TEILAUTOMATISIERTE REDUKTIONSTECHNIKEN FÜR DIE INTEGRATION EINES NICHTLINEAREN BRENNSTOFFZELLENSYSTEMMODELLS IN EINEN SYSTEMTECHNISCHEN FLUGSIMULATOR

F. Mardt, R. Doering, F. Thielecke
Technische Universität Hamburg, Institut für Flugzeug-Systemtechnik
Neßpriel 5, 21129 Hamburg, Deutschland

Zusammenfassung

In dieser Veröffentlichung wird eine Methode zur teilautomatisierten Reduktion von komplexen, nichtlinearen Simulationsmodellen auf ein Systemmodell eines brennstoffzellenbasierten Notenergiesystems angewandt. Ein existierendes nicht echtzeitfähiges Modell wird durch Anwendung des „Trajectory-Piecewise-Linear-Approach“ zunächst entlang einer Trainingstrajektorie linearisiert und anschließend mittels „Balanced Truncation“ weiter reduziert. Die Kombination des so erzeugten Satzes von linearen Systemmodellen ermöglicht eine gute Approximation des Verhaltens des komplexen, nichtlinearen Modells. Die erreichte Echtzeitfähigkeit erlaubt die Integration des reduzierten Modells in einen systemtechnischen Flugsimulator.

1. EINLEITUNG

Steigende Komplexität, verkürzte Entwicklungszyklen und ein hoher Vernetzungsgrad einzelner Subsysteme stellen derzeit zentrale Herausforderungen der Systementwicklung dar. Durch den Einsatz von Methoden der modellbasierten Entwicklung kann diesen Herausforderungen begegnet und darüber hinaus eine signifikante Kostenreduktion in der Entwicklung erreicht werden. Gesamtsystemsimulationen spielen in diesem Zusammenhang eine zentrale Rolle, da sie eine frühzeitige Untersuchung komplexer Kopplungseffekte einzelner Subsysteme ermöglichen.

Das Institut für Flugzeug-Systemtechnik der Technischen Universität Hamburg verfügt mit der virtuellen Integrationsplattform VIPER (Virtual Integration Platform for Education and Research) [1] über eine Möglichkeit ebensolche Gesamtsystemsimulationen auf Flugzeugebene durchzuführen. Neben rein rechnergestützten Methoden wie dem szenariobasierten Testen auf Basis detaillierter, nichtlinearer physikalischer Systemmodelle [2], bietet VIPER die Möglichkeit durch die Einbindung realer Cockpit- oder Prüfstand-Hardware auch Pilot-in-the-Loop bzw. Hardware-in-the-Loop (PiL, HiL) Untersuchungen durchzuführen.

Die für PiL- bzw. HiL-Simulationen zu erfüllenden Echtzeitanforderungen erlauben es dabei in der Regel nicht, vorhandene komplexe Systemmodelle zu verwenden. Um eine anwendungsbezogene Mehrfachmodellierung einzelner Systeme zu vermeiden, bietet es sich an, die für Echtzeitanwendungen erforderlichen Modelle auf möglichst generische und automatisierte Weise aus existierenden komplexen Modellen abzuleiten.

Im Rahmen dieses Papers soll am Beispiel eines brennstoffzellenbasierten Notenergiesystems eine Methodik präsentiert und evaluiert werden, welche ein solches Vorgehen ermöglicht.

2. THEORETISCHE GRUNDLAGEN DER MODELLREDUKTION

Modellreduktionstechniken kommen heute bereits in vielen Bereichen zum Einsatz. In der Luftfahrt gilt dies insbesondere für die Struktur- und Aerdoynamikmodellierug [3][4]. Auch wenn die Disziplinen dabei sehr verschieden sind, basieren alle Ansätze auf der Grundidee der „ausgewogenen“ Modellierung. Ein Modell gilt als ausgewogen, wenn es gerade den Genauigkeitsanforderungen der Anwendung entspricht und dabei numerisch so effizient wie möglich ist (vgl. „proper“ in [5]).

Mit hohem manuellen Modellierungsaufwand verbunden ist eine physikalisch motivierte Modellreduktion, bei der eine Steigerung der numerischen Effizienz z.B. durch die Vernachlässigung von Kopplungseffekten oder der Vereinfachung physikalischer Zusammenhänge erreicht wird. Hierfür ist ein großes Systemverständnis seitens des modellierenden Ingenieurs erforderlich, um Rückwirkungen auf die Ausgewogenheit abschätzen zu können.

Eine Alternative zur manuellen Modellreduktion stellen Modellreduktionsalgorithmen dar, die die Modell-

©2017

struktur auf Gleichungsebene vereinfachen und so zu einem ausgewogenen Modell führen. Der Umstand, dass in vielen gängigen Simulationstools wie bspw. Matlab Simulink die Gleichungen auf Gesamtmodellebene nicht einsehbar sind, macht diese Algorithmen nur begrenzt anwendbar. Eine Möglichkeit, die sich in vielen Simulationstools bietet, ist die Linearisierung an ausgewählten Arbeitspunkten.

