



Christian BÜNTE

Matrikel-Nr.: 273147

Diplomarbeit

**Analyse von elektrischen Betriebslasten
am Beispiel eines Airbus A320
im Hinblick auf die Auslegung der Bordnetze
zukünftiger Flugzeugkonfigurationen**

21. Mai 2014

Wissenschaftliche Leitung: Univ.-Prof. Dr.-Ing. Eike Stumpf
Betreuender Assistent am ILR: Dipl.-Ing. Fabian Peter
Betreuung am DLR e.V. durch: Dipl.-Math. Gunnar Preiß

Inhaltsverzeichnis

Inhaltsverzeichnis	I
Abbildungsverzeichnis	III
Tabellenverzeichnis	VI
Symbolverzeichnis	VII
1 Einleitung	1
1.1 Konzepte für zukünftige Bordnetze	1
1.1.1 More Electric Aircraft	1
1.1.2 Integration eines Brennstoffzellensystems	2
1.2 Thema dieser Arbeit	4
2 Elektrisches Versorgungssystem eines Airbus A320	6
2.1 Stromquellen	6
2.1.1 Primäre Stromquellen	7
2.1.2 Sekundäre Stromquellen	8
2.2 Systemarchitektur	9
2.2.1 Wechselstromversorgung	10
2.2.2 Gleichstromversorgung	12
2.3 Elektrische Versorgung im Fehlerfall	13
2.3.1 Ausfall eines Triebwerksgenerators	14
2.3.2 Ausfall aller Hauptgeneratoren	15
3 Electrical Load Analyses	17
3.1 Aufbau einer ELA	18
3.2 Flugphasen	19
3.3 Szenarien zur Bestimmung der Lasten in den ELAs	19
3.4 Kurzzeitig auftretende Lasten & erforderliche/verzichtbare Systeme	20
3.5 Leistungsgrößen	22
3.5.1 Grundlagen	22
3.5.2 Leistungsangaben im Rahmen der ELAs	23
3.6 Aufbereitung der Daten für die Auswertungen	24
4 Auswertung der Betriebslasten eines A320	26
4.1 Quantile und Boxplot-Diagramme	26
4.2 Elektrische Lasten in Abhängigkeit des Zeitpunktes der Auslieferung	28
4.3 Elektrische Gesamtlasten	31
4.3.1 Gesamtlasten der Kategorie <i>operational</i>	31
4.3.2 Gesamtlasten der Kategorie <i>maxi</i>	34
4.4 Elektrische Lasten an den beiden Triebwerksgeneratoren	37
4.5 Gesamter Leistungsbedarf der Gleich- und Wechselstromverbraucher	39

4.6	Elektrische Betriebslasten der Notfallversorgung	42
5	Betriebslasten des elektrischen Systems in MICADO	46
5.1	Anwendungsbereich und Funktionsweise von MICADO	46
5.2	Modellierte Betriebslasten in MICADO	48
5.2.1	Verwendetes Flugzeugmodell	48
5.2.2	Die betrachtete Beispielmision	49
5.2.3	Berechnungsmethoden zur Modellierung der Betriebslasten	50
5.3	Validierung der in MICADO angenommenen Betriebslasten	52
5.4	ELA Betriebslasten nach ATA-Kapiteln	52
5.4.1	Betrachtete Flugphasen	54
5.4.2	Darstellung der Betriebslasten aus den ELAs im Rahmen der Validierung	55
5.4.3	Gesamtlasten	56
5.4.4	Betriebslasten der unterschiedlichen Systemgruppen	57
5.4.4.1	ATA 21: Klimaanlage	58
5.4.4.2	ATA 22: Autopilot	61
5.4.4.3	ATA 25: Ausrüstung/Einrichtung (IFES)	63
5.4.4.4	ATA 28: Treibstoffsystem	66
5.4.4.5	ATA 29: Hydraulische Versorgung	67
5.4.4.6	ATA 30: Eis- und Regenschutz	69
5.4.4.7	ATA 33: Beleuchtung	71
5.4.4.8	Küchen	74
5.4.4.9	Restliche ATA-Kapitel	77
5.4.5	Aufteilung der Lasten auf die beiden Triebwerksgeneratoren	81
5.5	Erkenntnisse der Validierung	82
6	Zusammenfassung und Ausblick	84
6.1	Ausblick	86
	Literaturverzeichnis	89
A	Definition der ATA-Kapitel	92
B	Elektrischer Leistungsbedarf kategorisiert nach ATA-Kapiteln	96
B.1	Elektrischer Leistungsbedarf in unterschiedlichen Flugphasen	96
B.2	Kurzzeitig auftretende Lasten	101
C	Betriebslasten der Notfallversorgung, Kategorie <i>operational</i>	102

