

# ZUVERLÄSSIGKEITSANALYSE EINER ELEKTRISCHEN ARCHITEKTUR ZUR INTEGRATION MULTIFUNKTIONALER BRENNSTOFFZELLEN IN MODERNE VERKEHRSFLUGZEUGE

A. Lücken<sup>1</sup>, T. Kut<sup>2</sup>, H. Rothkranz<sup>3</sup>, S. Dickmann<sup>2</sup>, D. Schulz<sup>1</sup>

<sup>1,2</sup>Helmut-Schmidt-Universität, Universität der Bundeswehr Hamburg,

<sup>1</sup>Professur für Elektrische Energiesysteme, <sup>2</sup>Professur für Grundlagen der Elektrotechnik,

<sup>1,2</sup>Holstenhofweg 85, 22043 Hamburg, Deutschland,

<sup>3</sup>Zentrum für Angewandte Luftfahrtforschung GmbH,

<sup>3</sup>Flughafenstraße 1-3, 22335 Hamburg, Deutschland

## ZUSAMMENFASSUNG

Neben der Steigerung der Systemeffizienz hat die Einhaltung der hohen Sicherheitsstandards oberste Priorität bei der Entwicklung moderner Verkehrsflugzeuge. Durch die Umsetzung des More-Electric-Aircraft Konzepts wird zukünftig ein hoher Grad an elektrischen Flugzeugsystemkomponenten vorherrschen. In diesem Zusammenhang kann die Substitution der herkömmlichen, kerosinbetriebenen Gasturbine (Hilfstriebwerk) durch ein multifunktionales Brennstoffzellensystem eine Variante sein, moderne Verkehrsflugzeuge effizienter und damit umweltverträglicher sowie kostenkünstiger zu betreiben. Das breite Aufgabenspektrum dieses Systems und die daraus resultierenden behördlichen Sicherheitsanforderungen machen eine Zuverlässigkeitsanalyse bereits in der Entwicklungsphase notwendig. Der elektrische Anteil am multifunktionalen Brennstoffzellensystem stellt einen wesentlichen Beitrag am Gesamtsystem dar und wird innerhalb der vorgelegten Arbeit analysiert. Es wird die Notwendigkeit einer Zuverlässigkeitsanalyse beschrieben und anhand bereits entwickelter elektrischer Anschlussarchitekturen auf die Einhaltung der hohen Sicherheitsanforderung angewendet. Die Ergebnisse werden bewertet und auf mögliche Optimierungen hingewiesen. Abschließend werden eine erweiterte elektrische Architektur vorgestellt und die daraus resultierenden Auswirkungen auf die Zuverlässigkeitsanalyse dargestellt.

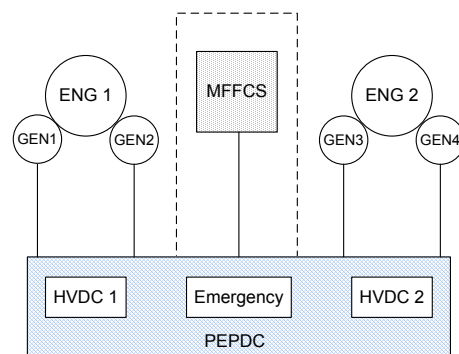
## SCHLAGWORTE

Zuverlässigkeit, Brennstoffzelle, More-Electric-Aircraft,

## 1 Einleitung

Die Luftfahrtindustrie erfreut sich seit langem steigender Fluggastzahlen sowie Frachtraten. Um diesen Trend aufrecht zu erhalten müssen Fluglinien vorausschauend in moderne, sparsame und umweltverträgliche Flugzeuge investieren, die bei einem möglichst hohen Auslastungsgrad geringe Betriebskosten garantieren. Die Flugzeughersteller versuchen ihrerseits diesen Ansprüchen durch immer effizientere Modelle gerecht zu werden. Ein Ansatz um diese Ziele zu erreichen ist die verstärkte Umsetzung des More-Electric-Aircraft (MEA) Konzepts, bei dem hydraulische, mechanische sowie pneumatische Komponenten durch elektrisch betriebene Systeme substituiert werden [1]. Durch den Wegfall schwerer hydraulischer und pneumatischer Systemkomponenten lässt sich zum einen die Effizienz steigern und zum anderen eine Gewichtsreduzierung erzielen. Die Erhöhung der elektrischen Leistung hat zur Folge, dass das Gewicht bzw. die Verluste der herkömmlichen Bordnetze mit 115 V<sub>ac</sub> Spannung und 230 V<sub>ac</sub> Spannung (neuere Modelle) ansteigt. Um Gewicht zu sparen, könnten zukünftig Gleichspannungsübertragungen (engl. High Voltage Direct Current, HVDC) mit einem Spannungsniveau von 540 V<sub>dc</sub> bzw. ± 270 V<sub>dc</sub> eingesetzt werden [2],[3]. Im Zuge der stetigen Elektrifizierung moderner Verkehrsflugzeuge ist die Integration einer Brennstoffzelle als Hilfstriebwerk (engl. Auxiliary Power Unit, APU) zum Ersatz der herkömmlich kerosinbetriebenen Gasturbine eine gute Möglichkeit zur lokal schadstofffreien und hocheffizienten Energieversorgung. Durch die Unabhängigkeit vom Flugkerosin kann das Brennstoffzellensystem zukünftig ebenfalls die zur Notstromversorgung benötigte Staudruckturbine (engl. Ram Air Turbine, RAT) ersetzen. Das sauerstoffabgereicherte Kathodenab-

gas der Brennstoffzelle wird als Inertgas in die Kerosintanks geleitet, um dort den Sauerstoffanteil zu reduzieren und dadurch die Entstehung eines entzündlichen Gasgemisches zu verhindern. Diese Mehrfachnutzung technischer Eigenschaften erlaubt einen multifunktionalen Einsatz des Brennstoffzellensystems (engl. Multi Functional Fuel Cell System, MFFCS) [4]. Im Leuchtturmprojekt „Kabinentechnologie und multifunktionale Brennstoffzelle“ beschäftigen sich die Professuren „Elektrische Energiesysteme“ und „Grundlagen der Elektrotechnik“ der Helmut-Schmidt-Universität gemeinsam mit dem Zentrum für Angewandte Luftfahrtforschung (ZAL) mit der Integration von hocheffizienten Brennstoffzellensystemen in modernen Verkehrsflugzeugen. Bild 1 zeigt schematisch die elektrische Integration des MFFCSs an das Verteilzentrum (engl. Primary Electrical Power Distribution Center, PEPDC).



**Bild 1:** Schematische Darstellung einer möglichen elektrischen Integration eines MFFCSs an das PEPDC.

Beide Flugzeugtriebwerke (engl. Engine, ENG) können elektrisch gestartet werden und verfügen über zwei Generatoren (GEN) zur elektrischen Versorgung des Verkehrsflugzeugs. Das Einhalten der hohen Sicherheitsstandards zur Zuverlässigkeit besitzt bei der Entwicklung eines MFFCS oberste Priorität. Eine redundante Auslegung ist aufgrund der behördlichen Sicherheitsvorgaben der geforderten Zuverlässigkeit einiger flugzeugfunktionsrelevanter Systeme unvermeidlich, kann allerdings nicht beliebig vorgenommen werden. Neben der hohen Effizienz und der hohen Zuverlässigkeit muss ebenfalls sichergestellt werden, dass das Gewicht des MFFCSs nicht das der substituierten Komponenten übersteigt. Dies würde die Vorteile des Systems durch den erhöhten Bedarf an Kerosin wieder aufheben.