Die resultierenden Modelle beschreiben lokal das Verhalten des nichtlinearen Systems. Durch eine Interpolation zwischen diesen linearen Modellen kann das nichtlineare System approximiert werden. Die Linearisierung kann bereits als erster Schritt der Reduktion betrachtet werden, da das linearisierte Modell i.d.R. wesentlich schneller berechenbar ist als das Ausgangssystem. In einem zweiten Schritt können die linearen Modelle durch gleichungsbasierte Algorithmik weiter reduziert werden.

Eine Umsetzung dieses Ansatzes kann als linear parametrisch-variierendes (LPV) Modell der allgemeinen Form

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= A(\rho(t))x(t) + B(\rho(t))u(t), \\ y(t) &= C(\rho(t))x(t) + D(\rho(t))x(t), \end{aligned} \tag{1}$$

mit dem Zustandsvektor $x \in \mathbb{R}^n$, dem Eingang $u \in \mathbb{R}^{n_u}$ und dem Ausgang $y \in \mathbb{R}^{n_y}$ interpretiert werden. In dieser Form hängen die Matrizen des Zustandsraummodells $A \in \mathbb{R}^{nxn}$, $B \in \mathbb{R}^{nxn_u}$, $C \in \mathbb{R}^{n_y xn}$ und $D \in \mathbb{R}^{n_y xn_u}$ kontinuierlich von einem Parameter $\rho(t)$ ab. Ein großer Vorteil dieser Darstellung ist die Möglichkeit der Verwendung von Methoden aus der Theorie linearer Systeme wie z.B. der „Balanced Truncation“ [6][7].

Ein entscheidender Nachteil dieser Methodik ist die große Rechen- und Speicherintensität der globalen Reduktion von LPV-Modellen. Dieser Umstand begrenzt die Anwendbarkeit auf Systeme mit einer geringen Anzahl an Zuständen. Da das in Kapitel 3 betrachtete Modell mit ca. 100 relevanten Zuständen oberhalb dieser Grenze liegt, soll im Rahmen dieses Papers ein alternativer Ansatz untersucht werden. Hierbei handelt es sich um den in [8] beschriebenen „Trajectory-Piecewise-Linear Approach“ (TPWLA), der im folgenden Abschnitt vorgestellt wird.

2.1. Trajectory-Piecewise-Linear-Approach

Im Folgenden werden dynamische Systeme der Form

$$\begin{aligned} \dot{x} &= f(x,u), \\ y &= g(x,u), \end{aligned} \tag{2}$$

mit den nichtlinearen, stetig differenzierbaren Funktionen f und g betrachtet. Die Linearisierung um einen stationären Arbeitspunkt $x_{\text{lin},i}$ führt zu:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= A_i(x - x_{\text{lin},i}) + B_i(u - u_{lin,i}), \\ y &= C_i(x - x_{\text{lin},i}) + D_i(x - x_{\text{lin},i}). \end{aligned} \tag{3}$$

Diese Linearisierung bildet das ursprüngliche System in einer Umgebung um $x_{\text{lin},i}$ ausreichend genau ab. In BILD 1 ist dieser Bereich als ein grauer Kreis um den jeweiligen Linearisierungspunkt im beispielhaft zweidimensionalen Zustandsraum dargestellt. Entlang einer Trainingstrajektorie I kann eine Schar von Linearisierungspunkten erzeugt werden, sodass die gesamte Trajektorie in Bereichen ausreichender Genauigkeit liegt.
Die Gesamtheit der Linearisierungspunkte entlang der Trajektorie I kann verwendet werden, um andere Trajektorien abzubilden. Die dargestellte Trajektorie II beispielsweise verlässt den Bereich der vertretbaren Abweichungen nicht und könnte somit ebenfalls durch die erstellten linearen Modelle ausreichend genau dargestellt werden. Auch Trajektorien mit stark abweichendem Verlauf wie z.B. III können theoretisch ausreichend genau abgebildet werden, solange die zulässige Umgebung der Linearisierungspunkte nicht verlassen wird. Verlässt eine Trajektorie den gekennzeichneten Bereich (IV und V), ist eine Aussage über die Abweichung zwischen nichtlinearem und reduziertem Modell nicht mehr möglich und die Abweichungen können unter Umständen sehr groß werden.

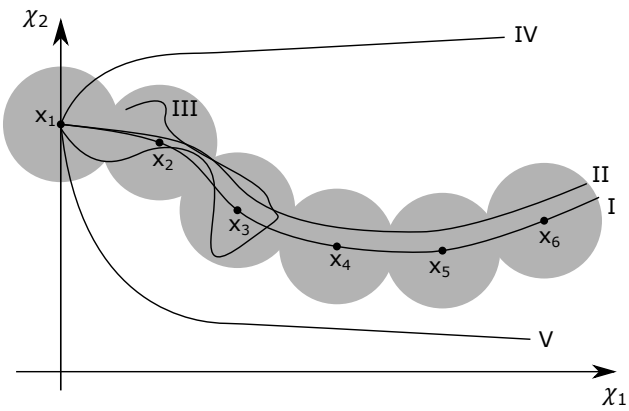

BILD 1. TPWLA-Prinzip (nach [8])

Diesem Prinzip folgend wird ein Gesamtmodell als eine gewichtete Summation der einzelnen Teilmodelle erstellt:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= \sum_{i=1}^{s} w_i(x) \left[A_i(x - x_{\text{lin},i}) + B_i(u - u_{lin,i}) \right], \\ y &= \sum_{i=1}^{s} w_i(x) \left[C_i(x - x_{\text{lin},i}) + D_i(x - x_{\text{lin},i}) \right]. \end{aligned} \tag{4}$$

Die skalare Gewichtungsfunktion $w_i(x_r)$ ist vom aktuellen Zustand des Systems abhängig, stets positiv und normalisiert, sodass $\sum_{i=1}^{s} w_i(x) = 1$ gilt.