Abbildungsverzeichnis

1.1	Schrittweises Vorgehen bei der Integration eines Brennstoffzellensystems im Rahmen des Projekts MFFCI [20]	4
2.1	Vereinfachte Darstellung des elektrischen Versorgungssystems eines A320 im normalen Flugbetrieb [1]	10
2.2	Elektrische Bordversorgung durch das CSM/G bei dem Verlust aller restlichen Generatoren [1]	16
3.1	Vorgehensweise bei der Aufbereitung der Daten aus den ELAs	25
4.1	Darstellungsvergleich der Häufigkeitsverteilung von Betriebslasten durch ein Histogramm und ein Boxplot-Diagramm	27
4.2	Über die Flugphasen gemittelter Leistungsbedarf des gesamten elektrischen Versorgungssystems in Abhängigkeit des Erstellungsdatums der ELA	29
4.3	Über die Flugphasen gemittelter Leistungsbedarf aller erforderlichen elektrischen Verbraucher in Abhängigkeit des Erstellungsdatums der ELA	30
4.4	Über die Flugphasen gemittelter Leistungsbedarf aller verzichtbaren Verbraucher in Abhängigkeit des Erstellungsdatums der ELA	31
4.5	Verteilung der Betriebslasten aller Systeme (links), der verzichtbaren Systeme (Mitte) und erforderlichen Systeme (rechts) in Abhängigkeit der Flugphase - Kategorie: <i>operational</i>	32
4.6	Verteilung der Betriebslasten aller Systeme ohne Küchen (links), der verzichtbaren Systeme ohne Küchen (Mitte) und der Küchen (rechts) in Abhängigkeit der Flugphase - Kategorie: <i>operational</i>	33
4.7	Verteilung der Betriebslasten aller Systeme (links), der verzichtbaren Systeme (Mitte) und erforderlichen Systeme (rechts) in Abhängigkeit der Flugphase - Kategorie: <i>maxi</i>	34
4.8	Verteilung der Betriebslasten aller Systeme ohne Küchen (links), der verzichtbaren Systeme ohne Küchen (Mitte) und der Küchen (rechts) in Abhängigkeit der Flugphase - Kategorie: <i>maxi</i>	35
4.9	Vergleich der verzichtbaren AC-Verbraucher aus ATA-25 mit den gesamten verzichtbaren Systeme ohne Küchen in Abhängigkeit der Flugphase - Kategorie: <i>maxi</i>	36
4.10	Aufteilung der gesamten Betriebslasten zwischen den beiden Triebwerksgeneratoren in Abhängigkeit der Flugphase - Kategorie: <i>operational</i>	38
4.11	Aufteilung der gesamten Betriebslasten zwischen den beiden Triebwerksgeneratoren in Abhängigkeit der Flugphase - Kategorie: <i>maxi</i>	39
4.12	Elektrische Gesamtlasten der AC- (links) und DC-Verbraucher (rechts), Kategorie <i>operational</i>	41
4.13	Elektrische Gesamtlasten bei einer Notfallversorgung, Kategorie <i>operational</i> (links) und <i>maxi</i> (rechts)	43