### 1.1 Ziel der Arbeit

Eine optimale elektrische Architektur zu entwickeln, die einerseits die geforderten Ausfallwahrscheinlichkeiten einhält und andererseits eine Überdimensionierung des MFFCSs vermeidet, ist das Ziel des vorliegenden Beitrags. Dazu werden bereits entwickelte elektrische Architekturen mit Hilfe der Zuverlässigkeitsanalyse untersucht. Anschließend werden diese bewertet und gegebenenfalls auf Grundlage der Ergebnisse eine erweiterte elektrische Architektur vorgestellt. Optimierungsvorschläge in den bereits entwickelten Architekturen werden aufgezeigt und Abhilfemaßnahmen vorgeschlagen.

## 2 Behördliche Sicherheitsanforderungen

Um ein akzeptables Sicherheitsniveau zu erreichen, bedarf es einheitlicher, gesetzlich verankerter Richtlinien, die genau vorschreiben, nach welchen Vorgaben Flugzeuge zu entwickeln sind. Diese Zulassungsrichtlinien werden erlassen von Behörden wie der FAA (engl. Federal Aviation Administration, FAA) in den USA und der EASA (engl. European Aviation Safety Agency, EASA) für Europa. Große Verkehrsflugzeuge werden in Europa nach der Richtlinie EASA CS-25 zugelassen [5]. Der Abschnitt dieser Richtlinie, der sich ausschließlich mit Aspekten der Sicherheit befasst, trägt die Nummer 1309. Durch die Richtlinie EASA CS-25.1309 und die zugehörige Leitlinie AMC-25.1309 wurde ein konsistentes Sicherheitslevel für Flugzeugsysteme geschaffen. Dabei besteht zwischen der Schwere und der Wahrscheinlichkeit des Eintritts eines Fehlers pro Flugstunde (engl. Flight Hour, FH) eine Umkehrbeziehung. Das bedeutet, dass sich die tolerierten Wahrscheinlichkeitsbereiche konträr zur Schadenstiefe verhalten, dargestellt in Bild 2 [6]. Das angestrebte Sicherheitsziel soll durch die folgenden Vorkehrungen erreicht werden:

- Verifizierte Methoden sind für den Entwurf und Bau des Systems anzuwenden.
- Ausfallwahrscheinlichkeiten von Systemen sind mittels formaler Fehlerbaumanalyse, Markovanalyse oder Abhängigkeitsdiagramme zu ermitteln.
- Die Summe aller katastrophalen Schadenszenarien darf eine Eintrittswahrscheinlichkeit von  $P = 10^{-7} \frac{1}{FH}$  nicht überschreiten. Unter der Annahme von 100 katastrophalen Fehlerbedingungen pro Flugstunde bedeutet dies ein Ziel von  $10^{-9} \frac{1}{FH}$  [5].

Szenarien die zum Verlust des gesamten Flugzeuges führen, werden gesondert behandelt:

- Ein Einzelfehler darf, bis auf wenige Ausnahmen nach EASA CS-25.1309 spezifiziert, unter keinen Umständen in einem katastrophalen Schaden münden.

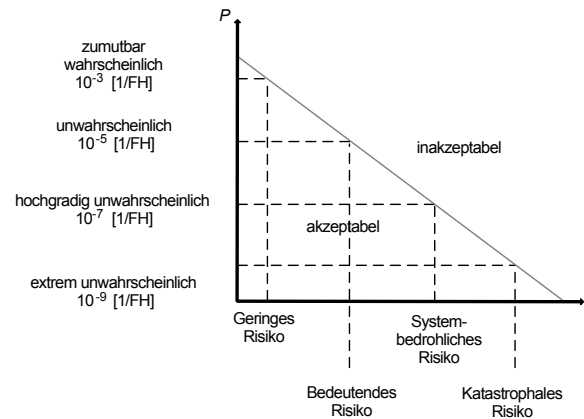


Bild 2: Fehlerzustandsanforderungen nach EASA CS-25.1309.

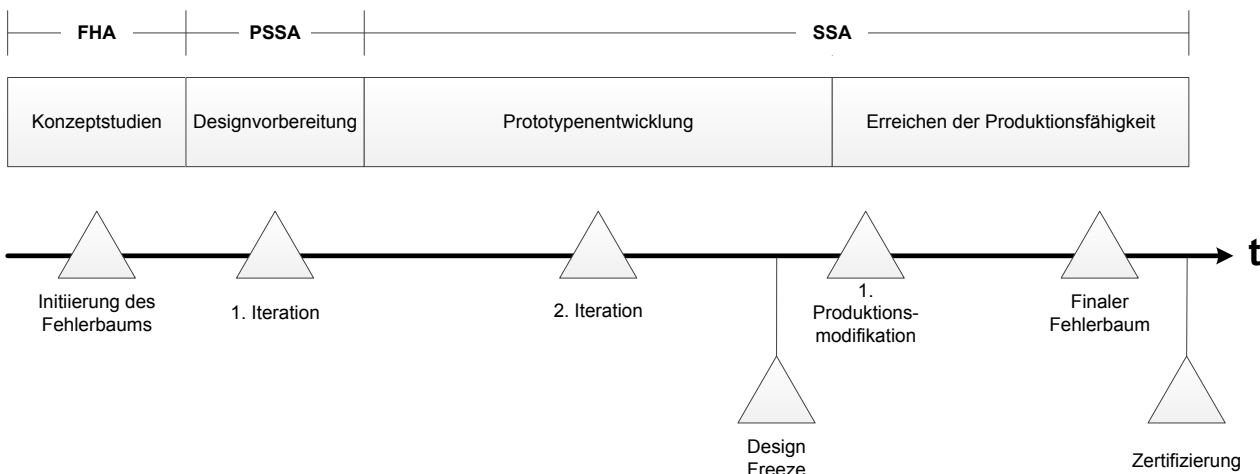
### 2.1 Sicherheitskonzepte im Flugzeugbau

Bei dem Entwurf eines Flugzeugs kommen unterschiedliche Methoden zur Anwendung. Im Folgenden werden die wesentlichen vorgestellt [7].

**Fail-Safe-Methode:** Nach dieser Methode muss eine Baugruppe so ausgelegt sein, dass beim Ausfall eines Hauptelements die verbleibende, fehlerfreie Struktur ausreicht, die gewünschte Ausfallsicherheit zu gewährleisten. Bei diesem Konstruktionsverfahren werden somit im Schadensfall eines Bauteils die daraus entstehenden höheren Belastungen auf alle übrigen Bauteile dieser Baugruppe verteilt. Diese Methode findet z.B. bei der Konstruktion der tragenden Flugzeugstruktur Anwendung.

**Safe-Life-Methode:** Der Grundgedanke dieser Methode ist es, ein Bauteil oder eine Struktur so zu konstruieren, dass ein Belastungsschaden über die gesamte Lebensdauer vermieden wird. Realisiert wird dieser Anspruch mit einer Auslegung, die ein Vielfaches der laut Statistiken erwartungsgemäß auftretenden Maximalbelastung des Bauteils oder der Struktur erlaubt. Materialermüdung wird hierbei jedoch vernachlässigt. Dies wird z.B. bei der Konstruktion des Flugzeugfahrwerks angewendet.

