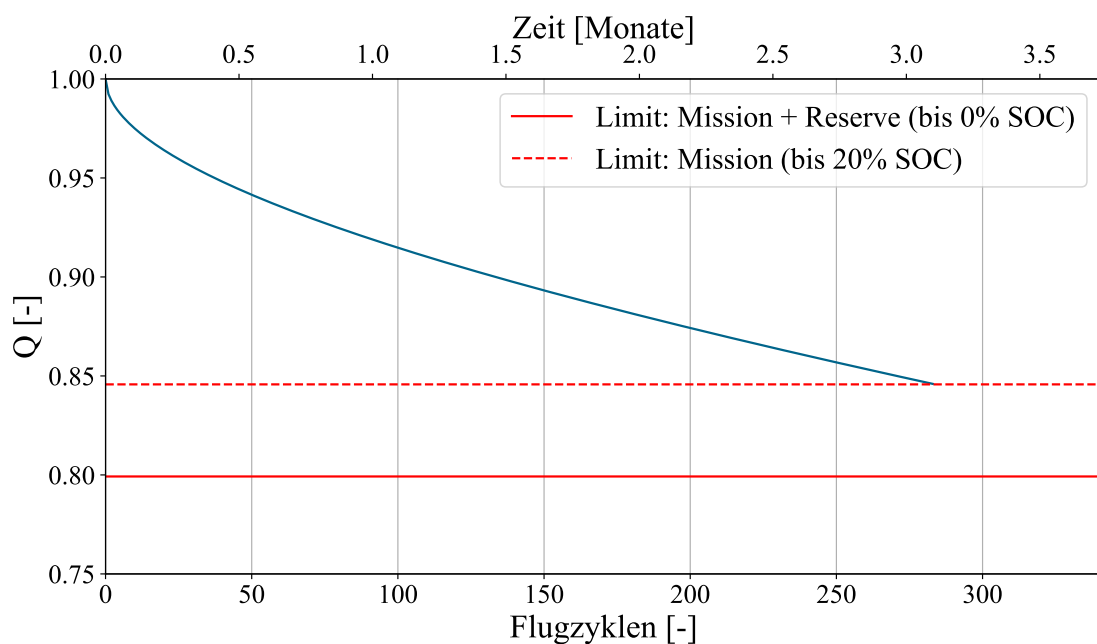
**Abbildung 5.2** Zeitlicher und zyklischer Verlauf der Widerstandszunahme der Batteriezellen für das vollelektrische Antriebssystem.

Die Kapazitäts- und Widerstandsfunktionen des verwendeten Degradationsmodells aus Abschnitt 4.2.3 werden im Wesentlichen von fünf Eingabegrößen beeinflusst. Dabei handelt es sich um die Temperatur, den DOD-Wert, die Zellspannung, die Zeit und die akkumulierte Ladungsmenge. Die ersten drei der genannten Größen hängen direkt von der Auslegung des Batteriesystems ab. Wie im vorherigen Abschnitt erläutert, gelten diese Größen in der Literatur als sehr bedeutende Einflussfaktoren der Batteriedegradation. Daher wird im Folgenden ihr Einfluss auf die Nutzungsdauer der Zellen untersucht.



### Einfluss der Batteriedimensionierung auf die Nutzungsdauer

Wie zahlreiche Literaturstudien zeigen, sollten tiefe Entladezyklen bei Batterien im Allgemeinen vermieden werden (siehe Abschnitt 4.2.3). Der DOD-Wert spiegelt dabei die relative Entladetiefe der Batterie wieder. Bei der Auslegung des Batteriesystems kann der DOD-Wert durch die Dimensionierung der Batteriegröße beeinflusst werden. In der vorliegenden Arbeit wurde die Batterie für das Operationsszenario mit dem längsten vorgesehenen Flugsegment dimensioniert, wobei die unteren 20% der Kapazität aufgrund Tiefenentladungseffekten für die Standardmission nicht zur Verfügung stehen. Die Abschätzung der Nutzungsdauer mittels des Degradationsmodells basiert jedoch auf dem deutlich geringeren Energiebedarf der Durchschnittsmision. Für die Durchführung der Durchschnittsmision ist die Batterie somit deutlich überdimensioniert, wodurch geringere initiale DOD-Werte erreicht werden. So erfährt die Batterie am Anfang ihrer Nutzungszeit eine relative Entladetiefe von ca. 36,6% DOD, während dieser Wert am Ende der Nutzungsdauer auf ca. 74,9% DOD ansteigt. Dieser Umstand führt zum Erreichen der hohen Nutzungsdauer von 4 659 Flugzyklen.



**Abbildung 5.3** Zeitlicher und zyklischer Verlauf der Kapazitätsabnahme der Batteriezellen für das vollelektrische Antriebssystem, unter Berücksichtigung der langen Flugmission.

Wird für die Abschätzung der Nutzungsdauer die lange Flugmission im Degradationsmodell zugrunde gelegt, dann fällt die Überdimensionierung der Batterie deutlich geringer aus. Der daraus resultierende zeitliche und zyklische Verlauf der relativen Kapazitätsabnahme ist in Abbildung 5.3 dargestellt. In diesem Fall besitzen die Batteriezellen eine Nutzungsdauer von lediglich 284 Flugzyklen bzw. 856 Flugstunden. Im Vergleich zur Degradation, der das durchschnittliche Operationsszenario zugrunde liegt, vermindert sich die Nutzungsdauer in Flugstunden um ca. 89,8%. Dieser enorme

Unterschied verdeutlicht den großen Einfluss der Batteriedimensionierung und der Entladetiefe auf die Nutzungsdauer.

Weiterhin kann über die Dimensionierung der Batteriegröße Einfluss auf die Zellspannung genommen werden. Die Entladetiefe hat direkten Einfluss auf den aktuellen SOC-Wert der Zellen, über den in dieser Arbeit mittels der Ruhespannungskennlinie die Zellspannung ermittelt wird (siehe Abschnitt 4.2.3). Die Zellspannung sinkt dabei mit sinkendem SOC-Wert. Grundsätzlich wirken sich in den Funktionen des Degradationsmodells hohe Zellspannungen negativ auf das Kapazitäts- und Widerstandsverhalten aus.

### Einfluss der Batterietemperatur auf die Nutzungsdauer

Wie in Abschnitt 4.2.3 erläutert, wurde im Rahmen dieser Arbeit keine thermische Simulation des Batteriebetriebs vorgenommen, stattdessen wurde eine konstante Betriebstemperatur der Batterie von 35°C angenommen. Um den Einfluss der Temperatur auf die Nutzungsdauer zu verdeutlichen, werden in diesem Abschnitt fünf zusätzliche Batterietemperaturen zwischen 5°C und 55°C untersucht. Dabei wird die Temperatur in 10°C-Schritten ausgehend von der Ursprungstemperatur variiert. Tabelle 5.7 listet die sich aus dem Degradationsmodell ergebende Nutzungsdauer für die jeweilige Temperatur auf.

Dabei ist zu erkennen, dass die Nutzungsdauer zwar durch die Wahl der Betriebstemperatur beeinflusst wird, die resultierenden Änderungen jedoch über einen weiten Temperaturbereich unterhalb der Erwartungen bleiben. Wird beispielsweise die konstante Betriebstemperatur von 15°C auf 35°C erhöht, so verringert sich die Nutzungsdauer lediglich von 10 656 FH zu 8 386 FH. In Anbetracht der großen Temperaturdifferenz kann die Änderung der Nutzungsdauer als vergleichsweise gering eingeschätzt werden. Bei hohen Temperaturen lässt sich jedoch die Tendenz erkennen, dass die relativen Änderungen der Nutzungsdauer bei gleichbleibenden Temperatursprüngen stärker werden. Daher wird vermutet, dass die Änderungen lediglich in einem bestimmten Temperaturbereich vergleichsweise gering ausfallen, wobei außerhalb dieses Bereichs eine starke Beeinträchtigung der Nutzungsdauer erwartet wird.

**Tabelle 5.7** Nutzungsdauern der Batteriezellen unter Temperaturvariation sowie prozentuale Abweichung von der Nutzungsdauer der Referenztemperatur von 35°C.

Batterietemperatur	Nutzungsdauer in Flugzyklen	Nutzungsdauer in Flugstunden	Änderung der Nutzungsdauer <sup>1</sup>
5°C	6 174 FC	11 113 FH	+32,5%
15°C	5 920 FC	10 656 FH	+27,1%
25°C	5 437 FC	9 786 FH	+16,7%
35°C	4 659 FC	8 386 FH	–
45°C	3 636 FC	6 544 FH	-22,0%
55°C	2 561 FC	4 609 FH	-45,0%

<sup>1</sup> Bezogen auf die Referenztemperatur 35°C.

### **Materialkostenabschätzung der Batteriezellen**

Durch den Beginn des weltweit-verbreiteten Einsatzes von Batterien im Verkehrssektor und die damit einhergehende großflächige Produktion, sind in den letzten beiden Jahrzehnten die Batteriekosten stark gesunken. So wird geschätzt, dass zwischen 1991 und 2022 die Batteriekosten im Automobilsektor um 98% reduziert werden konnten [118]. Im Jahr 2020 ging der Hersteller von Elektrofahrzeugen Tesla zudem von einer weiteren signifikanten Kostenreduktion für die nächsten Jahre aus [151]. Da es sich bei der kommerziellen Produktion von LIBs für den Verkehrssektor noch um eine vergleichsweise junge Branche handelt, gestaltet sich eine genaue Kostenprognose schwierig. Für die Materialkostenabschätzung der Batteriezellen in dieser Arbeit werden die durchschnittlichen Kosten für NMC-Zellen in der Automobilbranche von umgerechnet 103,70 €/kWh angenommen (Stand 2023) [153]. Diese Annahme wird als tendenziell optimistisch eingeschätzt. In Abhängigkeit der Kapazität des Batteriesystems werden damit die gesamten Neubauteilkosten des Zellverbunds von 4 838 704 € berechnet.

Für diese Arbeit wird angenommen, dass beim Erreichen der Nutzungsdauer lediglich die Batteriezellen ausgetauscht werden und alle anderen Komponenten des Batteriesystems (in dieser Arbeit das BMS und BCS) davon unabhängige Austauschintervalle besitzen. Die Materialkosten für etwaige Strukturteile oder elektronische Verbindungselemente, die im Zuge des Zelltauschs ebenfalls ausgetauscht werden, sind dabei vernachlässigt. Unter dieser Annahme fallen beim Erreichen der Nutzungsdauer Materialkosten in Höhe der Neubauteilkosten der Zellen an. Die Materialkosten pro Flugstunde und pro Flugzeug aufgrund Zelldegradation betragen dann unter Berücksichtigung der Nutzungsdauer 576,98 €/FH.

### **Analyse des Battery Management Systems**

Das BMS ist eine komplexe elektronische Einheit, die aus mehreren Hardware- und Softwarekomponenten besteht. Daher lässt sich eine allgemeingültige Zuverlässigkeitsanalyse ohne Kenntnis der genauen Systemtopologie und der verbauten Komponenten nur schwierig realisieren. In der Literatur existieren zum aktuellen Zeitpunkt kaum belastbare Zuverlässigkeitsdaten für BMS-Einheiten. Im bereits erwähnten Datensatz von Airbus (siehe Abschnitt 4.1) finden sich jedoch Informationen zum Ausfallverhalten eines BMS, das in einem Airbus A350 verbaut ist. Das in dem Flugzeugmodell verbaute Batteriesystem ist für die Energieversorgung der Sekundärsysteme ausgelegt und fällt daher wesentlich kleiner aus, als ein System für einen elektrischen Antriebsstrang. Im Vergleich mit anderen Verkehrsflugzeugen besitzt der A350 jedoch eines der modernsten und größten LIB-Systeme. Daher wird für diese Analyse die Vereinfachung getroffen, dass das BMS des A350 in Funktion, Komplexität und Umfang mit einer Einheit für ein Antriebssystem vergleichbar ist.

Unter dieser Annahme werden sowohl die Zuverlässigkeits- als auch Kostencharakteristiken dieses Systems übernommen. Mit der gleichen Methodik, wie sie bereits für die Analyse der konventionellen Antriebskonfiguration zum Einsatz kam, können aus den

Werten für die ungeplanten Ausbauten und dem Ersatzteilpreis Materialkosten pro Flugstunde berechnet werden. Die Materialkosten aufgrund degradationsbedingter Ausbauten für eine BMS-Einheit entsprechen dann lediglich 0,03 €/FH. Diese niedrigen Materialkosten sind vor allem auf die hohe Zuverlässigkeit der Komponente zurückzuführen. Die von der Airbus Datenbank abgeleitete Ausfallrate befindet sich dabei in einer ähnlichen Größenordnung wie die Ausfallrate für ein BMS eines elektrischen Fahrzeugs, die in einer Arbeit von Shu et al. mit  $5,285E-06$  angegeben ist [135]. Daher werden die Zuverlässigkeitswerte als realistisch eingeschätzt. Lediglich der Ersatzteilpreis des BMS eines A350 wird für die Konfiguration in dieser Arbeit als zu gering eingeschätzt, wodurch die realen Materialkosten tendenziell höher ausfallen.

### Analyse des Battery Cooling Systems

Das BCS wird in dieser Arbeit als System basierend auf Flüssigkeitskühlung angenommen. Da Batteriesysteme mit diesem Kühlkonzept zum aktuellen Zeitpunkt nicht weit verbreitet sind, finden sich in der Literatur keine Zuverlässigkeitsdaten für ein System, das speziell für Batterien ausgelegt ist. Daher wird für diese Arbeit die Zuverlässigkeit der Grundkomponenten auf SRU-Ebene untersucht, die sich vereinfacht aus den Rohrleitungen, einer Pumpe und einem Wärmetauscher zusammensetzen.

Sowohl die Kosten als auch die Zuverlässigkeit der Rohrleitungen werden für diese Analyse als unkritisch eingeschätzt, da es sich hierbei um relativ simple Strukturelemente handelt. Der Einfluss dieser Komponenten auf die Materialkosten wird daher im Rahmen dieser Analyse als vernachlässigbar angenommen. Für die Analyse der Pumpe und des Wärmetauschers wird sich erneut auf die Datenbank von Airbus und die daraus abgeleitete Berechnungsmethodik berufen. Dies hat den Vorteil, dass es sich hierbei um Komponenten handelt, die bereits in großen Verkehrsflugzeugen zum Einsatz kommen. Dadurch sind die luftfahrtspezifischen Anforderungen und deren Einfluss auf die Zuverlässigkeit und die Kosten der Komponenten bereits berücksichtigt. Als Referenzsystem dient dabei die Klimaanlage (*Air Conditioning System*) eines A330 bzw. A380, da hier ebenfalls leistungsstarke Pumpen und Wärmetauscher inkludiert sind. Aus den Ausfalldaten von Airbus lassen sich für die Pumpe und den Wärmetauscher Ausfallraten ableiten.

Die Ausfallrate des gesamten Kühlsystems ergibt sich dann nach Birolini (siehe Abschnitt 2.2.2) als serielle Systemeinheit aus der Summe der beiden Ausfallraten der Einzelkomponenten. Hierfür wird angenommen, dass pro Kühleinheit jeweils eine Pumpe und ein Wärmetauscher verbaut sind und bei Ausfall einer der beiden Komponenten auch das gesamte Kühlsystem ausfällt. Die Gesamtkosten des Kühlsystems ergeben sich aus der Summe der Ersatzteilpreise der beiden Einzelkomponenten. Mit diesen Daten können ausfallbedingte Materialkosten pro Kühleinheit von 0,54 €/FH berechnet werden. Tabelle 5.8 listet die entsprechenden Werte der SRUs und des gesamten BCS auf. Die Pumpe und der Wärmetauscher besitzen zwar einen ähnlichen Ersatzteilpreis im fünfstelligen Bereich, die Ausfallrate der Pumpe ist jedoch höher, da es sich hierbei

um eine komplexere mechanische Komponente handelt. Daher besitzt die Pumpe einen größeren Einfluss auf die gesamten Materialkosten einer BCS-Einheit.

**Tabelle 5.8** Materialkosten der Einzelkomponenten des Kühlsystems und der gesamten BCS-Einheit.

Komponente	Materialkosten
Pumpe	0,17 €/FH
Wärmetauscher	0,10 €/FH
BCS-Einheit <sup>1</sup>	0,54 €/FH

<sup>1</sup> Unter Annahme einer seriellen Systemeinheit.

## 5.2.2 Analyse des Verteilungssystems

### Analyse der Leistungselektronik

In der Literatur existieren einige Angaben für die Zuverlässigkeit von Wechselrichtern, Gleichspannungswandlern und Stromkreisunterbrechern. Dabei basieren die meisten dieser Angaben auf Berechnungsstandards für die Vorhersage der Ausfallrate (siehe Abschnitt 4.2.2). Die Studien unterscheiden sich im Allgemeinen in der spezifischen Topologie der Leistungselektronik und in den berücksichtigten Operationsbedingungen. Beinahe alle hier zitierten Berechnungen gehen jedoch von Komponenten auf Basis von IGBT-Einheiten aus. Der Wert der angegebenen Ausfallrate ist dabei stark abhängig von der jeweiligen Berechnungsmethode.