Reduktion der Teilmodelle

Um die Effizienz der Simulation weiter zu steigern, lassen sich projektive Reduktionsalgorithmen der Form

$$Vx_r = VW^T x, \tag{5}$$

mit dem Projektor VW^T direkt in Gleichung 4 integrieren:

$$\begin{aligned} \dot{x_r} &= \sum_{i=1}^{s} w_i(x_r)\left[A_{i,r}(x_r - x_{\text{lin},i,r}) + B_{i,r}(u - u_{lin,i})\right], \\ y &= \sum_{i=1}^{s} w_i(x_r)\left[C_{i,r}(x_r - x_{\text{lin},i,r}) + D_{i,r}(x_r - x_{\text{lin},i,r})\right]. \end{aligned} \tag{6}$$

Wobei

$$A_{i,r} = W^T A_i V, \quad B_{i,r} = W^T B_i, \quad C_{i,r} = CV, \quad D_{i,r} = DV$$

die reduzierten Systemmatrizen mit der Projektionsmatrix $W \in \mathbb{R}^{nxr}$ und $V \in \mathbb{R}^{nxr}$ sind. Für die Projektionsmatrizen gilt $VW^T = E$ mit der Einheitsmatrix E. Die Reduktion überführt ein System der Ordnung n in eines der Ordnung $r < n$ mit dem reduzierten Zustandsvektor $x_r \in \mathbb{R}^r$.

Die im Rahmen dieser Veröffentlichung durchgeführte Reduktion der linearen Lokalmodelle basiert auf der „Balanced Truncation“, einem weitverbreiteten Ansatz, der ausgehend von Beobachtbarkeit und Steuerbarkeit als Kriterien der Teilmodelle Systemzustände entfernt, die auf das Ein-/Ausgangsverhalten des Modells einen geringen Einfluss haben. [6][9]

Zur Identifikation solcher Zustände wird das System zunächst in eine balancierte Form gebracht [10], sodass jeder Zustand in gleichem Maße beobachtbar und steuerbar ist. Dies hat zur Folge, dass die Gramschen Matrizen der Steuerbarkeit Ψ_c und Beobachtbarkeit Ψ_o gleich und diagonal sind:

$$\Psi_o = \Psi_c = \begin{bmatrix} \sigma_1 & & 0 \\ & \ddots & \\ 0 & & \sigma_n \end{bmatrix}. \tag{7}$$

Die Diagonaleinträge σ_i dieser Matrix werden Hankel-Singulärwerte genannt und sind dabei ein Maß für die kombinierte Steuer- und Beobachtbarkeit eines jeden Zustands. Werden die Zustände so angeordnet, dass $\sigma_1 > \sigma_2 > ... > \sigma_n$ gilt, kann durch Entfernen der letzten $n-r$ Zustände mit einem Singulärwert unterhalb einer gewählten Schranke ε_1 eine Approximation des Ausgangssystems erzeugt werden. Die Abweichung dieser Approximation zum Ausgangssystem liegt stets unterhalb einer oberen Fehlerschranke bzgl. der H_∞-Norm

$$\|G - G_r\|_\infty \leq 2 \sum_{i=r+1}^{n} \sigma_i, \tag{8}$$

wobei G bzw. G_r die Übertragungsfunktionen des Ausgangs- bzw. des approximierten Modells sind.

Ein wie in [8] vorgeschlagenes stetiges Überblenden zwischen den linearen Teilmodellen erfordert eine Reduktion aller Teilmodelle mit den gleichen globalen Projektionsmatrizen V und W^T. Eine globale Projektion kann zu instabilen linearen Systemen führen, auch wenn die zugrundeliegenden lokalen Reduktionen stabiles Verhalten zeigen. Dies kann wiederum zur Folge haben, dass die globale Stabilität dimensionierend für die Wahl der Schranke ε_1 wird und mehr Zustände betrachtet werden, als für die Einhaltung der gewählten Genauigkeit nötig sind. Des Weiteren kann eine solche Betrachtung zusätzlicher Zuständen zur fehlerhaften Auswahl und Kombination der Teilmodelle führen, da die Gewichtung vom Abstand im gewählten Zustandsraum abhängt.