**Redundanz-Methode:** Während bei vorherigen Methode durch konstruktive Mittel versucht wird den Fehlerfall eines Bauteils oder einer Struktur nie eintreten zu lassen, verfolgt die Redundanz einen anderen Weg, um die Fortsetzung des Betriebs und der daraus resultierenden Sicherheit für das Gesamtsystem Flugzeug zu gewährleisten. So gibt es Bauteile/Baugruppen, deren Festigkeit und Ausfallsicherheit nicht durch eine größere Dimensionierung unendlich verbessert werden können. Nicht selten handelt es sich von hunderten von Teilsystemen und tausenden von Bauteilen. Diese Methode wird z.B. bei der Auslegung von Systemen mit geringen Ausfallwahrscheinlichkeit angewendet. Dabei wird zwischen einer kalten (Reserve, keinerlei Beanspruchung) und heißen Redundanz (gleiche Anforderungen im Betrieb) unterschieden. Neben der Zuverlässigkeitsanalyse be-



**Bild 3:** Beispiel einer typischen Zeitlinie für eine Fault-Tree-Analyse (in Anlehnung an [11]).

trachtet ebenfalls die sogenannte Risikobewertung (engl. Practical Risk Analysis, PRA). Dabei wird darauf geachtet, dass das Eintreten eines einzelnen Ereignisses wie z.B. Vogelschlag nicht zum „katastrophalen“ Fehler führt, siehe Bild 2.

### 3 Zuverlässigkeit von Systemen

In diesem Kapitel werden die wesentlichen Grundlagen zur Erstellung einer Zuverlässigkeitsanalyse erläutert.

#### 3.1 Formale Fehlerbaumanalyse

Es existieren mehrere Techniken mit denen überprüft werden kann, ob ein System oder Ausstattungsmerkmal die angedachten Sicherheitsfunktionen erfüllt oder nicht. Als eine der Techniken dieser Familie steht die formale Fehlerbaumanalyse (engl. Fault Tree Analysis, FTA) für die Identifikation und Überwachung von Designaspekten, welche die Sicherheit beeinflussen. Bild 4 zeigt eine Auswahl und Definition der wichtigsten Fehlerbaumsymbole. Eine FTA fokussiert ein bestimmtes, unerwünschtes Ereignis und stellt gleichzeitig eine Methode zur Determinierung seiner Ursachen zur Verfügung. Sie kann daher als deduktive Analyse verstanden werden. Es handelt sich um eine Prozedur zur hierarchischen Auswertung von Szenarien, in der ein qualitatives Modell des unerwünschten Ereignisses aufgestellt und dann untersucht wird. Die Analyse beginnt mit einem unerwünschten „Top Level“ Risikoereignis und ermittelt systematisch alle möglichen Einzelfehler/ -störungen und Kombinationen aus Fehlern der jeweiligen Systemblöcke des nächstniedrigeren Levels, die dieses Ereignis hervorrufen könnten. Fortgeführt wird die Analyse sukzessiv in immer detailreichere (tiefere) Bereiche solange, bis ein Primärereignis aufgedeckt wird oder den Anforderungen des „Top Level“ Risikoereignisses genügt. Sollten ausreichend Einzelheiten vorliegen, um die Einhaltung der Anforderungen des „Top Level“ Risikoereignisses bewerten zu können kann die FTA beendet werden. FTAs sollten schon während der Konzeption des Flugzeuges, als Teil der Preliminary System Safety Analysis (PSSA), durchgeführt werden, zumindest aber sobald das Konzept steht. Die FTA ist dann Teil der System Safety Analysis (SSA). Bild 3 illustriert ein mögliches Beispiel einer typischen FTA-Zeitlinie. In dem gezeigten Beispiel ist die FTA bereits Teil des Prozes-

ses der funktionellen Risikobewertung (engl. Functional Hazard Assessment, FHA). Ihrem hierarchischen Aufbau ist es geschuldet, dass jegliche Detailtiefe des aktuellen Designs repräsentiert werden kann. Deshalb muss die angefertigte FTA im gleichen Maße auf den derzeitigen Stand gebracht werden, wie das Konzept selbst. Für Fehlerbäume lassen sich folgende Konstruktionsvorschriften herleiten:

- Ein **ODER-Gatter** findet immer dann Anwendung, wenn die Eintrittswahrscheinlichkeiten unabhängiger Ereignisse, die sich gegenseitig ausschließen berechnet werden können oder wenn die Eintrittswahrscheinlichkeiten unabhängiger Ereignisse, die gleichzeitig auftreten können berechnet werden können.
- Ein **UND-Gatter** findet immer dann Anwendung, wenn die Eintrittswahrscheinlichkeiten unabhängiger Ereignisse berechnet werden können.

Im Umkehrschluss lässt sich von einem bestehenden Fehlerbaum direkt auf die Art und Weise der Ermittlung der Eintrittswahrscheinlichkeiten anhand der gegenwärtigen Bool'schen Logikelemente schließen.

Symbol	Bezeichnung	Definition
	Beschreibungsbox	Beschreibung des Ausgangs eines Logiksymbols oder eines Ereignisses.
	UND-Gatter	Bool'sches Logikgatter – Ereignis tritt ein, wenn alle nächstniedrigeren Bedingungen erfüllt werden.
	UND-Gatter mit Priorität	Bool'sches Logikgatter – Ereignis tritt ein, wenn alle nächstniedrigeren Bedingungen in einer bestimmten Abfolge erfüllt werden.
	ODER-Gatter	Bool'sches Logikgatter – Ereignis tritt ein, wenn mindestens eine der nächstniedrigeren Bedingungen erfüllt wird.
	Sperr	Ausgangsfehler tritt ein, wenn Eingangsfehler eintritt (bedingtes Ereignis muss dies möglich machen).

**Bild 4:** Ausgewählte Fehlerbaumsymbole.

### 3.2 Zuverlässigkeit

Strukturfunktionen dienen der bloßen Zustandsbeschreibung eines (Teil-)Systems. Die Zuverlässigkeit von Komponenten ändert sich im Laufe der Zeit, da sie altern. Dennoch wird die Annahme getroffen, dass zum Zeitpunkt der Betrachtung bekannt ist, ob eine Komponente ( $C_i$ ) funktionstüchtig ist oder nicht. Ihr Zustand wird dann wie folgt mit Hilfe eines Indikators ( $X_i$ ) beschrieben:

$$X_i = \begin{cases} 1, & C_i \text{ funktioniert.} \\ 0, & C_i \text{ funktioniert nicht.} \end{cases} \quad (1)$$

Die Indikatorfunktion eines Systems aus  $n$  Komponenten nennt man Strukturfunktion  $\Phi(X_n)$ . Sie ist eine binäre oder Bool'sche Variable und gegeben durch:

$$\Phi(X_1, X_2, \dots, X_n) = \begin{cases} 1, & \text{funktioniert.} \\ 0, & \text{funktioniert nicht.} \end{cases} \quad (2)$$

Die Anzahl  $n$  bezeichnet die Ordnung des Systems. Charakterisiert sind Seriensysteme derart, dass bereits der Ausfall eines Elements zum Gesamtausfall des Systems führt. Da jede Komponente nur die unter (1) indizierten Zustände annehmen kann, ergibt sich die Strukturfunktion von Seriensystemen zu:

$$\Phi(X_1, X_2, \dots, X_n) = \min \{X_1, X_2, \dots, X_n\} = \prod_{i=1}^n X_i. \quad (3)$$

Der Produktoperator  $\prod$  ist der mathematische Ausdruck für ein UND-Gatter mit  $n$  Eingängen im Fehlerbaum. Ein Parallelsystem besteht aus einem Arbeitselement und  $n-1$  Elementen in „heißer Redundanz“. Es wird erst ausfallen, wenn eines seiner Elemente nicht mehr funktionstüchtig ist. Die Strukturfunktion ergibt sich zu:

$$\Phi(X_1, X_2, \dots, X_n) = \max \{X_1, X_2, \dots, X_n\} = \prod_{i=1}^n X_i \equiv 1 - \prod_{i=1}^n (1 - X_i). \quad (4)$$