**Tabelle 5.9** Minimalwert, Mittelwert, Maximalwert und Anzahl der aus der Literatur zitierten Ausfallraten für die Komponenten der Leistungselektronik.

Komponente	Ausfallrate			Anzahl
	Minimalwert	Mittelwert	Maximalwert	
Wechselrichter	3,810E-06	3,315E-05	8,600E-05	10
Gleichspannungswandler	3,000E-06	1,308E-05	2,866E-05	4
Stromkreisunterbrecher	4,600E-05	4,600E-05	4,600E-05	1

Tabelle 5.9 listet den Mittelwert der zitierten Literaturuntersuchungen auf, der in dieser Arbeit als Grundlage für die Zuverlässigkeitsbewertung der Komponenten verwendet wird. Um die zugrundeliegende Varianz dieses Wertes bewerten zu können, werden weiterhin die in der Literatur aufgeführte minimale und maximale Ausfallrate und die Anzahl der verwendeten Werte aufgelistet. Eine vollständige Auflistung der verwendeten Ausfallraten inklusive der jeweiligen Referenz findet sich in Anhang C.

In den meisten Literaturstudien sind die Komponenten der Leistungselektronik nicht speziell für Hochspannung ausgelegt, die jedoch für das Antriebssystem in dieser Ar-

beit angenommen wird. Wie bereits erwähnt, steigt die Ausfallrate bei hohen Spannungen erheblich an. In weiterführenden Studien muss die Zuverlässigkeit der Leistungselektronik daher speziell unter dem Einfluss der Hochspannung untersucht werden.

In der Literatur existieren zum aktuellen Zeitpunkt nur wenige Abschätzungen für die potentiellen Kosten der Komponenten eines elektrischen Antriebsstrangs. In einer Entwurfsstudie eines hybridelektrischen Zubringerflugzeugs von Stoll et al. werden die Kosten für den Wechselrichter, der die Motorsteuerung übernimmt, auf 119,56 €/kW geschätzt (unter Wechselkurs- und Inflationsberücksichtigung) [141]. Da alle Komponenten der Leistungselektronik auf den gleichen Halbleiterelementen basieren, werden diese Kosten in der vorliegenden Arbeit auch für die Kostenabschätzung der Gleichspannungswandler und Stromkreisunterbrecher herangezogen. Da die Einheit für die Motorsteuerung unter der Leistungselektronik den größten Komplexitätsgrad besitzt, wird dieser konservative Ansatz als geeignet eingeschätzt. Zudem wird auch in einer Kostenabschätzung von Aptsiauri davon ausgegangen, dass sich die Komponentenkosten der Leistungselektronik in einer ähnlichen Größenordnung befinden [11].

Die maximalen Leistungen, die von den jeweiligen Komponenten der Leistungselektronik gewährleistet werden müssen, lassen sich unter Berücksichtigung der Wirkungsgrade der vorgeschalteten Komponenten und des Leistungsprofils der Mission berechnen. Wie in Kapitel 3 definiert, muss das Flugzeug eine maximale Vortriebsleistung während des Startvorgangs von 20 MW bereitstellen, die auf 4 unabhängige Antriebsstränge verteilt wird. In Abschnitt 3.3.2 sind dabei die angenommenen Wirkungsgrade der einzelnen Komponenten aufgelistet. Tabelle 5.10 listet die sich daraus ergebenden Werte für die Abschätzung der Neubauteilkosten der Leistungselektronik auf. Dabei sind zwei Varianten des Stromkreisunterbrechers aufgeführt, da er an zwei verschiedenen Stellen des Antriebsstrangs zum Einsatz kommt und somit für die Leistungsberechnung unterschiedliche Effizienzen der vorgeschalteten Komponenten berücksichtigt werden müssen.

**Tabelle 5.10** Parameter für die Berechnung der Neubauteilkosten einer einzelnen Komponente der Leistungselektronik.

Komponente	Relative Kosten	Maximalleistung	Neubauteilpreis
Wechselrichter	119,56 €/kW	5 791 kW	692 335 €
Gleichspannungswandler	119,56 €/kW	5 932 kW	709 247 €
Stromkreisunterbrecher A	119,56 €/kW	5 879 kW	702 878 €
Stromkreisunterbrecher B	119,56 €/kW	6 022 kW	720 048 €

Wie in Abschnitt 4.2 beschrieben, werden die instandhaltungsbedingten Materialkosten pro Flugstunde berechnet, indem der Neubauteilpreis in Relation zum MTBF-Wert der Komponente gesetzt wird, der sich aus dem Mittelwert der Ausfallrate ergibt. Dabei wird der Faktor für die durchschnittlichen Reparaturkosten berücksichtigt. Die Materialkosten der einzelnen Komponenten der Leistungselektronik sind in Tabelle 5.11 aufgelistet.

**Tabelle 5.11** Materialkosten für eine einzelne Komponente der Leistungselektronik.

<b>Komponente</b>	<b>Materialkosten</b>
Wechselrichter	4,95 €/FH
Gleichspannungswandler	2,00 €/FH
Stromkreisunterbrecher A	6,98 €/FH
Stromkreisunterbrecher B	7,15 €/FH

## Analyse des Kabelsystems

Für die Zuverlässigkeit des Kabelsystems existieren in der Literatur nur wenige Prognosen. Ausfallraten von Verkabelungen werden dabei typischerweise gering eingeschätzt. So wird in einer Zuverlässigkeitsstudie von Wilken et al. für ein hybridelektrisches Antriebssystem eines Mittelstreckenflugzeugs eine Ausfallrate der Verkabelung von  $6,810E-07$  ermittelt [156]. Dies entspricht der Erfahrung in der Luftfahrtindustrie, bei der die Ausfallrate eines ganzen Kabelbaums oft auf  $1,000E-7$  pro Flugstunde geschätzt wird [124]. Die Größenordnung dieser Ausfallraten liegt dabei deutlich unterhalb der typischen Ausfallraten für die anderen Komponenten des Antriebssystems. Die geringen Ausfallraten der Verkabelung ergeben einen hohen MTBF-Wert, der wiederum zu geringen Austauschvorgängen und Reparaturen sowie geringen Materialkosten führt.

Für die Verkabelung eines elektrischen Antriebssystems eines Flugzeugs existieren in der Literatur zum aktuellen Zeitpunkt noch keine aussagekräftigen Kostenprognosen. Die Kosten des Kabelsystems und anderen elektronischen Verbindungselementen werden dabei als vergleichsweise gering eingeschätzt und oft vernachlässigt [61]. Da Kabelkosten vor allem von der Menge der verwendeten Materialien (zum Beispiel Kupfer oder Aluminium) und somit von der spezifischen Kabel- und Netzarchitektur abhängen [127], können im aktuellen Entwurfsstadium des elektrischen Flugzeugs in dieser Arbeit noch keine Kostenabschätzungen durchgeführt werden. Aufgrund der angenommenen geringen Ausfallrate sowie der geringen Beschaffungskosten wird der Einfluss der Verkabelung auf die gesamten instandhaltungsbedingten Materialkosten als gering eingeschätzt und daher im Rahmen dieser Arbeit vernachlässigt.

### 5.2.3 Analyse des mechanischen Antriebssystems

#### Analyse des elektrischen Motors

Während in der Literatur viele Ausfallraten für Lager- und Wicklungsversagen eines elektrischen Motors aufgeführt sind, lassen sich für die Abschätzung der Ausfallhäufigkeiten dieser beiden Fälle auch spezifische Degradationsmodelle anwenden. So existiert für die Zuverlässigkeitsbewertung der Lager beispielsweise die DIN Norm 281 [52], mit der anhand von Lagerkennzahlen und der Belastung im Betrieb eine nominelle Lebensdauer der Lager bestimmt und anschließend in ein MTBF-Äquivalent umgerechnet werden kann. Diese Methode beinhaltet jedoch potentiell große Unsicherheiten und die reale Lebensdauer ist stark von Wartungsbedingungen abhängig [137]. Für die Abschätzung des Degradationsverhaltens der Isolierung, die maßgeblich für die Ausfälle der Wicklungen gilt, können thermische Modelle verwendet werden. Hierfür sei auf die Arbeit von Rusu-Zagar et al. verwiesen, in der zwei Modelle vorgestellt werden, die die Lebensdauer der Isolierung in Abhängigkeit der thermischen Belastung berechnen [120]. Da die verwendeten Lagertypen, die mechanischen Belastungen und die Betriebstemperatur des Motors zum aktuellen Zeitpunkt noch nicht bekannt sind, können die erwähnten Degradationsmodelle in dieser Arbeit nicht mit zufriedenstellender Genauigkeit angewendet werden. Wie bereits für die Komponenten der Leistungselektronik, werden Ausfallraten aus Literaturstudien für die Zuverlässigkeitsbewertung des Motors herangezogen. Die ermittelten Ausfallraten werden in Tabelle 5.12 aufgelistet. Dabei sind alle verwendeten Ausfallraten in Anhang C aufgelistet.

**Tabelle 5.12** Minimalwert, Mittelwert, Maximalwert und Anzahl der aus der Literatur zitierten Ausfallraten für den elektrischen Motor.

	Ausfallrate			Anzahl
	Minimalwert	Mittelwert	Maximalwert	
	5,930E-06	2,887E-05	9,240E-05	10

In der bereits zitierten Entwurfsstudie von Stoll et al. werden die Kosten für den elektrischen Motor auf 58,40 €/kW geschätzt (unter Wechselkurs- und Inflationsberücksichtigung) [141]. Diese Abschätzung dient als Grundlage, um unter Berücksichtigung der geforderten Vortriebsleistung und der entsprechenden Wirkungsgrade den Neubauteilpreis eines einzelnen Motors zu berechnen. Mit diesem Preis werden instandhaltungsbedingte Materialkosten einer Motoreinheit nach der in Abschnitt 4.2 beschriebenen Methodik von 2,06 €/FH ermittelt. Die entsprechenden Daten der Motorkosten sind in Tabelle 5.13 aufgeführt.



**Tabelle 5.13** Parameter für die Berechnung der Neubauteilkosten und instandhaltungsbedingten Materialkosten eines einzelnen elektrischen Motors.

Relative Kosten	Maximalleistung	Neubauteilpreis	Materialkosten
58,40 €/kW	5 675 kW	331 413 €	2,06 €/FH

### Analyse des Kühlsystems des Motors

In dieser Analyse wird die Annahme getroffen, dass das flüssigkeitsbasierte MCS in Aufbau, Leistung und Zuverlässigkeit mit dem flüssigkeitsbasierten Kühlsystem der Batterie vergleichbar ist. Da eine umfangreiche Auslegung der Kühlsysteme inklusive der geforderten Kühlleistung den Rahmen dieser Arbeit übersteigen würde, erfolgt diese Vereinfachung. Für eine detaillierte Abschätzung der instandhaltungsbedingten Materialkosten sei daher auf die Analyse des BCS in Abschnitt 5.2.1 verwiesen. Dabei stützt sich die Analyse des Kühlsystems auf die Zuverlässigkeitswerte und Kostendaten von einer Pumpe und einem Wärmetauscher eines Airbus A330 bzw. A380. Die ermittelten Materialkosten pro Flugstunde können für das Kühlsystem der Motoren übernommen werden und betragen für eine MCS-Einheit 0,54 €/FH.

### Analyse des Getriebes

Für die Zuverlässigkeitsbewertung eines Getriebes existieren in der Literatur nur wenige Angaben, die sich speziell auf einen elektrischen Antriebsstrang eines Flugzeugs beziehen. Daher werden in dieser Analyse auch Zuverlässigkeitsdaten von Getrieben verwendet, die in Windturbinen zum Einsatz kommen. Da es sich hierbei um Planetengetriebe handelt, die oft eine maximale Leistung im MW-Bereich besitzen [26], wird eine Übertragung der Zuverlässigkeitswerte auf den Anwendungsbereich eines elektrischen Flugzeugs als geeignet eingeschätzt. Tabelle 5.14 listet die ermittelten Ausfallraten aus der Literatur und den für die Analyse verwendeten Mittelwert auf.

**Tabelle 5.14** Minimalwert, Mittelwert, Maximalwert und Anzahl der aus der Literatur zitierten Ausfallraten für das Getriebe.

Minimalwert	Ausfallrate		Anzahl
	Mittelwert	Maximalwert	
5,000E-06	1,038E-05	1,770E-05	6

In der Entwurfsstudie von Stoll et al. wird zwischen einem Motor mit integriertem Getriebe und einem Motor mit *direct drive* ein Kostenfaktor von 2 angenommen [141]. Da in der vorliegenden Arbeit Motor und Getriebe getrennt betrachtet werden, wird davon ausgegangen, dass die leistungsbezogenen Kosten der Getriebeeinheit den leistungsbezogenen Kosten des Motors entsprechen. Unter Berücksichtigung des Wirkungsgrads

des Propellers kann von der geforderten Vortriebsleistung auf die geforderte Maximalleistung des Getriebes geschlossen werden, womit der Neubauteilpreis einer Getriebeeinheit berechnet werden kann. Mit diesem Preis werden instandhaltungsbedingte Materialkosten einer Getriebeeinheit nach der in Abschnitt 4.2 beschriebenen Methodik von 0,73 €/FH ermittelt. Die entsprechenden Daten der Getriebekosten sind in Tabelle 5.15 aufgeführt.

**Tabelle 5.15** Parameter für die Berechnung der Neubauteilkosten und instandhaltungsbedingten Materialkosten eines einzelnen Getriebes.

Relative Kosten	Maximalleistung	Neubauteilpreis	Materialkosten
58,40 €/kW	5 618 kW	328 099 €	0,73 €/FH

## Analyse des Propellers

Wie in Abschnitt 3.4.3 erläutert, orientiert sich die Propellereinheit des vollelektrischen Antriebssystems an der bestehenden Propellerkonfiguration einer ATR 42/72. Daher können sich in diesem Fall die Zuverlässigkeits- und Kostenanalysen auf die Erfahrungswerte des realen Betriebs des Flugzeugtyps stützen, für die *Aircraft Commerce* Daten liefert [6].

Demnach lässt sich die Propellerkonfiguration eines Antriebs hauptsächlich in die einzelnen Propellerblätter und die zentrale Propellernabe unterteilen, die jeweils feste Überholungsintervalle von 10 500 FH besitzen [6][33]. Die angegebenen Überholungskosten sind dabei wesentlich von der Korrosionseinwirkung abhängig und werden daher in der vorliegenden Arbeit als Durchschnittswerte und unter Wechselkurs- und Inflationsberücksichtigung angegeben. Tabelle 5.16 listet die instandhaltungsbedingten Materialkosten für ein einzelnes Propellerblatt und eine Propellernabe sowie für eine gesamte Propellereinheit auf. Unter der Annahme einer sechsblättrigen Propellerkonfiguration (siehe Abschnitt 3.4.3) betragen die Materialkosten einer Propellereinheit 3,80 €/FH.

**Tabelle 5.16** Materialkosten der Einzelkomponenten des Propellers und einer gesamten Propellereinheit.

Komponente	Materialkosten
Propellernabe	1,16 €/FH
Propellerblatt	0,44 €/FH
Propellereinheit <sup>1</sup>	3,80 €/FH

<sup>1</sup> Sechsblättrige Konfiguration.

## 5.3 Hybridelektrische Antriebskonfiguration

Die hybridelektrische Antriebskonfiguration setzt sich aus einem konventionellen und einem elektrischen Antriebsstrang zusammen. Die Materialkosten dieser beiden Antriebsstränge werden in diesem Abschnitt aufgeführt.

### 5.3.1 Analyse des konventionellen Antriebsstrangs

Da die Grundstruktur des konventionellen Triebwerks bestehen bleibt, basiert die Kostenanalyse des konventionellen Antriebsstrangs auf der Analyse der konventionellen Antriebskonfiguration in Abschnitt 5.1. Im Folgenden werden daher die bereits analysierten Materialkosten der einzelnen ATA-Kapitel für das hybridelektrische System angepasst und die Änderungen im Vergleich zur konventionellen Antriebskonfiguration aufgeführt.

Wie beim vollelektrischen Antriebssystem soll auch beim hybridelektrischen System die Batterieeinheit für die Energieversorgung der Sekundärsysteme genutzt werden. Die konventionellen stromerzeugenden Komponenten des ATA-Kapitels 24 (*Electrical Power System*), die sich hauptsächlich aus den Generatoren und den zugehörigen Komponenten zusammensetzen, entfallen dabei. Bei der Kostenabschätzung der hybridelektrischen Konfiguration müssen also keine Materialkosten des ATA-Kapitels 24 berücksichtigt werden. Da das Batteriesystem zudem die Funktion des Hilfstriebwerks übernimmt, werden auch für das ATA-Kapitel 49 keine Materialkosten berücksichtigt.

