

AUSWIRKUNGEN VON REDUNDANZANFORDERUNGEN AUF DEN ENTWURF VON BRENNSTOFFZELLEN-SYSTEMEN IN VERKEHRSFLUGZEUGEN

M. Schorr¹, V. Voth², C. Gentner¹

¹ DLR e.V., Institut für technische Thermodynamik, Hein-Saß-Weg 22, 21129 Hamburg, Germany

² DLR e.V., Insitut für Flugsystemtechnik, Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, Germany

Zusammenfassung

Die weltweiten Bestrebungen zum Erreichen von Klimaneutralität erfordern eine erhebliche Reduktion der Treibhausgasemissionen unter anderem im Luftverkehr, die mit der stetigen Verbesserung konventioneller Technologien nicht zu erreichen ist [1, 2]. Eine derzeit viel diskutierte Lösung sind elektrische Systeme und Antriebe in Kombination mit Brennstoffzellen, die auf Basis von grünem Wasserstoff betrieben werden können [3–5]. Um unterschiedliche Konzepte umfangreich miteinander vergleichen zu können, ist eine Einbindung von Sicherheitsanforderungen bereits im frühen Entwurfsstadium notwendig. Daher werden im Rahmen dieser Arbeit Methoden der Zuverlässigkeits- und Sicherheitsanalyse im Hinblick auf Brennstoffzellensysteme diskutiert und auf dieser Grundlage die Auswirkung von Redundanzanforderungen auf Systemebene untersucht. Dazu wird ein Modell eines luftfahrttauglichen Brennstoffzellensystems erstellt, das für die quasi-stationäre Simulation einer generischen Flugmission genutzt wird. Die Komponenten des zentral-monolithischen Brennstoffzellensystems werden für den Antrieb eines Regionalflugzeugs ausgelegt. Durch die Systemsimulation werden verschiedene Ausfallszenarien analysiert und Mitigationstrategien abgeleitet. Abschließend wird der Ausgangsentwurf für ein generisches Szenario an Redundanzanforderungen verbessert und beide Entwürfe hinsichtlich der Systemeffizienz und des Systemgewichts gegenübergestellt.

Keywords

Brennstoffzelle; PEMFC; Redundanz; Zuverlässigkeit; Systementwurf; All electric aircraft; Zero-Emission

NOMENKLATUR		κ	Isentropenexponent		-
Formelzeichen		Indizes			
\dot{C}	Wärmekapazitätenstrom	W/kgK	compr	Verdichter	
\dot{m}	Massenstrom	kg/s	erf	Erforderlich	
\dot{Q}	Wärmestrom	W/s	fcs	Brennstoffzellenstack	
c_p	Spezifische Wärmekapazität	J/kgK	Ff	Fehlerfall	
n	Anzahl	-	verf	Verfügbar	
n	Drehzahl	1/s	Abkürzungen		
p	Druck	Pa	BoP	Balance-of-plant	
P	Leistung	W	FMEA	Failure mode and effects analysis	
$P_{DCDC,max}$	Maximal übertragbare Leistung des Gleichspannungswandlers	W	HVDC	High voltage direct current	
T	Temperatur	K	NM	Nautische Meile	
u_{cell}	Zellspannung	V	OEI	One engine inoperative	
ϵ	Effektivität	-	ToC	Top-of-climb	
η	Wirkungsgrad	-			

1. EINLEITUNG

Die Reduktion von Treibhausgasemissionen ist ein unausweichlicher Schritt, um die Folgen des Klimawandels abzumildern und einzudämmen. Die kommerzielle Luftfahrt trägt dabei einen Anteil von etwa 3% der weltweiten, klimarelevanten Emissionen [3]. Daher strebt die EU-Kommission mit dem FlightPath 2050 eine Verringerung des CO₂- und NO_x-Ausstoßes um 95% beziehungsweise 90% gegenüber eines typischen Neuflugzeuges aus dem Jahr 2000 an [2]. Diese Transformation kann nur durch den Einsatz innovativer Technologien gelingen [3]. Eine vielversprechende Lösung stellt der Einsatz von Brennstoffzellen dar. Diese können grünen Wasserstoff aus erneuerbaren Energien zu elektrischer Energie wandeln und somit elektrische Bordsysteme und Antriebe versorgen.

Brennstoffzellen in Kombination mit Elektromotoren werden in bodengestützten Anwendungen, beispielsweise im Automobilbereich, bereits erfolgreich eingesetzt, wie das Beispiel des Toyota Mirai zeigt [6]. Im luftgestützten Betrieb hingegen existieren bisher erst wenige Demonstratoren wie die HY4 der H2FLY GmbH oder eine von ZeroAvia auf einen elektrischen Brennstoffzellen-Antrieb umgerüstete Piper M [7, 8]. In der Luftfahrt stellen sich besondere Herausforderungen an den Einsatz von Brennstoffzellen wie geringes Gewicht, veränderliche Umgebungsbedingungen, hoher Leistungsbedarf und die Wärmeabfuhr auf einem niedrigen Temperaturniveau. Dennoch werden Brennstoffzellensysteme als Schlüsseltechnologie angesehen, da sie auf absehbare Zeit höhere Energie- und Leistungsdichten als Batteriespeicher bieten [4, 5, 9]. Brennstoffzellenstacks benötigen zum Betrieb mehrere Hilfskomponenten. Neben der Entwicklung und Optimierung der einzelnen Komponenten hat auch das Design des Gesamtsystems einen Einfluss auf die Performance. Der Entwurfsprozess eines Brennstoffzellensystems ist aufgrund der vielen Freiheitsgrade und der impliziten Abhängigkeiten innerhalb des Systems eine herausfordernde Aufgabe [9, 10].

In der Luftfahrt bestehen besondere Anforderungen bezüglich der Ausfallsicherheit kritischer Systeme [11]. Die einzelnen Subsysteme und Komponenten müssen eine niedrige Ausfallrate aufweisen. Kann diese nicht erreicht werden, ist der Aufbau von Redundanzen erforderlich. Gleichzeitig sollen Flugzeugsysteme effizient und leicht sein, um einen geringen Treibstoffverbrauch zu ermöglichen. Die Anforderungen an die Zuverlässigkeit können in unterschiedlichen Entwurfsstadien berücksichtigt werden, wobei die Betrachtung angefangen von einzelnen Komponenten bis auf Gesamtsystemebene reicht. Je früher die Aspekte der Ausfallsicherheit und deren Auswirkungen auf das System bekannt sind, desto besser können konzeptionelle Entwürfe miteinander verglichen werden.