Der Koproduktoperator  $\prod$  ist der mathematische Ausdruck für ein ODER-Gatter mit  $n$  Eingängen im Fehlerbaum. Aus Gleichung 3 und 4 kann die folgende Beziehung geschlossen werden:

$$\Phi_{\text{Serie}}(X) \leq \Phi(X) \leq \Phi_{\text{Parallel}}(X), \quad (5)$$

$$\prod_{i=1}^n X_i \leq \Phi(X) \leq 1 - \prod_{i=1}^n (1 - X_i). \quad (6)$$

### 3.3 Weibullverteilung

Für eine wahrscheinlichkeitstheoretische Systembeurteilung müssen Kenngrößen wie Alterung, Verfügbarkeit und Überlebenswahrscheinlichkeit eingeführt werden, dessen genaue Herleitung z.B. in [8] beschrieben wird. Folgend werden lediglich einige für diesen Artikel relevante Kenngrößen kurz vorgestellt. Eine der wichtigen Lebensdauerverteilung ist die Weibullverteilung mit der Fehlerrate  $\lambda$ , dem Formfaktor  $\beta$  und der Zeit  $t$ :

$$F(t) = \begin{cases} 0, & t = 0 \\ 1 - e^{-\lambda t^\beta}, & t \geq 0, \lambda > 0, \beta > 0. \end{cases} \quad (7)$$

Für  $\beta = 1$  erhält man die bekannte Exponentialverteilung, d.h. eine über die Zeit konstante Fehlerrate. Durch die Abbildung von drei unterschiedlichen Weibull-Verteilungen ( $\beta < 1, \beta = 1, \beta > 1$ ) lässt sich die bekannte Badewannen-Kurve darstellen.

### 3.4 Mittlere Zeit bis zum Ausfall

Ein Maß für Zuverlässigkeit ist die mittlere Zeit bis zum Fehlerfall (Mean Time To Failure, MTTF). Sie wird in Stunden angegeben und ist der Durchschnitt, der sich aus den Einzelmessungen der Zeit bis zum Ausfall für jedes Teil einer großen Menge von Standardbauteilen ergibt. Die Messung der Zuverlässigkeit als statistische Größe ist schwierig und zeitraubend. Sie ist eine Kombination von bisher gemachten Erfahrungen mit vergleichbaren Bauelementen und relativ kurzfristigen Tests mit großen Stückzahlen der betreffenden Bauelemente. Während die Produkte im Laufe der Zeit ausreifen, sammeln sich über längere Zeiträume die Daten und die Aussagefähigkeit der MTTF-Quote wächst. Sie darf jedoch nicht als Garantie angesehen werden.

Ihr Begriff wird verwendet, wenn von gleichartigen, nicht reparierbaren Teilen (wie Schmelzsicherungen), die unter spezifizierten Bedingungen betrieben werden, die Rede ist. Die Testbedingungen sind wichtig. So reduziert ein Anstieg der Betriebstemperatur oder der Betriebsspannung bei den meisten Bauelementen die MTTF signifikant. In der Praxis wird die MTTF oft auf der Grundlage von Daten berechnet, die über einen Zeitraum erhoben werden, während dem nicht alle Bauelemente ausfallen [8]. In diesem Fall gilt:

$$\text{MTTF} = \frac{\text{Gesamte Betriebszeit für alle Bauelemente}}{\text{Zahl der Ausfälle in diesem Zeitraum}}$$

### 3.5 Mittlere Zeit zwischen Ausfällen

Bei Bauelementen und Systemen die repariert werden können werden die Ausfallquoten oft nicht als MTTF, sondern eher durch die mittlere Zeit zwischen zwei Ausfällen, der sogenannten Mean Time Between Failures (MTBF), ausgedrückt. Diese ist ein Maß für die durchschnittliche Zeit, die ein Bauteil funktioniert, ohne dass es repariert werden muss (auch wenn es möglicherweise routinemäßig gewartet werden muss) [8]. Im Falle der Exponentialverteilung der Bauteilbetriebsdauer, folgt aus dem Kehrwert der MTBF die konstante Fehlerrate  $\lambda$ :

$$\text{MTBF} = \frac{1}{\lambda} \quad (8)$$

Da MTTF und MTBF statistische Größen sind, muss eine große Zahl von Ausfällen registriert werden, um ein zuverlässiges Ergebnis zu erhalten. Es ist nicht praktikabel, ein einzelnes Bauteil über einen sehr langen Zeitraum zu prüfen. Daher ist es üblich, eine große Zahl von Objekten über einen kürzeren Zeitraum zu untersuchen und die Gesamtzahl der Ausfälle während der gesamten Betriebsdauer für alle Objekte zu bestimmen. Diese Methode schließt Ausfälle während der Einbrennphase und der Abnutzungsphase von der Betrachtung aus. Dieser Ausschluss ist für Flugzeugsysteme in der Regel zulässig, da Fehler in der Einbrennphase durch Qualitätssicherung und Tests vermieden werden und Komponenten ausgetauscht werden, bevor signifikante Alterungserscheinungen auftreten.

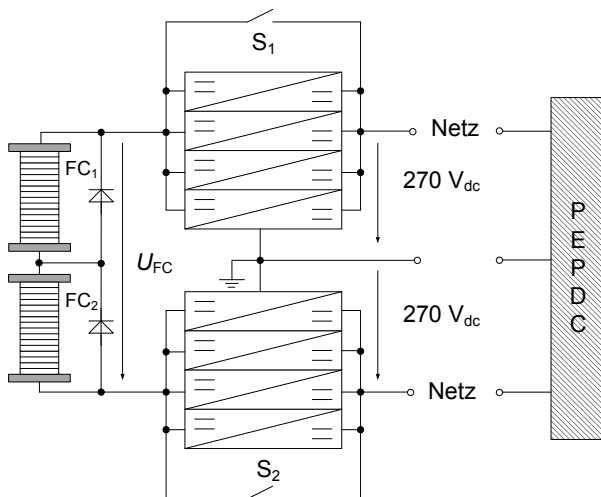
### 3.6 Mindestausrüstungsliste

Die Basis-Mindestausrüstungsliste (engl. Master Minimum Equipment List, MMEL) ist eine speziell auf ein Flugzeugmuster bezogenes Dokument, in dem die Instrumente, Ausrüstungsteile oder Funktionen beschrieben sind, die aufgrund ihrer Redundanz für die Flugtüchtigkeit für eine definierte Zeitdauer eingeschränkt funktionstüchtig sein dürfen, sofern die behördlichen Sicherheitsbestimmungen bzw. Zuverlässigkeitswerte eingehalten werden [9]. Hierfür beschreibt  $t_{max}$  die Zeit in FH, die das Verkehrsflugzeug mit der eingeschränkten Zuverlässigkeit weiter betrieben werden darf, bis es ausgetauscht bzw. das System repariert werden kann. Die Ausfallwahrscheinlichkeit des limitierten Systems muss besser als  $10^{-8} \frac{1}{FH}$  sein, um die MMEL berechnen zu können. Ist die Wahrscheinlichkeit schlechter, muss das betroffene, limitierte System umgehend repariert oder ausgetauscht werden. Eine hohe MMEL Zeit kann wirtschaftlich vorteilhaft sein, da die Airline beispielsweise ihre eigenen oder günstigere Orte anfliegen kann und somit kostspielige Reparaturen und/oder Ersatzflüge verhindert werden. Mit Hilfe der Ausfallwahrscheinlichkeit des limitierten Gesamtsystems  $P_f$  in  $\frac{1}{FH}$  und der Fehlerrate der betrachteten MMEL Komponente  $F_r$  in  $\frac{1}{FH}$  lässt sich die maximale Zeit bis zur Reparatur mit (9) (Beispielhaft für ein katastrophales Risiko  $10^{-9} \frac{1}{FH}$ ) berechnen [10].

$$t_{max} = \frac{1 \cdot 10^{-9} \frac{1}{FH}}{P_f \cdot F_r} \quad (9)$$

### 4 Anforderung an die Architektur

Als elektrische Referenzarchitektur wird eine Tiefsetzsteller-architektur mit integriertem Bypass verwendet, die sich, bezogen auf das Gewicht und die Systemeffizienz bereits in früheren Untersuchungen [12],[13],[14] als vorteilhaft erwiesen hat. Bild 5 zeigt eine Seite der elektrischen Anschlussarchitektur.