Die hybridelektrische Antriebskonfiguration umfasst weiterhin das konventionelle Triebwerk des A320, das lediglich eine geringere Startleistung zur Verfügung stellen muss. Daher müssen bei der Kostenabschätzung auch alle Versorgungseinheiten des Triebwerks berücksichtigt werden, wozu das *fuel system* zählt. Die in Abschnitt 5.1 aufgelisteten Materialkosten des konventionellen ATA-Kapitels 28 müssen also auch bei der hybridelektrischen Antriebskonfiguration berücksichtigt werden. Ebenso müssen die Materialkosten der Triebwerkssysteme der ATA-Kapitel 71-79 berücksichtigt werden.

Dabei kann aufgrund der Hybridisierung jedoch von einer Kostenreduktion der eigentlichen Triebwerkskomponenten des ATA-Kapitels 72 ausgegangen werden. Diese Kostenreduktion basiert auf den Arbeiten von Bien et al. [28][27] und Schuchard et al. [129] und wurde in Abschnitt 4.3 genauer erläutert. Bei einem Hybridisierungsgrad von 10% konnte demnach eine potentielle Reduktion der DMC des Triebwerks pro SV von ca. 11% vorausgesagt werden [28]. Diese Kostenreduktion betrifft dabei lediglich die Non-Routine Materialkosten und kann laut Bien et al. nicht auf die Routine Materialkosten in Form von LLPs angewendet werden [28]. Da die Lebensdauer von LLPs in erster Linie durch ihre Nutzungsdauern bestimmt wird und eine Reduktion der Betriebstemperatur keinen direkten Einfluss auf die vorgeschriebenen LLP-Ausbauten besitzt, bleiben die Materialkosten in diesem Fall bei einer Hybridisierung konstant.

Die sich nach Berücksichtigung der Hybridisierung ergebenden Materialkosten der Triebwerke sowie der Komponenten aller weiteren ATA-Kapitel des konventionellen

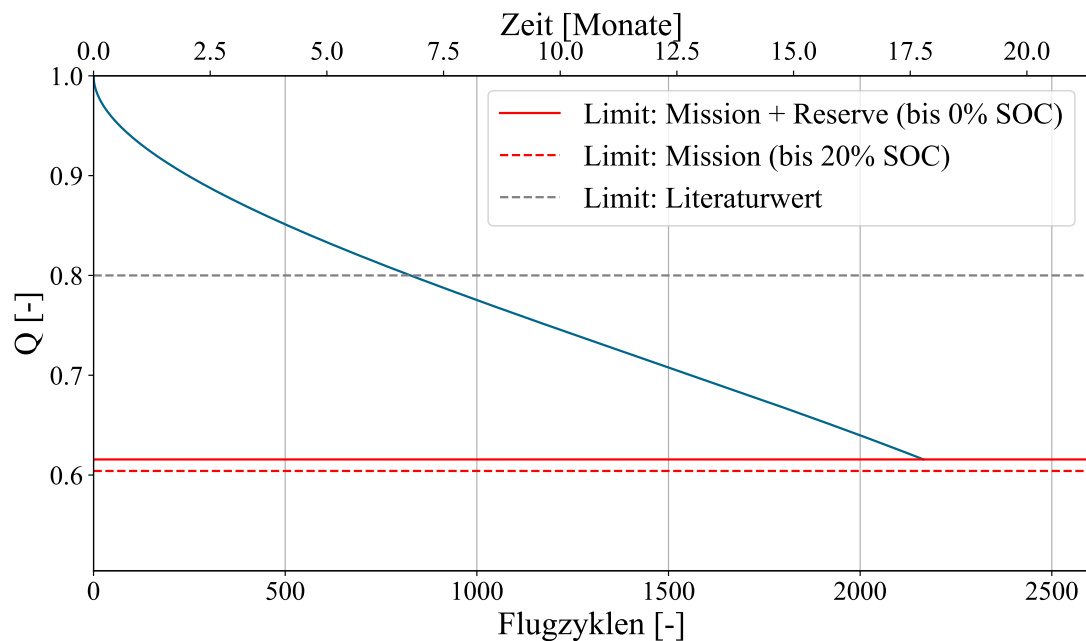
Antriebsstrangs sind in Tabelle 5.17 pro Flugzeug aufgelistet. Im Vergleich zur konventionellen Antriebskonfiguration ermöglicht die Hybridisierung eine Materialkostenreduktion der Triebwerke von 8,81 €/FH pro Flugzeug. Durch den Entfall der stromerzeugenden Komponenten der ATA-Kapitel 24 und 49 können zusätzlich 24,34 €/FH eingespart werden. Diese Vorteile müssen jedoch gegenüber den Materialkosten aufgrund der zusätzlichen Komponenten des elektrischen Antriebsstrangs abgewogen werden, die im folgenden Abschnitt aufgeführt sind.

**Tabelle 5.17** Materialkosten für die Komponenten des konventionellen Antriebsstrangs der hybridelektrischen Konfiguration pro Flugzeug.

ATA-Kapitel	Materialkosten
ATA 24 (Power)	–
ATA 28 (Fuel)	1,36 €/FH
ATA 49 (APU)	–
ATA 71-79 (Engine)	188,52 €/FH
Gesamt	189,88 €/FH

### 5.3.2 Analyse des elektrischen Antriebsstrangs

Die Ermittlung der Nutzungsdauer der Batteriezellen für den hybridelektrischen Antrieb erfolgt analog zu der Analyse des vollelektrischen Batteriesystems in Abschnitt 5.2.1. Auch in diesem Fall werden dabei die beiden vorgestellten Kriterien für das Erreichen des Nutzungslimits überprüft. Als Grundlage für das Degradationsmodell der Zellen dient das hybridelektrische Leistungsprofil (siehe Abschnitt 3.3.2) sowie die Dimensionierung der hybridelektrischen Batteriepacks (siehe Abschnitt 3.4.1). Der sich daraus ergebende zeitliche und zyklische Verlauf der relativen Kapazitätsabnahme ist in Abbildung 5.4 dargestellt. Das missionsspezifische Nutzungslimit ist bei dem hybridelektrischen Zellverbund bei 2 166 Flugzyklen erreicht, was einer Nutzungsdauer von 3 898 Flugstunden entspricht. Unter Berücksichtigung der angenommenen Kosten der Batteriezellen von 103,70 €/kWh und der gesamten Batteriekapazität betragen die Neubauteilkosten des Zellverbunds 347 621 €. Da die Batteriezellen beim Erreichen ihres Nutzungslimits vollständig ausgetauscht werden müssen, betragen die instandhaltungsbedingten Materialkosten pro Flugstunde und Flugzeug 89,16 €/FH.



**Abbildung 5.4** Zeitlicher und zyklischer Verlauf der Kapazitätsabnahme der Batteriezellen für das hybridelektrische Antriebssystem.

Neben den Batteriezellen müssen die zusätzlichen Komponenten des elektrischen Antriebsstrangs berücksichtigt werden. Wie in Abschnitt 3.2.2 erläutert, entsprechen der Aufbau und die Funktion des elektrischen Antriebsstrangs der hybridelektrischen Konfiguration im Wesentlichen dem Antriebsstrang der vollelektrischen Konfiguration. Daher wird angenommen, dass die Zuverlässigkeitsanalyse der vollelektrischen Variante auf die hybridelektrische Variante übertragbar ist und die Ausfallraten der einzelnen Komponenten unverändert bleiben.

Für das hybridelektrische Antriebssystem muss die Kostenanalyse angepasst werden, da sich die angenommenen Neubauteilpreise vieler Komponenten an der maximalen Leistung orientieren. Auch die Effizienz des Antriebsstrangs, die verwendet wird um von der geforderten Vortriebleistung während des Starts die jeweiligen Komponentenleistungen abzuleiten, muss aufgrund der Verwendung eines konventionellen Fans statt eines Propellers neu bewertet werden. Die leistungsbezogenen relativen Kosten der Komponenten, die für die Analyse des vollelektrischen Systems aus Literaturwerten abgeleitet wurden, werden unverändert für die hybridelektrische Variante übernommen. Unter Berücksichtigung der jeweiligen Anzahl der Komponenten können damit die Materialkosten des hybridelektrischen Antriebs auf Systemebene für ein Flugzeug berechnet werden. Dies erfolgt analog zu der Analyse des vollelektrischen Antriebssystems in Abschnitt 5.2. Die sich daraus ergebenden Materialkosten des elektrischen Antriebsstrangs sind in Tabelle 5.18 aufgelistet.

**Tabelle 5.18** Materialkosten für die Komponenten des elektrischen Antriebsstrangs der hybridelektrischen Konfiguration pro Flugzeug.

<b>Komponente</b>	<b>Materialkosten</b>
Batteriezellen	89,16 €/FH
BMSs	0,10 €/FH
BCSs	1,61 €/FH
Stromkreisunterbrecher A	2,70 €/FH
Stromkreisunterbrecher B	2,76 €/FH
Gleichspannungswandler	0,77 €/FH
Wechselrichter	1,91 €/FH
Motoren	0,80 €/FH
MCSs	1,07 €/FH
Getriebe	0,28 €/FH
Gesamt	101,16 €/FH

## 6 Diskussion der Ergebnisse

In diesem Kapitel werden die zuvor vorgestellten Ergebnisse der Instandhaltungsanalyse diskutiert. Dafür werden zunächst die instandhaltungsbedingten Materialkosten der drei untersuchten Antriebskonfigurationen miteinander verglichen und bewertet. Anschließend werden die relevantesten Limitierungen und Unsicherheiten beleuchtet, denen die Analyse in dieser Arbeit unterliegt. Von den Erkenntnissen in dieser Arbeit lassen sich spezifische Entwurfsempfehlungen für eine Minimierung der Materialkosten ableiten, die im letzten Abschnitt des Kapitels vorgestellt werden.

### 6.1 Vergleich und Bewertung der Antriebskonfigurationen

Bevor die instandhaltungsbedingten Materialkosten der drei untersuchten Antriebskonfigurationen miteinander verglichen werden, wird die jeweilige Kostenzusammensetzung der Systeme beleuchtet.

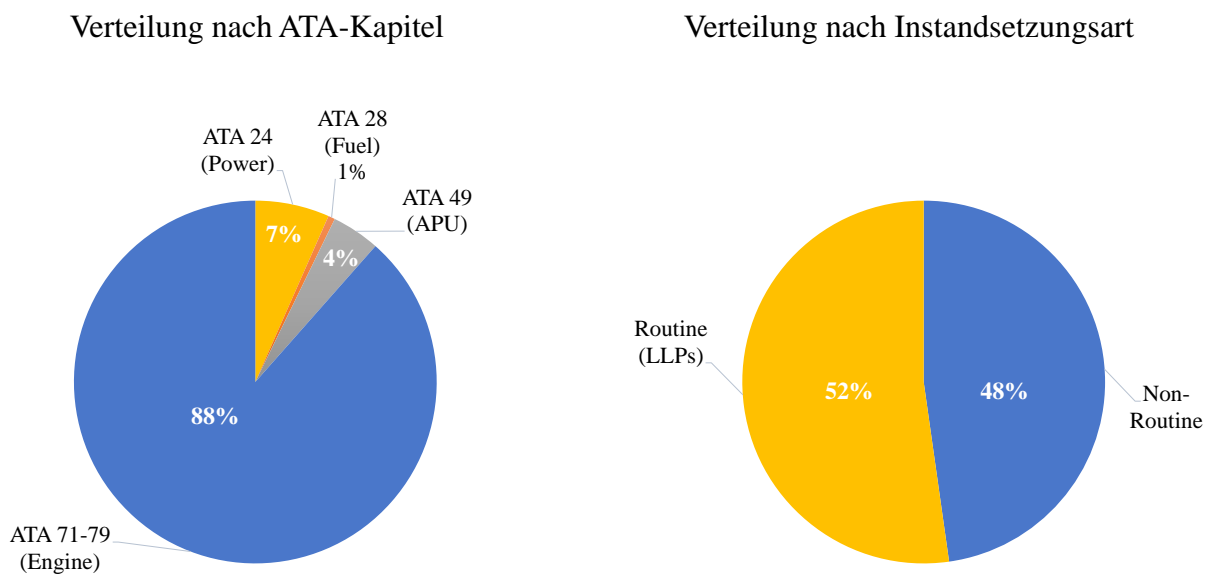
#### Gesamte Materialkosten des konventionellen Antriebssystems

In Tabelle 6.1 sind die gesamten Materialkosten des konventionellen Antriebssystems pro Flugzeug, gegliedert nach ATA-Kapitel und Routine/Non-Routine, aufgelistet. Die Gesamtkosten betragen 233,09 €/FH. Grafik 6.1 stellt die prozentuale Verteilung der Materialkosten dar, wobei die Verteilung auf der linken Seite nach ATA-Kapitel und auf der rechten Seite nach Routine/Non-Routine aufgeschlüsselt ist.

**Tabelle 6.1** Gesamte Materialkosten des konventionellen Antriebssystems pro Flugzeug.

<b>ATA-Kapitel</b>	<b>Materialkosten Routine (LLPs)</b>	<b>Materialkosten Non-Routine</b>	<b>Gesamt</b>
ATA 24 (Power)	0,89 €/FH	13,85 €/FH	14,74 €/FH
ATA 28 (Fuel)	0,00 €/FH	1,36 €/FH	1,36 €/FH
ATA 49 (APU)	2,98 €/FH	6,62 €/FH	9,60 €/FH
ATA 71-79 (Engine)	117,89 €/FH	89,50 €/FH	207,39 €/FH
<b>Gesamt</b>	<b>121,76 €/FH</b>	<b>111,33 €/FH</b>	<b>233,09 €/FH</b>

Die ATA-Kapitel, die in dieser Arbeit zum *Engine System* zusammengefasst sind, machen mit 88% den größten Teil der gesamten Materialkosten des konventionellen Antriebssystems aus. Dies liegt vor allem an den Komponenten des eigentlichen Turbofan-Triebwerks, die starken Betriebsbelastungen ausgesetzt sind. Hier überwiegen die Materialkosten aufgrund LLP-Ausbauten, die im Turbofan-Triebwerk zahlreich vorkommen. Während die Komponenten des ATA-Kapitels 28 kaum einen Einfluss auf die gesamten Materialkosten besitzen, tragen Kapitel 24 mit 7% und Kapitel 49 mit 4% zu den Kosten bei. Beim *Electrical Power System* sind vor allem die Komponenten der Generatoren anfällig für ungeplante Materialkosten, während bei dem *Auxiliary Power Unit System* hauptsächlich das Hilfstriebwerk kostentreibend ist. Bei der Kostenverteilung der APU fällt auf, dass der Einfluss der LLP-Kosten im Vergleich zum Haupttriebwerk deutlich geringer ist. Dies lässt sich auf die geringere Anzahl der LLPs zurückführen, die in einer APU verbaut sind. Aufgrund der deutlich geringeren Temperatur- und Drehzahlbereiche im Betrieb sowie der geringeren Auslastung besitzen die Komponenten der APU zudem eine höhere Lebensdauer [9][5]. Die prozentuale Verteilung nach Instandsetzungsart der gesamten Materialkosten ist vor allem durch die LLP-Kosten des *Engine Systems* getrieben.



**Abbildung 6.1** Prozentuale Verteilung der Materialkosten des konventionellen Antriebssystems.



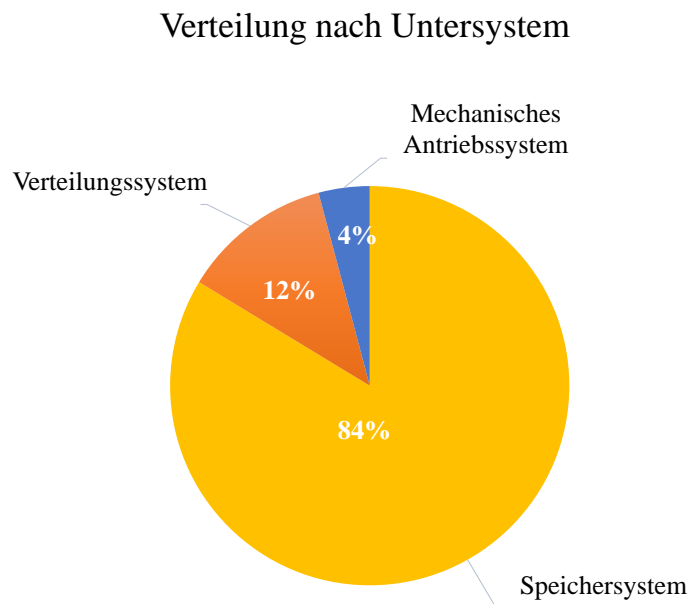
## Gesamte Materialkosten des vollelektrischen Antriebssystems

Anhand des Aufbaus eines einzelnen Antriebsstrangs in Abschnitt 3.2.1 lässt sich die Anzahl der verbauten Komponenten im gesamten Antriebssystem ableiten. Unter Berücksichtigung der jeweiligen Anzahl der Komponenten werden in Tabelle 6.2 die Materialkosten des vollelektrischen Antriebs auf Systemebene für ein Flugzeug aufgelistet.