4.14 Elektrische Lasten der AC-Bussysteme für die Notfallversorgung, Kategorie <i>maxi</i>	44
4.15 Elektrische Lasten der DC-Bussysteme für die Notfallversorgung, Kategorie <i>maxi</i>	44
5.1 Übersicht des Aufbaus und der Entwurfsmethodik der Softwareumgebung MICADO	47
5.2 Flughöhe und Fluggeschwindigkeit in den unterschiedlichen <i>Mission Steps</i>	50
5.3 Modellierung in MICADO: Gewichtung des elektrischen Wirkleistungsbedarfs nach ATA-Kapiteln bei drei exemplarischen <i>Mission Steps</i> (Abk.: M.S.). Die Gesamtlast ist jeweils in Klammern angegeben	51
5.4 ELA Mediane: Gewichtung des elektrischen Wirkleistungsbedarfs nach ATA-Kapiteln in den unterschiedlichen Flugphasen. Die Gesamtlast ist jeweils in Klammern angegeben	53
5.5 Für die Validierung relevante Flugphasen der ELAs (oben) und die damit vergleichbaren <i>Mission Steps</i> in MICADO	54
5.6 Vergleich der elektrischen Gesamtlasten in MICADO mit der Summe des Leistungsbedarfs aller elektrischen Verbraucher laut ELAs	56
5.7 Vergleich der gesamten elektrischen Lasten ohne Küchen in MICADO mit dem Leistungsbedarf der entsprechenden Verbraucher laut ELAs	57
5.8 Vergleich des in MICADO für ATA-21 angenommenen elektrischen Leistungsbedarfs mit den entsprechenden Betriebslasten aus den ELAs	60
5.9 Vergleich des in MICADO für ATA-22 angenommenen elektrischen Leistungsbedarfs mit den Betriebslasten für ATA-22 aus den ELAs	61
5.10 Vergleich des in MICADO für ATA 22 angenommenen elektrischen Leistungsbedarfs mit den Betriebslasten für ATA-22,-23,-31 und -34 aus den ELAs	62
5.11 Vergleich des in MICADO für ATA-25 angenommenen elektrischen Leistungsbedarfs mit den entsprechenden Betriebslasten aus den ELAs (Küchen ausgenommen)	64
5.12 Auswahl der höchsten 10% der Betriebslasten für ATA-25 aus allen ELAs: Verteilung in den für die Validierung relevanten Flugphasen	65
5.13 Vergleich des in MICADO für ATA-28 angenommenen elektrischen Leistungsbedarfs mit den entsprechenden Betriebslasten aus den ELAs	66
5.14 Vergleich des in MICADO für ATA-29 angenommenen elektrischen Leistungsbedarfs mit den entsprechenden Betriebslasten aus den ELAs	67
5.15 Vergleich des in MICADO für ATA-30 angenommenen elektrischen Leistungsbedarfs mit den entsprechenden Betriebslasten aus den ELAs	69
5.16 Vergleich des in MICADO für ATA-33 angenommenen elektrischen Leistungsbedarfs mit den entsprechenden Betriebslasten aus den ELAs	72
5.17 Vergleich des in MICADO für die Küchen angenommenen elektrischen Leistungsbedarfs mit den entsprechenden Betriebslasten aus den ELAs	75
5.18 Vergleich des in MICADO für ATA-XX angenommenen elektrischen Leistungsbedarfs mit den entsprechenden Betriebslasten aus den ELAs	77
5.19 Verhältnis des Leistungsbedarfs der Systemgruppe ATA-XX zu der Vergleichlast jeder Flugphasen für drei unterschiedliche Definitionen von ATA-XX	80
5.20 Anteil der an Generator 1 anliegenden Lasten an den Gesamtlasten in Abhängigkeit der Flugphase. Links: Kategorie <i>operational</i> , rechts: Kategorie <i>maxi</i>	82

6.1	ELA-Betrieblasten der Systemgruppen mit dem höchsten Leistungsbedarf in den unterschiedlichen Flugphasen	85
B.1	Elektrische Lasten des AC-Netzes (links) und DC-Netzes (rechts) in Flugphase 1: <i>Ground</i>	96
B.2	Elektrische Lasten des AC-Netzes (links) und DC-Netzes (rechts) in Flugphase 2: <i>Start</i>	97
B.3	Elektrische Lasten des AC-Netzes (links) und DC-Netzes (rechts) in Flugphase 3: <i>Roll</i>	97
B.4	Elektrische Lasten des AC-Netzes (links) und DC-Netzes (rechts) in Flugphase 4: <i>Take-off</i>	98
B.5	Elektrische Lasten des AC-Netzes (links) und DC-Netzes (rechts) in Flugphase 5: <i>Climb</i>	98
B.6	Elektrische Lasten des AC-Netzes (links) und DC-Netzes (rechts) in Flugphase 6: <i>Cruise</i>	99
B.7	Elektrische Lasten des AC-Netzes (links) und DC-Netzes (rechts) in Flugphase 7: <i>Descent</i>	99
B.8	Elektrische Lasten des AC-Netzes (links) und DC-Netzes (rechts) in Flugphase 8: <i>Landing</i>	100
B.9	Elektrische Lasten des AC-Netzes (links) und DC-Netzes (rechts) in Flugphase 9: <i>Taxiing</i>	100
B.10	Summen der Nennleistungen aller Systeme der jeweiligen ATA-Kapitel, die kurzzeitig mit Strom versorgt werden müssen. Das linke Diagramm zeigt AC-Verbraucher und das rechte DC-Verbraucher	101
C.1	Elektrische Lasten der AC-Bussysteme für die Notfallversorgung, Kategorie <i>operational</i>	102
C.2	Elektrische Lasten der DC-Bussysteme für die Notfallversorgung, Kategorie <i>operational</i>	102