Nach Kenntnis der Autoren existieren bisher nur wenige Studien, die sich mit der Zuverlässigkeit von Brennstoffzellensystemen im Flugbetrieb beschäftigen und diese auch im Entwurfsprozess berücksichti-

gen. Gerbec et al. [12] haben eine „hazard and operability“(HAZOP)-Studie sowie eine Fehlerbaumanalyse für ein mobiles 7kW-Brennstoffzellensystem durchgeführt. Dafür wurden Ausfallraten für einzelne Systemkomponenten aus verschiedenen Quellen zusammengetragen. Gaspari et al. [13] haben im Rahmen einer Konzeptionierung zur Flugzeugintegration die Ausfallrate des gesamten Brennstoffzellensystems mit $8,43 \cdot 10^{-6} \text{ h}^{-1}$ angegeben. Gleichzeitig merken sie an, dass das Ergebnis mit hoher Unsicherheit behaftet ist, da die Ausfallraten der Komponenten zum Teil auf Grundlage vergleichbarer Bauteile geschätzt werden musste. In [14] untersuchen Kösters et al. den Einfluss von Bauvorschriften in der Luftfahrt auf die spezifische Systemleistung von Brennstoffzellen und schlagen eine neue Betriebsstrategie basierend auf der „Extended Operation“(ETOPS) Zertifizierung vor, um den Aufbau zusätzlicher Redundanz zu vermeiden.

Um den Kenntnisstand in diese Richtung zu erweitern, wird im Rahmen dieser Arbeit untersucht, wie sich die Methoden der Zuverlässigkeit auf den Entwurfsprozess eines Brennstoffzellensystems zur Integration in Verkehrsflugzeugen auswirken. Dazu werden zunächst die zur Verfügung stehenden Methoden erläutert und im Kontext von luftgestützten Brennstoffzellensystemen eingeordnet. Anschließend wird anhand einer Systemdimensionierung und quasi-stationären Simulation analysiert, welche Auswirkungen der Aufbau von Redundanzen auf die Systemperformance hat und welche Strategien vorteilhaft im Sinne des Systemgewichts und des Gesamtwirkungsgrades des Brennstoffzellensystems sind. Die Untersuchung wird exemplarisch für die Bereitstellung der Antriebsleistung eines Regionalflugzeugs durchgeführt. Der Fokus liegt dabei auf der Systemebene.

2. SICHERHEITS- UND ZUVERLÄSSIGKEITSAKTE IN DER LUFTFAHRT

Für Verkehrsflugzeuge, die in Europa gebaut und zugelassen werden, gilt die Bau- und Zulassungsvorschrift „Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes“ (CS-25), die von der European Aviation Safety Agency (EASA) herausgegeben wird [15]. Als exekutives Organ des EU-Parlamentes, das auf Grundlage der EU-Verordnung 592/2002 im Jahr 2002 gegründet wurde, ist die EASA für die Zulassung und Überwachung von Großflugzeugen in der EU zuständig. In der von der EASA erlassenen Vorschrift CS-25 sind alle Mindestanforderungen, die ein neu konstruiertes und noch nicht zugelassenes Flugzeug erfüllen muss, festgelegt. Zur Erreichung einer Musterzulassung muss der Flugzeughersteller alle Anforderungen für das zu zertifizierende Flugzeug erfüllen.

Die Anforderungen an das Sicherheits- und Zuverlässigkeitsniveau aller Flugzeugsysteme ist in Paragraph CS-25.1309 und der dazugehörigen Leitlinie AMC-25.1309 festgelegt worden. In diesem werden u.a. die verschiedenen Sicherheitskonzepte (Fail-Safe-Methode, Safe-Life-Methode, Redundanz-Methode)

dargestellt und Nachweismethoden referenziert.

Für das untersuchte Brennstoffzellensystem sind die benötigten Hilfskomponenten bereits im Vorfeld der Untersuchung definiert worden. Deshalb kann für die Ermittlung der verschiedenen Komponenten-Fehlerfälle die Fehlermöglichkeits- und einflussanalyse (engl.: Failure Modes and Effects Analysis, kurz FMEA) durchgeführt werden. Die FMEA ist eine systematische, induktive „Bottom-Up“- Methode, die die Auswirkungen jedes möglichen Ausfalls auf das Flugzeugsystem und das Flugzeug bewertet [16], [17]. FMEAs enthalten dabei i.d.R. folgende Informationen:

- Identifikation der Komponente, des Signals oder der Funktion
- Ermittlung der verschiedenen Fehlermodi
- Bestimmung der Fehlerauswirkungen
- Ermittlung von ggf. Kompensationsmaßnahmen
- Betrachtung des Fehlers in den verschiedenen Flugphasen, in der der Fehler auftritt
- Schwere der Fehlerauswirkung [17]

Die Auswirkungen der ermittelten Fehlerfälle können sich unterschiedlich schwer auf das Flugzeug, die Passagiere und die Crew auswirken. Bei der Einstufung des Schweregrades kann unter Berücksichtigung der Flugphase, ungünstiger Betriebs- oder Umgebungsbedingungen sowie externer Ereignisse wie z.B. Vogel-schlag oder Blitzschlag zwischen folgenden Schweregraden unterschieden werden:

- 1) Keine Sicherheitsauswirkungen (engl. No safety effect):

Die betrachteten Fehlerzustände haben keine Auswirkungen auf die Sicherheit des Flugzeuges und der durchgeführten Mission. Die Arbeitsbelastung der Besatzung wird durch diesen Fehlerzustand nicht erhöht.

- 2) Geringfügig (engl. Minor):

Die untersuchten Fehlerzustände beeinträchtigen die Sicherheit des Flugzeugs nur minimal. Dies bedeutet, dass die Besatzung zusätzliche Maßnahmen ergreifen muss, die jedoch im Rahmen ihrer Möglichkeiten liegen.

- 3) Schwerwiegend (engl. Major):

Bei solch einem Fehlerzustand wird die Fähigkeit des Flugzeugs bzw. der Besatzung zur Bewältigung widriger Betriebsbedingungen so weit eingeschränkt, dass folgende Auswirkungen eintreten können:

- i. Eine erhebliche Verringerung der Sicherheitsmarge oder der funktionalen Fähigkeit
- ii. Eine erhebliche Zunahme der Arbeitsbelastung der Besatzung
- iii. Unbehagen bis körperliche Beschwerden (einschließlich Verletzungen) bei der Flugzeugbesatzung oder den Passagieren

- 4) Gefährlich (engl. Hazardous):

Durch solch einen Fehlerzustand wird die Fähigkeit des Flugzeugs oder der Besatzung zum sicheren Betrieb des Flugzeuges soweit beeinträchtigt, dass folgende Auswirkungen eintreten können:

- i. Eine starke Verringerung der Sicherheitsmargen oder der funktionalen Fähigkeiten des Flugzeuges
- ii. Eine zu hohe Arbeitsbelastung der Besatzung, was dazu führt, dass die anfallenden Aufgaben nicht genau und/oder vollständig ausgeführt werden können
- iii. Schwere oder tödliche Verletzungen von Passagieren

- 5) Katastrophal (engl. Catastrophic):

Das Auftreten eines derartigen Fehlerzustandes verhindert den sicheren Weiterflug sowie eine sichere Landung und führt zu mehreren Todesfällen oder dem Verlust des Flugzeuges.

