

METHODIK ZUR AUSLEGUNG UND SIMULATION KOMPLEXER BRENNSTOFFZELLENSYSTEME

E. Vredenborg, H. Lüdders, F. Thielecke
Technische Universität Hamburg-Harburg, Institut für Flugzeug-Systemtechnik
Neßpriell 5, 21129 Hamburg

Zusammenfassung

Für die Integration einer Brennstoffzelle in Verkehrsflugzeuge wird ein multifunktionaler Ansatz verfolgt, d. h. dass die Brennstoffzelle nicht nur der elektrischen Energieversorgung dient, sondern für weitere Aufgaben, wie beispielsweise zur Unterstützung der Wassersysteme oder zur Inertisierung der Treibstofftanks, vorgesehen ist. Durch die Erfüllung dieser vielfältigen Aufgaben entsteht ein komplexes System, welches ohne eine ausgereifte Methodik nur schwer zu entwickeln ist. In diesem Artikel wird eine Methode vorgestellt, mit welcher Systemarchitekturen ausgelegt und bewertet werden können. Die Entwicklungsmethode beinhaltet fünf iterativ zu durchlaufende Phasen, beginnend mit der Betrachtung der Anforderungen auf Gesamtflugzeugebene. Es folgt die Analyse auf Systemebene, in der die zu erfüllenden Funktionen erfasst sowie die dimensionierenden Betriebspunkte festgelegt werden. In der dritten Phase werden die Architekturdefinitionen festgelegt. Dies beinhaltet u.a. eine Vordimensionierung der verwendeten Komponenten. In diesem Artikel wird daraufhin anhand zweier Komponenten - der Brennstoffzelle und eines Flüssig-Luft Wärmeübertragers - detailliert eingegangen. Der Schwerpunkt der vierten Phase, der Architekturvalidierung, liegt auf der Durchführung von Systemsimulationen. Die hierfür benötigten Modelle werden beispielhaft anhand derselben Komponenten vorgestellt. Abschließend ist eine Bewertung des Brennstoffzellensystems auf Gesamtflugzeugebene vorgesehen.

1. EINLEITUNG

Die Verbesserung der Umweltverträglichkeit neuer Flugzeuge spielt bei deren Entwicklungen eine zunehmende Rolle. Die ACARE 2020 Ziele fordern u.a. eine Senkung der NOx-Emissionen um 80% sowie eine Reduktion des Treibstoffs und der Lärmemission um 50%. Zur Einhaltung dieser Vorgaben wird im Rahmen des Hamburger Spitzenclusters „Neues Fliegen“ die Integration der Brennstoffzelle in Verkehrsflugzeuge untersucht. Diese Technologie kann, insbesondere im Bodenbetrieb, die Umweltbelastung signifikant reduzieren.

2. SYSTEMÜBERBLICK

Voruntersuchungen haben gezeigt, dass zum jetzigen Entwicklungsstand von Brennstoffzellen ein alleiniger Betrieb zur elektrischen Energieversorgung auf Flugzeugebene aus Gewichtsgründen ökonomisch nicht vorteilhaft ist. Aus diesem Grund wird eine multifunktionale Integration angestrebt. So soll die elektrische Energie der Brennstoffzellen nicht nur für die Bodenversorgung verwendet werden, sondern auch für die Versorgung während des Normalflugbetriebes und im Notfall. Zudem sollen die Reaktionsprodukte der Brennstoffzellen weiter verwendet werden. Das durch die Brennstoffzelle produzierte Wasser kann für die Bordversorgung genutzt werden und die Abluft kann - mit dem reduzierten Anteil Sauerstoff - in die Tanks zur Inertisierung geleitet werden, um so die Explosivität der Tanks signifikant zu reduzieren.

Wie BILD 1 zeigt, ist das Brennstoffzellensystem somit ein hochintegriertes System, welches über Schnittstellen zur Klimaanlage, zur Kühlung und zum elektrischen Bordnetz verfügt. Diese angrenzenden Systeme müssen bei der Auslegung und Bewertung miteinbezogen werden.

3. VORSTELLUNG DER METHODIK

Die Auslegung und Dimensionierung einer Brennstoffzellensystem-Architektur stellt eine große Herausforderung dar. Der Grund liegt einerseits in der Komplexität des Systems, andererseits in der hohen Verflochtenheit in der Flugzeugarchitektur. Hinzu kommen die unterschiedlichen Anforderungen und Betriebsmodi, die das System erfüllen soll. Die in diesem Abschnitt dargestellte Methodik stellt eine Möglichkeit dar, ausgehend von den Anforderungen auf Gesamtflugzeugebene, eine detaillierte Systemarchitektur für das multifunktionale Brennstoffzellensystem zu entwickeln.

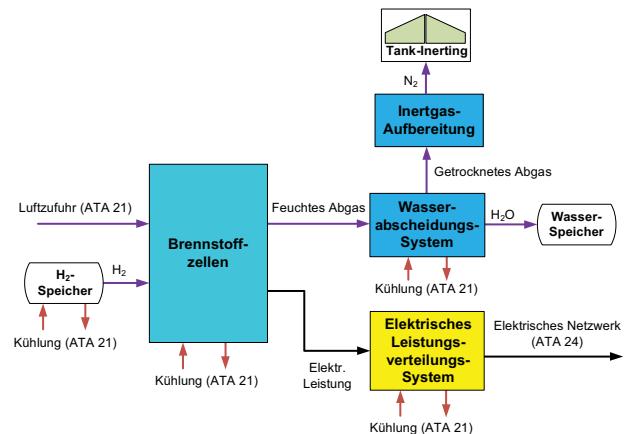


BILD 1. Schematische Darstellung des Brennstoffzellensystems

In [1] und [2] sind Methodiken beschrieben wie ATA-Kapitel übergreifend eine Optimierung der System-

architektur auf Flugzeugebene erreicht werden kann. Diese Methodiken basieren auf teilweise sehr einfachen Beschreibungen und Annahmen für die Systeme, welche gerade bei komplexen Systemen mit vielen Interaktionspunkten jedoch maximal nur eine grobe Abschätzung liefern können.