Aus diesen Gründen wurde im hier präsentierten Verfahren auf einen stetigen Übergang zwischen den Teilmodellen verzichtet und ein direktes Umschalten angewendet. Hieraus resultiert ein separater Zustandsraum für jedes Teilmodell und Gleichung 6 vereinfacht sich zu

$$\begin{aligned} \dot{x}_{j,r} &= A_{j,r}(x_{j,r} - x_{\text{lin},j,r}) + B_{j,r}(u - u_{lin,j}), \\ y &= C_{j,r}(x_{j,r} - x_{\text{lin},j,r}) + D_{j,r}(x_{j,r} - x_{\text{lin},j,r}), \end{aligned} \tag{9}$$

wobei der Index j das aktive Teilmodell kennzeichnet. Die lokalen Systemmatrizen und der lokale Zustandsraum werden mit lokalen Projektionsmatrizen gebildet, womit die Erzeugung einer globalen Basis entfällt. Während der Simulation werden alle Modelle auf ihren Nullzustand initialisiert und kontinuierlich mit dem gleichen Eingangssignal simuliert. Ein Umschalten und somit eine Änderung des Index j schaltet ausschließlich den nach Außen geführten Ausgang y_i um.

Der zur Berechnung des aktiven Index j herangezogene Abstand wird in Koordinaten der aktiven Basis wie folgt berechnet:

$$j = \begin{cases} i & \text{für } ||x_{j,r} - W_j^T x_{\text{lin},i}||_2 < ||x_{j,r} - x_{\text{lin},j,r}||_2, \\ j & \text{sonst.} \end{cases} \tag{10}$$

Somit wird eine neues Modell inklusive neuer Basis erst gewählt, sobald der entsprechende Linearisierungspunkt in Koordinaten der aktiven Basis zum aktuellen Zustand einen kleineren Abstand aufweist als zum aktiven Linearisierungspunkt.

Diese Art des Umschaltens führt aufgrund der nicht stetigen Überblendung zu Unstetigkeiten im Ausgangssignal. Diese Unstetigkeiten können bei weiterer Verwendung des Ausgangssignal in nachgelagerten Simulationen oder der Regelung des Systems zu Problemen führen. In der hier betrachteten Anwendung wird dieser Umstand als unkritisch erachtet, da die Ausgangssignale keiner weiteren Anwendung zugeführt werden.

3. BRENNSTOFFZELLENBASIERTES NOTENERGIESYSTEM

Die Evaluierung von Konzepten zum Einsatz von Brennstoffzellensystemen in der Luftfahrt war in der Vergangenheit häufig Inhalt von Forschungs- und Entwicklungsprojekten. Durch die umweltfreundliche Erzeugung elektrischer Energie können solche Systeme einen Beitrag zur Erreichung der im Flightpath 2050 [11] definierten Emissionsziele der Luftfahrt leisten. Unterschiedliche Brennstoffzellentechnologien wie Festoxid-Brennstoffzellen (*Engl.: Solid Oxide Fuel Cells, kurz SOFC*) oder Polymer-Elektrolyt-Brennstoffzellen (*Engl.: Polymer Electrolyte Membrane Fuel Cells, kurz PEMFC*) [12, 13] wurden ebenso untersucht wie unterschiedliche Integrationstiefen in die Flugzeugsystemarchitektur. Es existieren Konzepte von der einfachen Erzeugung elektrischer Energie im Notfall (Triebwerks- oder Generatorausfall) [14], bis hin zu einer umfangreichen multifunktionalen Integration, bei der sämtliche Produkte der Brennstoffzelle wie elektrische Leistung, Reaktionswasser, Inertgas und Abwärme genutzt werden [15].

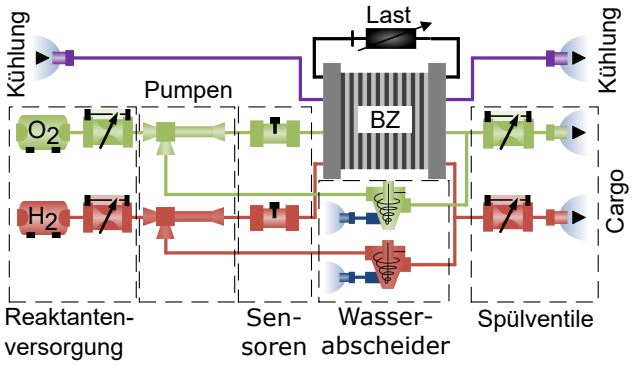

BILD 2. Systemarchitektur des untersuchten Notenergiesystems

Im Rahmen dieser Veröffentlichung soll die in Kapitel 2 vorgestellte Methodik zur teilautomatisierten Modellreduktion anhand eines vereinfachten, brennstoffzellenbasierten Notenergiesystem demonstriert und letzteres zwecks Durchführung von PiL Untersuchungen in die VIPER integriert werden. Systemarchitektur und physikalische Systemeigenschaften des Notenergiesystems, Betriebsszenario sowie der gewählte Modellierungsansatz und die numerischen Modelleigenschaften sollen im Folgenden kurz vorgestellt werden.