Wie wahrscheinlich der Eintritt der verschiedenen Fehlerfälle bei Verkehrsflugzeugen ist, kann über die vier Wahrscheinlichkeitsbereiche der CS-25 angegeben werden:

- 1) Wahrscheinlicher Ausfall (engl. probable), der mit einer akzeptierten Ausfallrate von maximal $1 \cdot 10^{-3}$ pro Flugstunde auftritt
- 2) Unwahrscheinlicher Ausfall (engl. remote), der mit einer Wahrscheinlichkeit von weniger als $1 \cdot 10^{-5}$ pro Flugstunde auftritt
- 3) Sehr unwahrscheinlicher Ausfall (engl. extremely remote), der mit einer Wahrscheinlichkeit von weniger als $1 \cdot 10^{-7}$ pro Flugstunde auftritt
- 4) Extrem unwahrscheinlicher Ausfall (engl. extremely improbable), der mit einer Wahrscheinlichkeit von weniger als $1 \cdot 10^{-9}$ pro Flugstunde auftritt

Die CS-25.1309 legt darüber hinaus fest, welches Risiko als akzeptabel anzusehen ist. Das Risiko berechnet sich über die Multiplikation der Eintrittswahrscheinlichkeit und dem Schweregrad der Auswirkung. Die akzeptable Eintrittswahrscheinlichkeit einer Fehlerbedingung kann in Abhängigkeit von ihrer Auswirkung BILD 1 entnommen werden, wobei zwischen dem Schweregrad und der Eintrittswahrscheinlichkeit des Fehlers eine Umkehrbeziehung vorliegt [18].

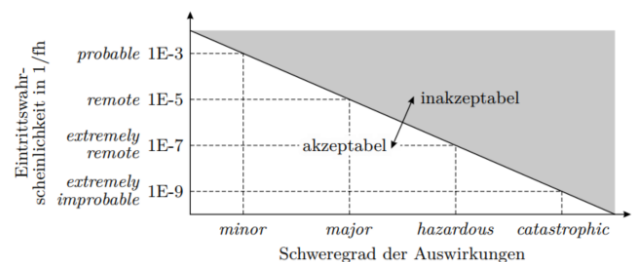


BILD 1. Akzeptable Eintrittswahrscheinlichkeit eines Fehlerfalles nach CS-25.1309 [19]

Um die Eintrittswahrscheinlichkeit zu reduzieren und folglich das Risiko eines Fehlerfalles zu minimieren, können laut der Richtlinie Methoden wie die Fehlererkennung und -überwachung, die Fehlerisolierung, die Neukonfiguration der Systemarchitektur, die Befugnis-Begrenzung und das Eingreifen der Flugbesatzung genutzt werden. Darüber hinaus kann die Ausfallsicherheit von Systemen durch verschiedene Redundanzkonzepte weiter erhöht werden. Bei die-

ser Methode werden einzelne Systemkomponenten, bei denen die Ausfallsicherheit durch eine größere Dimensionierung nicht weiter verbessert werden kann, redundant verbaut. Dies führt dazu, dass die Funktionalität des Systems trotz des Ausfalles einer Systemkomponente nicht beeinträchtigt wird. Dabei muss berücksichtigt werden, dass die Systemkomplexität, der notwendige Bauraum, das Systemgewicht sowie die Betriebskosten steigen können. Typischerweise werden Komponenten mit einem hohen Risiko redundant verbaut. Für die redundante Ausführung von Einzelkomponenten gibt es drei grundsätzliche Umsetzungsformen:

- 1) **Aktive Redundanz:** Alle Elemente werden von Beginn an mit der gleichen Last beaufschlagt. Eine Lastaufteilung ist möglich. Die Ausfallwahrscheinlichkeit aller Elemente steigt mit der Nutzungsdauer.
- 2) **Warme Redundanz:** Redundante Elemente werden mit einer geringen Last beaufschlagt bis ein Element ausfällt und ersetzt werden muss. Es tritt ein geringerer Verschleiß auf als bei der aktiven Redundanz.
- 3) **Kalte Redundanz:** Redundante Elemente sind bis zu einem Ausfall außer Betrieb. Bei solch einem Vorfall kann es zu einem Anlauf- und Übergangsverhalten der „kalten“ Komponente kommen. Schlafende Fehler können auftreten. Eine Lastaufteilung ist nicht möglich.

3. MODELLIERUNG UND SYSTEMSIMULATION

Zur Durchführung der nachfolgenden Untersuchung wird ein Modell des Brennstoffzellensystems benötigt, das es ermöglicht, die Leistungsfähigkeit in einem beliebigen System- und Flugzustand abzubilden. Da die dynamischen Zustandsübergänge im vorliegenden Fall nur eine untergeordnete Rolle spielen, wird eine quasi-stationäre Simulation verwendet. Diese greift auf ein Gesamtmodell zurück, in dem die Modelle der Komponenten nach einem „component-composit“-Ansatz entsprechend der Systemarchitektur verschaltet sind. Während der Simulation werden durch numerische Methoden anhand der Randbedingungen, beispielsweise dem Umgebungsdruck, und der unabhängigen Betriebsgrößen, wie zum Beispiel der Stacktemperatur, die abhängigen Größen des Systems berechnet.

3.1. Modelle der Komponenten

In der Simulation werden dimensionslose und dimensionsbehaftete Modelle verwendet. Letztere zeichnen sich durch ein lastabhängiges und von Betriebsgrenzen eingeschränktes Verhalten aus. Sie werden benötigt um Komponenten im redundanten Aufbau beurteilen zu können. Im Gegensatz dazu sind dimensionslose Modelle frei skalierbar und meist nur durch einen einzelnen konstanten Parameter definiert. Dieses Vorgehen folgt dem von Lüdders et al. [10] vorgeschlagenen Ansatz der sogenannten Verhaltensmodelle und

ermöglicht eine vereinfachte Abbildung des Brennstoffzellensystems. Ein Beispiel für ein dimensionsbehaftetes Modell ist das des für die Kompression der Umgebungsluft eingesetzten Zentrifugalverdichters. Dieser kann im Wesentlichen durch die adiabate, isentrope Verdichtung und den Gesamtwirkungsgrad η_{cm} berechnet werden

$$(1) \quad P_{cm} = \dot{m} \frac{c_p T_{ein}}{\eta_{cm}} \left[\left(\frac{p_{aus}}{p_{ein}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right],$$

wobei sich der Gesamtwirkungsgrad in die als konstant angenommenen mechanischen η_{mech} und elektrischen η_{el} Wirkungsgrade sowie den lastabhängigen isentropen Wirkungsgrad η_{is} aufteilt. Das Lastverhalten des Verdichters wird durch eine analytische Berechnung des Kennfeldes aus Regressionsmodellen bestimmt.

$$(2) \quad \frac{p_{aus}}{p_{ein}} = f_1(\dot{m}, n)$$

$$(3) \quad \eta_{is} = f_2(\dot{m}, n)$$

Im Hinblick auf die Redundanzuntersuchung sind die Grenzen des Betriebsbereichs, gegeben durch minimale und maximale Drehzahl sowie Pump- und Stopfgrenze, relevant. Diese werden ebenfalls durch Regression von Messdaten beschrieben. Beim Betrieb des Verdichters unter variierenden Umgebungsbedingungen finden die reduzierten Kennfeldgrößen unter Berücksichtigung der Mach'schen Ähnlichkeitsbedingungen Anwendung [20]. Zur Auslegung des Brennstoffzellensystems wird ein Set an Verdichtern mit unterschiedlicher Leistungsfähigkeit benötigt. Die entsprechenden Kennfelder werden auf Grundlage der Arbeit von Li et al. [21] erzeugt. Das Gewicht wird mit dem Nenn-Luftmassenstrom auf Basis von Herstellerangaben interpoliert.