Die in diesem Abschnitt beschriebene Methodik knüpft am Ende der Vorentwurfsphase einer Flugzeugentwicklung an, wie sie in [2] beschrieben ist. Ausgehend von Anforderungen auf Flugzeugebene sollen mithilfe von Bilanzgleichungen und anschließenden Systemsimulationen detaillierte Aussagen über die Kosten und den Nutzen der Anforderungen gegeben werden, um so die Möglichkeit zu geben, eine frühzeitige Bewertung der Technologie mit einem hohen Genauigkeitsgrad zu erreichen. In diesem Rahmen soll auch die Möglichkeit gegeben werden, neuartige Systeme und Architekturtrends zu bewerten und miteinander zu vergleichen. In BILD 2 ist das allgemeine Vorgehen dargestellt, welches im Folgenden näher erläutert wird.

Ausgangspunkt für die Entwicklung einer Systemarchitektur für ein Brennstoffzellensystem stellt die Analyse der Anforderungen auf Gesamtflugzeugebene dar. In diesen Anforderungen wird definiert, welche Funktionen das System auf Flugzeugebene zu erfüllen hat. Für ein Brennstoffzellensystem können hier die Funktionen für den Normalbetrieb und für den Notfallbetrieb unterschieden werden. Ebenfalls wird auf dieser Ebene festgelegt, in welchen Umgebungsbedingungen das System zu operieren hat. Dies umfasst die Beschreibung der erreichbaren Temperatur- und Druckniveaus sowie zusätzlicher Parameter wie beispielsweise dem Feuchtegehalt der Luft. Zur Bewertung der Systeme ist die Festlegung typischer Flugszenarien und der Flugzeugparameter, wie z. B. der vorgesehenen Passagieranzahl und der Größe des Flugzeugs, notwendig. Mithilfe der Umgebungsbedingungen und der Flugzeugdaten ist es möglich, das Verhalten der Systeme in den Betriebsgrenzen zu untersuchen. Weitere wichtige Anforderungen richten sich an die Sicherheit und die Zuverlässigkeit der Systeme.

In der zweiten Phase wird von den Anforderungen auf Gesamtflugzeugebene der dimensionierende Betriebspunkt für das System ermittelt. Dieser hängt im Wesentlichen von den Leistungsanforderungen, die bei einer gegebenen Sicherheit des Systems bereitgestellt werden müssen. Zusätzlich müssen die Umgebungsbedingungen berücksichtigt werden, wenn das System Schnittstellen zur Umgebung besitzt. Dieses ist bei der Brennstoffzelle durch eine benötigte Kühlung immer gegeben. Ein weiterer wichtiger Punkt liegt darin, die Systemfunktionen zu ermitteln, die das System besitzen muss, um einerseits die Funktionen auf Gesamtflugzeugebene zu erfüllen und um andererseits einen ordnungsgemäßen und sicheren Betrieb zu ermöglichen. Die Ermittlung dieser Funktionen setzt Systemwissen voraus, welches teilweise iterativ erarbeitet werden muss, da erst beim Aufstellen von möglichen Systemarchitekturen deutlich wird, dass benötigte Funktionen noch nicht berücksichtigt wurden. Es ist in diesem Stadium jedoch empfehlenswert, in Funktionen und noch nicht in Komponenten zu denken, um so einen größtmöglichen Lösungsraum für neuartige Konzepte zu schaffen. Die Phasen eins und zwei können mit der Unterstützung von spezieller Software durchlaufen werden. Die Modellierungssprache SysML, welche z.B. durch die kommerzielle Anwendungssoftware Rhapsody

zur Verfügung gestellt wird, ist eine Möglichkeit, eine Arbeitsplattform zu schaffen [2].

Den Systemfunktionen werden in der dritten Phase, der Architekturdefinition, Komponenten zugeordnet. Auf Basis dieser Komponenten wird eine mögliche Systemarchitektur in Form eines Systemschaltbildes ermittelt. Falls sich während dieser Phase zeigt, dass einige Systemfunktionen fehlen, um eine konsistente Architektur aufzubauen, ist dieses an dieser Stelle nachzuholen. Diese Systemarchitektur wird im Folgenden mit Bilanzgleichungen, die auf den Prinzipien der Massenerhaltung, Energieerhaltung, geschätzten Wirkungsgraden und approximierten Massen für die Komponenten beruhen, vordimensioniert. Hierfür werden die in der letzten Phase ermittelten dimensionierenden Betriebspunkte verwendet. Es kann sich an dieser Stelle bereits zeigen, dass die qualitativ entwickelte Systemarchitektur nicht realisierbar ist und aus diesem Grund Modifikationen vorgenommen werden müssen. Ein Beispiel hierfür wäre ein Wärmetauscher, der aufgrund des Wärmestroms, der abgeführt werden soll, mit einer nicht realisierbaren Umgebungs-luftmenge durchströmt werden müsste. Das Ergebnis dieses Iterationsprozesses ist eine vordimensionierte Systemarchitektur.

Die unter SysML zur Verfügung stehenden Werkzeuge ermöglichen es leicht zu überprüfen, ob alle in Phase zwei definierten Systemfunktionen qualitativ abgedeckt sind [2]. Die Vordimensionierung kann komfortabel mit Matlab-Skripten durchgeführt werden, da hierbei leicht auf Visualisierungsmöglichkeiten und vordefinierte Funktionen der Matlab-Umgebung zurückgegriffen werden kann. Prinzipiell kann dieser Schritt auch mit SysML/Rhapsody durchgeführt werden, benötigt allerdings einen erhöhten Programmieraufwand, da auf Hochprogrammiersprachen wie C++ zurückgegriffen werden muss.