3.1. Systemarchitektur

BILD 2 zeigt die Systemarchitektur des untersuchten Notenergiesystems. Neben einem Polymer-Elektrolyt-Brennstoffzellenstack (BZ) verfügt das System über insgesamt vier Subsysteme:

Wasserstoff- und Sauerstoffversorgungssystem

Die Erzeugung elektrischer Energie in Brennstoffzellen basiert auf der katalytischen Verbrennung von Wasserstoff und Sauerstoff zu Wasser. Die entsprechende Redoxreaktion wird wie folgt beschrieben:

$$H_2 + \frac{1}{2}O_2 \rightleftharpoons H_2O \qquad \text{(Redoxreaktion)},$$

$$H_2 \rightleftharpoons 2H^+ + 2e^- \qquad \text{(Oxidation)},$$

$$\frac{1}{2}O_2 + 2H^+ + 2e^- \rightleftharpoons H_2O \qquad \text{(Reduktion)}.$$

Durch eine räumliche Trennung von Oxidations- (Anode) und Reduktionsreaktion (Kathode) kann ein wesentlicher Teil der freiwerdenden Energie in Form von elektrischer Energie genutzt werden. Der übrige Teil wird in Form von Wärme frei. Die primäre Aufgabe des Wasserstoff- und Sauerstoffversorgungssystems besteht somit in der ausreichenden Zufuhr der beiden Reaktanten zu Anode und Kathode. Da die Effizienz einer Brennstoffzelle darüber hinaus von den Partialdrücken der Reaktanten und der Konzentration des während der Reaktion gebildeten Wassers in der Brennstoffzelle abhängt [16], ist die Regelung dieser Größen eine weitere Aufgabe beider Systeme.

Im betrachtetem Notenergiesystem werden die jeweiligen Reaktanten von einer Wasserstoff- und einer Sauerstoffflasche bereitgestellt. Nachgeschaltete Ventile und entsprechende Sensoren erlauben eine Regelung von Kathoden- und Anoden-Eingangsdruck. Mittels Strahlpumpen werden nicht genutzte Reakanten rezirkuliert und flüssiges Reaktionswasser in einem Zyklonwasserabscheider aus dem Kreislauf entfernt. Zum Spülen von Kathode und Anode, zur Reduktion des gasförmigen Wasseranteils sowie zur Entfernung von Stickstoffresten existiert weiterhin je ein Spülventil, welche im Betrieb zyklisch geöffnet werden.

Kühlsystem

Die hier betrachtete Niedertemperatur-PEMFC wird mit einem elektrischen Wirkungsgrad von 50–68% betrieben [17]. Die restliche Energie wird in Wärme umgesetzt. Um eine gleichbleibende Betriebstemperatur von üblicherweise 60–90°C sicherzustellen [17], ist ein Kühlsystem mit einer entsprechenden Leistung erforderlich. Im vorliegenden Fall soll lediglich ein stark vereinfachtes Kühlsystem, bestehend aus einer idealen Kühlmittelquelle bzw. -senke betrachtet werden.

Elektrisches System

Die von der PEMFC erzeugte elektrische Leistung wird über ein vereinfachtes elektrisches Netz, bestehend aus einfachen Kabelwiderständen, einer variablen Last zugeführt und dort verbraucht. Die Höhe der Last kann dabei über ein externes Signal, z.B. durch eine Piloten-Eingabe, vorgegeben werden.

3.2. Betriebsszenario

Aufgabe des untersuchten Notenergiesystem ist es im Falle eines vollständigen Generator- oder Triebwerksausfalls den elektrischen Leistungsbedarf bzw. über eine elektrisch betriebene Pumpe den hydraulischen Leistungsbedarf des Flugzeuges zu decken [18]. Der durchschnittlich Leistungsbedarf hängt dabei stark vom Flugzeugtyp ab. Der aktuelle Leistungsbedarf von aktuellen Flug- und Systemzuständen, wobei letztere maßgeblich von Piloten-Eingaben beeinflusst werden. Für die im Rahmen dieser Veröffentlichung durchzuführenden Untersuchungen soll exemplarisch das in BILD 3 abgebildete und in [19] veröffentlichte Lastprofil zugrunde gelegt werden. Es ergeben sich somit Lastanforderung zwischen 0 und 10 kW.

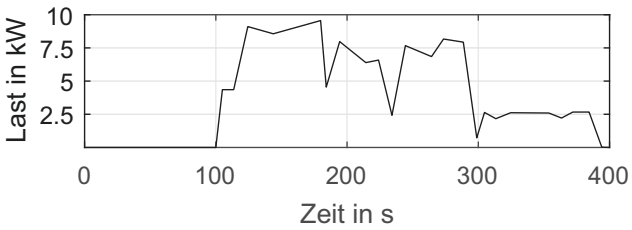

BILD 3. Lastprofil für Notabstieg

Wie im vorherigen Abschnitt beschrieben, ist für einen zuverlässigen Betrieb in jedem Betriebszustand eine ausreichende Reaktantenversorgung sicherzustellen, weshalb die Beobachtung der entsprechenden Massenströme – m_{H2} und m_{O2} – von besonderem Interesse ist. Um Aussagen über die Leistungsfähigkeit des Kühlsystems treffen zu können, sollen weiterhin Brennstoffzellentemperatur T_{FC} und Reaktionswärme $\dot{Q}_{\mathrm{reak}}$ beobachtet werden.