Als Beispiel für ein dimensionsloses Modell einer Komponente dient der Wärmetauscher. Dieser kann mithilfe der ϵ -NTU Methode berechnet werden und benötigt als einzigen Parameter die Effektivität ϵ [10]. Diese beschreibt das Verhältnis aus maximal möglicher und tatsächlicher Wärmeübertragung

$$(4) \quad \epsilon = \frac{\dot{Q}}{\dot{Q}_{max}},$$

wobei der übertragene Wärmestrom sich aus der Temperaturdifferenz an Ein- und Ausgang berechnet.

$$(5) \quad \dot{Q} = \dot{m}_i \cdot c_{p,i} \cdot (T_{i,aus} - T_{i,ein})$$

Die theoretisch erreichbare Wärmeübertragung wird über die beiden Eingangstemperaturen bestimmt

$$(6) \quad \dot{Q}_{max} = \dot{C}_{min} \cdot |(T_{2,ein} - T_{1,ein})|$$

und von dem Fluid mit dem kleineren Wärmekapazitätenstrom beschränkt.

$$(7) \quad \dot{C}_{\min} = \min(c_{p,1} \cdot \dot{m}_1, c_{p,2} \cdot \dot{m}_2)$$

In diesem Modell werden beliebig große Wärmemengen mit gleichbleibender Effektivität übertragen.

3.2. Dimensionierung

Zur Auslegung des Brennstoffzellensystems beziehungsweise der Dimensionierung der einzelnen Komponenten wird ein iterativer Algorithmus angewendet, der durch Variation von möglichst wenig Variablen die Systemparameter festlegt. Im Vordergrund steht eine schnelle und eindeutige Dimensionierung, was in einem nicht notwendigerweise energieoptimalen System resultiert. Dies wird in Kauf genommen, da vor allem die Kennzahlen des Systems in Relation zueinander und nicht absolut betrachtet werden.

Bei der Dimensionierung wird zum einen der Betriebspunkt mit der größten erforderlichen Leistung herangezogen. Wie in BILD 4 zu sehen ist, liegt dieser beim Top-of-climb (ToC). Zum anderen wird ein Hauptbetriebspunkt gewählt, in dem der Wirkungsgrad möglichst hoch sein soll. In vorliegenden Fall ist dies der Reiseflug. Im Beispiel des Verdichters erfolgt die Auslegung, indem von allen verfügbaren Kennfeldern das ausgewählt wird, welches den maximal auftretenden Luftmassenstrom noch beinhaltet und bei der Verdichtung im Hauptbetriebspunkt den höchsten isentropen Wirkungsgrad aufweist.

3.3. Systemsimulation

Nach der Festlegung der Systemparameter durch die Dimensionierung kann die Simulation erfolgen. Bei der quasi-stationären Simulation werden die diskreten, zeitlich aufeinander folgenden Betriebspunkte nacheinander berechnet. Dabei muss die durch das Brennstoffzellensystem zur Verfügung gestellte Leistung dem Leistungsbedarf des jeweiligen Missionspunktes entsprechen. Die verfügbare Leistung ist die Differenz der ins Hochspannungs-Gleichstrom (HVDC)-Netz eingespeisten und der von den Balance-of-Plant (BoP)-Komponenten benötigten Leistung.

$$(8) \quad P_{\text{verf}} = P_{\text{HVDC}} - P_{\text{BoP}}$$

Die verfügbare Leistung hängt im verwendeten Modell nur von der Zellspannung ab. Alle anderen Größen sind implizit oder explizit vorgegeben. Daher wird eine numerische Nullstellensuche eingesetzt, um den Betriebspunkt entsprechend der Leistungsvorgabe zu berechnen.

$$(9) \quad 0 = P_{\text{verf}}(u_{\text{cell}}) - P_{\text{erf}}$$

Ist das Brennstoffzellensystem durch einen Fehler degradiert, muss die maximale Leistung, die das System noch abgeben kann, berechnet werden. Diese wird in gleicher Weise durch eine numerische Optimierung berechnet. Die Betriebsgrenzen der Komponenten beschränken dabei die verfügbare Leistung und stellen somit die Nebenbedingungen der Optimierung.

4. REDUNDANZUNTERSUCHUNG

Im nachfolgenden Teil werden die Methoden der Sicherheits- und Zuverlässigkeitsanalysen mit Hilfe der Systemsimulation auf den Entwurf eines Brennstoffzellensystems angewendet. Zu diesem Zweck wird exemplarisch ein Regionalflugzeug in der Größenordnung eines 70-Sitzers mit einer Reichweite von 1000 NM und einer Reisegeschwindigkeit von Mach 0,55 herangezogen. Wie in BILD 2 zu sehen, stellen fünf über je einen Flügel verteilte, elektrische Antriebe den Vorschub sicher. Die Brennstoffzellen liefern in einem zentral-monolithischen Aufbau die elektrische Primärleistung für alle Antriebsmotoren. Die Architektur des Brennstoffzellensystems mit den BoP-Komponenten ist in BILD 3 schematisch dargestellt.

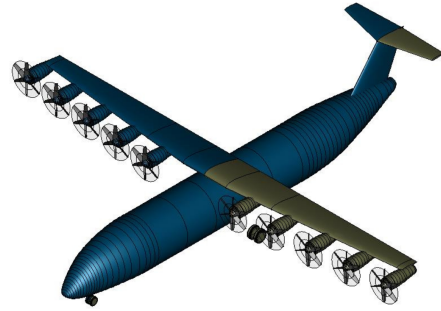


BILD 2. Regionalflugzeug mit verteiltem Antrieb (G. Atanasov, DLR e.V., Institut für Systemarchitekturen in der Luftfahrt)

In der hier durchgeführten Untersuchung wurde das Systemmodell auf die in BILD 3 zu sehenden Komponenten reduziert. Drei Brennstoffzellenstacks bilden zusammen mit einem Gleichspannungswandler einen Strang, mehrere Stränge sind parallel an das HVDC-Netz angeschlossen. Zusätzlich versorgt eine Booster-Batterie die Antriebe beim Start mit elektrischem Strom. Die Luftversorgung wird durch Zentrifugalverdichter, Zwischenkühler und Membranbefeuchter gewährleistet. Zudem ist der Kühlkreis der Stacks mit Kühlmittelpumpen und Wärmeübertragern im Stauluftkanal abgebildet. Wasserstofftank und -versorgung bleiben unberücksichtigt. Zur Vereinfachung der Untersuchung und der hier dargestellten Ergebnisse beschränkt sich die Redundanzuntersuchung auf Brennstoffzellenstacks, Verdichter und Gleichspannungswandler. Diese Komponenten sind durch dimensionsbehaftete Modelle abgebildet, alle anderen durch dimensionslose Modelle.