In der vierten Phase wird die ermittelte Architektur durch eine Systemsimulation validiert. Für diesen Zweck wird die Modellbibliothek, welche in Abschnitt 5 vorgestellt wird, verwendet. Wie dort erwähnt wird, weisen diese Modelle einen mittleren Komplexitätsgrad auf, um einerseits hinreichend genaue Ergebnisse liefern zu können, aber andererseits rechenbar in einer Gesamtsimulation zu bleiben. Die Systemsimulation erfüllt in dieser Phase im Wesentlichen zwei Aufgaben. Sie kann dafür verwendet werden, den Einfluss unsicherer Parameter der einzelnen Komponenten zu untersuchen und dadurch Komponenten ermitteln, die in Detailanalysen mit Einzelsimulationen genauer betrachtet werden müssen. Die hierdurch ermittelten Erkenntnisse werden wiederum in der Gesamt-systemsimulation verwendet, um eine gesteigerte Exaktheit zu erreichen. Eine weitere Aufgabe dieser Simulation ist es, eine genaue Dimensionierung der Architektur vorzunehmen. Eventuelle Architekturvariationen, die sich aus der Dimensionierung ergeben, führen zu einer Iterations-schleife mit Phase drei.

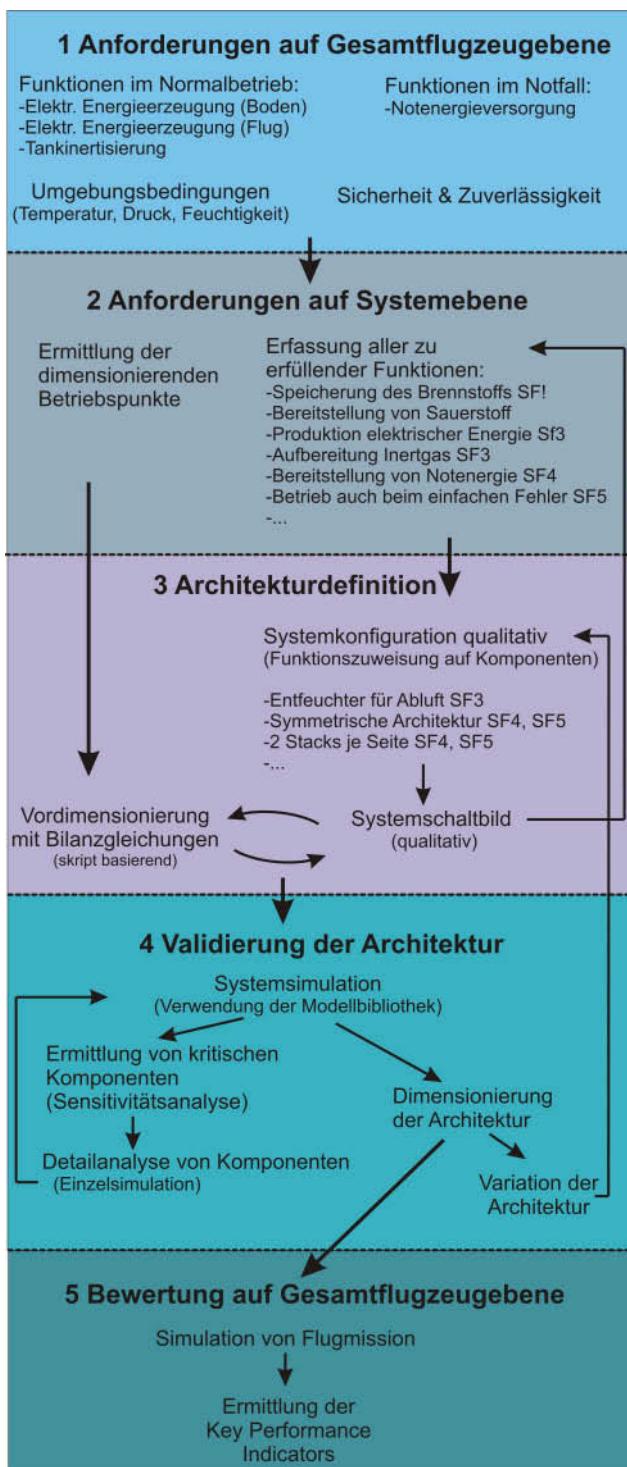


BILD 2. Methodik zur Systementwicklung und -bewertung

Das Ergebnis aus Phase vier, eine dimensionierte Architektur mit entsprechender Systemsimulation, wird in der fünften Phase zur Bewertung der Architektur auf Gesamtflugzeugebene verwendet. Hierfür wird die Systemsimulation in ein Umfeld eingebettet, das es ermöglicht, das Systemverhalten während einer Flugmission zu simulieren und so zu bewerten. Auf diesem Weg können die so genannten Key Performance Indicators (KPIs) für das System ermittelt werden.

Die Phasen vier und fünf sollten in einer geeigneten

Simulationsumgebung wie Matlab/Simulink oder Modelica durchgeführt werden, in denen auf leistungsfähige Gleichungslöser zurückgegriffen werden kann.

4. VORDIMENSIONIERUNG AUSGEWÄHLTER KOMPONENTEN

Ein Element im dritten Entwicklungsschritt ist die Vordimensionierung der Komponenten anhand von Bilanzgleichungen. Die hierfür erstellten Modelle bilden die wesentlichen physikalischen Effekte ab. Als Ergebnis bringt die Berechnung die Größen Gewicht und Energiebedarf bzw. -erzeugung hervor und, je nach Modell, noch weitere Resultate wie Massenströme, Druckverluste oder Baugrößen.

Im Folgenden wird auf das Vorgehen bei der Vordimensionierung der Brennstoffzelle und der Wärmeübertrager eingegangen. Es werden die grundlegenden Funktionsweisen, die mathematische Beschreibung der Komponenten und das Vorgehen bei der Vordimensionierung vorgestellt.

4.1. Brennstoffzelle

Es gibt verschiedene Typen von Brennstoffzellen, die sich im Wesentlichen durch unterschiedliche Membranmaterialien unterscheiden. Die Wahl des Membranmaterials hat einen entscheidenden Einfluss auf die Operationstemperatur und das dynamische Verhalten von Brennstoffzellen. Im Rahmen dieses Projektes haben sich besonders die Polymerelektrolyt-Membran-Brennstoffzellen (PEM-BZ) als geeignet erwiesen [5].

Eine Polymerelektrolyt-Membran-Brennstoffzelle (PEM-BZ) erzeugt mit reinem Wasserstoff und Luftsauerstoff elektrische Energie. In BILD 3 ist der schematische Aufbau einer solchen Zelle gezeigt.