Tabellenverzeichnis

2.1	Leistungsbedarf der AC-Bussysteme im Reiseflug bei normalen Umgebungsbedingungen	11
2.2	Leistungsbedarf der DC-Bussysteme im Reiseflug bei normalen Umgebungsbedingungen	13
5.1	Modellierung in MICADO: Systemgruppen für die Bilanzierung der elektrischen Betriebslasten	51
5.2	Aufschlüsselung von ELA-Betriebslasten für ATA-30 nach ATA-Unterkapitel (siehe Anhang, Teil A)	70
5.3	Zusammensetzung der in MICADO modellierten Betriebslasten für ATA-33	73
5.4	Aufschlüsselung von ELA-Betriebslasten für ATA-33 nach ATA-Unterkapiteln (siehe Anhang, Teil A)	73
A.1	Definition von relevanten ATA-Kapiteln	92

Symbolverzeichnis

Abkürzungen

AC	Alternating Current - Wechselstrom	9
ACP	Air Conditioning Pack - Aggregat der Klimaanlage	58
AMM	Aircraft Maintenance Manual - Wartungshandbuch	6
APU	Auxiliary Power Unit - Hilfstriebwerk	7
BCL	Battery Charge Limiter - Bauteil zur Regelung des Aufladevorgangs eines Akkumulators	7
CSD	Constant Speed Drive - Hydromechanisches Getriebe, das bei variabler Ein- gangsdrehzahl eine konstante Ausgangsdrehzahl liefert	7
CSM/G	Constant Speed Motor/Generator - System zur Stromerzeugung aus hy- draulischer Energie	8
DC	Direct Current - Gleichstrom	9
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.	3
ECS	Environmental Control System - Klimaanlage	58
ELA	Electric Load Analysis - Energiebilanz des elektrischen Versorgungssystems	4
HVDC	High Voltage Direct Current - Hochspannungs-Gleichstrom	40
IFES	In-flight Entertainment System - Bordunterhaltungssystem	36
ILR	Institut für Luft- und Raumfahrtssysteme der RWTH Aachen	5
MCU	Modular Concept Unit - Genormter Bauraum für die Unterbringung von Systemen	61
MDO	Multidisciplinary Design Optimization - Multidisziplinäre Optimierung ..	48
MEA	More Electric Aircraft - Konzept zur zunehmenden Elektrifizierung der Bordenergieversorgung	1
MFFCI	Multifunctional Fuel Cell Intergration - Projekt zur Entwicklung eines mul- tifunktionales Brennstoffzellensystem zur Integration in einen A320	3

MICADO	Multidisciplinary Integrated Conceptual Aircraft Design and Optimization - Softwareumgebung zur rechnergestützten Vorauslegung eines zivilen Verkehrsflugzeuges	5
MTOW	Maximum Take-Off Weight - Maximales Abfluggewicht	47
PAX	Kurzform für einen Passagier	63
PDF	Portable Document Format - Dateiformat	24
RAT	Ram Air Turbine - Staudruckturbine	15
TLAR	Top-Level Aircraft Requirement - Zentrale Anforderung, welche die Transportaufgabe des Flugzeugs beschreibt	46
TRU	Transformer Rectifier Unit - Gleichrichter	9
VBA	Visual Basic für Applicationen	24