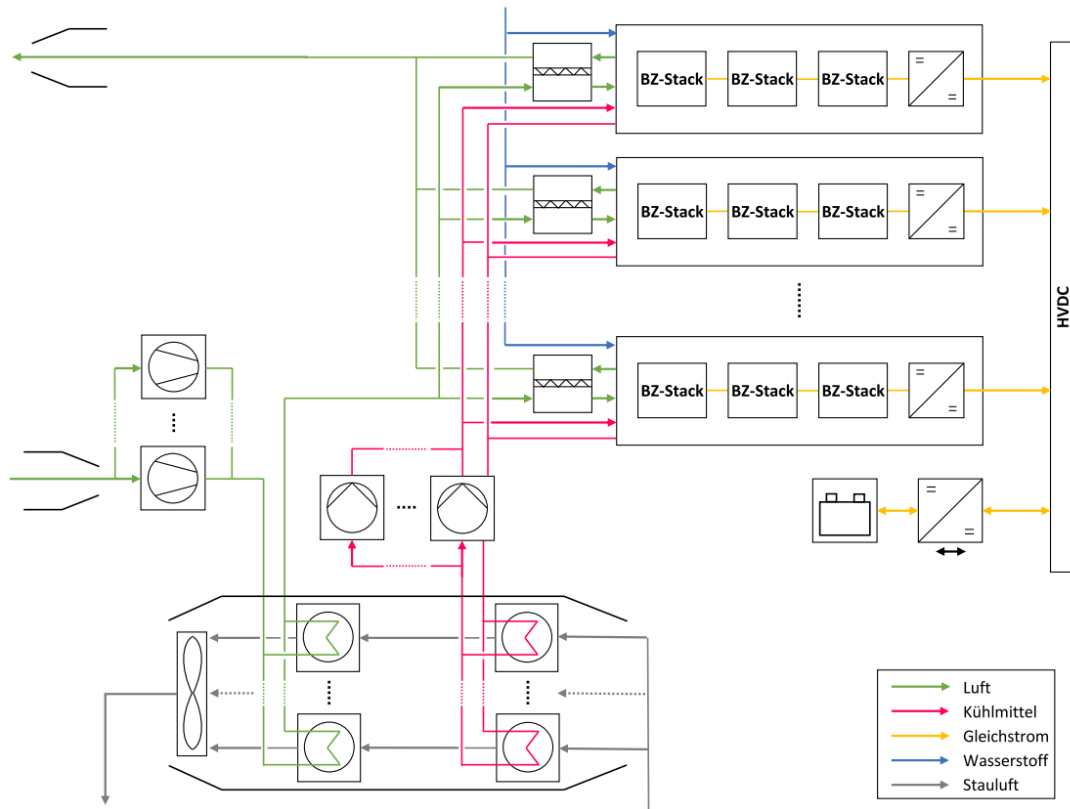


BILD 3. Architektur des Brennstoffzellensystems

Die vorangegangenen Ausführungen machen deutlich, dass das Ermitteln der erforderlichen Maßnahmen zum Erreichen eines akzeptablen Risikos umfangreiche Analysen voraussetzt. Es müssen Informationen auf kleinster Bauteilebene vorliegen und die Auswirkungen von Fehlerfällen auf das gesamte Flugzeug beziehungsweise dessen Flugfähigkeit übertragen werden. Im Rahmen dieser Arbeit werden daher die Untersuchungen auf den Aspekt der Fehlertoleranz durch Redundanzbildung eingegrenzt. Die Ausfallraten der Komponenten bleiben unberücksichtigt und es werden alle Komponenten den Redundanzanforderungen unterworfen, um das System fehlertolerant zu machen. Die Redundanz wird dabei ausschließlich auf der Systemebene betrachtet, eine Redundanz der Bauteile einer einzelnen Komponente wird nicht untersucht. Vorgesehen ist nur die Verwendung der aktiven Redundanz, da davon ausgegangen wird, dass diese vorteilhaft im Hinblick auf das Systemgewicht ist. Zur Durchführung der Untersuchung wird eine generische Flugmission mit dem in BILD 4 dargestellten Leistungsbedarf verwendet. Ein Versagen des Brennstoffzellensystems tritt auf, wenn die erforderliche Leistung in einem beliebigen Punkt von diesem nicht mehr bereitgestellt werden kann. Dieser konservative Ansatz bietet eine zweckdienliche Möglichkeit, ein Versagenskriterium zu definieren und kann gegebenenfalls durch spezifischere Kriterien ersetzt werden.

Im ersten Schritt erfolgt eine Analyse zu welchen Folgen der Ausfall einer bestimmten Komponente im Hinblick auf die Leistungsbereitstellung führt.

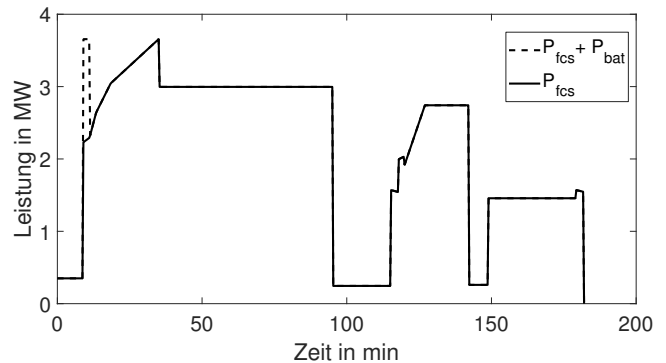


BILD 4. Leistungsbedarf der Flugmission

Dabei wird nur der Totalausfall einer Komponente berücksichtigt. Zu diesem Zweck erfolgt die Systemsimulation im degradierten Zustand. Nachfolgend wird untersucht, wie die Fehlertoleranz erhöht werden kann, sodass die Auswirkungen möglichst gering sind. Das entscheidende Kriterium für ein Flugzeug ist hierbei in erster Linie der Treibstoffverbrauch. Dieser wird zum einen vom Gesamtwirkungsgrad, zum anderen vom Systemgewicht beeinflusst. Daher gibt es eine pareto-optimale Verteilung zwischen den beiden Größen. Zur Beurteilung der energetisch günstigsten Verteilung ist eine Simulation des kompletten Flugzeugs notwendig. Da diese nicht Teil dieser Arbeit ist, kann die Lage eines optimalen Entwurfs nur geschätzt werden.

Zum Aufbau von Redundanzen stehen grundlegend zwei Optionen zur Verfügung. 1) Es werden mehrere

Komponenten der gleichen Leistungsklasse verbaut. 2) Bei einer Anzahl von $n \geq 2$ Komponenten können diese überdimensioniert werden. In jedem Fall muss sichergestellt sein, dass nach einem Ausfall die erforderliche Funktion beziehungsweise Leistung noch gegeben ist. Durch die aktive Redundanz ergeben sich unterschiedliche Aufteilungen des Systemgewichts und des durch Teillastverhalten geprägten Wirkungsgrads im normalen Betrieb. In BILD 5 ist dargestellt, wie mit einer unterschiedlichen Anzahl von Einheiten eine 1-out-of-n:F-Redundanz aufgebaut werden kann. Bei dieser Art der Redundanz kann eines der insgesamt n Elemente ausfallen ohne die Funktion zu beeinträchtigen. Anhand dieses Kriteriums wird der Auslegungsprozess wiederholt, um die Dimensionierung der Komponenten für den redundanten Aufbau zu bestimmen.