**Bild 5:** Eine Seite der elektrischen Anschlussarchitektur (Referenzarchitektur).

Aus Redundanzgründen ist das MFFCS auf zwei Seiten aufgeteilt. Innerhalb dieses Beitrags wird davon ausgegangen, dass die angeschlossenen elektrischen Verbraucher eine symmetrische Belastung für das MFFCS darstellen. Strom und Spannung werden an alle par-

allelen DC/DC Wandlerpfaden sowie am Bypasspfad gemessen. Die ständige Überprüfung dieser physikalischen Größen lässt eine eventuell auftretende Fehlfunktion der einzelnen Schalter sofort erkennen. Durch die hohe Rekonfigurationsmöglichkeit des Systems wird der operative Betrieb des Gesamtsystems aufrecht erhalten. Bei der Betrachtung der Fehlerszenarien muss eine Unterscheidung bezüglich der Mission, in der sich das Flugzeug gerade befindet, vorgenommen werden. Missionen fassen mehrere Flugphasen zusammen. Die Bodenmission wird von der Flugmission abgegrenzt, wobei das Beschleunigen vor dem Start und das Ausrollen bei der Landung ebenfalls zur Flugphase gezählt werden.

**Bodenmission:** Während der Bodenmission versorgen allein die Brennstoffzellen das elektrische Bordnetz mit Energie über den HVDC 1 und HVDC 2 Bus. Das System muss in der Lage sein dem Flugzeugbordnetz 300kW elektrische Leistung mit einer Spannung von  $\pm 270 V_{dc}$  bei schwierigen Umgebungsbedingungen bereitzustellen. Im Bild 1 ist diese Funktion mit Hilfe der elektrischen Verbindung vom MFFCS zum PEPDC dargestellt. Eine wesentliche Aufgabe ist dabei das Anlassen der Haupttriebwerksturbinen. Die Leistungsaufnahme des sogenannten Main Engine Start (MES) wird für ein einziges Haupttriebwerk mit 60kW als Berechnungsgrundlage angenommen. Kann nur eine Turbine gestartet werden, besteht die Möglichkeit mit Hilfe des zugehörigen Haupttriebwerksgenerators alle übrigen Turbinen in Betrieb zu nehmen. Der Verlust der Brennstoffzellenfunktion am Boden ist nicht sicherheitsrelevant. Wenn die benötigte elektrische Leistung z.B. zum Starten der Triebwerke nicht mehr vorhanden ist, bleibt das Flugzeug am Boden stehen, was allerdings sehr schlecht für die Wirtschaftlichkeit (eng. Operational Reliability) ist. Es werden dadurch keine Personen in Gefahr gebracht, noch erhöht sich das Risiko für Personen, in Gefahr zu geraten. Es wird hierfür der Eintritt des „Top Level“ Fehlerzustands „Verlust aller HVDC“ Versorger mit einer Ausfallwahrscheinlichkeit von  $10^{-5}$  bis  $10^{-7}$  je Flugstunde als Zuverlässigkeitsziel zu Grunde gelegt.

**Flugmission:** Erst zur Flugmission übernehmen die Generatoren der Haupttriebwerke die Aufgabe der elektrischen Energieversorgung. In Bild 1 sind die Haupttriebwerke mit ENG 1 und ENG 2, die Generatoren mit GEN 1 bis GEN 4 bezeichnet. Die Leistungsentnahme der Brennstoffzellen wird auf ein Minimum heruntergefahren um lediglich das Tank-Inerting-System betreiben zu können (30kW angenommen). Zeitgleich wird das entstehende Wasser dem Frischwasserkreislauf des Flugzeugs zugeführt. Durch die Kenntnis über die Zuverlässigkeit der Haupttriebwerksgeneratoren, können beim Eintritt des Ereignisses „Ausfall aller Triebwerke (TEFO)“ Aussagen über die Ausfallwahrscheinlichkeit der Brennstoffzellensysteme getätigt werden.

**Emergency:** Tritt ein Fehlerzustand während des Flugs ein, arbeiten die Brennstoffzellensysteme als Redundanz für das Emergency-Netzwerk. Im Bild 1 ist diese Notfallfunktion der multifunktionalen Brennstoffzellensysteme mit Hilfe des Blocks „Emergency“ innerhalb des PEPDC dargestellt. Es werden nur überlebenswichtige Systeme, wie beispielsweise die Avionik sowie Flugaktuatoren mit

Strom versorgt, sodass das Flugzeug weiterhin gesteuert werden kann. Die maximale Leistungsaufnahme wird mit 40kW angenommen. Eine Berechnung der numerischen Ausfallwahrscheinlichkeit ist jedoch nur für den Verlust der Notstromfunktion in Kombination mit Ausfall der normalen Stromversorgung (Triebwerksgeneratoren) notwendig. Hier ist insgesamt eine Eintrittswahrscheinlichkeit von unter  $10^{-9} \frac{1}{FH}$  notwendig, um der Klassifizierung „katastrophal“ zu genügen. Innerhalb dieses Beitrags wird die Annahme getroffen, dass beide Triebwerksgeneratoren bereits eine Ausfallwahrscheinlichkeit von ca.  $10^{-6} \frac{1}{FH}$  besitzen. Daraus resultiert eine maximale Ausfallwahrscheinlichkeit für elektrische Brennstoffzellensystem von  $10^{-3} \frac{1}{FH}$ .

Da bei sicherheitsrelevanten Einschätzungen immer von der höheren Ausfallrate ausgegangen wird, damit das später installierte System in jedem Fall alle Restriktionen einhält, ist  $10^{-5} \frac{1}{FH}$  bis  $10^{-7} \frac{1}{FH}$  der entsprechende Zuverlässigkeitswert. Unwahrscheinlich bis hochgradig unwahrscheinlich ist die entsprechende Fehlerklassifikation, mit dem im Kapitel 5 die Berechnungen durchgeführt werden. Dem übergeordnet darf der Ausfall aller elektrischen Generatoren (GEN 1 bis GEN 4 und Brennstoffzellen) ein höchstens alle 1.000.000.000 Flugstunden auftretendes Fehlerszenario der Klasse katastrophal (extrem unwahrscheinlich) sein. Diesem Anspruch nach einer Ausfallwahrscheinlichkeit des gesamten elektrischen Netzes von  $10^{-9} \frac{1}{FH}$  wird man mit den oben angegebenen Anforderungen mehr als gerecht.

### 5 Ergebnis der Zuverlässigkeitsanalyse

Das Ergebnis der Zuverlässigkeitsanalyse ist in der folgenden Tabelle für alle drei Missionen zusammengefasst. Bereits aus diesen Ergebnissen ist die Notwendigkeit der zwei zuvor beschriebenen redundanten Systemseiten zu erkennen. Unter der Annahme, dass beide Triebwerke mit ihren Generatoren bereits eine Ausfallwahrscheinlichkeit von  $10^{-6} \frac{1}{FH}$  besitzen, wird in (10) die erreichte MTBF für den Ausfall der Notstromversorgung errechnet und mit dem geforderten Wert verglichen. Als Ziel wurde eine Ausfallwahrscheinlichkeit von  $10^{-9} \frac{1}{FH}$  gestellt, um den behördlichen Vorschriften für das Top Level Ereignis „Verlust des Emergency Bordnetz“ gerecht zu werden.