3.3. Systemmodellierung

Die Modellierung des Notenergiesystems mit allen beschrieben Subsystemen erfordert die Berücksichtigung einer entsprechend großen Zahl von physikalischen Domänen. Die Kopplung und die auftretenden Wechselwirkungen zwischen diesen Domänen führen aufgrund sehr unterschiedlicher Dynamiken prinzipbedingt zu einem numerisch steifem System [20]. Der notwendigerweise komplexe Aufbau der Gas-Domänen mit ihrer variablen Zusammensetzung sowie der Berücksichtigung von Phasenübergängen, genau wie das domänenübergreifend vielfach nichtlineare Komponentenverhalten, führen insgesamt zu einem aus numerischer Sicht komplexen Gesamtsystemmodell.
Um dennoch eine robuste und möglichst effiziente Gesamtsystemmodellierung zu ermöglichen, erfolgt die Modellierung der physikalischen Systemkomponenten in Anlehnung an [2] in der physikalischen Modellierungssprache Matlab Simcape. Die Systemregelung erfolgt in Matlab Simulink.
Für detaillierte Informationen über den Modellierungsansatz und die Komponentenmodellierung sei auf die genannte Literatur verwiesen.
Unter den gegebenen Voraussetzungen ergibt sich ein Systemmodell, welches bei Simulationen auf einem Desktop PC[1] zu Rechenzeiten deutlich über Realzeit führt. Für eine Integration des Modells in die VIPER für Pilot-in-the-Loop Simulationen ist somit eine Modellreduktion erforderlich.

4. ANWENDUNG DER METHODIK

Im Folgenden wird die in Kapitel 2 vorgestellte Methodik auf das in Kapitel 3 erläuterte System angewendet und ein TPWLA-Modell gebildet. Das resultierende Modell weist als Eingang die elektrische Last P_l und als Ausgänge sowohl die Massenströme der Luft $\dot{m}_{O2}$ und des Wasserstoffs $\dot{m}_{H2}$ sowie die Temperatur T_{FC} und den Reaktionswärmestrom $\dot{Q}_{\mathrm{reak}}$ auf.

Trainingstrajektorie

Der erste Schritt zum Aufstellen eines TPWLA-Modells ist der Entwurf der Trainingstrajektorie und somit eines Verlaufs des Eingangssignals P_l. Ziel der Trajektorie ist es, möglichst viele der relevanten Betriebszustände abzudecken. Für den Entwurf wird davon ausgegangen, dass die Lasten im Bereich von 0 bis $10\,\mathrm{kW}$ liegen und dass der Abstand im Zustandsraum (siehe BILD 1) proportional zum Eingangssignal ist und somit im Lastbereich äquidistante stationäre Linearisierungspunkte gewählt werden können.

Index	Lastniveau P_l in W	t_{lin} in s
1	1667	195
2	5000	299
3	8332	399

TAB 1. Lastniveaus und Zeitpunkte der Linearisierungen

[1] Intel Xeon E3-1270, 4 x 3.5 GHz, 8 GB RAM

Im Zuge der Implementierung hat sich gezeigt, dass drei Linearisierungen die Trajektorie ausreichend genau abbilden. Der Lastbereich wird somit in drei 3333 W große Bereiche geteilt, in deren Mitte jeweils ein Linearisierungspunkt liegt. Die Lastniveaus und der Zeitpunkt der Linearisierung während der Simulation der Trainingstrajektorie sind in Tabelle 1 aufgeführt.

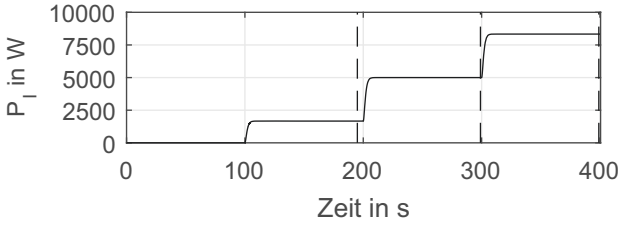

BILD 4. Trainingstrajektorie

Die gewählte Trainingstrajektorie ist in BILD 4 dargestellt. Das Anfahren der Linearisierungspunkte beginnt nach einer 100 s langen Einschwingphase des Systems, in der keinerlei stationäre Punkte liegen. Anschließend werden die Lastniveaus angefahren und jeweils für eine Einschwingzeit von 100 s gehalten. In BILD 4 sind die Zeitpunkte der Linearisierungen durch vertikale Linien gekennzeichnet.
Es sei darauf hingewiesen, dass der Begriff der Trajektorie leicht irreführend ist, da lediglich der eindimensionale Raum der Eingangswerte abgedeckt wird und nicht versucht wird einen Verlauf zu approximieren. Eine Abbildung von transientem Verhalten und somit dem, was eine Trajektorie auszeichnet, findet nicht statt. Der Begriff der Trajektorie wird hier jedoch gemäß [8] weiter verwendet.