Formelzeichen

N_{PAX}	Anzahl an Passagieren	63
\dot{m}_{Kab}	$\left[\frac{\text{kg}}{\text{s}} \right]$ Luftmassenstrom der Kabinenbelüftung	58
φ	$\left[\text{rad} \right]$ Phasendifferenz zwischen den Schwingungen der Stromstärke und Spannung	22
$c_{p,L}$	$\left[\frac{\text{kJ}}{\text{kgK}} \right]$ Spezifische Wärmekapazität von Luft	58
I	$\left[\text{A} \right]$ Stromstärke	22
P	$\left[\text{W} \right]$ Leistung; im AC-Netz Wirkleistung	22
P_{el}	$\left[\text{W} \right]$ Elektrische Leistung	58
S	$\left[\text{VA} \right]$ Elektrische Scheinleistung	22
S_{fl}	$\left[\text{m}^2 \right]$ Bezugsflügelfläche	47
T	$\left[\text{N} \right]$ Mittlerer Triebwerksschub beim Start	47
T_{Kab}	$\left[\text{K} \right]$ Kabinentemperatur	58
U	$\left[\text{V} \right]$ Spannung	22
W	$\left[\text{N} \right]$ Gewichtskraft des Flugzeugs	47

1 Einleitung

Gemessen an den weltweit geflogenen Passagierkilometern hat sich das Verkehrsaufkommen der Luftfahrt in den letzten Jahrzehnten etwa alle 15 Jahre verdoppelt [5]. Die Airbus Group prognostiziert einen weiteren Anstieg des weltweiten Flugverkehrs von jährlich 4,7% bis 2032. Gleichzeitig hat sich die Luftfahrtindustrie verpflichtet, die CO₂-Emissionen des Luftverkehrs bis 2050 deutlich zu senken. Hierfür wurden folgende konkrete Ziele festgelegt [12]:

- Steigerung der Treibstoffeffizienz in dem Zeitraum zwischen 2010 und 2020 um jährlich 1,5%.
- Kein Anstieg der CO₂-Emissionen ab 2020, also ein CO₂-neutrales Wachstum des Luftverkehrs.
- Reduzierung der CO₂-Emissionen um 50% bis 2050 gegenüber dem Jahr 2005.

Um diese Ziele erreichen zu können, wurde von der Luftverkehrswirtschaft eine Vier-Säulen-Strategie erarbeitet [12]. Diese umfasst die technische Weiterentwicklung von Flugzeugen, Effizienzsteigerungen im operativen Betrieb sowie bei der Infrastruktur, und durch Politik und Behörden eingeführte marktbasierende Steuerungsinstrumente, zum Beispiel ein Emissionshandelssystem.

Ein Konzept zur Verringerung des Treibstoffverbrauchs von zivilen Verkehrsflugzeugen stellt die Weiterentwicklung bzw. Umgestaltung der Energieversorgungssysteme bei zukünftigen Flugzeuggenerationen dar.

1.1 Konzepte für zukünftige Bordnetze

1.1.1 More Electric Aircraft

Unter dem Begriff „*More Electric Aircraft*“ (MEA) wird das Konzept verstanden, den elektrischen Anteil an der Bordenergieversorgung bei modernen Flugzeugentwicklungen zu erhöhen. Systeme, die bei heutigen zivilen Verkehrsflugzeugen weitgehend mit pneumatischer oder hydraulischer Energie versorgt werden, wie zum Beispiel die Klimaanlage oder die Aktoren für die Flugsteuerflächen, sollen dabei sukzessive durch elektrisch versorgte Systeme ersetzt werden. Als Ziel des MEA-Konzepts wird oft ein „*All Electric Aircraft*“

genannt, also ein Flugzeug, bei dem lediglich noch ein elektrisches Versorgungssystem existiert. Zwar werden einzelne Systeme weiterhin hydraulische bzw. pneumatische Energie benötigen, deren Versorgung geschieht dann jedoch lokal durch elektrisch betriebene Hydraulik- und Pneumatikpumpen. Durch die Umsetzung einer solchen Systemarchitektur werden gegenüber heutigen Konfigurationen u.a. die folgenden Vorteile erwartet [32]:

- Eine deutliche Verringerung des Treibstoffverbrauchs.
- Senkung der Wartungskosten.
- 50% weniger unerwartete Verspätungen aufgrund von Defekten im Bereich der Energieversorgungssysteme.