**Tabelle 6.2** Gesamte Materialkosten des vollelektrischen Antriebssystems pro Flugzeug.

<b>Komponente</b>	<b>Materialkosten</b>
Batteriezellen	576,98 €/FH
BMSs	0,10 €/FH
BCSs	1,61 €/FH
Stromkreisunterbrecher A	27,91 €/FH
Stromkreisunterbrecher B	28,59 €/FH
Gleichspannungswandler	8,01 €/FH
Wechselrichter	19,81 €/FH
Motoren	8,26 €/FH
MCSs	2,14 €/FH
Getriebe	2,94 €/FH
Propellereinheiten	15,20 €/FH
<b>Gesamt</b>	<b>691,55 €/FH</b>

In Grafik 6.2 ist die prozentuale Verteilung der Materialkosten bezüglich der Untersysteme dargestellt. Mit 84% Anteil an den gesamten Materialkosten des Antriebssystems dominiert dabei das Speichersystem deutlich. Die Kosten des Speichersystems sind hauptsächlich auf die Kosten der Batteriezellen zurückzuführen. Den geringsten Anteil nimmt das mechanische Antriebssystem mit 4% ein. Im Vergleich zu den Komponenten des Turboantriebwerks, die maßgeblich die Materialkosten des konventionellen Antriebssystems bestimmen, nehmen die eigentlichen mechanischen Antriebskomponenten des elektrischen Systems hier also kaum Einfluss auf die gesamten Materialkosten. Das lässt sich vor allem darauf zurückzuführen, dass elektrische Motoren aufgrund der geringeren Anzahl an beweglichen Komponenten deutlich weniger anfällig für Ausfälle sind, als konventionelle Triebwerke [65]. Der Aufbau des elektrischen Motors lässt sich zudem in seinem Komplexitätsgrad kaum mit einem Turboantriebwerk vergleichen, sodass die Ersatzteilkosten hier deutlich geringer ausfallen. Zusammenfassend lässt sich festhalten, dass sich die Materialkosten bei einem elektrischen Antriebssystem im Vergleich zum konventionellen System von den Komponenten des Antriebsmotors zu den Komponenten des Speichersystems, speziell zu den Batteriezellen, verschieben.



**Abbildung 6.2** Prozentuale Verteilung der Materialkosten des vollelektrischen Antriebssystems unter Einteilung nach Untersystemen.

### Gesamte Materialkosten des hybridelektrischen Antriebssystems

Die gesamten Materialkosten des hybridelektrischen Antriebssystems ergeben sich aus der Kombination der Komponenten des konventionellen Antriebsstrangs sowie des elektrischen Antriebsstrangs. Die durchschnittlichen instandhaltungsbedingten Materialkosten der hybridelektrischen Konfiguration sind auf Systemebene für ein Flugzeug in Tabelle 6.3 aufgelistet.

**Tabelle 6.3** Gesamte Materialkosten des hybridelektrischen Antriebssystems pro Flugzeug.

Antriebsstrang	Materialkosten
Konventionell	189,88 €/FH
Elektrisch	101,16 €/FH
Gesamt	291,04 €/FH

Da sich die Materialkostenanalyse des hybridelektrischen Systems aus den Kostenanalysen für das konventionelle Antriebssystem sowie für das vollelektrische Antriebssystem ableitet, finden sich die wesentlichen Erkenntnisse auch hier wieder. Die Kosten des konventionellen Antriebsstrangs sind vor allem durch die Komponenten des Turboantriebswerks geprägt, können aber durch die Hybridisierung leicht gesenkt werden. Die Materialkosten des elektrischen Antriebsstrangs werden im hohen Maße durch die

Batteriezellen bestimmt. In Grafik 6.3 ist die prozentuale Verteilung der Materialkosten bezüglich des konventionellen und elektrischen Antriebsstrangs dargestellt. Dabei dominieren mit 65% die Kosten des konventionellen Antriebsstrangs.



**Abbildung 6.3** Prozentuale Verteilung der Materialkosten des hybridelektrischen Antriebssystems unter Einteilung nach konventionellem und elektrischem Antriebsstrang.

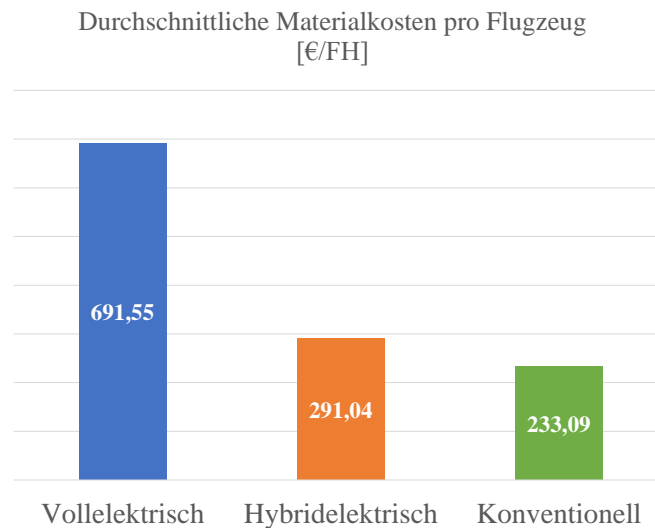
## Vergleich der Antriebskonfigurationen

In Abbildung 6.4 werden die durchschnittlichen Materialkosten pro Flugzeug der drei untersuchten Antriebskonfigurationen verglichen. Die niedrigsten Materialkosten erzielt erwartungsgemäß das konventionelle Antriebssystem mit 233,09 €/FH.

Die vollelektrische Antriebskonfiguration besitzt mit 691,55 €/FH die höchsten Materialkosten. Bei der Realisierung eines konventionellen Antriebs ist im Vergleich zum Referenzantrieb mit einer Erhöhung der Materialkosten um ca. 196,7% zu rechnen. Für eine vollständige Bewertung der Kosteneffizienz des vollelektrischen Antriebs müssen jedoch alle Betriebskosten berücksichtigt werden (siehe Abschnitt 2.2.1). Eine Abschätzung weiterer Betriebskosten wird im Rahmen der Arbeit nicht vorgenommen, für eine mögliche Methodik sei hier auf die Arbeiten von Finger et al. [61] und Monjon et al. [104] verwiesen. Aus Literaturstudien geht jedoch hervor, dass eine Elektrifizierung des Flugzeugantriebs Potential für gewisse Kostenreduktionen im Betrieb mit sich bringt. So wird der Umfang von Instandhaltungstätigkeiten bei den Komponenten des elektrischen Antriebs als geringer eingeschätzt, wodurch Arbeitskosten gespart werden könnten [61][104]. Im Allgemeinen gehen Literaturstudien davon aus, dass ein elektrischer Antrieb im Vergleich zu einem kerosinbetriebenen System die Energiekosten im

Betrieb reduzieren könnten [104]. Die Energiekosten sind dabei jedoch abhängig von den aktuellen Kosten für Kerosin und elektrischen Strom sowie von der Kapazität der Batterien.

Auch wenn durch eine Elektrifizierung des Antriebs unter Umständen gewisse Betriebskosten reduziert werden können, wird in der vorliegenden Arbeit eingeschätzt, dass die Erhöhung der instandhaltungsbedingten Materialkosten dadurch nicht ausgeglichen wird. Daher wird die Umsetzung eines vollelektrischen Flugzeugs auf Basis eines Batteriesystems in der Größenklasse eines A320 aus ökonomischen Gesichtspunkten bezweifelt. Dies ist vor allem auf die sehr hohen Materialkosten infolge der regelmäßigen Batterieaustausche zurückzuführen. Wie in Abschnitt 3.4.1 gezeigt, ist eine baldige Umsetzung auch unter technischen Entwurfskriterien nicht zu erwarten. Dabei ist vor allem die enorme zusätzliche Masse der Batteriesysteme ausschlaggebend.



**Abbildung 6.4** Vergleich der durchschnittlichen Materialkosten pro Flugstunde und pro Flugzeug für die untersuchten Antriebskonfigurationen.

Die Materialkosten des hybridelektrischen Antriebssystems liegen mit 291,04 €/FH nur ca. 24,9 % oberhalb der Materialkosten des konventionellen Referenzflugzeugs. Dabei ist die Kostenerhöhung auf die zusätzlichen Komponenten des elektrischen Antriebsstrangs und vor allem auf das Batteriesystem zurückzuführen. Diese Erhöhung kann zum Teil von den Kostenreduktionen infolge der Hybridisierung und der damit einhergehenden Triebwerksdegradation sowie aufgrund des Entfalls der konventionellen stromerzeugenden Komponenten ausgeglichen werden. Im Vergleich zur Kostenerhöhung der vollelektrischen Konfiguration wird eine Umsetzung der hybridelektrischen Konfiguration unter ökonomischen Gesichtspunkten als deutlich realistischer eingeschätzt. Auch in diesem Fall müssen jedoch alle Betriebskosten abgeschätzt werden, um eine finale Aussage tätigen zu können. Wie in Abschnitt 3.4.1 gezeigt, befindet sich dabei auch die Masse des hybridelektrischen Batteriesystems in einem Bereich der konstruktiv umsetzbar ist. Für eine zukünftige Elektrifizierung des Antriebssystems

eines Flugzeugs in der Größenklasse eines A320 ist das hybridelektrische System daher potentiell geeignet.

## 6.2 Limitierungen und Unsicherheiten der Analysen

Die Materialkostenanalyse der konventionellen Antriebskonfiguration basiert auf einer aussagekräftigen und detaillierten Datenlage. Dies kann dadurch gewährleistet werden, dass auf statistische Ausfalldaten der Komponenten aus dem realen Betrieb zurückgegriffen wird, die von Airbus im Flottendurchschnitt angegeben werden. Zudem können die Beschaffungskosten der einzelnen Komponenten exakt abgeschätzt werden, da die Ersatzteilpreise der Zulieferer verwendet werden. Trotz dieser zuverlässigen Datenlage beinhaltet die Methodik für die Instandhaltungsanalyse des konventionellen Systems Unsicherheiten. Im Gegensatz zur konventionellen Analyse basieren die Analysen der elektrischen Antriebssysteme hauptsächlich auf Literaturprognosen, die naturgemäß viele potentielle Unsicherheiten mit sich bringen. Im Folgenden sollen daher die Limitierungen und Unsicherheiten vorgestellt werden, deren Einfluss auf die Ergebnisse als relevant eingeschätzt werden.

### Limitierung bei der Verwendung des MTBF-Wertes

In Abschnitt 2.2.2 wurde bereits erläutert, warum die Verwendung des statistischen Mittelwertes MTBF in der Literatur stark umstritten ist. So wird vor allem die nicht vorhandene einheitliche Ermittlung des Wertes als problematisch angesehen. Für die Abschätzung von realen Instandhaltungsintervallen ist die Verwendung des MTBF-Wertes daher nur begrenzt geeignet. Auch für die Abschätzung der instandhaltungsbedingten Materialkosten der einzelnen Antriebskonfigurationen bringt der MTBF-Wert einige Unsicherheiten mit sich. So handelt es sich um die statistische mittlere Ausfallabstandszeit auf Flottenebene unter der Annahme einer konstanten Ausfallrate. In der Realität können einzelne Komponenten eines Flugzeugs jedoch auch vor dem Erreichen ihres MTBF-Wertes ausfallen, während sich die Ausfallrate über die Nutzungsdauer zudem bei vielen Komponenten nicht konstant verhält. Die in dieser Arbeit ermittelten Materialkosten besitzen daher ihre Gültigkeit auf durchschnittlicher Flottenebene, während sich die realen Materialkosten eines einzelnen Flugzeugs davon unterscheiden können.

### Unsicherheiten aufgrund der verwendeten NFF-Rate

Der Datensatz von Airbus liefert die Häufigkeit der Komponentenausbauten in Form von MTBUR-Werten, für die Zuverlässigkeitsbewertung werden jedoch Ausfallhäufigkeiten in Form von MTBF-Werten benötigt. Wie in Abschnitt 4.1 erläutert, muss daher eine NFF-Rate bestimmt werden. Diese Rate berücksichtigt, dass teilweise aufgrund von Fehlverdachten auch funktionstüchtige Komponenten ausgebaut werden, die anschließend jedoch wieder zum Einsatz kommen können. Da die Datenlage eine detaillierte Abschätzung der NFF-Rate nicht ermöglicht, wird für alle Komponenten des konventionellen Antriebssystems ein konstanter Wert angenommen. In der Realität variiert dieser Wert je nach Anwendungsbereich, Instandhaltungsmethodik und

Komponentenart jedoch stark. So sind beispielsweise elektronische Komponenten aufgrund ihres komplexen Aufbaus deutlich anfällig für eine hohe NFF-Rate [88][114]. Bei der Analyse des elektrischen Antriebssystems müssen keine NFF-Raten berücksichtigt werden, da der MTBF-Wert direkt aus der Ausfallrate bestimmt werden kann. Beim Vergleich der Antriebssysteme beinhalten die Materialkosten des konventionellen Antriebssystems also zusätzliche Unsicherheiten.

### **Unsicherheiten aufgrund unbekannter Reparaturcharakteristik**

Für die Zuverlässigkeitsanalyse in dieser Arbeit dient die Ausfallhäufigkeit der Komponenten als Grundlage. Dabei kann jedoch keine Aussage darüber getroffen werden, ob ein Ausfall zu einem Austausch der gesamten Einheit führt, oder eine Reparatur vorgenommen wird. Wie in Abschnitt 4.1 erläutert, wird daher anhand der Daten für das konventionelle Triebwerk ein Kostenfaktor ermittelt, der die durchschnittlichen Materialkosten während eines Werkstattbesuchs abbildet. Dieser konstante Wert wird auf alle Komponenten angewendet. In der Realität kann das Reparaturverhalten zwischen den Komponenten jedoch stark variieren. So ist die Reparatur bei Strukturteilen mit vergleichsweise geringen Materialkosten verbunden, während andere Komponenten grundsätzlich nicht reparierbar sind. Die Reparaturmöglichkeit hängt im Allgemeinen von der Klassifizierung der Komponenten ab, wobei hierfür auf die Arbeit von Gu et al. verwiesen wird [69]. Während der Faktor für die durchschnittlichen Materialkosten auf alle Antriebssysteme angewendet wird, gleichen sich diese Unsicherheiten beim Vergleich der Konfigurationen zunächst aus. Allerdings wird in Literaturstudien vermutet, dass die komplexen elektronischen Komponenten des voll- und hybridelektrischen Antriebssystems im Bezug auf ihre Neubauteilkosten höhere Reparaturkosten mit sich bringen könnten als konventionelle Antriebskomponenten [156].

### **Unsicherheiten bei der Analyse des elektrischen Antriebsstrangs**

Die Zuverlässigkeitsbewertung der elektrischen Konfigurationen basieren bei den meisten Komponenten auf statistischen Ausfallraten aus der Literatur. Wie in Abschnitt 2.2.2 dargelegt, können die Ausfallraten dabei aus realen Felddaten, Experimenten oder analytischen Modellen entspringen. Da sich die meisten Komponenten des elektrischen Antriebsstrangs noch nicht im kommerziellen Einsatz befinden, existieren im Gegensatz zur Analyse des konventionellen Antriebssystems noch keine Erfahrungswerte aus dem realen Anwendungsgebiet. Die meisten in der Literatur aufgeführten Ausfallraten werden daher mit Vorhersagestandards berechnet oder sind aus Datenbanken von anderen Anwendungsfeldern übernommen (siehe Abschnitt 4.2.2).

Die Berechnungsstandards und statistischen Datenbanken sind dabei häufig mehrere Jahrzehnte alt und wurden oft nicht aktualisiert. Daher bilden sie einen veralteten technischen Stand ab und spiegeln die Zuverlässigkeit heutiger Komponenten nicht wieder, wodurch die Ausfallrate in der Regel konservativ eingeschätzt wird [124][117]. Wie in Abschnitt 4.2.2 dargelegt, unterscheiden sich die Berechnungsstandards wesentlich

in den zu berücksichtigenden Einflussfaktoren und deren Gewichtung. Daher resultiert die Verwendung von verschiedenen Standards für den gleichen Anwendungsfall im Allgemeinen in großen Varianzen der berechneten Ausfallrate [124][65]. Da jeder Standard verschiedene Vor- und Nachteile besitzt, ist es zudem häufig nicht möglich die Eignung für den spezifischen Anwendungsfall zu bewerten. Zudem sind die Anwendungsfelder der Ausfallraten häufig militärischen Ursprungs und im Allgemeinen nicht speziell für die zivile Luftfahrt konzipiert. Es kann daher davon ausgegangen werden, dass die Komponenten nicht für den sicherheitskritischen Einsatz ausgelegt sind, weniger strikte Anforderungen gelten und die Instandhaltung in geringerem Umfang durchgeführt wird [65]. Die in dieser Arbeit zitierten Ausfallraten sollten daher nur als grobe Richtwerte für die Zuverlässigkeit der Komponenten verstanden werden.

Im Gegensatz zur Analyse der konventionellen Antriebskonfiguration liegen für die Komponenten der elektrischen Antriebe keine konkreten Ersatzteilpreise vor. Daher müssen die Kosten anhand von Literaturprognosen abgeschätzt werden, die in der Regel nur grobe Tendenzen wiedergeben. Da die abgeschätzten Neubauteilpreise und die ermittelten Ausfallraten die Grundlage für die Bewertung der Materialkosten bilden, sind die finalen Materialkosten der elektrischen Antriebssysteme großen Unsicherheiten unterworfen.