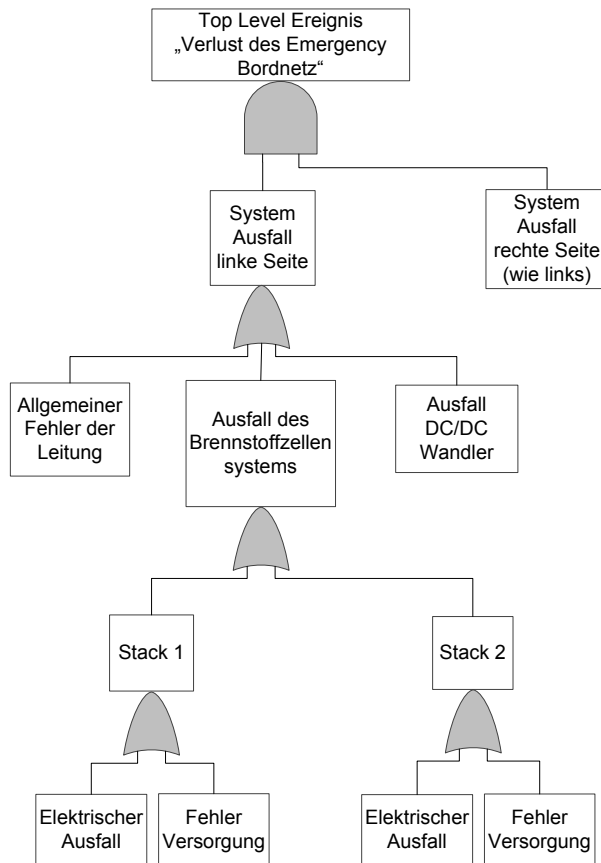
$$MTBF = \frac{1}{\underbrace{4,21 \cdot 10^{-6} \frac{1}{FH}}_{errechnet}} \geq \frac{1}{\underbrace{1 \cdot 10^{-3} \frac{1}{FH}}_{gefordert}} \quad \checkmark \quad (10)$$

In Tabelle 1 sind die berechneten Ergebnisse für die im Kapitel 4 definierten Top Level Ereignisse dargestellt.

**Tabelle 1:** Ergebnisse der Zuverlässigkeitsanalyse des Referenzsystems.

Mission	Ausfallwahrscheinlichkeit (Referenzsystem)
Boden	$4,21 \cdot 10^{-6} \frac{1}{FH} \checkmark$
Flug	$4,21 \cdot 10^{-6} \frac{1}{FH} \checkmark$
Emergency	$4,21 \cdot 10^{-6} \frac{1}{FH}$ (MFFCS) $\checkmark$
Emergency	$4,21 \cdot 10^{-12} \frac{1}{FH}$ (gesamtes System) $\checkmark$

Es ist zu erkennen, dass bereits die elektrische Referenzarchitektur, die im Kapitel 4 beschriebenen geringen Ausfallwahrscheinlichkeiten erfüllt. Zum Erreichen der behördlichen Sicherheitsanforderungen muss allerdings die hier durchgeführte Zuverlässigkeitsanalyse auf Gesamtsystemebene erneut vorgenommen werden, da hier das Augenmerk auf die elektrische Architektur gelegt wird. Bild 6 zeigt den konstruierten Fehlerbaum zur elektrischen Referenzarchitektur aus Bild 5.



**Bild 6:** Fehlerbaum Referenzarchitektur für das Top Level Ereignis „Verlust des Emergency Bordnetz“.

Zur MMEL Bewertung wird der Fehlerfall betrachtet, dass ein einzelner Brennstoffzellenstack ausfällt (1 aus 4). Diese Annahme wird getätigt, obwohl laut EASA [10] die Zuverlässigkeit für das beschriebene Szenario mit  $P_{1aus4} = 2,05 \cdot 10^{-9} \frac{1}{FH}$  sich immer noch oberhalb der geforderten Mindestzuverlässigkeit von  $1 \cdot 10^{-8} \frac{1}{FH}$  befindet und eine Analyse nicht notwendig macht. Aufgrund der in diesem Beitrag getroffenen Annahmen sowie der Tatsache, dass die Differenz zum Mindestwert beim Referenzsystem gering ausfällt, kann diese MMEL Betrachtung wertvolle Erkenntnisse aufzeigen. Durch (11) wird die theoretisch maximale Zeit  $t_{max}$  berechnet, die das System, nach Ausfall eines Stacks weiter betrieben werden darf.

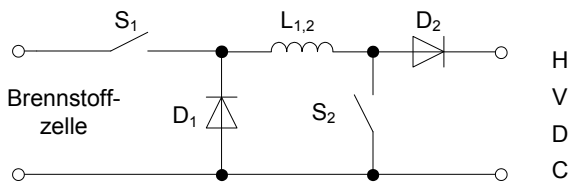
$$t_{max} = \frac{1 \cdot 10^{-9} \frac{1}{FH}}{2,05 \cdot 10^{-9} \frac{1}{FH} \cdot 1 \cdot 10^{-3} \frac{1}{FH}} = 487 FH \quad (11)$$

Das Ergebnis sagt aus, dass das Verkehrsflugzeug nach dem Ausfall eines Brennstoffzellenstacks weitere 487 FH betrieben werden darf, bevor eine Reparatur erfolgen

muss. Dabei beschreibt dieser berechnete Wert nicht die spätere tatsächliche MMEL Zeit des Systems. Diese wird individuell mit den entsprechenden Behörden abgestimmt, wobei das Ergebnis aus (11) als Referenzwert herangezogen werden kann. Um so größer die Zeit bis zur Reparatur desto geringer sind die Standzeiten und dadurch die entstehenden Kosten für die Airline. Außerdem erhöht sich die operationelle Flexibilität. Flüge müssen nicht wegen einem defekten Flugzeug gestrichen werden. Die Airline hat die Vorlaufzeit die anstehenden Reparaturen zu planen und für Ersatz zu sorgen. Ein weiterer Vorteil ist, dass das Flugzeug zur Basis oder Werkstatt zurückgefliegen werden kann, was den Aufwand und die Kosten stark reduziert. Es kann je nach Annahme des Sicherheitsfaktors sinnvoll sein, die Verfügbarkeit des elektrischen Systems durch Optimierung weiter zu erhöhen. Eine solche Möglichkeit wird im Folgenden Kapitel vorgestellt.

**5.1 Optimierung der Architektur**

Um den späteren verantwortlichen Systemingenieuren eine Möglichkeit zu bieten, durch Verbesserung eines Teilbereichs des MFFCSs einen anderen Teil effizienter und gegebenenfalls leichter auszulegen, soll im Folgenden eine optimierte elektrische Architektur vorgestellt werden, die eine reduzierte Ausfallwahrscheinlichkeit im Vergleich zur Referenztopologie besitzen soll. Im Kapitel 5 hat sich durch die Zuverlässigkeitsanalyse gezeigt, dass der kritische Pfad im Fehlerbaum die Ausfallwahrscheinlichkeit der Brennstoffzellenstacks mit ihren lokalen Versorgungssystemen ist. Durch die zu geringe Spannung eines einzelnen Stacks führt ein Stackausfall in der Referenzarchitektur zum Ausfall einer kompletten Seite des MFFCS. Durch eine kleine Modifizierung des DC/DC Wandlers kann hier eine höhere Verfügbarkeit erreicht werden. Dabei bleibt die elektrische Verschaltung aus der Referenzarchitektur bestehen. Lediglich ein Halbleiterschalter  $S_2$  muss zusätzlich in den DC/DC Wandler integriert werden, wie es in Bild 7 dargestellt ist. Dadurch wird die Möglichkeit erreicht, bei Ausfall eines einzelnen Stacks die zu geringe Spannung durch einen Hochsetzsteller auf das geforderte Spannungsniveau von  $\pm 270 V_{dc}$  zu transformieren.