Die Reduzierung des Treibstoffverbrauchs resultiert dabei zu einem großen Teil aus dem Verzicht auf ein pneumatisches Versorgungssystem. Bei einer konventionellen Systemarchitektur erfolgt die Bereitstellung der Energie hierfür durch die Entnahme von verdichteter Luft aus dem Kernstrom des Triebwerks. Diese Zapfluftentnahme ist bereits heute mit hohen energetischen Verlusten behaftet, weshalb bei dem Flugzeug 787 „Dreamliner“ der Firma Boeing bereits weitgehend auf ein pneumatisches Versorgungssystem verzichtet worden ist [11]. Dieses Flugzeug ist seit Oktober 2011 bei Fluggesellschaften im Dienst und wird bereits als „*More Electric Aircraft*“ bezeichnet. Bei zukünftigen Triebwerken wird sich das Verhältnis aus Mantel- zu Kernstrom (Nebenstromverhältnis) außerdem erhöhen, wodurch die Empfindlichkeit des Kernstroms gegenüber einer Zapfluftentnahme zunehmen wird [26]. Des Weiteren erhofft man sich ein geringeres Gesamtsystemgewicht durch den Verzicht auf unterschiedliche, jeweils redundant ausgelegte, Versorgungssysteme.

Die erwartete Senkung der Wartungskosten und erhöhte Verfügbarkeit eines *All-Electric Aircrafts* ergibt sich aus der besseren Wartbarkeit und geringeren Ausfallwahrscheinlichkeit eines elektrischen Versorgungssystems im Vergleich zu einem hydraulischen- bzw. pneumatischen Versorgungssystem.

1.1.2 Integration eines Brennstoffzellensystems

Der durch die Verfolgung des MEA-Konzepts zukünftig steigende Leistungsbedarf elektrisch versorgter Systeme erfordert leistungsstärkere elektrische Energiequellen. Dies betrifft sowohl Stromquellen zum Bereitstellen der Grundlast während eines normalen Fluges, als auch zum Gewährleisten der elektrischen Versorgung am Boden oder im Fehlerfall.

Einen Ansatz zum Bereitstellen von elektrischer Energie bei zukünftigen Flugzeuggenerationen stellt die Integration eines Brennstoffzellensystems dar. Bei einer Brennstoffzelle handelt es sich, wie bei einer Batterie, um ein galvanisches Element, das chemisch gebundene Energie direkt in elektrische Energie umwandelt [7]. Anders als bei einer Batterie müssen dabei die Reaktionspartner der elektrochemischen Reaktion kontinuierlich zu- und die Reaktionsprodukte abgeführt werden. Als Reaktionspartner sind ein Oxidationsmittel

und ein Brennstoff nötig. Bei den für Luftfahrtanwendungen untersuchten Brennstoffzellen handelt es sich in erster Linie um das Oxidationsmittel Sauerstoff und den Brennstoff Wasserstoff, sodass als Reaktionsprodukt Wasser anfällt.

In einem Brennstoffzellensystem sind neben einigen in Reihe und/oder parallel geschalteten Brennstoffzellen außerdem Versorgungssysteme enthalten, die für den Betrieb der Brennstoffzellen benötigt werden. Hierzu gehören beispielsweise ein Kühlsystem sowie Komponenten zum Bereitstellen der Reaktionspartner und Abführen der Reaktionsprodukte.

Im Bereich der zivilen Luftfahrt wird aktuell in zahlreichen Projekten erforscht, inwieweit ein Brennstoffzellensystem als Energiequelle für das elektrische Versorgungssystem genutzt werden kann. Ein mögliches Anwendungsfeld ist dabei der Einsatz als Stromquelle für die Notfallversorgung [17]. Hierbei wird die bei heutigen Luftfahrzeugen eingesetzte Staudruckturbine (siehe Abschnitt 2.3.2) ersetzt, um eine außenluftunabhängige Energie-Notversorgung zu gewährleisten. Ein Teil der elektrischen Energie der Brennstoffzelle wird dabei zum Antrieb einer Hydraulikpumpe verwendet, um die benötigte hydraulische Energie für das Luftfahrzeug-Steuerungssystem bereitzustellen. Als Vorteile gegenüber einer konventionellen Energie-Notstromversorgung mittels einer Staudruckturbine erhofft man sich eine höhere Systemverfügbarkeit, einen geringeren Wartungsaufwand sowie eine von der Flughöhe, Fluggeschwindigkeit und dem Anströmwinkel unabhängigen Stromversorgung.