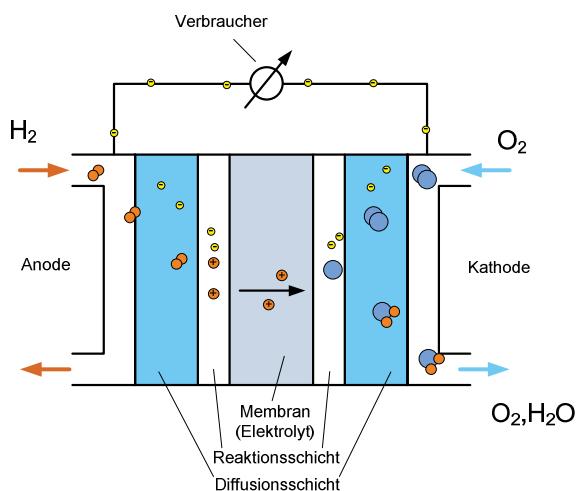


BILD 3. Schematischer Aufbau einer PEM- Brennstoffzelle [4]

Über die Anode werden die Wasserstoffmoleküle zugefügt, die durch die Diffusionsschicht zur Reaktionsschicht geleitet werden. Die Wasserstoffmoleküle spalten sich in Protonen und Elektronen auf. Die zwischen der Anoden- und Kathodenseite angeordnete Membran lässt

die Protonen durch, die Elektronen fließen über einen äußeren Stromkreis zur Kathode und können als elektrische Energie genutzt werden. Auf der Kathodenseite reagiert der zugeführte Sauerstoff mit den Wasserstoffprotonen und den Elektronen zu Wasser. Das Wasser, der überschüssige Sauerstoff und die restlichen Bestandteile der Luft werden am Kathodenausgang abgelassen.

4.1.1. Bilanzgleichungen der Brennstoffzelle

Die in diesem Abschnitt vorgestellte Beschreibung beschränkt sich nicht ausschließlich auf PEM-Brennstoffzellen, sondern kann auch auf andere Typen von Zellen übertragen werden, wenn diese mit reinem Wasserstoff und Luftsauerstoff betrieben werden. Die folgenden Ausführungen beruhen auf [6].

Der fließende Strom durch eine Brennstoffzelle ergibt sich aus der Anzahl der fließenden Elektronen \dot{n}_{el} und der Faraday-Konstanten F :

$$(1) \quad I_{el} = -\dot{n}_{el} \cdot F.$$

Bei der Reaktion eines Wasserstoffmoleküls fließen zwei Elektronen, entsprechend gilt:

$$(2) \quad I_{el} = -2 \cdot \dot{n}_{H_2} \cdot F.$$

Um auf den benötigten Massenstrom des Brennstoffs zu kommen, wird der Molstrom mit der Molmasse M_{H_2} vom Wasserstoffmolekül multipliziert:

$$(3) \quad \dot{n}_{H_2} = \dot{m}_{H_2} / M_{H_2}.$$

Der benötigte Molstrom der Luft ergibt sich aus dem Anteil Sauerstoff in der Luft (ca. 21 vol%) und dem stöchiometrischen Koeffizienten λ , mit welchem die Zelle betrieben wird:

$$(4) \quad \dot{n}_{Luft} = \lambda \cdot \frac{1}{0,21} \cdot 0,5 \cdot \dot{n}_{H_2}.$$

Entsprechend Gleichung (3) kann der benötigte Luftmassenstrom wie folgt bestimmt werden:

$$(5) \quad \dot{n}_{Luft} = \dot{m}_{Luft} / M_{Luft},$$

mit M_{Luft} , der Molmasse der Luft. Das Spannungsverhalten einer Brennstoffzelle, auch charakteristisches Verhalten genannt, lässt sich mithilfe einer Stromdichte/Spannungskennlinie (U-i-Kennlinie, siehe BILD 4) approximieren. Bei dieser Beschreibung wird die Spannung einer Zelle über die Stromdichte aufgetragen, um so eine Geometrie unabhängige Beschreibung zu erhalten. Die Stromdichte einer Zelle ergibt sich aus dem Quotienten aus Strom und Zellfläche:

$$(6) \quad i_{el} = I_{el} / A_{Zelle}.$$

Da eine Zelle nur eine maximal theoretische Zellspannung von $U_{th} = 1,23$ V erreichen kann, werden mehrere Zellen in Reihe zu einem sog. Brennstoffzellen-Stack geschaltet. Die sogenannte Stackspannung ergibt sich durch die Addition der Einzelspannungen [4]

$$(7) \quad U_{Stack} = U_{BZ} \cdot n_{Zellen},$$

und die Leistung ergibt sich aus der Stackspannung und dem fließenden Strom:

$$(8) \quad P_{Stack} = U_{Stack} \cdot I_{el}.$$

Der benötigte Wasserstoffstrom ergibt sich entsprechend zu:

$$(9) \quad \dot{n}_{H_2,Stack} = n_{Zellen} \cdot \dot{n}_{H_2}.$$

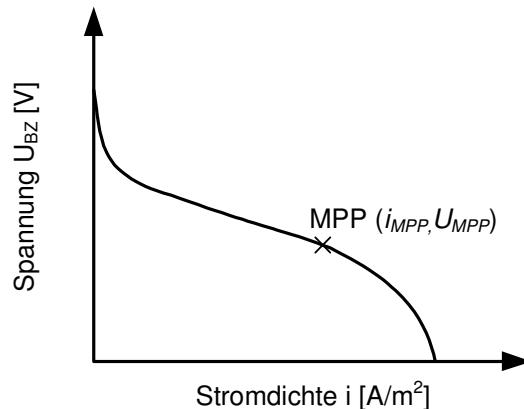


BILD 4. U-i Kennlinie einer Brennstoffzelle

Die produzierte Verlustwärme ergibt sich aus der Energie-Bilanzgleichung der Brennstoffzelle. Die abgegebene elektrische Leistung und die Verlustwärme ist gleich dem Molmassenstrom des Brennstoffs in den Brennstoffzellen-Stack multipliziert mit dem Heizwert des Brennstoffes:

$$(10) \quad \dot{Q}_{Stack} + P = \dot{n}_{H_2,Stack} \cdot H_{um}.$$

Das Gewicht eines Brennstoffzellen-Stacks ergibt sich aus der Zellfläche, der Anzahl der Zellen und den Faktoren K_1 und K_2 zu:

$$(11) \quad m_{Stack} = K_1 \cdot n_{Zellen} \cdot A_{Zelle} + K_2.$$

Die Faktoren K_1 und K_2 werden aus Datenblättern infrage kommender Hersteller ermittelt und variieren somit wie das charakteristische Verhalten in Abhängigkeit der Technologie und des Herstellers.