Bei der Analyse in dieser Arbeit handelt es sich um eine vorläufige Kostenabschätzung in einem frühen Entwurfsstadium. Daher sind die angenommene Antriebskonfiguration, die Art und die Topologie der verwendeten Komponenten sowie die genauen Betriebsbedingungen noch von potentiellen Änderungen betroffen. Weiterhin wurden nur die wichtigsten Grundkomponenten des elektrischen Antriebsstrangs und keine spezifischen Redundanzkriterien berücksichtigt.

### **Limitierungen des Degradationsmodells der Batteriezellen**

Aufgrund der hohen Beschaffungskosten und der starken Degradation sind die Batteriezellen mit großem Abstand der relevanteste Kostentreiber eines elektrischen Antriebsstrangs. Daher haben etwaige Unsicherheiten bei der Abschätzung der Nutzungsdauer der Zellen großen Einfluss auf die gesamten Materialkosten der Antriebskonfigurationen. Ein relevanter Einflussfaktor im verwendeten Degradationsmodell ist die Batterietemperatur. Da keine thermische Simulation des Batteriebetriebs durchgeführt wird, wurde in dieser Arbeit eine konstante Temperatur angenommen. Das reale Temperaturverhalten kann sich davon jedoch deutlich unterscheiden [43].

Die von Schmalstieg et al. vorgenommenen experimentellen Lebensdauertests, die als Grundlage des Degradationsmodells dienten, wurden mit einer konstanten C-Rate von 1C durchgeführt [125]. Zum aktuellen Stand sieht das Modell daher keine Variation der C-Rate vor. Aufgrund der großen Kapazität der Batterien muss jedoch ein sehr schneller Ladeprozess mit hohen C-Rates durchgeführt werden, um die typischen Turnaround-Zeiten eines Flugzeugs gewährleisten zu können [85]. Im Allgemeinen gehen hohe C-Rates mit hohen Stromstärken und einer Temperaturerhöhung einher, wodurch bei



einem schnellen Ladeprozess zusätzlich starke Degradationseinwirkungen zu erwarten sind [64][150], die in dieser Arbeit noch nicht berücksichtigt wurden. Alternativ könnte der Ladeprozess im Turnaround auch durch den modularen Austausch bereits geladener Batteriepacks ersetzt werden [126].

In Abschnitt 2.5 wurde dargelegt, dass die Kapazitätsabnahme der Batterie aus einzelnen Phasen besteht, die von unterschiedlichen Degradationsmechanismen beeinflusst werden. Je nach Degradationsphase variiert dabei der Verlauf der Kapazitätsabnahme. Schmalstieg et al. tätigt in seiner Arbeit keine Aussage über den Gültigkeitsbereich seines Degradationsmodells [125]. Während für die vorliegende Arbeit angenommen wurde, dass die Gültigkeit in allen untersuchten Kapazitätsbereichen gegeben ist, könnte sie in der Realität jedoch nur für einzelne Degradationsphasen gelten.

### 6.3 Abgeleitete Empfehlungen für die Minimierung der Materialkosten

Anhand der Ergebnisse der Zuverlässigkeits- und Kostenanalyse der Antriebssysteme in Kapitel 5, lassen sich Empfehlungen zur Minimierung der instandhaltungsbedingten Materialkosten ableiten. Aufgrund der detaillierten Analyse der Degradationscharakteristik der Batteriezellen und deren großer Einfluss auf die resultierenden Gesamtkosten konzentrieren sich diese Betriebs- und Entwurfsempfehlungen im Folgenden auf das Batteriesystem.

Wie in Abschnitt 5.2.1 dargelegt, können durch die Auslegung des Batteriesystems wichtige Einflussfaktoren der Zelldegradation beeinflusst werden. Dabei handelt es sich zum einen um den Grad der Überdimensionierung und zum anderen um die Wahl des Temperaturbereichs.

Legt man die Batterie für eine größere Kapazität aus, als es die erforderliche Missionsenergie verlangen würde, so werden während der Operation geringere Entladetiefen erreicht und die Batterie wird weniger stark belastet [125]. Wie die Analyse der Zellgeneration in Abschnitt 5.2.1 zeigte, können dadurch deutlich längere Nutzungsdauern erzielt werden. Die Überdimensionierung geht jedoch auch mit dem Nachteil einer sehr hohen Batteriemasse inklusive hoher Beschaffungskosten der Batteriezellen einher. Es existieren dabei also zwei unterschiedlichen Mechanismen, die Einfluss auf die Höhe der instandhaltungsbedingten Materialkosten nehmen und sich gegenseitig ausgleichen. Eine große Überdimensionierung verlängert die Nutzungsdauer der Batterie, sodass der missionspezifische Austausch des Zellverbunds hinausgezögert werden kann. Bei einem erfolgten Austausch werden jedoch höhere Beschaffungskosten des neuen Batteriesystems benötigt, da mehr Zellen verbaut sind. Im Rahmen einer realistischen Gesamtmasse eines Flugzeugs existiert dabei ein optimaler Grad an Überdimensionierung, der zu minimalen Materialkosten führt. Eine Untersuchung der unter Instandhaltungsaspekten optimalen Überdimensionierung wurde im Rahmen dieser Arbeit nicht durchgeführt, wird aber für einen kosteneffizienten Entwurf eines elektrischen Antriebssystems empfohlen.

Literaturstudien deuten zudem an, dass die Degradation minimiert werden kann, wenn sich die Batterie während der Operation in mittleren SOC-Bereichen mit mittleren Zellspannungen aufhält und sowohl sehr hohe als auch sehr niedrige SOC-Bereiche vermieden werden. So wird beispielsweise von Schmalstieg et al. der Bereich zwischen 45% und 55% SOC als optimal eingeschätzt [125]. Der SOC-Bereich im Betrieb kann dabei durch die Dimensionierung der Batterie gezielt beeinflusst werden. Während eine genaue Untersuchung dieses Zusammenhangs im Rahmen dieser Arbeit nicht durchgeführt wurde, sollte die Wahl des optimalen SOC-Bereichs in einem fortgeschrittenen Entwurfsstadium berücksichtigt werden.

Wie in Abschnitt 4.2.3 erläutert, wird die Batterietemperatur im Allgemeinen als wichtiger Einflussfaktor der Zelldegradation angesehen. In der Analyse der Zelldegradation in Abschnitt 5.2.1 konnte gezeigt werden, dass dieser Einfluss in einem bestimmten

Temperaturbereich jedoch relativ gering ausfällt. In diesem Bereich resultieren große Änderungen der Betriebstemperatur der Batterie in vergleichsweise geringen Änderungen der Nutzungsdauer. Außerhalb des Temperaturbereichs und vor allem bei hohen Temperaturen zeigte sich jedoch die Tendenz, dass die Nutzungsdauer deutlich schneller abnimmt. Diese Tendenz deckt sich mit der Erkenntnis aus Literaturstudien, wobei die Temperatur im Vergleich zu anderen Einflussfaktoren in einem bestimmten Bereich eine untergeordnete Rolle spielt [43][125]. Dieser Bereich wird in der Arbeit von Clarke et al. zwischen 0°C und 50°C angegeben [43]. Daher geben Hersteller von LIBs typischerweise einen Temperaturbereich und keinen exakten Temperaturwert für den zulässigen Betrieb der Batterien an. Für die Auslegung des Kühlsystems der Batterie sollte auf Grundlage dieser Erkenntnisse daher darauf geachtet werden, dass sich die Betriebstemperatur der Batterie innerhalb des genannten Bereichs aufhält, während das Gewährleisten einer exakten Betriebstemperatur innerhalb dieses Bereichs von untergeordneter Rolle ist.

Bei der hybridelektrischen Antriebskonfiguration ist ein entscheidender Entwurfsparameter der gewählte Hybridisierungsgrad und die sich daraus ergebende Leistungsverteilung zwischen dem konventionellen und dem elektrischen Antriebsstrang. Wie in Abschnitt 5.3 gezeigt, ermöglicht die parallele hybridelektrische Konfiguration eine Reduktion der Instandhaltungskosten des konventionellen Triebwerks. Die Höhe dieser Reduktion ist dabei abhängig von dem gewählten Hybridisierungsgrad während des Startvorgangs. Da die Zeit des Startvorgangs sehr kurz ist, hat die in dieser Flugphase gewählte Leistung des elektrischen Antriebsstrangs nur geringen Einfluss auf die benötigte Energie des Batteriesystems (siehe Abschnitt 3.3.2). Auch die Nutzungsdauer der Batteriezellen wird dadurch nur geringfügig beeinflusst, da die maximale Leistung dabei eine untergeordnete Rolle spielt. Dementsprechend kann in der Theorie für den Startvorgang ein hoher Hybridisierungsgrad gewählt werden, ohne die benötigte Kapazität und die Masse des Batteriesystems bedeutend zu erhöhen oder die Nutzungsdauer der Zellen stark zu verringern. Damit wären bei relativ konstanten Materialkosten der Batteriezellen hohe Instandhaltungsreduktionen des konventionellen Triebwerks möglich. In der Realität beschränken hohe Hybridisierungsgrade jedoch den optimalen Betriebsbereich der konventionellen Gasturbine, wodurch eine neue Auslegung der Komponenten notwendig wird (siehe Abschnitt 4.3). In einem fortgeschrittenen Entwurf der parallelen hybridelektrischen Antriebskonfiguration müssen bei der Wahl des optimalen Hybridisierungsgrads also die Vorteile der Instandhaltungsreduktion des konventionellen Triebwerks gegenüber der Einschränkung des optimalen Betriebsbereichs abgewogen werden.



# 7 Zusammenfassung und Ausblick

## Zusammenfassung der Ergebnisse

Für die Bewertung der Kosteneffizienz von elektrischen Antriebskonzepten wurden in dieser Arbeit die Änderungen der Instandhaltungskosten dieser Systeme untersucht. Dabei lag der Fokus auf den zu erwartenden Materialkosten aufgrund unvermeidbarer Systemdegradation im normalen Betrieb.

Hierfür wurden auf Basis eines Airbus A320 ein vollelektrisches und ein hybridelektrisches Antriebslayout definiert und die grundlegenden Antriebskomponenten charakterisiert. Als Energiespeicher wurden dabei Batteriesysteme bestehend aus Lithium-Ionen-Zellen ausgelegt. Für die Dimensionierung der Batteriesysteme wurden operationelle Missionsprofile der Antriebskonfigurationen erstellt. Bei dieser Auslegung konnte gezeigt werden, dass eine baldige Realisierung eines vollelektrischen Flugzeugs in der Größenklasse eines A320 mit konventionellen Batterietechnologien nicht zu erwarten ist, da diese Konfiguration mit einer enormen Batteriemasse einhergeht. Die Umsetzung eines hybridelektrischen Systems erscheint dabei deutlich realistischer.

Um die definierten Antriebskonfigurationen einer Instandhaltungsanalyse zu unterziehen, wurden anschließend Methodiken für die Bewertung der Zuverlässigkeit der Komponenten und die Abschätzung der instandhaltungsbedingten Materialkosten vorgestellt. Während das konventionelle Referenzflugzeug A320 unter Verwendung von realen Betriebsdaten des Flugzeugherstellers Airbus analysiert wurde, erfolgte die Analyse der elektrischen Antriebssysteme auf Basis von statistischen Ausfallraten der Komponenten und Literaturprognosen. Besonderer Fokus wurde hierbei auf das Batteriesystem gelegt, wobei die Nutzungsdauer der Batteriezellen unter Anwendung eines semi-empirischen Degradationsmodells abgeschätzt wurde. Durch die Simulation der langfristigen Flugmission und den Betrieb des Batteriesystems unter spezifischen Operationsbedingungen konnten dabei die zeitlichen Verläufe der degradationsbedingten Kapazitätsabnahme und Widerstandszunahme der Zellen abgebildet werden, anhand derer die missionspezifischen Austauschintervalle abgeleitet wurden.

Anhand der Zuverlässigkeits- und Kostenanalysen wurden die Materialkosten der Antriebssysteme berechnet, die aufgrund Instandhaltungstätigkeiten beim Betrieb eines einzelnen Flugzeugs pro Stunde durchschnittlich zu erwarten sind. Die wichtigsten Erkenntnisse werden dabei durch die Beantwortung der folgenden drei Forschungsfragen erläutert.

1. *Welche konkreten Änderungen der Instandhaltungsbedingten Materialkosten sind zu erwarten, wenn ein batterieelektrisches Antriebssystem für ein Passagierflugzeug in der Größe eines Airbus A320 mit einem konventionellen System verglichen wird und welche Komponenten sind dabei die wesentlichen Kostentreiber?*

Während sich bei dem konventionellen Referenzantrieb Materialkosten in Höhe von 233,09 €/FH ergeben, erhöhen sich diese Kosten bei der vollelektrischen Antriebskonfiguration um beinahe 200% auf 691,55 €/FH. Dieser Anstieg ist vor allem auf die Materialkosten des Batteriesystems zurückzuführen, das mit einem Anteil von 83,7% den größten Kostentreiber des vollelektrischen Antriebssystems darstellt. Dabei sind vor allem die hohen Beschaffungskosten aufgrund einer sehr großen Zellanzahl und die starke Degradation im Betrieb ausschlaggebend.

2. *Welche Materialkosten aufgrund zusätzlicher Komponenten werden bei der hybridelektrischen Antriebskonfiguration erwartet und können diese durch die potentiellen Kosteneinsparungen aufgrund einer geringeren Belastung des konventionellen Triebwerks ausgeglichen werden?*

Das in dieser Arbeit untersuchte hybridelektrische Antriebssystem ermöglicht die parallele Leistungsaufteilung zwischen einem konventionellem Turbofantriebwerk und einem elektrischen Motor, dessen Energie von einem Batteriesystem bereitgestellt wird. Wird während des Startvorgangs ein Hybridisierungsgrad von 10% angenommen, können durch die geringere Belastung des konventionellen Triebwerks und durch den Entfall der konventionellen stromerzeugenden Komponenten (Hilfstriebwerk und Generatoren) Materialkosten in Höhe von 33,15 €/FH eingespart werden. Diese Einsparung reicht jedoch nicht aus, um die zusätzlichen Materialkosten der Komponenten des elektrischen Antriebsstrangs in Höhe von 101,16 €/FH auszugleichen. Dadurch erhöhen sich die Materialkosten der hybridelektrischen Variante im Vergleich zum Referenzflugzeug um ca. 25% auf 291,04 €/FH.

3. *Welche spezifischen Entwurfsempfehlungen können aus der Analyse der Antriebskonfigurationen abgeleitet werden, um die Materialkosten in der Instandhaltung eines Batteriesystems so gering wie möglich zu halten?*

Das Batteriesystem zeigte sich in dieser Arbeit mit Abstand als größter Kostentreiber, daher kommt der Kostenminimierung dieser Komponente eine große Bedeutung zu. Durch die Analyse konnte gezeigt werden, dass eine Überdimensionierung der Batteriekapazität die zyklische Belastung im Betrieb verringert und somit die Nutzungsdauer der Zellen drastisch verlängert werden kann. Bei der Auslegung eines Batteriesystems muss dieser Vorteil aber stets gegenüber den höheren Beschaffungskosten und der höheren Batteriemasse abgewogen werden. Die Betriebstemperatur der Batterie konnte als wichtiger Einflussfaktor der Degradation identifiziert werden. Dabei zeigte sich, dass das Kühlsystem der

Batterie für die Gewährleistung des Betriebs innerhalb eines bestimmten Temperaturbereichs ausgelegt werden sollte, während die Wahl der exakten Temperatur innerhalb des Bereichs von untergeordneter Rolle ist. Bei der hybridelektrischen Konfiguration konnte gezeigt werden, dass in der Theorie während des Startvorgangs ein hoher Hybridisierungsgrad gewählt werden kann, ohne die Masse oder Nutzungsdauer der Zellen signifikant zu beeinflussen, wodurch eine hohe Kostenreduktion des konventionellen Triebwerks erreicht werden könnte. In der Praxis müssen bei hohen Hybridisierungsgraden jedoch Einschränkungen im Betrieb des Turboantriebs berücksichtigt werden.

## Forschungsausblick

Die Instandhaltungsanalyse in dieser Arbeit unterliegt einigen Unsicherheiten und Limitierungen, die in weiterführenden Untersuchungen adressiert werden sollten. So wurde bei der Analyse der Batteriezellen nicht berücksichtigt, dass für die Gewährleistung eines schnellen Turnarounds eine hohe C-Rate notwendig sein wird und dadurch zusätzliche Degradationseinwirkungen zu erwarten sind. Während für die Batteriezellen ein Degradationsmodell zur Abschätzung der Nutzungsdauer verwendet wurde, wurde die Zuverlässigkeit der anderen Komponenten des elektrischen Antriebs auf Basis von statistischen Ausfallraten abgeschätzt, die vielen Unsicherheiten unterworfen sind. Für eine genauere Prognose bietet sich daher auch für diese Komponenten die Anwendung von Degradationsmodellen mit höherem Detailgrad an.