Bei einem sehr viel weitgehenderen Konzept stellt ein Brennstoffzellensystem die primäre elektrische Energiequelle für das elektrische Bordversorgungssystem dar [16]. Es existieren dabei Starter-Generatoren an den Triebwerken, die zum einen als Motoren zum Starten der Triebwerke benötigt werden und zum anderen in der Lage sind, elektrische Lastspitzen abzudecken. Die elektrische Grundlast soll allerdings vollständig durch ein Brennstoffzellensystem bedient werden. Durch dieses Konzept soll eine effiziente Energieversorgung bei einem zukünftigen starken Anstieg der elektrischen Betriebslasten im Rahmen der MEA Bestrebungen gewährleistet werden.

Das Institut für Technische Thermodynamik des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) arbeitet an den Standorten in Stuttgart und Hamburg an der Erforschung und Entwicklung von Brennstoffzellensystemen für verschiedene Anwendungen in der Luftfahrt. Zusammen mit der Airbus Group arbeitet das DLR in dem Gemeinschaftsprojekt „*Multifunctional Fuel Cell Intergration*“ (MFFCI) daran, ein multifunktionales Brennstoffzellensystem zur Integration in das Mittelstreckenflugzeug Airbus A320 zu entwickeln. Dieses System soll die bei heutigen Flugzeugen eingesetzte Hilfsturbine (siehe Abschnitt 2.1.1) ersetzen und u.a. den Strom für die energetische Versorgung am Boden liefern. Die Entwicklung dieses Systems erfolgt schrittweise, das Konzept sieht dabei drei Stufen mit unterschiedlichen Funktionen des Brennstoffzellensystems vor.

Die drei Stufen des Projekts MFFCI sind in Abbildung 1.1 dargestellt. Im ersten Schritt wird ein flugtüchtiges Brennstoffzellensystem für die elektrische Notfallversorgung (*Fuel*

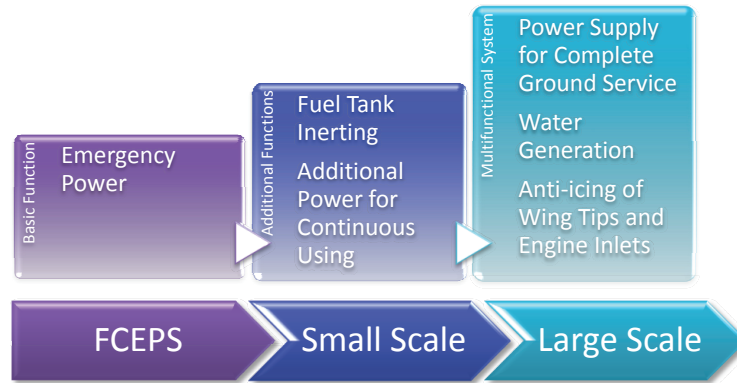


Abbildung 1.1: Schrittweises Vorgehen bei der Integration eines Brennstoffzellensystems im Rahmen des Projekts MFFCI [20]

Cell Emergency Power System - Abk.: FCEPS) entwickelt. Im zweiten Schritt werden zusätzliche Funktionen integriert. Das System soll dabei nun auch im normalen Flug betrieben werden können, um einen Teil des Leistungsbedarfs des elektrischen Versorgungssystems zu decken. Des Weiteren wird die bei der elektrochemischen Reaktion anfallende sauerstoffarme Luft zum Belüften der Treibstofftanks verwendet, um die Feuer- und Explosionsgefahr zu verringern. Im dritten Schritt stellt das Brennstoffzellensystem vollständig die für die Bodenversorgung benötigte Leistung bereit. Außerdem enthält das System nun Komponenten zum Separieren des bei der elektrochemischen Reaktion anfallenden Wassers, welches beispielsweise für die Spülung der Bordtoiletten eingesetzt werden kann. Auch die Abwärme des Brennstoffzellensystems soll genutzt werden, um Teile der Flugzeugenteisung mit Energie zu versorgen.