4.1.2. Vordimensionierung der Brennstoffzellen-Stacks

Die folgende Beschreibung ist schematisch in BILD 5 abgebildet und ist als Matlab-Skript implementiert, welches ausgehend von den Eingangsparametern eine automatische Vordimensionierung durchführt.

Der Brennstoffzellen-Stack wird im ersten Schritt auf minimales Gewicht dimensioniert. Dieses ist genau dann erreicht, wenn bei der maximal geforderten Leistung P_{Dim} jede Brennstoffzelle des Stacks im Punkt maximaler Leistungsdichte (Maximum Power Point, MPP) operiert. Dieser Punkt wird durch die Größen U_{MPP} und i_{MPP} definiert (siehe BILD 4), welche ein größtmögliches Rechteck unter der Kennlinie aufspannen.

Eine weitere wichtige Größe bei der Vordimensionierung ist die minimale gewünschte Ausgangsspannung $U_{Stack,Dim}$ des Stacks. Diese Größe ergibt sich aus der Dimensionierung der nachgeschalteten Leistungs-

elektronik.

Die Anzahl der Zellen lässt sich aus folgendem Zusammenhang herleiten:

$$(12) U_{Stack,Dim} = n_{Zellen} \cdot U_{MPP} .$$

Die benötigte Zellfläche ergibt sich aus folgendem Zusammenhang:

$$(13) P_{Dim} = i_{MPP} \cdot A_{Zelle} \cdot n_{Zellen} \cdot U_{MPP} .$$

Im Folgenden wird überprüft, ob der Wirkungsgrad des Stacks, welcher sich aus (8) und (10) zu

$$(14) \eta_{Stack} = \frac{2FU_{MPP}}{H_{um}}$$

ergibt, oberhalb des minimal akzeptablen Grenzwertes η_{gef} liegt. Falls nicht, muss die Zellspannung entsprechend vergrößert werden, welches jedoch zu einer Erhöhung der Stackmasse führen wird.

Die Masse des Stacks wird nach Gleichung (11) anschließend ermittelt. Zudem werden mit den Gleichungen (3) und (5) die erforderlichen Reaktantenströme bestimmt. Aus Gleichung (2) und (7) ergeben sich die elektrischen Ausgangsgrößen des Stacks. Mithilfe der Gleichung (10) wird der abzuführende Wärmestrom über die Kühlung bestimmt. Der Stoffstrom, welcher kathodenseitig austritt, ergibt sich aus folgender Massenstrom- und Reaktionsgleichung:

$$(15) \dot{m}_{H_2,Stack} + \dot{m}_{Luft,Stack} = \dot{m}_{Luft,Cat} + \dot{m}_{H_2O,Cat}$$

$$H_2 + \lambda \cdot 0,5 \cdot O_2 + \lambda \cdot 0,5 \cdot \frac{0,79}{0,21} N_2$$

$$(16) \rightarrow H_2O + (\lambda - 1) \cdot 0,5 \cdot O_2 + \lambda \cdot 0,5 \cdot \frac{0,79}{0,21} N_2$$

Es wird zudem angenommen, dass das Wasser vollständig in gasförmiger Phase vorliegt und die Temperatur des Abgasstroms der vom Hersteller maximalen Betriebstemperatur entspricht, welches jedoch in der Energiebilanz der Vordimensionierung vernachlässigt wird.

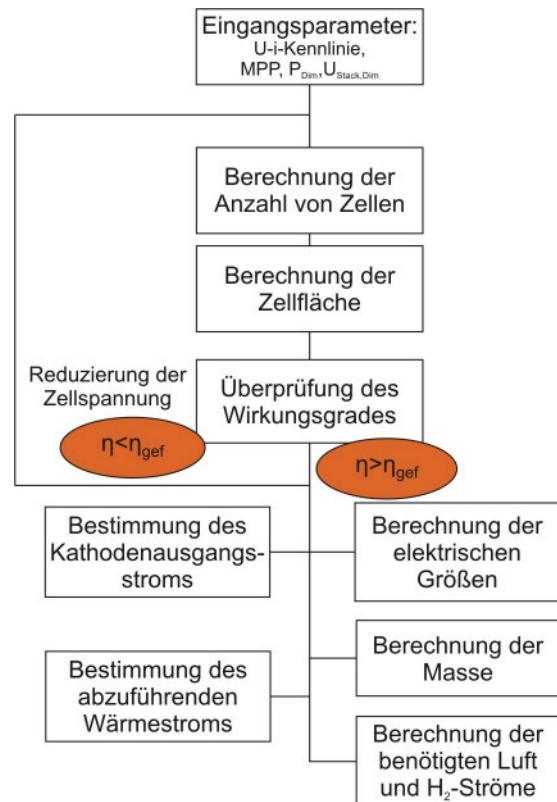


BILD 5. Auslegungsschema für einen Brennstoffzellen-Stack

4.2. Wärmeübertrager

Die Abwärme der Komponenten wird über Wärmeübertrager an die Umgebung abgegeben. Auf einer Seite durchfließt den Wärmeübertrager dabei das Kühlmittel, auf der anderen Seite, durch eine Wand getrennt, durchströmt den Wärmeübertrager die kühlende Umgebungsluft. Über die Wand findet dabei nur ein Wärmestrom statt.

Die Auslegung und Modellierung der Wärmeübertrager erfolgt mithilfe der Effektivität - NTU Methode. An erster Stelle wird der Wärmeübergang ermittelt. Die Masse des Wärmeübertragers wird über die geometrischen Abmessungen berechnet.