Da die Batteriezellen mit Abstand den größten Kostentreiber der Materialkosten darstellen, bietet sich eine weiterführende Untersuchung des optimalen Batteriebetriebs hinsichtlich des Instandhaltungsaufwands an. Dabei wird durch die Kopplung des Degradationsmodells mit einem thermischen Modell des Batteriebetriebs ein zusätzlicher Detailgrad erwartet. Weiterhin ist die Untersuchung der optimalen Dimensionierung der Batteriekapazität von großer Bedeutung für den kosteneffizienten Betrieb eines Batteriesystems.

Aufgrund des größeren Potentials für eine baldige technische Umsetzung und den geringeren Materialkosten wird innerhalb der Größenklasse eines A320 die Fokussierung auf ein hybridelektrisches Antriebssystem empfohlen. Dabei sind vor allem die Identifizierung eines optimalen Hybridisierungsgrads und die gekoppelte Simulation des konventionellen und elektrischen Antriebsstrangs von großer Relevanz. Die Methodik in dieser Arbeit bietet sich auch für die Anwendung auf Regionalflugzeuge oder kleinere Zubringerflugzeuge an, die größeres Potential für eine Elektrifizierung des Antriebs mit sich bringen. Auch die Analyse weiterer Antriebssysteme, wie zum Beispiel der Einsatz von wasserstoffbasierten Brennstoffzellen oder der Betrieb mit Sustainable Aviation Fuels (SAFs) wird für weiterführende Untersuchungen empfohlen.

Für eine umfassende Bewertung der Kosteneffizienz der Antriebssysteme müssen neben den instandhaltungsbedingten Materialkosten noch alle weiteren Betriebskosten abgeschätzt werden. Auch notwendige Änderungen der Flughafeninfrastruktur müssen untersucht werden. Die vorliegende Arbeit bietet dabei eine gute Grundlage, um die Erkenntnisse in eine vollständige Kostenbewertung zu integrieren.



# Anhang

## Anhang A: Kapitel 3

**Tabelle A.1** Anzahl der verbauten Komponenten in der vollelektrischen Antriebskonfiguration.

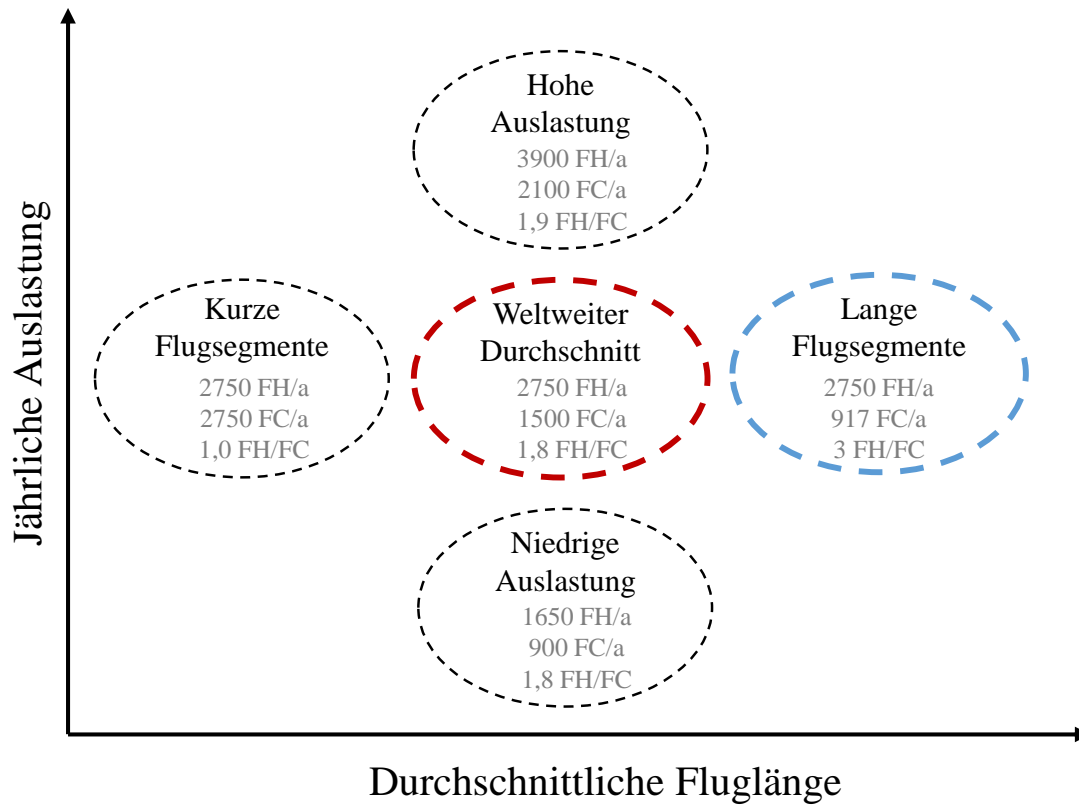
<b>Komponente</b>	<b>Anzahl</b>
Batteriesystem <sup>1</sup>	1
BMS	3
BCS	3
Stromkreisunterbrecher	8
Gleichspannungswandler	4
Kabelstrang	4
Wechselrichter	4
Motor	4
MCS	4
Getriebe	4
Propeller	4

<sup>1</sup> Bestehend aus mehreren Batteriepacks.

**Tabelle A.2** Anzahl der verbauten Komponenten in der hybridelektrischen Antriebskonfiguration.

<b>Komponente</b>	<b>Anzahl</b>
Batteriesystem <sup>1</sup>	1
BMS	3
BCS	3
Stromkreisunterbrecher	4
Gleichspannungswandler	2
Kabelstrang	2
Wechselrichter	2
Motor	2
MCS	2
Getriebe	2

<sup>1</sup> Bestehend aus mehreren Batteriepacks.



Grundlage für Batteriedimensionierung

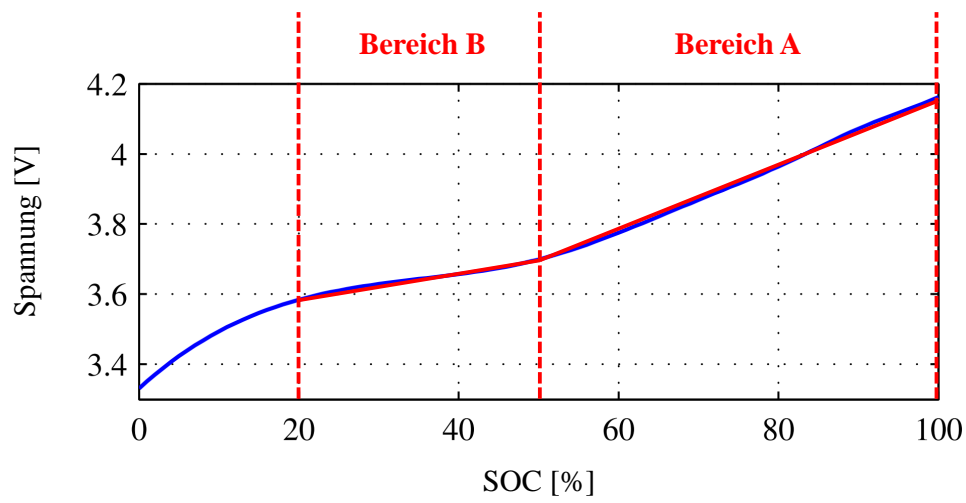
Grundlage für Degradationseinflüsse

**Abbildung A.1** Operationsszenarien für die Ableitung des Leistungsprofils der Flugmission [101].

**Tabelle A.3** Benötigte Leistung, benötigte Energie und Flugzeit während der einzelnen Missionsabschnitte, ohne Berücksichtigung von Wirkungsgraden.

<b>Flugphase</b>	<b>Antriebsleistung [MW]</b>	<b>Systemleistung [MW]</b>	<b>Zeit [min]</b>	<b>Gesamtenergie [MWh]</b>
Taxi - Abflug	1,50	0,50	15	0,50
Start	20,00	1,00	1	0,35
Steigflug	14,00	0,90	17	4,22
Reiseflug (Durchschnitt)	9,00	0,75	47	7,64
Reiseflug (Langstrecke)	9,00	0,75	120	19,50
Sinkflug	2,00	0,55	20	0,85
Landung	6,00	0,65	2	0,22
Taxi - Ankunft	1,50	0,50	6	0,20
Reserve - Steigflug	12,00	0,80	3	0,64
Reserve - Reiseflug	6,00	0,65	15	1,66
Reserve - Sinkflug	1,00	0,50	4	0,10
Reserve - Loiter	4,00	0,60	30	2,30

## Anhang B: Kapitel 4



**Abbildung B.1** Aufteilung der Ruhespannungskennlinie in zwei Bereiche und lineare Annäherung der Kurve für die grafische Bestimmung der Zellspannung in Abhängigkeit des SOC-Wertes.

## Anhang C: Kapitel 5

**Tabelle C.1** Auflistung der verwendeten Ausfallraten aus der Literatur.

<b>Komponente</b>	<b>Ausfallrate</b>	<b>Referenz</b>
Wechselrichter	8,600E-05	[23]
	4,750E-05	[47]
	4,310E-06	[65]
	3,810E-06	[65]
	4,664E-06	[65]
	5,180E-05	[124]
	4,500E-06	[144]
	8,500E-05	[38]
	2,283E-05	[84]
2,110E-05	[136]	
Gleichspannungswandler	3,534E-06	[36]
	3,000E-06	[53]
	1,712E-05	[84]
	2,866E-05	[13]
Stromkreisunterbrecher	4,600E-05	[79]
Elektrischer Motor	9,240E-05	[47]
	6,270E-05	[124]
	5,930E-06	[65]
	6,640E-06	[65]
	7,130E-06	[65]
	6,600E-05	[38]
	2,106E-05	[146]
	1,115E-05	[146]
	5,990E-06	[145]
9,700E-06	[144]	
Getriebe	6,600E-06	[23]
	5,000E-06	[47]
	1,650E-05	[26]
	1,770E-05	[139]
	6,535E-06	[147]
	9,932E-06	[138]



# Literatur

- [1] S. Abada u. a. "Safety focused modeling of lithium-ion batteries: A review". In: *Journal of Power Sources* 306 (2016), S. 178–192. ISSN: 03787753. DOI: 10.1016/j.jpowsour.2015.11.100.
- [2] AeroSpace and Defence Industries Association of Europe, Hrsg. *S1000D*. 2024. URL: <https://s1000d.org/>.
- [3] Airbus S.A.S., Hrsg. *Airbus A320 - Aircraft Characteristics, Airport and Maintenance Planning*. France, 2020. URL: <https://www.airbus.com/sites/g/files/jlcbta136/files/2021-11/Airbus-Commercial-Aircraft-AC-A320.pdf>.
- [4] Aircraft Commerce. "A320 family maintenance analysis & budget". In: *Aircraft Commerce* February/March 2006.Issue No. 44 (2006), S. 18–31. URL: [https://www.aircraft-commerce.com/display\\_this\\_article/?acm\\_articlekey=26472548](https://www.aircraft-commerce.com/display_this_article/?acm_articlekey=26472548).
- [5] Aircraft Commerce. "APU maintenance & management". In: *Aircraft Commerce* December 2016 / January 2017.Issue No. 109 (2016), S. 55–62.
- [6] Aircraft Commerce. "ATR 42 & 72 maintenance analysis & budget". In: *Aircraft Commerce* December 2006 / January 2007.Issue No. 49 (2006), S. 12–20.
- [7] Aircraft Commerce. "CFM56-5B maintenance management & reserves". In: *Aircraft Commerce* February/March 2014.Issue No. 92 (2014), S. 26–36. URL: [https://www.aircraft-commerce.com/display\\_this\\_article/?acm\\_articlekey=9998063](https://www.aircraft-commerce.com/display_this_article/?acm_articlekey=9998063).
- [8] Aircraft Commerce. "Owner's & Operator's Guide: CFM56-5A/-5B". In: *Aircraft Commerce* February/March 2007.Issue No. 50 (2007), S. 6–29.
- [9] Aircraft Commerce. "The economics of APU maintenance". In: *Aircraft Commerce* November/December 2000.Issue No. 14 (2000), S. 25–30. URL: [https://www.aircraft-commerce.com/display\\_this\\_article/?acm\\_articlekey=26471986](https://www.aircraft-commerce.com/display_this_article/?acm_articlekey=26471986).
- [10] M. A. Anker, C. Hartmann und J. K. Nøland. *Feasibility of Battery-Powered Propulsion Systems for All-Electric Short-Haul Commuter Aircraft*. 2023. DOI: 10.36227/techrxiv.23634597.
- [11] G. Aptsiauri. "Concepts of Full-Electric and Hybrid-Electric Propulsion and Operation Risk Motivated Integrity Monitoring for Future Unmanned Cargo Aircraft". In: *Automated Low-Altitude Air Delivery*. Hrsg. von J. C. Dauer. Research Topics in Aerospace. Cham: Springer International Publishing, 2022, S. 185–204. ISBN: 978-3-030-83143-1. DOI: 10.1007/978-3-030-83144-8{\\textunderscore}8.

- [12] M. Asli u. a. "Thermal management challenges in hybrid-electric propulsion aircraft". In: *Progress in Aerospace Sciences* 144 (2024), S. 100967. ISSN: 03760421. DOI: 10.1016/j.paerosci.2023.100967.
- [13] M. Aten u. a. "Reliability comparison of matrix and other converter topologies". In: *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems* 42.3 (2006), S. 867–875. ISSN: 00189251. DOI: 10.1109/TAES.2006.248190.
- [14] ATR, Hrsg. *ATR Turboprop Aircraft Family*. 2024. URL: <https://www.atr-aircraft.com/aircraft-services/aircraft-family/>.
- [15] ATR, Hrsg. *The future of aviation: it all revolves around propellers!* 2019. URL: <https://www.atr-aircraft.com/blogpost/the-future-of-aviation-it-all-revolves-around-propellers/>.
- [16] G. S. Ayyappan u. a. "Electrical Motor Maintenance Techniques and Life Cycle Assessment- A Review with Case Studies". In: *2019 2nd International Conference on Power and Embedded Drive Control (ICPEDC)*. IEEE, 2019, S. 167–172. ISBN: 978-1-7281-2414-8. DOI: 10.1109/ICPEDC47771.2019.9036543.
- [17] B. Aigner, M. Nollmann und E. Stumpf. *Design of a Hybrid Electric Propulsion System within a Preliminary Aircraft Design Software Environment*. 2018. DOI: 10.25967/480153.
- [18] Balack u. a. *Architectural Trade-offs for a Hybrid-Electric Regional Aircraft*. 2023. DOI: 10.13009/EUCASS2023-463.
- [19] A. Barke u. a. "Life cycle sustainability assessment of potential battery systems for electric aircraft". In: *Procedia CIRP* 98 (2021), S. 660–665. ISSN: 22128271. DOI: 10.1016/j.procir.2021.01.171.
- [20] A. Barke u. a. "Maintenance, Repair, and Overhaul of Aircraft with Novel Propulsion Concepts – Analysis of Environmental and Economic Impacts". In: *Procedia CIRP* 116 (2023), S. 221–226. ISSN: 22128271. DOI: 10.1016/j.procir.2023.02.038.
- [21] A. Barzkar und M. Ghassemi. "Components of Electrical Power Systems in More and All-Electric Aircraft: A Review". In: *IEEE Transactions on Transportation Electrification* 8.4 (2022), S. 4037–4053. DOI: 10.1109/TTE.2022.3174362.
- [22] A. Barzkar und M. Ghassemi. "Electric Power Systems in More and All Electric Aircraft: A Review". In: *IEEE Access* 8 (2020), S. 169314–169332. DOI: 10.1109/ACCESS.2020.3024168.
- [23] J. W. Bennett u. a. "Safety-critical design of electromechanical actuation systems in commercial aircraft". In: *IET Electric Power Applications* 5.1 (2011), S. 37. ISSN: 17518660. DOI: 10.1049/iet-epa.2009.0304.
- [24] P. Bertorelli. *Pipistrel Velis Electro: Certified Electric*. Hrsg. von The Aviation Consumer. 2022. URL: <https://www.aviationconsumer.com/aircraftreviews/pipistrel-velis-electro-certified-electric/>.