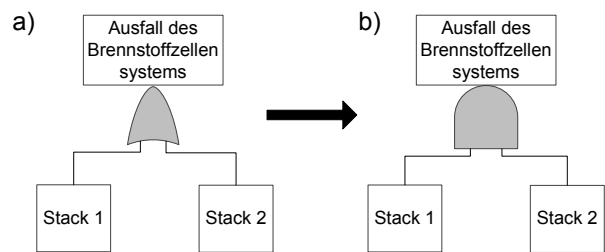


**Bild 7:** Optimierte DC/DC Wandlertopologie als Hoch- und Tiefsetzstellertopologie.

Die für den Hochsetzsteller benötigte Diode  $D_2$  muss bereits in der Referenzarchitektur vorgesehen werden, um einen Rückstrom in die Brennstoffzelle in jeder Betriebsart ausschließen zu können. Durch diese Optimierung kann jetzt, im Falle eines Stackausfalls, der DC/DC Wandler als Hochsetzsteller weiter die benötigte Leistung von 40kW zur Versorgung des Emergency Bordnetzwerk zur Verfügung stellen. Allerdings gilt es zu beachten, dass das Gewicht und die Komplexität des optimierten Tief- und Hochsetzstellers ansteigen. Aufgrund

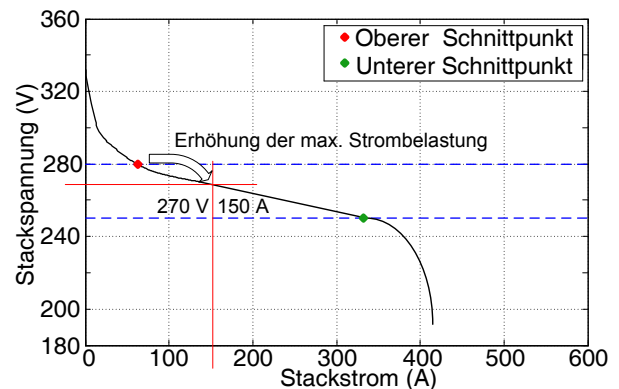
der Komplexität wird innerhalb dieser Arbeit angenommen, dass sich die Ausfallwahrscheinlichkeit für den optimierten DC/DC Wandler verdoppelt. Neben der zusätzlichen Masse des Halbleiters  $m_{Halbleiter}$  müssen ebenfalls die Massen der Ansteuerplatine  $m_{Ansteuerung}$ , der benötigten Kühlkörperfläche  $m_{Kuehlkoerper}$  sowie die Masse der neu zu dimensionierenden Spule  $m_{Kern}$  und  $m_{Draht}$  aufgrund der höheren Stromtragfähigkeit berücksichtigt werden. Bild 9 zeigt die Polarisationskurve mit den HVDC Grenzen bei  $250 V_{dc}$  und  $280 V_{dc}$ . Um die geforderten 40kW für den Emergency-Betrieb zu erreichen wird ein Strom von ca. 150 A benötigt auf den der Hoch- und Tiefsetzsteller ausgelegt werden muss.

Bild 8 zeigt den Einfluss der optimierten Schaltung auf den Teilabschnitt des Fehlerbaums. Ein Ausfall eines Brennstoffzellenstacks einer MFFCS-Seite führt nicht mehr zum Ausfall der kompletten Seite. Beide Systeme können jetzt unabhängig voneinander arbeiten.



**Bild 8:** Auswirkung der Optimierung auf den Fehlerbaum (Teilausschnitt). a) Referenztopologie, b) optimierte Topologie.

Ein weiterer Vorteil dieser Topologie ist neben der erhöhten Verfügbarkeit im Fehlerfall die Tatsache, dass im normalen Flugbetrieb 3 der 4 installierten Brennstoffzellenstacks (beim Referenzsystem 2 von 4) abgeschaltet werden können. Die maximale Leistung eines Stacks im Hochsetzstellerbetrieb von 40kW ist ausreichend, um den benötigten Massenstrom des sauerstoffabgereicherten Kathodenabgases von umgerechnet ca. 30kW zur Inertisierung der Kerosintanks zu gewährleisten.



**Bild 9:** Verwendete Polarisationskurve zur Dimensionierung des DC/DC Wandlers nach [13].

**5.2 Ergebnis der optimierten Architektur**

Durch (12) ist zu erkennen, dass die Ausfallwahrscheinlichkeit  $P_{opt}$  mit  $1,08 \cdot 10^{-8} \frac{1}{FH}$  im Vergleich zum Referenz-

system  $P_{rev}$  um den Faktor von ca. 400 weiter reduziert werden konnte.

$$\frac{P_{rev}}{P_{opt}} = \frac{4,21 \cdot 10^{-6} \frac{1}{FH}}{1,08 \cdot 10^{-8} \frac{1}{FH}} \approx 400 \quad (12)$$

Die berechneten Ausfallwahrscheinlichkeiten für das erweiterte Referenzsystem sind in der Tabelle 2 zusammengefasst.

**Tabelle 2:** Ergebnisse der Zuverlässigkeitsanalyse des erweiterten Systems.

Mission	Ausfallwahrscheinlichkeit (Optimiertes System)
Boden (300 kW)	$1,08 \cdot 10^{-8} \frac{1}{FH} \checkmark$
Boden (150 kW)	$1,04 \cdot 10^{-4} \frac{1}{FH} \checkmark$
Flug	$1,08 \cdot 10^{-8} \frac{1}{FH} \checkmark$
Emergency	$1,08 \cdot 10^{-8} \frac{1}{FH}$ (MFFCS) $\checkmark$

Ebenfalls konnte die maximale Zeit  $t_{max}$  des Szenarios  $P_{1aus4}$  bezüglich der MMEL Analyse deutlich verlängert werden, wie (13) darstellt. Klar ist, dass bei den vorliegenden Ausfallwahrscheinlichkeiten keine MMEL Analyse notwendig ist. Die berechnete maximale Zeit  $t_{max}$  von  $\geq 1.000.000 FH$  zeigt allerdings sehr deutlich den Einfluss der Optimierung. Der Grund liegt in der sehr geringen Wahrscheinlichkeit, dass alle vier Brennstoffzellenstacks zur gleichen Zeit ausfallen, während lediglich ein Stack zur Versorgung des Emergency-Bordnetzes notwendig ist.

$$t_{max} = \frac{1 \cdot 10^{-9} \frac{1}{FH}}{1,15 \cdot 10^{-13} \frac{1}{FH} \cdot 1 \cdot 10^{-3} \frac{1}{FH}} \geq 1.000.000 FH \quad (13)$$

### 5.3 Gewichtszunahme der optimierten Architektur

Es konnte gezeigt werden, dass die Optimierung des DC/DC Wandlers sehr große Vorteile für die elektrische Zuverlässigkeit besitzen kann, auch wenn das Referenzsystem bereits die benötigte Ausfallsicherheit hergibt. Allerdings kann diese Optimierung nur durch Zunahme der Komplexität und der Masse des Systems erfolgen. Durch das in [13] entwickelte Wachstumsgesetz zur Dimensionierung von DC/DC Wandlern konnte eine Gewichtszunahme der optimierten Topologie im Vergleich zum Referenzsystem von ca. 75% ermittelt werden. Unter Berücksichtigung, dass dieser neue Masseanteil lediglich ca. 4,5% am MFFCS Gesamtsystemgewicht ausmacht, relativiert sich die Zunahme. Die betrachteten Systemkomponenten sind:

- Flüssigwasserstofftank
- Brennstoffzellenstack
- DC/DC Wandler
- Wärmeübertrager
- Luftventilatoren
- Rohrleitungssystem
- Kühlwasserpumpen

## 6 Zusammenfassung

Die Bewertung einer Zuverlässigkeitsanalyse ist eine wesentliche Aufgabe bei der Entwicklung von Flugzeug-

systemen. Gerade an die Aufrechterhaltung der Versorgung flugrelevanter Systeme, wie der Avioniksteuerung, werden durch behördliche Vorgaben sehr hohe Zuverlässigkeitsziele an die Entwickler gestellt. Erst nach dem erfolgreichen Nachweis der hohen Zuverlässigkeit dieser Systeme kann später eine Luftfahrtzertifizierung für die Serienproduktion erfolgen. Durch eine mögliche Integration eines MFFCS in moderne Verkehrsflugzeuge und die daraus resultierenden Aufgabenfelder muss bereits in der Entwicklungsphase auf die Einhaltung der behördlich geforderten Zuverlässigkeitswerte geachtet werden. Aus diesem Grund werden innerhalb der vorgestellten Arbeit, die entwickelten elektrischen Architekturen zur Integration eines MFFCS an das PEPDC moderner Verkehrsflugzeuge auf ihrer Zuverlässigkeit bezüglich unterschiedlicher Szenarien hin überprüft. Nachdem die Notwendigkeit einer solchen Analyse sowie die geforderten behördlichen Sicherheitsanforderungen in den ersten beiden Kapiteln beschrieben worden, wird durch eine kurze Einführung der Wahrscheinlichkeitstheorie und der Fehlerbaumanalyse der formale Ablauf einer Zuverlässigkeitsberechnung aufgezeigt. Anschließend werden die Anforderungen an das zu untersuchende System dargestellt. Drei wesentliche Anforderungen soll das MFFCS dabei aus elektrischer Sicht erfüllen. Diese Anforderungen werden in drei Szenarien aufgeteilt. Für jedes Szenario ist ein unterschiedliches Top Level Requirement gestellt, welches durch das System eingehalten werden muss. Es hat sich gezeigt, dass bereits die elektrische Referenztopologie alle behördlich geforderten geringen Ausfallwahrscheinlichkeiten besitzt. Allerdings konnte durch eine Optimierung der DC/DC Wandlertopologie eine wesentliche Erhöhung der Systemzuverlässigkeit erreicht werden. Diese weitere technische Möglichkeit könnte sich bei der Gesamtsystembetrachtung als sinnvoll herausstellen. Der Grund dafür ist, dass innerhalb dieser Arbeit lediglich der elektrische Bereich des MFFCS untersucht wurde. Die behördlich geforderten Ausfallwahrscheinlichkeiten beziehen sich auf das Gesamtsystem des MFFCS. Ebenfalls könnten Vorteile in Bezug der Betriebswirtschaftlichkeit durch Steigerung der MMEL erzielt werden. Die entwickelte Option zur weiteren Steigerung der Zuverlässigkeit könnte deshalb bei der Gesamtbetrachtung vorteilhaft sein, wenn z.B. dafür ein anderes, nicht elektrisches System kleiner, leichter oder auch wesentlich einfacher ausfallen kann. Allerdings bringt die Steigerung der Zuverlässigkeit ebenso eine Zunahme der Komplexität sowie der Masse der optimierten DC/DC Wandlerstruktur bezogen auf das Referenzgewicht.

Die innerhalb dieses Beitrags durchgeführte Zuverlässigkeitsanalyse der entwickelten Architekturen hat aufzeigen können, dass der elektrische Anteil des MFFCS bereits bei der vorgestellten Referenzarchitektur alle geforderten Ziele erfüllt. Durch die Steigerung der Zuverlässigkeit durch das optimierte System konnte eine weitere Möglichkeit für die Gesamtsystemintegration und die daraus erforderliche Zuverlässigkeitsanalyse erreicht werden.

### Danksagung

Diese Arbeit, als Teil des Projekts „Kabinentechnologie und multifunktionale Brennstoffzelle“ wurde unterstützt durch die Airbus Operations GmbH und das Bundes-



ministerium für Bildung und Forschung (Förderkennzeichen: 03CL03A).

#### LITERATUR

- [1] I.MOIR, A.SEABRIDGE, „Aircraft Systems“ 3. Auflage, Seite 227 - 229
- [2] K.HEUCK, K.D.DETTMANN, D.SCHULZ, „Elektrische Energieversorgung“, 8. Auflage, Seite 95 - 98
- [3] I.PURELLKU, A.LÜCKEN, J.BROMBACH, D.SCHULZ, „Optimization of the Energy-Supply-Structure of Modern Aircraft by Using Conventional Power System Technologies“, *CIREC, Frankfurt, 2011*
- [4] K.A.FRIEDRICH, J.KALLO, J.SCHIRMER, G.SCHMITTHALS, S.SENTURIA, „Fuel Cell Systems for Aircraft Application“, *ECS Transactions, 25, 2009, Seite 193 - 202*
- [5] EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY, „Certification Specifications for Large Aeroplanes CS 25“, *EASA CS 25 Agency Measures: Certification Specification, Köln, 2009*
- [6] SOCIETY OF AUTOMOTIVE ENGINEERS, INC., „Certification considerations for highly-integrated or complex aircraft systems“, *Society of Automotive Engineers Aerospace Recommended Practice No. 4754 (SAE ARP 4754) SAE International, Warrendale, 1996*
- [7] D. E. KRITZINGER, „Aircraft System Safety: Military and civil aeronautical applications“, *Woodhead Publishing, Ltd. Verlag, Cambridge, 2006*
- [8] F. BEICHELT, „Zuverlässigkeit- und Instandhaltungstheorie“, *B. G. Teubner Verlag, Stuttgart 1993*
- [9] AMTSBLATT DER EUROPÄISCHEN UNION, „Technische Vorschriften und Verwaltungsverfahren für den gewerblichen Luftverkehr mit Flächenflugzeugen“, *Verordnung (EG) Nr. 859/2008 der Kommission vom 20 August 2008, Seite 4*
- [10] EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY, „Certification Specifications and Guidance Material related to the development of a Master Minimum Equipment List (MMEL)“, *Comment Response Document (CRD), 10 July 2012, Seite 140 - 142*
- [11] SOCIETY OF AUTOMOTIVE ENGINEERS, INC., „Guidelines and methods for conducting the safety assessment process on civil airborne systems and equipment“, *Society of Automotive Engineers Aerospace Recommended Practice No. 4761 (SAE ARP 4761) SAE International, Warrendale, 1996*
- [12] A.LÜCKEN, T.KUT, S.DICKMANN, D.SCHULZ, „Fuel Cell System Optimization using Bypass Converters“, *Accepted for publication in IEEE Transactions on Aerospace and Electronics Systems Journal, Januar 2014*
- [13] A.LÜCKEN, H. LÜDDERS, T.KUT, S.DICKMANN, F. THIELECKE, D.SCHULZ, „Analyse einer neuartigen elektrischen Konverterarchitektur zur Integration von Brennstoffzellen auf Gesamtsystemebene“, *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Berlin, 10 - 12 September 2012*
- [14] A.LÜCKEN, T.KUT, H. LANGKOWSKI, S.DICKMANN, D.SCHULZ, „Concept Analysis of an Electrical Fuel Cell Integration in Modern Aircraft“, *4th International IEEE Conference on Clean Electrical Power (ICCEP), Renewable Energy Resources Impact, Alghero (Italy), 11 - 13 Juni 2013*