Der hier gezeigte Flüssig-Luft-Wärmeübertrager (siehe BILD 6) verfügt auf der Luftseite über einen Rippen-Lamellenwärmeübergang. Auf der Flüssigseite wird das Kühlmittel durch Kanäle geleitet. Zur Dimensionierung müssen die Fluideigenschaften wie Wärmekapazität und Viskosität, die Eingangsgrößen Temperatur, Druck und Massenstrom sowie eine geforderte Effektivität vorgegeben werden.

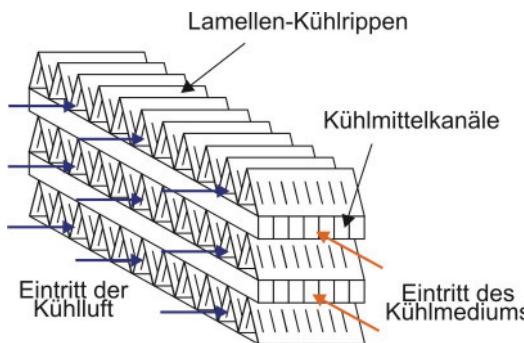


BILD 6. Schema eines Flüssig-Luft Wärmeübertragers

4.2.1. Mathematische Beschreibung der Luftseite

Die Bestimmung des Wärmeübergangs auf der Luftseite erfolgt mithilfe des dimensionslosen Colburn-Faktors. Für diesen ist in [7] die Korrelation

$$(17) \quad j = A \cdot \text{Re}_{L_p}^{-0.49}$$

gegeben. In einem ersten vereinfachten Ansatz kann $A = 0,425$ angenommen werden. Für detailliertere Arbeiten kann die Bestimmung von A über einen geometrischen Ansatz erfolgen, bzw. es muss ein vermessenes Wärmeübertragerkennfeld verwendet werden.

Die benötigte Reynolds-Zahl lautet

$$(18) \quad \text{Re}_{L_p} = \frac{\dot{m}_{\text{air}} L_p}{\rho A_{c1} V},$$

mit L_p , dem Abstand zweier Lamellen auf den Rippen des Wärmeübertragers, als charakteristische Länge und A_{c1} , der durchströmten Querschnittsfläche.

4.2.2. Mathematische Beschreibung der Flüssigseite

Für die Flüssigseite erfolgt die Bestimmung des Colburn-Faktors mithilfe der Nusselt-Zahl. Für eine turbulente Strömung und eine Prandtl-Zahl $1,5 < \text{Pr} < 500$ erfolgt die Berechnung wie folgt:

$$(19) \quad \text{Nu} = 0,012 \left(\text{Re}^{0.87} - 280 \right) \text{Pr}^{0.4} \left(1 + \left(\frac{d_h}{l_{\text{tube}}} \right)^{0.67} \right).$$

Die Prandtl-Zahl ist definiert als das Verhältnis zwischen kinematischer Viskosität und der Temperaturleitfähigkeit des Stoffes. Mit der Reynolds-Zahl, die charakteristische Länge ist der Durchmesser der Kühlmittelkanäle, d_h

$$(20) \quad \text{Re} = \frac{\dot{m} d_h}{\rho A_{c2} V}$$

und der Prandtl-Zahl Pr bestimmt sich der Colburn-Faktor j der Flüssigseite zu

$$(21) \quad j = \frac{\text{Nu}}{\text{Re} \text{Pr}^{-0.67}}.$$

4.2.3. Gesamter Wärmeübertrager

Die Berechnung der Effektivität des gesamten Wärmeübertragers erfolgt über eine Funktion mit den Kennzahlen NTU (Number of transfer units) und C^* .

Die Kennzahl NTU wird zunächst mit

$$(22) \quad \text{NTU}_i = j \cdot \frac{A_{ht}}{A_{ci}} \cdot \text{Pr}^{-0.67}$$

für jede Seite separat berechnet. A_{ht} ist dabei die Wärme übertragende Fläche und A_{ci} die durchströmte Querschnittsfläche der jeweiligen Seite. Die NTU -Kennzahl für den gesamten Wärmeübertrager ergibt sich mit

$$(23) \quad \frac{1}{\text{NTU} \cdot C_{\min}} = \frac{1}{\text{NTU}_1 C_1} + \frac{1}{\text{NTU}_2 C_2}.$$

Dabei sind C_1 und C_2 die Wärmekapazitätsströme $C = \dot{m} \cdot c_p$. C_{\min} ist der kleinere der beiden Wärmekapazitätsströme.

Die Effektivität des gesamten Wärmeübertragers lässt sich für einen beidseitig unvermischten Wärmeübertrager mit

$$(24) \quad \varepsilon = 1 - \exp \frac{\exp(-\text{NTU}^{0.78} \cdot C^* - 1) \cdot \text{NTU}^{0.22}}{C^*}$$

bestimmen, C^* ist das Verhältnis vom kleineren zum größeren Wärmekapazitätsstrom:

$$(25) \quad C^* = \frac{C_{\min}}{C_{\max}}.$$

Der übertragene Wärmestrom lässt sich in Abhängigkeit vom maximal übertragbaren Wärmestrom (ergibt sich aus dem kleineren Wärmekapazitätsstrom und der maximalen Temperaturdifferenz) und der Effektivität bestimmen:

$$(26) \quad \varepsilon = \frac{Q}{Q_{\max}}.$$

4.2.4. Vordimensionierung des Wärmeübertragers

Die Auslegung der Wärmeübertrager erfolgt mithilfe eines Skriptes, dessen schematischer Aufbau in BILD 7 gezeigt wird. Nach der Initialisierung beginnt ein fortlaufender Prozess, in welchem der Wärmeübertrager so lange vergrößert wird, bis die Effektivität ausreicht.

Bei der Initialisierung werden die grundlegenden Geometrien und Stoffwerte vorgegeben. Dazu gehören z. B. die Längen der Lamellen und der Durchmesser der Kühlmittelkanäle sowie die Temperatur und der Massenstrom der Kühlluft. Zudem sind in der Regel die Höhe und die Breite des Wärmeübertragers aufgrund von Bauraumbeschränkungen des Stauluftkanals vorgegeben. Zur Berechnung der Wärmeübergänge ist zusätzlich noch die Vorgabe einer Mindestanzahl von Kühlmittelkanälen notwendig.