- [25] O. Bertram u. a. *Stand der Technik und Forschung zu Bordsystemen von Lufttaxi: HorizonUAM Projektergebnis*. Hrsg. von Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. 2021.
- [26] U. Bhardwaj, A. P. Teixeira und C. G. Soares. "Reliability prediction of an offshore wind turbine gearbox". In: *Renewable Energy* 141 (2019), S. 693–706. ISSN: 09601481. DOI: 10.1016/j.renene.2019.03.136.
- [27] M. Bien u. a. "Parallel hybrid-electric operation of a turbofan engine during climb and the influence on stability and MRO". In: *International Journal of Gas Turbine, Propulsion and Power Systems* 15 (2023).
- [28] M. Bien u. a. *Modelling Degradation Mechanisms in Hybrid-Electric Aircraft Propulsion Systems*. Hrsg. von ISABE. 2021.
- [29] A. Birolini. *Reliability Engineering: Theory and Practice*. 8th edition. Berlin und Heidelberg: Springer, 2017. ISBN: 978-3-662-54208-8. DOI: 10.1007/978-3-662-54209-5. URL: <http://www.springer.com/>.
- [30] M. Bradley und C. Droney. *Subsonic Ultra Green Aircraft Research: Phase II - Volume II - Hybrid Electric Design Exploration*. Hrsg. von NASA. 2015. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20150017039/downloads/20150017039.pdf>.
- [31] D. Briere und P. Traverse. "AIRBUS A320/A330/A340 electrical flight controls - A family of fault-tolerant systems". In: *FTCS-23 The Twenty-Third International Symposium on Fault-Tolerant Computing*. IEEE Comput. Soc. Press, 1993, S. 616–623. ISBN: 0-8186-3680-7. DOI: 10.1109/FTCS.1993.627364.
- [32] R. Bubbico, V. Greco und C. Menale. "Hazardous scenarios identification for Li-ion secondary batteries". In: *Safety Science* 108 (2018), S. 72–88. ISSN: 09257535. DOI: 10.1016/j.ssci.2018.04.024.
- [33] M. Bugaj u. a. "Aircraft maintenance reserves – new approach to optimization". In: *Transportation Research Procedia* 43 (2019), S. 31–40. ISSN: 23521465. DOI: 10.1016/j.trpro.2019.12.016.
- [34] Bundesministerium für Digitales und Verkehr, Hrsg. *Klimaneutrale Luftfahrt: Gemeinsames Papier der Bundesregierung*. 2023.
- [35] Bundesverband der Deutschen Luftverkehrswirtschaft, Hrsg. *Klimaschutz im Luftverkehr*. Berlin, 2023.
- [36] R. Burgos u. a. "Reliability-Oriented Design of Three-Phase Power Converters for Aircraft Applications". In: *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems* 48.2 (2012), S. 1249–1263. ISSN: 00189251. DOI: 10.1109/TAES.2012.6178060.
- [37] T. C. Cano u. a. "Future of Electrical Aircraft Energy Power Systems: An Architecture Review". In: *IEEE Transactions on Transportation Electrification* 7.3 (2021), S. 1915–1929. DOI: 10.1109/TTE.2021.3052106.
- [38] W. Cao u. a. "Overview of Electric Motor Technologies Used for More Electric Aircraft (MEA)". In: *IEEE Transactions on Industrial Electronics* 59.9 (2012), S. 3523–3531. ISSN: 0278-0046. DOI: 10.1109/TIE.2011.2165453.

- [39] D. Chen u. a. "Comparison of different cooling methods for lithium ion battery cells". In: *Applied Thermal Engineering* 94 (2016), S. 846–854. ISSN: 13594311. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2015.10.015.
- [40] S. Chiesa, M. Fioriti und R. Fusaro. "Possible hybrid propulsion configuration for transport jet aircraft". In: *Aviation* 20.3 (2016), S. 145–154. ISSN: 1648-7788. DOI: 10.3846/16487788.2016.1200849.
- [41] J. Chin u. a. "Battery Performance Modeling on SCEPTOR X-57 Subject to Thermal and Transient Considerations". In: *AIAA Scitech 2019 Forum*. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2019. ISBN: 978-1-62410-578-4. DOI: 10.2514/6.2019-0784.
- [42] H. S.-h. Chung u. a., Hrsg. *Reliability of power electronic converter systems*. Bd. 80. IET power and energy series. London: The Institution of Engineering and Technology, 2016. ISBN: 9781849199018.
- [43] M. Clarke und J. J. Alonso. "Lithium-Ion Battery Modeling for Aerospace Applications". In: *Journal of Aircraft* 58.6 (2021), S. 1323–1335. DOI: 10.2514/1.C036209.
- [44] M. A. Clarke und J. J. Alonso. "Forecasting the Operational Lifetime of Electric Aircraft Through Battery Degradation Modeling". In: *AIAA SCITECH 2022 Forum*. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2022. ISBN: 978-1-62410-631-6. DOI: 10.2514/6.2022-1996.
- [45] M. Coutinho u. a. "A review on the recent developments in thermal management systems for hybrid-electric aircraft". In: *Applied Thermal Engineering* 227 (2023), S. 120427. ISSN: 13594311. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2023.120427.
- [46] A. Damiano u. a. "Batteries for Aerospace: a Brief Review". In: *2018 AEIT International Annual Conference*. IEEE, 2018, S. 1–6. ISBN: 978-8-8872-3740-5. DOI: 10.23919/AEIT.2018.8577355.
- [47] P. R. Darmstadt u. a. *Hazards Analysis and Failure Modes and Effects Hazards Analysis and Failure Modes and Effects Criticality Analysis (FMECA) of Four Concept Vehicle Propulsion Systems*. Hrsg. von NASA. 2019.
- [48] Department of Defense. *Military Handbook - Reliability Prediction of Electronic Equipment: MIL-HDBK-217F: Notice 2*. Hrsg. von Department of Defense. Washington DC, 1995.
- [49] Deutsches Institut für Normung e.V. *Grundlagen der Instandhaltung*. Berlin, 2012.
- [50] Deutsches Institut für Normung e.V. *Instandhaltung: Begriffe der Instandhaltung*. Berlin, 2010. DOI: 10.31030/2641990.
- [51] Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., Hrsg. *Airbus A320 ATRA (D-ATRA)*. 2024. URL: <https://www.dlr.de/de/forschung-und-transfer/forschungsinfrastruktur/grossforschungsanlagen/a320-atra>.
- [52] *DIN ISO 281:2010-10, Wälzlager\_- Dynamische Tragzahlen und nominelle Lebensdauer (ISO\_281:2007)*. Berlin. DOI: 10.31030/1718715.

- [53] J. Ebersberger u. a. "Power Distribution and Propulsion System for an All-Electric Short-Range Commuter Aircraft—A Case Study". In: *IEEE Access* 10 (2022), S. 114514–114539. DOI: 10.1109/ACCESS.2022.3217650.
- [54] J. S. Edge u. a. "Lithium ion battery degradation: what you need to know". In: *Physical chemistry chemical physics : PCCP* 23.14 (2021), S. 8200–8221. DOI: 10.1039/D1CP00359C.
- [55] EMRAX, Hrsg. *Aviation*. 2024. URL: <https://emrax.com/references/aviation-aerospace/>.
- [56] European Union Aviation Safety Agency. *Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes (CS-25)*. 2023. URL: <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/certification-specifications/group/cs-25-large-aeroplanes#cs-25-large-aeroplanes>.
- [57] M. Farag. "Lithium-Ion Batteries: Modelling and State of Charge Estimation". Master Thesis. Hamilton, Canada: McMaster University, 2013.
- [58] M. T. Fard u. a. "Aircraft Distributed Electric Propulsion Technologies—A Review". In: *IEEE Transactions on Transportation Electrification* 8.4 (2022), S. 4067–4090. DOI: 10.1109/TTE.2022.3197332.
- [59] Federal Aviation Administration. *Federal Aviation Regulations Part 25: Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes*. 2024. URL: <https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-C/part-25>.
- [60] Federal Aviation Administration. *Joint Aircraft System/Component Code: Table and Definitions*. 2008. URL: [https://av-info.faa.gov/sdrx/documents/JASC\\_Code.pdf](https://av-info.faa.gov/sdrx/documents/JASC_Code.pdf).
- [61] F. Finger u. a. "Cost Estimation Methods for Hybrid-Electric General Aviation Aircraft". In: *ASIA Pacific International Symposium on Aerospace Technology*. Bd. 2019. URL: <https://www.researchgate.net/publication/337757069>.
- [62] H. Gabbar, A. Othman und M. Abdussami. "Review of Battery Management Systems (BMS) Development and Industrial Standards". In: *Technologies* 9.2 (2021), S. 28. DOI: 10.3390/technologies9020028.
- [63] F. H. Gandoman u. a. "Concept of reliability and safety assessment of lithium-ion batteries in electric vehicles: Basics, progress, and challenges". In: *Applied Energy* 251 (2019), S. 113343. ISSN: 03062619. DOI: 10.1016/j.apenergy.2019.113343.
- [64] F. H. Gandoman u. a. "Reliability Evaluation of Lithium-Ion Batteries for E-Mobility Applications from Practical and Technical Perspectives: A Case Study". In: *Sustainability* 13.21 (2021), S. 11688. DOI: 10.3390/su132111688.
- [65] F. Gaspari u. a. *Concept of Modular Architecture for Hybrid Electric Propulsion of Aircraft: Deliverable D1.1: MAHEPA*. Hrsg. von MAHEPA Consortium. 2017. URL: <https://mahepa.eu/wp-content/uploads/2017/12/D1.1-Concept-of-Modular-Architecture-fro-Hybrid-Electric-Propulsion-of-Aircraft.pdf>.

- [66] I. Geiß. *Sizing of the series hybrid-electric propulsion system of general aviation aircraft*. 2020. DOI: 10.18419/opus-11942.
- [67] G. Girishkumar u. a. "Lithium–Air Battery: Promise and Challenges". In: *The Journal of Physical Chemistry Letters* 1.14 (2010), S. 2193–2203. ISSN: 1948-7185. DOI: 10.1021/jz1005384.
- [68] A. R. Gnadt u. a. "Technical and environmental assessment of all-electric 180-passenger commercial aircraft". In: *Progress in Aerospace Sciences* 105 (2019), S. 1–30. ISSN: 03760421. DOI: 10.1016/j.paerosci.2018.11.002.
- [69] J. Gu, G. Zhang und K. Li. "Efficient aircraft spare parts inventory management under demand uncertainty". In: *Journal of Air Transport Management* 42 (2015), S. 101–109.
- [70] K. N. Gyftakis und A. J. M. Cardoso. "Reliable Detection of Stator Interturn Faults of Very Low Severity Level in Induction Motors". In: *IEEE Transactions on Industrial Electronics* 68.4 (2021), S. 3475–3484. ISSN: 0278-0046. DOI: 10.1109/TIE.2020.2978710.
- [71] J. Hardiman und O. Memon. *What Are The Hourly Operating Costs Of The Airbus A320 Family's Variants?* Hrsg. von Simple Flying. 2023. URL: <https://simpleflying.com/airbus-a320-variants-hourly-operating-costs/>.
- [72] M. Hinsch. "Maintenance Management". In: *Industrielles Luftfahrtmanagement*. Hrsg. von M. Hinsch. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2010, S. 109–136. ISBN: 978-3-642-12488-4. DOI: 10.1007/978-3-642-12489-1<sub>5</sub>.
- [73] P. Hoenicke u. a. "Influence of Low Pressures on the Performance of Lithium Ion Batteries for Airplane Applications". In: *Journal of The Electrochemical Society* 170.6 (2023), S. 060541. ISSN: 0013-4651. DOI: 10.1149/1945-7111/acdd1e.
- [74] N. Hölzel. "Ein Bewertungsansatz zur Analyse von Zustandsmanagementsystemen in Verkehrsflugzeugen unter Berücksichtigung neuer Instandhaltungskonzepte". Diss. DLR, 2019. DOI: 10.15480/882.2543.
- [75] J. Hooper u. a. "Vibration Durability Testing of Nickel Cobalt Aluminum Oxide (NCA) Lithium-Ion 18650 Battery Cells". In: *Energies* 9.4 (2016), S. 281. DOI: 10.3390/en9040281.
- [76] J. Hooper u. a. "Vibration Durability Testing of Nickel Manganese Cobalt Oxide (NMC) Lithium-Ion 18,650 Battery Cells". In: *Energies* 9.1 (2016), S. 52. DOI: 10.3390/en9010052.
- [77] X. Hua und A. Thomas. "Effect of dynamic loads and vibrations on lithium-ion batteries". In: *Journal of Low Frequency Noise, Vibration and Active Control* 40.4 (2021), S. 1927–1934. ISSN: 1461-3484. DOI: 10.1177/14613484211008112.
- [78] M. Ilarslan und L. Y. Ungar. "Mitigating the Impact of False Alarms and No Fault Found events in military systems". In: *2015 IEEE AUTOTESTCON*. IEEE, 2015, S. 45–46. ISBN: 978-1-4799-8190-8. DOI: 10.1109/AUTEST.2015.7356464.

- [79] F. Jäger u. a. *Battery-Electric Powertrain System Design for the HorizonUAM Multi-rotor Air Taxi Concept*. 2023. DOI: 10.48550/arXiv.2309.10631.
- [80] A. Jain, A. Martinetti und L. van Dongen. "Mapping the Needs of Design for Maintenance in Electric Aviation". In: *SSRN Electronic Journal* (2021). DOI: 10.2139/ssrn.3945107.
- [81] K. Jalkanen u. a. "Cycle aging of commercial NMC/graphite pouch cells at different temperatures". In: *Applied Energy* 154 (2015), S. 160–172. ISSN: 03062619. DOI: 10.1016/j.apenergy.2015.04.110.
- [82] Jonas Ludowicy, Victor Bahrs und Martin Staggat. *Feasibility studies for a medium size regional aircraft with battery powered propulsion system*. 2023. DOI: 10.13009/EUCASS2023-493.
- [83] B. Jux, S. Foitzik und M. Doppelbauer. "A Standard Mission Profile for Hybrid-Electric Regional Aircraft based on Web Flight Data". In: *2018 IEEE International Conference on Power Electronics, Drives and Energy Systems (PEDES)*. IEEE, 2018, S. 1–6. ISBN: 978-1-5386-9316-2. DOI: 10.1109/PEDES.2018.8707564.
- [84] J. Kammermann u. a. "Feasibility Study for a Full-Electric Aircraft Considering Weight, Volume, and Reliability Requirements". In: *2020 International Conference on Electrotechnical Complexes and Systems (ICOECS)*. IEEE, 2020, S. 1–6. ISBN: 978-1-7281-9116-4. DOI: 10.1109/ICOECS50468.2020.9278461.
- [85] E. Karadotcheva u. a. "Structural Power Performance Targets for Future Electric Aircraft". In: *Energies* 14.19 (2021), S. 6006. DOI: 10.3390/en14196006.
- [86] P. Keil u. a. "Calendar Aging of Lithium-Ion Batteries". In: *Journal of The Electrochemical Society* 163.9 (2016), A1872–A1880. ISSN: 0013-4651. DOI: 10.1149/2.0411609jes.
- [87] J. P. Kensbock. "Abschätzung von geplanten Instandhaltungsaufwänden einer wasserstoffbasierten Sekundärenergieversorgung". Diss. Aachen, Germany: RWTH Aachen, 2023. URL: <https://elib.dlr.de/194586/>.
- [88] S. Khan u. a. "No Fault Found events in maintenance engineering Part 1: Current trends, implications and organizational practices". In: *Reliability Engineering & System Safety* 123 (2014), S. 183–195. ISSN: 09518320. DOI: 10.1016/j.res.2013.11.003.
- [89] J. Kim, J. Oh und H. Lee. "Review on battery thermal management system for electric vehicles". In: *Applied Thermal Engineering* 149 (2019), S. 192–212. ISSN: 13594311. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2018.12.020.
- [90] M. Krasich. "How to Estimate and Use MTTF/MTBF: Would the Real MTBF Please Stand Up?" In: *2009 Annual Reliability and Maintainability Symposium*. IEEE, 2009, S. 353–359. ISBN: 978-1-4244-2508-2. DOI: 10.1109/RAMS.2009.4914702.
- [91] K. J. Laidler. "The development of the Arrhenius equation". In: *Journal of Chemical Education* 61.6 (1984), S. 494. ISSN: 0021-9584. DOI: 10.1021/ed061p494.