1.2 Thema dieser Arbeit

Im Rahmen dieser Arbeit werden die elektrischen Betriebslasten eines Airbus A320 untersucht, um Erkenntnisse zu sammeln, die für die Verfolgung des MEA-Konzepts und die Entwicklung eines Brennstoffzellensystems genutzt werden können. Dafür stehen Energiebilanzen des elektrischen Systems (*Electric Load Analysis* - Abk.: ELA) zur Verfügung, die eine detaillierte Aufschlüsselung der im Flug anliegenden Betriebslasten ermöglichen (siehe Kapitel 3). Mit der Auswertung der ELAs werden zwei Ziele verfolgt.

Zum einen sollen die Betriebslasten bei einer konventionellen Systemarchitektur der elektrischen Bordversorgung im Hinblick auf eine Integration eines Brennstoffzellensystems beleuchtet werden. Dabei ist zu beachten, dass noch ein großer Forschungsaufwand betrieben werden muss, um einen serienmäßigen Einsatz eines Brennstoffzellensystems bei zukünftigen Flugzeuggenerationen zu ermöglichen. Insbesondere unter dem Hintergrund des MEA-Konzepts werden sich die elektrischen Betriebslasten bis dahin deutlich erhöhen. Der Fokus dieser Arbeit liegt daher in der Schaffung einer Grundlage, die dazu dienen

kann, Rückschlüsse auf einen zukünftigen Leistungsbedarf der elektrischen Verbraucher zu schließen. Dabei werden insbesondere die folgenden Aspekte untersucht:

- Ermitteln der Betriebslasten auf Generatorebene. Hierbei erfolgt eine Unterscheidung nach der Relevanz der versorgten Systeme für den sicheren Flugbetrieb.
- Identifizierung von Systemgruppen, welche bei einer heutigen Konfiguration einen maßgeblichen Einfluss auf die elektrischen Gesamtlasten besitzen.
- Ermitteln des Leistungsbedarfs der Wechsel- und Gleichstromverbraucher. Da es sich bei einer Brennstoffzelle um eine Gleichstromquelle handelt, bei heutigen Flugzeugen jedoch in erster Linie Wechselstromquellen eingesetzt werden, kann die Integration eines Brennstoffzellensystems hier zu weitreichenden Veränderungen führen.
- Untersuchung der auftretenden elektrischen Betriebslasten im Rahmen einer elektrischen Notfallversorgung.

Da die elektrischen Lasten von über 500 unterschiedlichen A320-Flugzeugen jeweils in Form einer ELA vorliegen, wird bei all diesen Punkten zudem dargelegt, inwieweit sich die jeweiligen Lasten bei den unterschiedlichen Flugzeugen unterscheiden. Hierdurch können sowohl die für einen A320 üblichen Werte, als auch Extremwerte identifiziert werden.

Bei dem zweiten Ziel handelt es sich um eine Bewertung des mit Hilfe der Softwareumgebung MICADO (Multidisciplinary Integrated Conceptual Aircraft Design and Optimization) modellierten elektrischen Systems eines A320. MICADO wurde am Institut für Luft- und Raumfahrtssysteme der RWTH Aachen (ILR) entwickelt und wird vorwiegend für die Untersuchung und Optimierung von Parametern bei der Flugzeugvorauslegung eingesetzt. Ein mit MICADO erstellter Flugzeugentwurf beinhaltet bereits ein Modell des elektrischen Versorgungssystems, sodass Angaben zu den zu erwartenden flugphasenabhängigen Betriebslasten bereitgestellt werden (für eine detailliertere Beschreibung von MICADO siehe Abschnitt 5.1).

Um mit Hilfe von MICADO Modifikationen des elektrischen Systems, insbesondere im Hinblick auf das MEA-Konzept, im Detail bewerten zu können, ist eine fundierte Abschätzung des benötigten Leistungsbedarfs der unterschiedlichen elektrischen Verbraucher essenziell. Durch einen Vergleich mit den Leistungsbilanzen der ELAs wird die aktuelle Modellierung der Betriebslasten in MICADO in dieser Arbeit validiert. Auf diese Weise können Erkenntnisse gesammelt werden, inwieweit die aktuellen Methoden zur Abschätzung der elektrischen Lasten zu einem realistischen Ergebnis führen und bei welchen Teilsystemen eine Überarbeitung der aktuellen Modellierung sinnvoll ist.