Nach der Initialisierung erfolgt eine erste Berechnung der Effektivität anhand der Startwerte. Ist die berechnete Effektivität nicht ausreichend, wird ein zusätzlicher Kanal für das Kühlmittel angebracht und so die Tiefe des gesamten Wärmeübertragers erhöht. Dadurch vergrößert sich die Wärme übertragende Fläche und die Berechnung wird erneut durchgeführt. Dies wird so lange fortgeführt bis die Effektivität ausreicht.

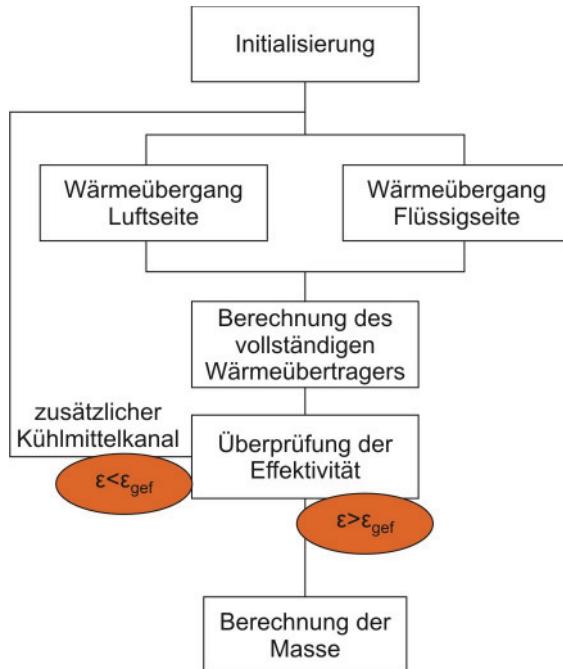


BILD 7. Auslegungsschema für einen Wärmeübertrager

Wurde eine ausreichende Effektivität ermittelt, steht die Geometrie des Wärmeübertragers fest. Dadurch können weitere Parameter wie der Druckabfall über den Strömungskanälen und die Masse bestimmt werden.

5. MODELLBIBLIOTHEK

Nach der Vordimensionierung der Komponenten und des Systems wird die Systemarchitektur mithilfe von Simulationen validiert. Die hierfür benötigten Modelle werden in einer Modellbibliothek zusammengefasst.

Es werden quasistatische Modelle verwendet, d. h. sie geben nicht das dynamische Verhalten der Komponenten wieder, reagieren aber auf veränderte Eingangsparameter. Dadurch können die sich während einer Flugmission stark ändernden Randbedingungen und deren Auswirkungen auf das System untersucht werden.

Zur Untersuchung verschiedener Systemgrößen und -architekturen ist es notwendig, anpassbare Modelle zu erstellen. Bei einer geänderten Auslegung der Komponente muss dies in das Modell eingearbeitet werden. Hierfür eignen sich besonders geometrische Modelle wie sie u. a. für Wärmeübertrager existieren.

Exemplarisch werden in diesem Abschnitt zwei Modelle vorgestellt.

5.1. Brennstoffzellenmodell

Das Brennstoffzellenmodell, welches für die Simulation verwendet wird, besitzt die in BILD 8 dargestellten Stoff- und Energieströme. Die Modellierung basiert auf den in Abschnitt 4.1 vorgestellten Bilanzgleichungen. Die ermittelte Geometrie des Stacks wird aus der Vordimensionierung übernommen. Zusätzlich wird die Energiebilanzierung erweitert, um eine höhere Akkuratheit zu erreichen.

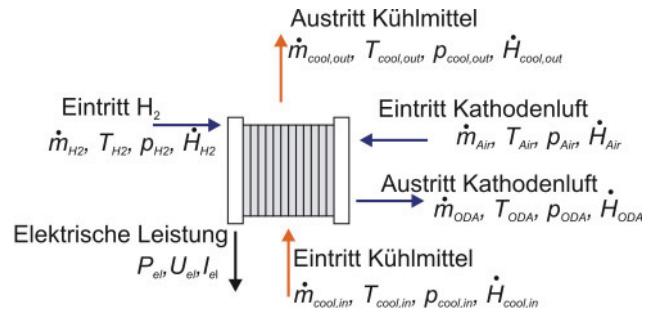


BILD 8. Modellschnittstellen des Brennstoffzellen-Modells

Der elektrische Strom, der durch den Stack fließt, wird aus dem zugefügten Wasserstoffstrom nach Gleichung (2) und Gleichung (3) bestimmt. Das Spannungspotenzial des Stacks wird, wie in Abschnitt 4.1 dargestellt, mithilfe einer U-i-Kennlinie bestimmt. Zusätzlich werden der Druck und die Temperatur innerhalb der Zelle mithilfe der Nernstgleichung berücksichtigt [6].

Mithilfe der folgenden Wärmebilanzgleichung können die Temperaturen der austretenden Medien bestimmt werden:

$$(27) \dot{Q}_{stack} + \dot{H}_{cool,in} + \dot{H}_{H_2} + \dot{H}_{Air} = \dot{H}_{cool,out} + \dot{H}_{ODA} .$$

\dot{Q}_{stack} wird nach Gleichung (10) aus dem unteren Heizwert von Wasserstoff bestimmt. Bei den restlichen Größen handelt es sich um die Enthalpieströme, die mit den Stoffströmen über die Systemgrenzen fließen. Die ein- und austretende Luft wird bei der Enthalpiebetrachtung als feuchte Luft angenommen [11]. Für das Stackmodell wird eine ideale Wärmeübertragung zum Kühlmedium angenommen. Somit gilt:

$$(28) T_{cool,out} = T_{ODA} .$$

Die Druckverluste in der Kathode sowie in den Kühlkanälen werden mit einem quadratischen Ansatz modelliert:

$$(29) \Delta p = \frac{1}{2} \rho v^2 \cdot \zeta .$$

Die Größe ζ ergibt sich aus parametrisierten Angaben des Herstellers.

5.2. Wärmeübertragermodell

Die Modellierung des Wärmeübertragers zur Verwendung in der Systemsimulation basiert auf den in Abschnitt 4.2 eingeführten Gleichungen. Zudem wird die geometrische Auslegung des Wärmeübertragers übernommen. Die Eingangsparameter in das Modell sind diesmal jedoch nicht

die Auslegungspunkte, sondern die in der jeweiligen Situation (Flugphase, Betriebsart) anliegenden Werte. BILD 9 zeigt die relevanten Eintritts- und Austrittswerte eines Wärmeübertragers.