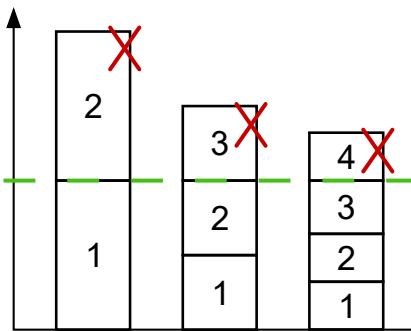


BILD 5. Aufbau von Redundanzen bei Variation von Anzahl und Größe der Komponenten, Strichlinie = minimale Leistungsanforderung

Am Ende der Redundanzuntersuchung soll ein verbesserter Entwurf des Brennstoffzellensystems im Sinne der Ausfallsicherheit erstellt werden. Zum Sicherstellen der Flugtauglichkeit muss der Antrieb dazu in der Lage sein, ausreichend Schubkraft zur Verfügung zu stellen. Der Grenzwert unterscheidet sich je nach Flugzeugtyp und Flugphase. Insbesondere die neuartigen verteilten Antriebe erfordern aufgrund ihrer besseren flugmechanischen Eigenschaften eine Neubewertung der Kriterien und Bauvorschriften im Hinblick auf die üblichen OEI („One engine inoperative“)-Kriterien [22]. Das Hauptkriterium für ein Versagen des Brennstoffzellensystems ist daher, ob dieses die erforderliche elektrische Leistung bereitstellen kann. Zusammen mit der Eintrittswahrscheinlichkeit des Versagens auf Grundlage der Ausfallraten der einzelnen Komponenten ergibt sich die erforderliche Redundanz, sodass sich das System im akzeptablen Bereich von BILD 1 befindet. Die Ermittlung dieser beiden Kriterien, Versagensgrenze und Eintrittswahrscheinlichkeit, gehen über den Umfang dieser Arbeit hinaus. Daher wird ein generischer Fehlerfall angenommen, bei dessen Auftreten das Brennstoffzellensystem durch Redundanz in der Lage sein muss, die erforderliche Leistung in einem beliebigen Missionspunkt bereitzustellen. Für diesen Fehlerfall wird auf Grundlage der Ergebnisse einer vereinfachten FMEA der gleichzeitige Ausfall

von einem Verdichter, vier Brennstoffzellenstacks und zwei Gleichspannungswandlern gewählt.

5. ERGEBNISSE UND DISKUSSION

Der Ausgangsentwurf besteht aus 21 Strängen mit Brennstoffzellenstacks, die jeweils eine Leistung von 61,4 kW bei einer Stromdichte von $0,7 \text{ A cm}^{-2}$ im Nennpunkt aufweisen. Die Gleichspannungswandler können maximal eine elektrische Leistung von je 235 kW auf das 1500 V-HVDC-Netz übertragen. Im Ausgangsentwurf sind zwei parallel arbeitende Verdichter vorgesehen, die jeweils einen Design-Luftmassenstrom \dot{m}_{Design} von $1,66 \text{ kg s}^{-1}$ aufweisen. Die Kennzahlen des Systems sind in TABELLE 3 zusammengefasst.

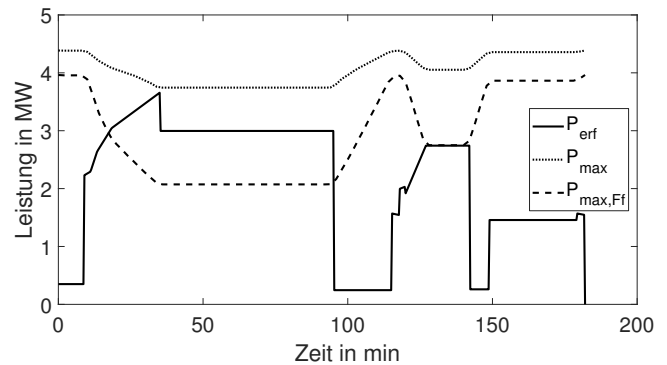


BILD 6. Maximale Systemleistung im Normalfall und nach Ausfall eines Verdichters im Ausgangsentwurf

In BILD 6 ist unter anderem die maximal verfügbare Leistung dargestellt. Wie zu erkennen ist, nimmt diese mit steigender Flughöhe ab. Der Abstand zur erforderlichen Leistung ist beim ToC am geringsten. Die Dimensionierung ist so gewählt, dass die Leistungsanforderungen ohne Reserven erfüllt werden. Ebenfalls zu sehen sind die Ausfallfolgen eines Verdichters. Diese äußern sich in einer Reduktion der Maximalleistung um 9,7% im Bodenbetrieb beziehungsweise 44,6% im Reiseflug. Folglich kann die erforderliche Leistung nicht mehr erbracht werden, insbesondere mit steigender Höhe verschlechtert sich die Situation aufgrund des zunehmenden Druckverhältnisses.

n_{compr}	\dot{m}_{Design} [kg s ⁻¹]	m_{Diff} [kg]	$m_{\text{H2, Mission}}$ [kg]
2	3,342	57,9	442
3	1,658	68,1	420,3
4	1,132	60,3	410,2
5	0,921	75	412
6	0,711	143,5	404,5

TAB 1. Kennzahlen des Brennstoffzellensystems mit redundanter Ausführung des Verdichters

Um dem entgegenzuwirken werden Redundanzen mit einer unterschiedlichen Anzahl an Verdichtern aufgebaut. TABELLE 1 zeigt die redundante Auslegung

für zwei bis sechs parallel betriebene Verdichter. Es wird deutlich, dass zwei Verdichter das kleinste Mehrgewicht in Relation zum Ausgangsentwurf darstellen, während die Konfiguration mit sechs Verdichtern den günstigsten Wirkungsgrad beziehungsweise H_2 -Verbrauch aufweist. Wie bereits erwähnt muss zur optimalen Auswahl ein iterativer Prozess mit dem gesamten Flugzeugentwurf stattfinden. BILD 7 zeigt die maximale Leistung der verschiedenen 1-out-of-n:F-Konfigurationen bei einem simultanen Ausfall von zwei Verdichtern. Wie zu erwarten, erhöht sich mit steigender Anzahl an Verdichtern die verbleibende Leistung im Fehlerfall. Ab fünf Einheiten ist der Unterschied so gering, dass sich die Linien des Leistungsverlaufs annähernd überlagern.