Linearisierung

Im Anschluss an den Entwurf der Trainingstrajektorie folgt die Linearisierung des Brennstoffzellenmodells an den definierten Punkten. In BILD 5 sind die Simulationsergebnisse des nichtlinearen und der linearen Modelle des Sauerstoff-Massenstroms während der Simulation der Trainingstrajektorie dargestellt.
Alle linearen Modelle werden an ihrem jeweiligen Linearisierungspunkt initialisiert. Die Peaks des Massenstromsignals resultieren aus dem in Kapitel 3 erwähnten periodischen Spülvorgang. Es ist ersichtlich, dass das stationäre Verhalten des nichtlinearen Modells im jeweiligen Linearisierungspunkt ohne erkennbare Abweichungen abgebildet wird. Das Einschwingverhalten sowie die Spülvorgänge werden nicht abgebildet, da es sich hierbei um zeitvariante Effekte handelt, auf die der gewählte Eingang keinen Einfluss hat. Die Abweichungen der Linearisierungen auf anderen Lastniveaus ist ebenfalls deutlich erkennbar und beträgt bis zu 20%. Dies zeigt deutlich, dass eine Kombination der linearen Modelle zur Abbildung des gesamten Lastspektrums nötig ist, da ein einzelnes Modell deutlich abweichende Ergebnisse liefert.

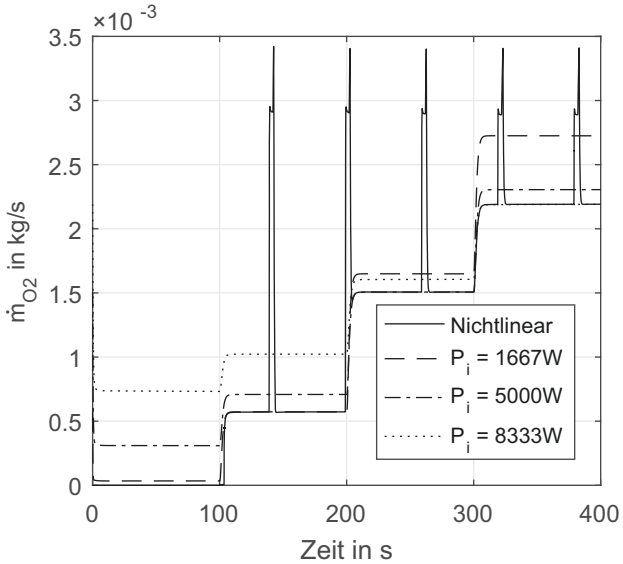

BILD 5. Sauerstoff-Massenstrom des nichtlinearen und der linearen Modelle

Reduktion der linearen Modelle

Das nichtlineare Brennstoffzellenmodell bildet eine Reihe von Größen und somit Zuständen ab, die auf das Ein- und Ausgangsverhalten keinerlei Einfluss haben. Diese Zustände kennzeichnen sich in den linearen Modellen durch Eigenwerte der Matrix A von $\lambda = 0$. Da die Gramschen Matrizen der Steuer- und Beobachtbarkeit in Gleichung 7 lediglich für stabile Systeme definiert sind, müssen diese Zustände zunächst entfernt werden, bevor die „Balanced Truncation“ auf die Modelle angewandt werden kann. Dies geschieht durch die Transformation der linearen Modelle in die Modalform. Anschließend können die Zustände mit einem Nulleigenwert und Nullspalten bzw. -zeilen in den Matrizen B und C abgetrennt werden. Im hier betrachteten Fall reduziert dieser Schritt das ursprüngliche Modell von 745 auf 100 Zustände.
Sobald die linearisierten Modelle in eine balancierten Form gebracht vorliegen, kann durch Entfernen der letzten $n - r$ Zustände unterhalb einer gewählten Schranke ε_1 ein reduziertes Modell erstellt werden.
In BILD 6 sind die Hankel-Singulärwerte des Linearisierungspunkts auf dem ersten Lastniveau von 1667 W beispielhaft dargestellt. Die Schranke wurde iterativ durch Vergleiche der Simulationsergebnisse auf 10^{-10} festgelegt und ist durch eine horizontale Linie gekennzeichnet. Generell ist es zu empfehlen die Schranken separat für jedes lineare Modell festzulegen, in diesem Fall hat jedoch für alle Teilmodelle die gleiche Schranke ausreichend genaue Ergebnis-

se gezeigt. Durch das Abtrennen der Zustände mit einem Singulärwert unterhalb der gewählten Schranke reduziert sich die Anzahl der Zustände auf elf für das Modell bei $P_I = 1667\,W$ bzw. zehn für die verbleibenden.

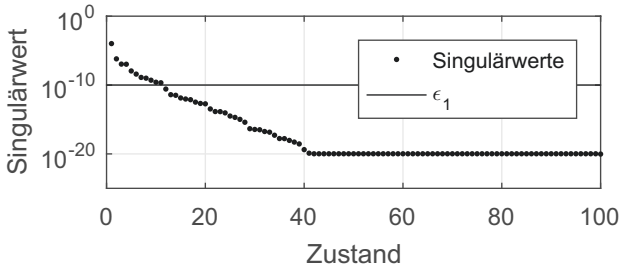

BILD 6. Hankel Singulärwerte des linearisierten Modells bei $P_I = 1667\,W$

Simulation des Trainingsszenarios

Die triviale Wahl für eine erste Beurteilung des TPWLA-Modells ist die Simulation der Trainingstrajektorie. Die Simulationsergebnisse sind beispielhaft am Sauerstoff-Massenstrom in BILD 7 dargestellt. Im unteren Teil ist zusätzlich der Index des aktiven linearisierten Modells aufgetragen.