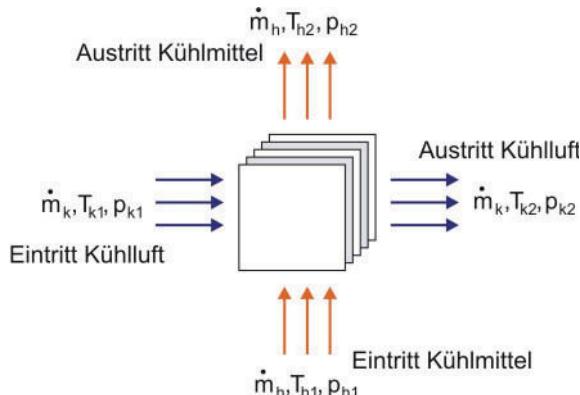


BILD 9. Modellschnittstellen des Wärmeübertragers

Die Beziehung zwischen der Eingangs- und Ausgangstemperatur der Kühlluft lautet:

$$(30) T_{k2} = T_{k1} + \frac{\dot{Q}}{m_k \cdot c_{p,Luft}},$$

dabei ist $c_{p,Luft}$ die spezifische Wärmekapazität der Luft, für die Kühlmitteltemperaturen gelten:

$$(31) T_{h2} = T_{h1} - \frac{\dot{Q}}{m_h \cdot c_{p,KM}},$$

mit $c_{p,KM}$ der spezifischen Wärmekapazität des Kühlmittels.

Der Druckabfall der Fluide über dem Wärmeübertrager wird, wie in Gleichung (29) dargestellt, über einen quadratischen Ansatz bestimmt. Der Widerstandsbeiwert wird aus den in der Literatur bekannten Korrelationen ermittelt [9], [10].

6. AUSBLICK

Im weiteren Verlauf des Projekts ist es das Ziel, die vorgestellte Methodik anzuwenden und die gemachten Erfahrungen und die erzielten Ergebnisse in die Methodik einfließen zu lassen. Dafür ist es notwendig, eine umfassende Modellbibliothek aufzubauen, welche die bisher erstellten Modelle beinhaltet sowie weitere Modelle eingliedert.

Die bisherigen Simulationstätigkeiten haben gezeigt, dass die Simulation dieses komplexen Systems zu numerischen Problemen führt. Ein schlichtes Verschalten der Komponenten liefert in der Regel kein lauffähiges Modell. Daher muss neben der Modellierung der Physik ein Schwerpunkt auf eine robuste Modellstruktur gelegt werden, so dass eine handlungsfähige Modellbibliothek zur Verfügung steht. Nur damit können unterschiedliche Systemarchitekturen sinnvoll simuliert und weitere Arbeiten wie Sensitivitätsanalysen durchgeführt werden.

Die Bewertung der Systemarchitektur auf Gesamtflugzeugebene erfolgt ebenfalls mithilfe von Systemsimulationen. Da die Brennstoffzelle der Energie-

erzeugung an Bord eines Verkehrsflugzeugs dienen soll, sind alle weiteren Energie erzeugenden Komponenten einzubeziehen. Besonders die Einbeziehung des Triebwerksprozesses [12] ist ein wesentlicher Baustein, um die Brennstoffzelle auch während des Fluges optimal einzusetzen und eine Emissionsreduzierung und Treibstoffersparnis zu erzielen.

7. LITERATUR

- [1] KOEPPEN, C.: *Methodik zur modellbasierten Prognose von Flugzeugsystemparametern im Vorentwurf von Verkehrsflugzeugen*. Dissertation, Technische Universität Hamburg-Harburg, Institut für Flugzeug-Systemtechnik, 2006
- [2] LISCOUËT-HANKE, S.: *A simulation framework for aircraft power systems architecting*. In: 26th International Congress of the Aeronautical Sciences. Anchorage, 2008.
- [3] FRIEDENTHAL, S.; MOORE, A.; STEINER, R.; *A practical guide to SysML: the systems modeling language*. Amsterdam [u.a.]: Elsevier, Morgan Kaufmann OMG, 2008.
- [4] SIEMER, M.; *Lokale Entropieproduktionsraten in der Polymerelektrolyt-Membran-Brennstoffzelle*. Dissertation, Helmut-Schmidt-Universität, 2007
- [5] HEINRICH, H. J.; *Brennstoffzellensysteme für Anwendungen in der Luftfahrt*. Hamburg: Vortrag an der Handelskammer Hamburg, 2007.
- [6] O'HAYRE, R. P.; *Fuel cell fundamentals*. Hoboken, NJ: Wiley, 2009.
- [7] CHANG, Y.; WANG, C.; *A generalized heat transfer correlation for louver fin geometry*. In: International Journal of Heat and Mass Transfer 40(1997), No.3, P.533-544.
- [8] LOHSE, E.: *Analysis of More Electrical Aircraft Thermal Management and Advanced Avionics Cooling System Architectures*. Diplomarbeit, Technische Universität Hamburg-Harburg, Institut für Flugzeug-Systemtechnik, 2008.
- [9] CHANG, Y.; HSU, K.; LIN, Y.; WANG, C.; *A generalized friction correlation for louver fin geometry*. In International Journal of Heat and Mass Transfer 43 (2000), No. 12, P.2237-2243.
- [10] VEREIN DEUTSCHER INGENIEURE: *VDI Wärmeatlas: Berechnungsblätter für den Druckverlust*. 10. bearbeitete und erweiterte Auflage. Berlin [u. a.]: Springer, 2006
- [11] BAEHR, H. D.; KABELAC, S.: *Thermodynamik*. 13., neu bearbeitete und erweiterte Auflage. Berlin [u. a.], Springer, 2006
- [12] DOLLMEYER, J.: *Methode zur Prognose von Flugzeugsystemen auf die Missionenkraftstoffmasse*. Dissertation, Technische Universität Hamburg-Harburg, Institut für Flugzeug-Systemtechnik, 2007