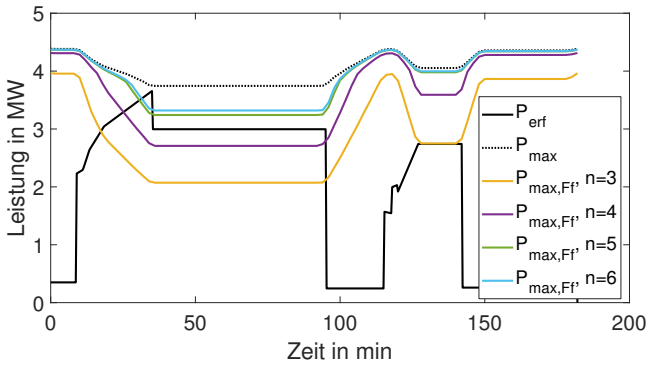


BILD 7. Benötigte und maximale Systemleistung nach Ausfall von zwei Verdichtern im redundanten Aufbau

Die Gleichspannungswandler und Brennstoffzellenstacks werden nach dem gleichen Schema redundant ausgelegt. Im Ausgangsentwurf ist der Ausfall eines Gleichspannungswandlers gleichbedeutend mit dem Ausfall eines ganzen Stranges, wie aus BILD 3 deutlich wird. Der Leistungsverlust beträgt im Reiseflug 3,7%. Neben dem Ansatz, der schon bei den Verdichtern eingesetzt wurde, besteht hier die Möglichkeit die Leistungsreserven der Brennstoffzellenstacks auszunutzen, um Redundanz zu ermöglichen. Brennstoffzellenstacks werden in der Regel für den Betrieb unterhalb des Leistungsmaximum ausgelegt, um den Wirkungsgrad und die Lebensdauer zu erhöhen [23, 24]. Diese Leistungsreserven bieten einen interessanten Ansatz, um Ausfälle zu kompensieren. Dazu müssen die Gleichspannungswandler so ausgelegt werden, dass sie die erhöhte elektrische Leistung ins HVDC-Netz einspeisen können. TABELLE 2 zeigt die Kennzahlen für diesen Ansatz und den redundanten Aufbau mit zwei beziehungsweise drei Wandlern je Strang. Es zeigt sich, dass mit der einfachen Ausführung Gewicht eingespart werden kann. Nachteilig ist, dass so nur eine begrenzte Anzahl an simultanen Ausfällen, in diesem Fall drei, kompensiert werden kann.

Das Zurückgreifen auf die Leistungsreserve bietet sich in gleicher Weise auch bei dem Ausfall von Brennstoffzellenstacks an. Unter der Voraussetzung, dass diese

n_{DCDC}/Strang	1	2	3
Δm_{System} [kg]	41,4	276,5	203,8
$P_{DCDC,\text{max}}$ [kW]	266	235	235
$\Delta \eta_{\text{ges,Cruise}}$ [%]	+0,03	+0,36	+0,45

TAB 2. Kennzahlen des Brennstoffzellensystems mit redundanter Ausführung des Gleichspannungswandlers

im Fehlerfall elektrisch überbrückt werden können, reduziert sich die Leistung je Stack um etwa 1,5%. Ein Unterschreiten der erforderlichen Leistung ist bei vier ausgefallenen Stacks gegeben. Soll die Redundanz durch das Hinzufügen weiterer Stränge aufgebaut werden, ergibt sich ein Mehrgewicht von 107,1 kg je Strang. Durch den günstigeren Betriebspunkt sinkt der H_2 -Verbrauch der Mission um 2 kg.

	Ausgangsentwurf	Verbesserter Entwurf
$n_{\text{BZ-Stack}}$	63	63
n_{compr}	2	4
\dot{m}_{Design} [kg s^{-1}]	1,66	1,13
$P_{DCDC,\text{max}}$ [kW]	235	272
m_{System} [kg]	2399	2509
$\eta_{\text{ges,Cruise}}$ [%]	48,5	46
$m_{H_2,\text{Mission}}$ [kg]	388,6	410

TAB 3. Kennzahlen des Ausgangsentwurfs und des im Sinne der Fehlertoleranz verbesserten Entwurfs

Nach der Betrachtung der einzelnen Komponenten wird der Ausgangsentwurf auf den im vorherigen Abschnitt beschriebenen, generischen Fehlerfall hin durch die entsprechende Redundanz im Sinne der Zuverlässigkeit verbessert. In TABELLE 3 sind die Ergebnisse zusammengefasst. Es wird ein Aufbau gewählt, der eine Balance zwischen Wirkungsgradverlust und Gewichtszuwachs darstellt. Insbesondere wurde der Ausfall von BZ-Stacks und Gleichspannungswandlern ausschließlich durch die beschriebenen Leistungsreserven kompensiert. Die Leistungsverläufe in BILD 8 zeigen, wie sich die Maximalleistung im verbesserten Entwurf erhöht und dadurch die erforderliche Leistung im Fehlerfall exakt erbracht werden kann. Die Leistungsreserve im ToC beträgt 772 kW. Zugleich wird ersichtlich, dass sich die Hilfsleistung im fehlerfreien Betrieb im Gegensatz zum Ausgangsentwurf erhöht. Der Mehrverbrauch an Wasserstoff während der Mission beträgt dadurch 21,4 kg (5,5%), der Gewichtszuwachs ist mit 4,6% des ursprünglichen Gewichts moderat.

6. SCHLUSSFOLGERUNG

In dieser Arbeit wurden Zuverlässigkeitsmethoden auf den Entwurf von Brennstoffzellensystemen zur Flugzeugintegration angewandt. Im Fokus stand eine Ana-

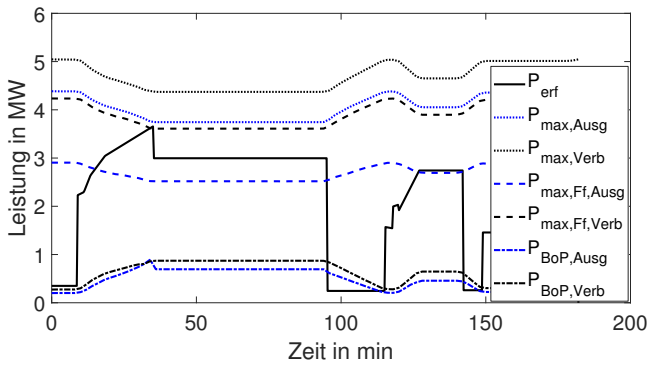


BILD 8. Gegenüberstellung der Entwürfe anhand der Leistungsverläufe im Normalbetrieb und Fehlerfall

lyse der Strategien zum Aufbau von Redundanzen und die Evaluierung der Auswirkungen auf den Systementwurf anhand quasi-stationärer Simulationen eines reduzierten Systemmodells. Die Ergebnisse zeigen, dass

- durch den Einsatz der neuartigen elektrischen Antriebe in Kombination mit Brennstoffzellen die Sicherheits- und Zuverlässigkeitsprozesse angepasst werden müssen
- die Berücksichtigung von Zuverlässigkeitsaspekten im frühen Entwurfsstadium eine Herausforderung darstellt. Diese ist jedoch wichtig, um eine vollständige Betrachtung der betreffenden Konzepte zu ermöglichen
- sich Redundanzanforderungen auf das Gewicht und die Effizienz des Brennstoffzellensystems auswirken, wobei im betrachteten Fall eine Änderung von $\Delta m_{\text{System}} = 110 \text{ kg}$ beziehungsweise $\Delta \eta_{\text{ges,Cruise}} = -2,5 \%$ festzustellen ist
- Brennstoffzellensysteme viele Freiheitsgrade zum Aufbau von Redundanz bieten und durch eine geeignete Strategie die negativen Auswirkungen der Redundanzanforderungen reduziert werden können.