- [92] T. Langner u. a. "A phenomenological and quantitative view on the degradation of positive electrodes from spent lithium-ion batteries in humid atmosphere". In: *Scientific reports* 13.1 (2023), S. 5671. DOI: 10.1038/s41598-023-32688-0.
- [93] L. Lavigne u. a. "Lithium-ion Open Circuit Voltage (OCV) curve modelling and its ageing adjustment". In: *Journal of Power Sources* 324 (2016), S. 694–703. ISSN: 03787753. DOI: 10.1016/j.jpowsour.2016.05.121.
- [94] P.-Y. Lee u. a. "Vibration-based degradation effect in rechargeable lithium ion batteries having different cathode materials for railway vehicle application". In: *Engineering Failure Analysis* 124 (2021), S. 105334. ISSN: 13506307. DOI: 10.1016/j.engfailanal.2021.105334.
- [95] X. Lin u. a. "A Comprehensive Capacity Fade Model and Analysis for Li-Ion Batteries". In: *Journal of The Electrochemical Society* 160.10 (2013), A1701–A1710. ISSN: 0013-4651. DOI: 10.1149/2.040310jes.
- [96] Y. Lin u. a. "Understanding impacts of environmental relative humidity to the cell performance based on LiNi 0.8 Co 0.15 Al 0.05 O 2 cathode". In: *Materials Chemistry and Physics* 211 (2018), S. 200–205. ISSN: 02540584. DOI: 10.1016/j.matchemphys.2018.02.031.
- [97] Luftfahrt-Bundesamt, Hrsg. *Merkblatt zur Abgrenzung von Line Maintenance und Base Maintenance in Instandhaltungsbetrieben: Nach der Verordnung (EG) 2042/2003 Anhang II (Teil-145)*. 2014. URL: [https://www.lba.de/SharedDocs/Downloads/DE/T/T5/IHB\\_Merkblaetter/Merkblatt05.html](https://www.lba.de/SharedDocs/Downloads/DE/T/T5/IHB_Merkblaetter/Merkblatt05.html).
- [98] A. Ma. *Anisotropy - Thermal Conductivity Tests of Batteries*. Hrsg. von Hot Disk AB. URL: <https://www.hotdiskinstruments.com/applications/application-notes/anisotropy-thermal-conductivity-tests-of-batteries/>.
- [99] magniX, Hrsg. *Products & Services*. 2024. URL: <https://www.magnix.aero/services>.
- [100] Massachusetts Institute of Technology. *A Guide to Understanding Battery Specifications*. Hrsg. von Massachusetts Institute of Technology Electric Vehicle Team. Cambridge, Massachusetts, 2008. URL: [http://web.mit.edu/evt/summary\\_battery\\_specifications.pdf](http://web.mit.edu/evt/summary_battery_specifications.pdf).
- [101] R. Meissner u. a. *Estimating the scheduled maintenance implications for a hydrogen-powered aircraft*. Hrsg. von 13th EASN Conference. 2023.
- [102] R. Meissner u. a. "Towards climate-neutral aviation: Assessment of maintenance requirements for airborne hydrogen storage and distribution systems". In: *International Journal of Hydrogen Energy* 48.75 (2023), S. 29367–29390. ISSN: 03603199. DOI: 10.1016/j.ijhydene.2023.04.058.
- [103] N. Moebs u. a. "Adaptive Initial Sizing Method and Safety Assessment for Hybrid-Electric Regional Aircraft". In: *Aerospace* 9.3 (2022), S. 150. DOI: 10.3390/aerospace9030150.

- [104] M. M. Monjon und C. M. Freire. "Conceptual Design and Operating Costs Evaluation of a 19-seat All-Electric Aircraft for Regional Aviation". In: *AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum*. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2020. ISBN: 978-1-62410-602-6. DOI: 10.2514/6.2020-3591.
- [105] S. Nandi, H. A. Toliyat und X. Li. "Condition Monitoring and Fault Diagnosis of Electrical Motors—A Review". In: *IEEE Transactions on Energy Conversion* 20.4 (2005), S. 719–729. ISSN: 0885-8969. DOI: 10.1109/TEC.2005.847955.
- [106] National Business Aviation Association. *Aircraft Cost Calculator: AIRBUS 320 Price and Operating Costs*. Hrsg. von National Business Aviation Association. URL: <https://www.aircraftcostcalculator.com/AircraftOperatingCosts/151/Airbus%20320?a=151>.
- [107] Naval Surface Warfare Center. *Handbook of Reliability Prediction Procedures for Mechanical Equipment*. Hrsg. von Naval Surface Warfare Center. West Bethesda, Maryland, 2011.
- [108] W. Ng und A. Datta. "Hydrogen Fuel Cells and Batteries for Electric-Vertical Takeoff and Landing Aircraft". In: *Journal of Aircraft* 56.5 (2019), S. 1765–1782. DOI: 10.2514/1.C035218.
- [109] Panasoic, Hrsg. *Introduction of NCR18650PF*. 2013. URL: <https://www.akkuparts24.de/mediafiles/Datenblaetter/Panasonic/Panasonic%20NCR-18650PF.pdf>.
- [110] Panasonic, Hrsg. *Lithium Ion NCR18650PF*. 2016. URL: <https://actec.dk/media/documents/70FC46554038.pdf>.
- [111] D. N. M. Paulo. "Exergy Analysis of a Turbofan Engine". Master Thesis. Covilhã, Portugal: Universidade da Beira Interior, 2018. URL: [https://ubibliorum.ubi.pt/bitstream/10400.6/8433/1/5998\\_12494.pdf](https://ubibliorum.ubi.pt/bitstream/10400.6/8433/1/5998_12494.pdf).
- [112] J. Pelham. *What are the safety implications of no fault found?* Hrsg. von Cranfield University. 2020. URL: <https://insights.cranfield.ac.uk/blog/what-are-the-safety-implications-of-no-fault-found>.
- [113] C. Pornet. "Electric Drives for Propulsion System of Transport Aircraft". In: *New Applications of Electric Drives*. Hrsg. von M. Chomat. InTech, 2015. ISBN: 978-953-51-2233-3. DOI: 10.5772/61506.
- [114] H. Qi, S. Ganesan und M. Pecht. "No-fault-found and intermittent failures in electronic products". In: *Microelectronics Reliability* 48.5 (2008), S. 663–674. ISSN: 00262714. DOI: 10.1016/j.microrel.2008.02.003.
- [115] Quanterion Solutions Incorporated. *Reliability Databooks*. Hrsg. von Quanterion Solutions Incorporated. URL: <https://www.quanterion.com/reliability-databooks/>.
- [116] R. Rajamani und A. Mracek Diedrich. *SAE Edge Research Report: Unsettled Issues Regarding the Certification of Electric Aircraft*. United States: SAE International, 2021. ISBN: 978-1-4686-0323-1.

- [117] T. Reiter. *MTBF-Berechnung nach Standards*. 2024. URL: [http://www.angewandte-statistik.com/MTBF\\_Standards.html](http://www.angewandte-statistik.com/MTBF_Standards.html).
- [118] H. Ritchie. *Electric vehicle batteries would have cost as much as a million dollars in the 1990s*. Hrsg. von Sustainability by Numbers. 2022. URL: <https://www.sustainabilitybynumbers.com/p/ev-battery-costs>.
- [119] J. Rosenberg. "Modellierung, Simulation und Analyse des thermischen Verhaltens von elektrischen Energiequellen für neuartige eVTOL-Konzepte". Diss. DLR, 2022.
- [120] C. Rusu-Zagar u. a. "Method for estimating the lifetime of electric motors insulation". In: *2013 8TH INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON ADVANCED TOPICS IN ELECTRICAL ENGINEERING (ATEE)*. IEEE, 2013, S. 1–6. ISBN: 978-1-4673-5980-1. DOI: 10.1109/ATEE.2013.6563466.
- [121] S. Sahoo, X. Zhao und K. Kyprianidis. "A Review of Concepts, Benefits, and Challenges for Future Electrical Propulsion-Based Aircraft". In: *Aerospace 7.4* (2020), S. 44. DOI: 10.3390/aerospace7040044.
- [122] S. Saridakis u. a. "Reliability analysis for a waste heat recovery power electronic interface applied at all-electric aircrafts". In: *2015 International Conference on Electrical Systems for Aircraft, Railway, Ship Propulsion and Road Vehicles (ESARS)*. IEEE, 2015, S. 1–6. ISBN: 978-1-4799-7400-9. DOI: 10.1109/ESARS.2015.7101530.
- [123] H. Schefer u. a. "Discussion on Electric Power Supply Systems for All Electric Aircraft". In: *IEEE Access 8* (2020), S. 84188–84216. DOI: 10.1109/ACCESS.2020.2991804.
- [124] P. Schildt, C. Braun und P. Marzocca. "Metric Evaluating Potentials of Condition-Monitoring Approaches for Hybrid Electric Aircraft Propulsion Systems". In: *CEAS Aeronautical Journal 11.1* (2020), S. 177–190. ISSN: 1869-5582. DOI: 10.1007/s13272-019-00411-3.
- [125] J. Schmalstieg u. a. "A holistic aging model for Li(NiMnCo)O<sub>2</sub> based 18650 lithium-ion batteries". In: *Journal of Power Sources 257* (2014), S. 325–334. ISSN: 03787753. DOI: 10.1016/j.jpowsour.2014.02.012.
- [126] M. Schmidt u. a. "Challenges for ground operations arising from aircraft concepts using alternative energy". In: *Journal of Air Transport Management 56* (2016), S. 107–117. DOI: 10.1016/j.jairtraman.2016.04.023.
- [127] A. E. Scholz, D. Trifonov und M. Hornung. "Environmental life cycle assessment and operating cost analysis of a conceptual battery hybrid-electric transport aircraft". In: *CEAS Aeronautical Journal 13.1* (2022), S. 215–235. ISSN: 1869-5582. DOI: 10.1007/s13272-021-00556-0.
- [128] D. Scholz. *Maintenance Costs*. Hrsg. von HAW Hamburg. URL: <https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/materialAFS/MaintenanceCosts.pdf>.
- [129] L. Schuchard u. a. "A Study on Quantities Driving Maintenance, Repair, and Overhaul for Hybrid-Electric Aeroengines". In: *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power 146.2* (2024). ISSN: 0742-4795. DOI: 10.1115/1.4063580.



- [130] A. R. Schuer u. a. "Diagnosis tools for humidity-born surface contaminants on Li[Ni<sub>0.8</sub>Mn<sub>0.1</sub>Co<sub>0.1</sub>]O<sub>2</sub> cathode materials for lithium batteries". In: *Journal of Power Sources* 525 (2022), S. 231111. ISSN: 03787753. DOI: 10.1016/j.jpowsour.2022.231111.
- [131] L. Schumann. *Reduktion des Energiebedarfs mittels eines batterieelektrischen Antriebs am Beispiel eines Kleinflugzeugs*. 2018. DOI: 10.18419/opus-9750.
- [132] K. W. See u. a. "Critical review and functional safety of a battery management system for large-scale lithium-ion battery pack technologies". In: *International Journal of Coal Science & Technology* 9.1 (2022). ISSN: 2095-8293. DOI: 10.1007/s40789-022-00494-0.
- [133] A. Seitz u. a. "Conceptual study of a mechanically integrated parallel hybrid electric turbofan". In: *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering* 232.14 (2018), S. 2688–2712. ISSN: 0954-4100. DOI: 10.1177/0954410018790141.
- [134] B. Shi u. a. "A review of silicon carbide MOSFETs in electrified vehicles: Application, challenges, and future development". In: *IET Power Electronics* 16.12 (2023), S. 2103–2120. ISSN: 1755-4535. DOI: 10.1049/pe12.12524.
- [135] X. Shu u. a. "A reliability study of electric vehicle battery from the perspective of power supply system". In: *Journal of Power Sources* 451 (2020), S. 227805. ISSN: 03787753. DOI: 10.1016/j.jpowsour.2020.227805.
- [136] A. Siadatan, A. Kalantarikhalilabad und A. Rezaei-Zare. "Reliability and Fault-Tolerance Assessment of PMSM Drive for Electric Aircraft Applications". In: *2023 IEEE International Electric Machines & Drives Conference (IEMDC)*. IEEE, 2023, S. 1–7. ISBN: 979-8-3503-9899-1. DOI: 10.1109/IEMDC55163.2023.10238884.
- [137] P. Sieb. *HorizonUAM Milestone Report MST AP2.5.1*. Hrsg. von Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. 2023.
- [138] K. Smolders u. a. "Reliability Analysis and Prediction of Wind Turbine Gearboxes". In: *European Wind Energy Conference EWEC 2010*. Bd. Volume 4. URL: [https://www.researchgate.net/publication/303578476\\_Reliability\\_Analysis\\_and\\_Prediction\\_of\\_Wind\\_Turbine\\_Gearboxes](https://www.researchgate.net/publication/303578476_Reliability_Analysis_and_Prediction_of_Wind_Turbine_Gearboxes).
- [139] F. Spinato u. a. "Reliability of wind turbine subassemblies". In: *IET Renewable Power Generation* 3.4 (2009), S. 387. ISSN: 17521416. DOI: 10.1049/iet-rpg.2008.0060.
- [140] I. Staack, A. Sobron und P. Krus. "The potential of full-electric aircraft for civil transportation: from the Breguet range equation to operational aspects". In: *CEAS Aeronautical Journal* 12.4 (2021), S. 803–819. ISSN: 1869-5582. DOI: 10.1007/s13272-021-00530-w.

- [141] A. M. Stoll und G. Veble Mikic. "Design Studies of Thin-Haul Commuter Aircraft with Distributed Electric Propulsion". In: *16th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2016. ISBN: 978-1-62410-440-4. DOI: 10.2514/6.2016-3765.
- [142] A. Strohmayer. "Sustainability and Responsibility in Aerospace: Alternative Technical Concepts". Lecture Script. Stuttgart: University of Stuttgart, 2023.
- [143] S. Stückl. "Methods for the Design and Evaluation of Future Aircraft Concepts Utilizing Electric Propulsion Systems". Dissertation. München: Universitätsbibliothek der TU München, 2016.
- [144] J. A. Swanke und T. M. Jahns. "Reliability Analysis of a Fault-Tolerant Integrated Modular Motor Drive for an Urban Air Mobility Aircraft Using Markov Chains". In: *IEEE Transactions on Transportation Electrification* 8.4 (2022), S. 4523–4533. DOI: 10.1109/TTE.2022.3183933.
- [145] Q. Tang u. a. "Reliability Study of BEV Powertrain System and Its Components—A Case Study". In: *Processes* 9.5 (2021), S. 762. DOI: 10.3390/pr9050762.
- [146] P. J. Tavner. "Predicting the design life of high integrity rotating electrical machines". In: *9th International Conference on Electrical Machines and Drives*. IEE, 1999, S. 286–290. ISBN: 0 85296 720 9. DOI: 10.1049/cp:19991036.
- [147] P. J. Tavner, J. Xiang und F. Spinato. "Reliability analysis for wind turbines". In: *Wind Energy* 10.1 (2007), S. 1–18. ISSN: 1095-4244. DOI: 10.1002/we.204.
- [148] C. Terron-Santiago u. a. "A Review of Techniques Used for Induction Machine Fault Modelling". In: *Sensors (Basel, Switzerland)* 21.14 (2021). DOI: 10.3390/s21144855.
- [149] D. Thisdell. *ANALYSIS: 787 stars in annual airliner census*. Hrsg. von FlightGlobal. 2017. URL: <https://www.flightglobal.com/analysis/analysis-787-stars-in-annual-airliner-census/124869.article>.
- [150] L. Timilsina u. a. "Battery Degradation in Electric and Hybrid Electric Vehicles: A Survey Study". In: *IEEE Access* 11 (2023), S. 42431–42462. DOI: 10.1109/ACCESS.2023.3271287.
- [151] Trefis Team. *Are Battery Cost Improvements Still A Big Driver Of Tesla's Margins?* Hrsg. von Forbes. 2021. URL: <https://www.forbes.com/sites/greatspeculations/2021/12/01/are-battery-cost-improvements-still-a-big-driver-of-teslas-margins/>.
- [152] M. Uitz u. a. "Aging of Tesla's 18650 Lithium-Ion Cells: Correlating Solid-Electrolyte-Interphase Evolution with Fading in Capacity and Power". In: *Journal of The Electrochemical Society* 164.14 (2017), A3503–A3510. ISSN: 0013-4651. DOI: 10.1149/2.0171714jes.
- [153] B. Venditti. *Visualized: How Much Do EV Batteries Cost?* Hrsg. von Visual Capitalist. 2023. URL: <https://www.visualcapitalist.com/visualized-how-much-do-ev-batteries-cost/>.

- [154] P. C. Vratny u. a. "Battery Pack Modeling Methods for Universally-Electric Aircraft". In: *CAES Air & Space Conference - FTF Congress 2013*. CAES, 2013.
- [155] H. Wang, J. Gao und H. Wu. "Direct maintenance cost prediction of civil aircraft". In: *Aircraft Engineering and Aerospace Technology* 86.5 (2014), S. 406–414. ISSN: 0002-2667. DOI: 10.1108/AEAT-11-2012-0209.
- [156] A. Wilken u. a. *Hybrid Electric Propulsion Systems for Medium-Range Aircraft from a Maintenance Point of View*. 2023. DOI: 10.25967/610084.
- [157] W. Wu u. a. "A critical review of battery thermal performance and liquid based battery thermal management". In: *Energy Conversion and Management* 182 (2019), S. 262–281. ISSN: 01968904. DOI: 10.1016/j.enconman.2018.12.051.
- [158] S. Xie u. a. "Influence of cycling aging and ambient pressure on the thermal safety features of lithium-ion battery". In: *Journal of Power Sources* 448 (2020), S. 227425. ISSN: 03787753. DOI: 10.1016/j.jpowsour.2019.227425.
- [159] B. Xu u. a. "Modeling of Lithium-Ion Battery Degradation for Cell Life Assessment". In: *IEEE Transactions on Smart Grid* 9.2 (2018), S. 1131–1140. ISSN: 1949-3053. DOI: 10.1109/TSG.2016.2578950.
- [160] J. Zamboni. "A Method for the Conceptual Design of Hybrid Electric Aircraft". Master Thesis. Delft: Delft University of Technology, 2018. URL: <https://repository.tudelft.nl/islandora/object/uuid%3A796928b5-ea76-417f-9ed9-0522eb6aa52d>.
- [161] H. Zhang u. a. "Experimental and analytical modelling on aeroengine blade foreign object damage". In: *International Journal of Impact Engineering* 183 (2024), S. 104813. ISSN: 0734743X. DOI: 10.1016/j.ijimpeng.2023.104813.