Für weiterführende Arbeiten ist eine Definition der Zuverlässigkeitsindizes sowie ein Festlegen der Ausfallraten essentiell, um die tatsächlich benötigte Redundanz zu bestimmen. Ferner wurde im Rahmen dieser Arbeit deutlich, dass ein manuelles Erstellen und Analysieren von Entwürfen mit zunehmender Zahl an betrachteten Komponenten schwierig wird. Wünschenswert wäre ein automatisiertes Generieren von Entwürfen aus gekoppelten physikalischen und stochastischen Modellen, die es ermöglichen sowohl den Systemzustand im Sinne der Funktionserfüllung als auch die Ausfallwahrscheinlichkeit zu beschreiben.

7. DANKSAGUNG

Die Autoren bedanken sich bei allen Personen im DLR, die diese Arbeit durch ihre Expertise und fachliche Diskussionen unterstützt haben. Im Speziellen gilt dieser Dank dem Institut für Systemarchitekturen in der Luftfahrt für die Bereitstellung des Flugzeug-Entwurfs im Rahmen des EXACT-Projektes.

Kontaktadresse:

markus.schorr@dlr.de

Literatur

- [1] Fabian Bergk, Wolfram Knörr, and Udo Lambrecht. Climate Protection in Transport – Need for Action in the Wake of the Paris Climate Agreement.
- [2] Advisory Council for Aviation Research and Innovation in Europe. Flightpath 2050 goals. <https://www.acare4europe.org/sria/flightpath-2050-goals> (Stand: 2020-06-14).
- [3] Thomas Kadyk, René Schenkendorf, Sebastian Hawner, Bekir Yildiz, and Ulrich Römer. Design of Fuel Cell Systems for Aviation: Representative Mission Profiles and Sensitivity Analyses. 7:35. DOI: 10.3389/fenrg.2019.00035.
- [4] Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt. Projekt balis - dlr entwickelt und testet brennstoffzellen im megawatt-bereich für die luftfahrt. https://www.dlr.de/content/de/artikel/news/2021/01/20210121_balis-foerderbescheid.html (Stand: 2022-06-14).
- [5] MTU Aero Engines AG. Integrating hydrogen propulsion into aircraft. <https://aeroreport.de/en/innovation/integrating-hydrogen-propulsion-into-aircraft> (Stand: 2022-06-14).
- [6] Yang Luo, Yinghong Wu, Bo Li, Tiande Mo, Yu Li, Shien-Ping Feng, Jingkui Qu, and Paul K. Chu. Development and application of fuel cells in the automobile industry. 42:103124, 2021. PII: S2352152X21008276. DOI: 10.1016/j.est.2021.103124.
- [7] ZeroAvia. Zeroavia completes world first hydrogen-electric passenger plane flight. <https://www.zeroavia.com/press-release-25-09-2020> (Stand: 2022-06-14).
- [8] Aerospace Technology. Hy4 aircraft. <https://www.aerospace-technology.com/projects/hy4-aircraft/> (Stand: 2022-06-14).
- [9] D. Guida and M. Minutillo. Design methodology for a pem fuel cell power system in a more electrical aircraft. 192:446–456, 2017. apr., DOI: 10.1016/j.apenergy.2016.10.090.
- [10] Hauke Peer Lüdders, Hendrik Strummel, and Frank Thielecke. Model-based development of multifunctional fuel cell systems for more-electric-aircraft. 4(2):151–174, 2013. jun., DOI: 10.1007/s13272-013-0062-3.
- [11] Enrico Zio, Mengfei Fan, Zhiguo Zeng, and Rui Kang. Application of reliability technologies in civil aviation: Lessons learnt and perspectives. 32(1):143–158. DOI: 10.1016/j.cja.2018.05.014.

- [12] Marko Gerbec, Vladimir Jovan, and Janko Petrovčić. Operational and safety analyses of a commercial pemfc system. 33(15):4147–4160, 2008. PII: S0360319908004886. DOI: [10.1016/j.ijhydene.2008.04.063](https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2008.04.063).
- [13] Fabrizio Gaspari, Lorenzo Trainelli, Alberto Rolando, and Igor Perkon. Concept of modular architecture for hybrid electric propulsion of aircraft, 2017. dec,.
- [14] Lennart Kösters and Xin Gao. Safety considerations and time constant determined extended operations for fuel cell-powered aircrafts. 12(4):767–775, 2021. PII: 533. DOI: [10.1007/s13272-021-00533-7](https://doi.org/10.1007/s13272-021-00533-7).
- [15] EASA CS. Certification specifications and acceptable means of compliance for large aeroplanes, 2017.
- [16] SAE International. Guidelines for Development of Civil Aircraft and Systems (ARP4754A), 2010.
- [17] SAE International. Guidelines and Methods for Conducting the Safety Assessment Process on Civil Airborne Systems and Equipment (ARP4761), 1996.
- [18] A Lücken, T Kut, H Rothkranz, S Dickmann, and D Schulz. Zuverlässigkeitsanalyse einer elektrischen Architektur zur Integration multifunktionaler Brennstoffzellen in moderne Verkehrsflugzeuge. Deutsche Gesellschaft für Luft-und Raumfahrt-Lilienthal-Oberth eV, 2013.
- [19] Riko Bornholdt. Systemübergreifende Analyse und Bewertung von Architekturvarianten neuartiger Flugzeugsysteme anhand von Sicherheits-und Betriebsaspekten. Technische Universität Hamburg, 2021.
- [20] Willy J.G. Bräunling. Flugzeugtriebwerke. Springer Berlin Heidelberg. ISBN: 978-3-642-34538-8 978-3-642-34539-5. DOI: [10.1007/978-3-642-34539-5](https://doi.org/10.1007/978-3-642-34539-5).
- [21] Xiaojian Li, Yijia Zhao, Zhengxian Liu, Hua-dong Yao, and Hua Chen. A new method for performance map prediction of automotive turbocharger compressors with both vaneless and vaned diffusers. 235(6):1734–1747. DOI: [10.1177/0954407020971252](https://doi.org/10.1177/0954407020971252).
- [22] Smruti Sahoo, Xin Zhao, and Konstantinos Kyrianiadis. A review of concepts, benefits, and challenges for future electrical propulsion-based aircraft. 7(4):44, 2020. PII: aerospace7040044. DOI: [10.3390/aerospace7040044](https://doi.org/10.3390/aerospace7040044).
- [23] Thomas Kadyk, Christopher Winnefeld, Richard Hanke-Rauschenbach, and Ulrike Krewer. Analysis and design of fuel cell systems for aviation. 11(2):375, 2018. feb, . DOI: [10.3390/en11020375](https://doi.org/10.3390/en11020375).
- [24] S.-Y. Ahn, S.-J. Shin, H.Y. Ha, S.-A. Hong, Y.-C. Lee, T.W. Lim, and I.-H. Oh. Performance and lifetime analysis of the kw-class pemfc stack. Journal of Power Sources, 106(1), 2002. Proceedings of the Seventh Grove Fuel Cell Symposium. DOI: [10.1016/S0378-7753\(01\)01032-1](https://doi.org/10.1016/S0378-7753(01)01032-1).