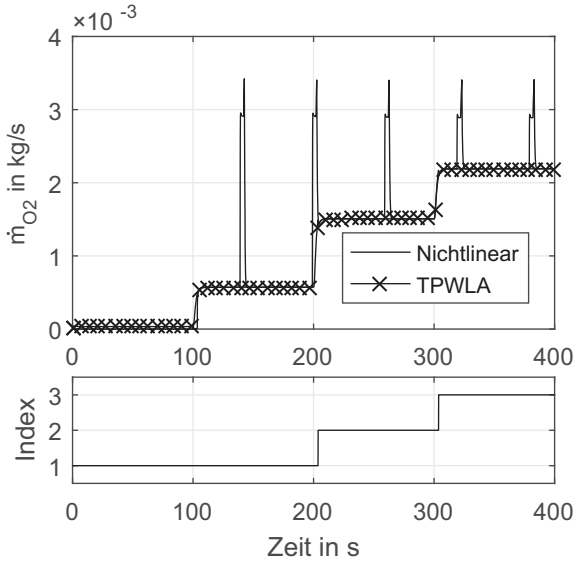

BILD 7. Oben: Sauerstoff-Massenstrom des nichtlinearen und TPWLA-Modells, Unten: Index des gewählten linearen Modells

Die Simulation zeigt, dass kurz nach Anfahren eines neuen Lastniveaus ebenfalls die entsprechende Linearisierung gewählt wird. Die korrekte Auswahl der linearen Modelle bewirkt eine Abweichung, bezogen auf den gemittelten Massenstrom, zum nichtlinearen Modell von durchschnittlich 6,8%. über die Trainingstrajektorie. Dieser Wert wird vornehmlich durch die Abweichung während der Wechsel der Lastniveaus getrieben, in denen nichtstationäre Punkte liegen. Die nicht dargestellten Ausgänge des Modells zeigen ein vergleichbares Verhalten.
Neben den geringen Abweichungen zum nichtlinearen Modell zeichnet sich das TPWLA-Modell durch eine wesentlich geringere Simulationszeit aus. Durch die Reduktion konnte die für die Simulation der Trainingstrajektorie benötigte Zeit um 99,5% reduziert werden. Diese Simulation zeigt, dass das TPWLA-Modell prinzipiell funktioniert. In wie weit sich das erstellte Modell eignet, um das nichtlineare System im dynamischen Betrieb abzubilden wird im folgenden Abschnitt anhand trainingsfremder Szenarien gezeigt.

Simulation trainingsfremder Szenarien

Zur Beurteilung des TPWLA-Modells in trainingsfremden Szenarien wird das in BILD 3 dargestellte Notabstiegs-Lastprofil als Eingangssignal beider Modelle verwendet.
In BILD 8 ist das Simulationsergebnis des Sauerstoff-Massenstroms beider Modelle, das Eingangssignal sowie der Index des gewählten Modells über die Zeit aufgetragen. Unter Vernachlässigung der Spülvorgänge liegen die durchschnittlichen Abweichungen der Ergebnisse bei 8,2%.
Die auftretenden Abweichungen zeigen sich erst in der Vergrößerung der instationären Bereiche. In BILD 9 ist beispielhaft ein Ausschnitt während des ersten Lastsprungs um 100 s dargestellt. In der Detailansicht zeigt sich, dass der Nullmassenstrom des TPWLA-Modells oberhalb des Massenstroms des nichtlinearen Modells liegt. Diese Abweichung ist durch den Abstand zum ersten Linearisierungspunkt zu erklären. Dieser Abstand wird hier – bezogen auf die Aufteilung des gesamten Lastbereichs in 3333 W große Bereiche – maximal. Des Weiteren ist ersichtlich dass das nichtlineare Modell erst über 2 s nach Auftreten des Lastsprungs auf Selbigen reagiert und die Steigung beider Teilmodelle sich erst bei ca 103 s annähert. Dieser Effekt ist der Linearisierung auf einem anderen Lastniveau geschuldet. Das nichtlineare Modell zeigt um die Nulllast ein anderes Ansprechverhalten auf einen Lastsprung als um den ersten Linearisierungspunkt. Um 104 s und somit auf einem Lastniveau, welches dem Linearisierungspunkt gleicht, sind die Steigungen beider Modelle zwischenzeitlich identisch. Das anschließende Überschwingen ist durch das Anfahren eines Lastniveaus oberhalb des ersten Linearisierungspunktes zu erklären. Sobald der zweite Linearisierungspunkt um 5000 W nach 107 s aktiviert wird, kehrt die Abweichung auf Werte von unter fünf Prozent zurück.
Die gezeigte Simulation eines trainingsfremden Szenarios weist somit ähnliche Ergebnisse wie das Trai-

ningsszenario auf. Die Abweichungen bewegen sich in stationären Bereichen unterhalb von fünf Prozent. Erst in Phasen, in denen Lastwechsel auftreten, weist das Modell Abweichungen auf, die maßgeblich die durchschnittliche Abweichung beeinflussen.

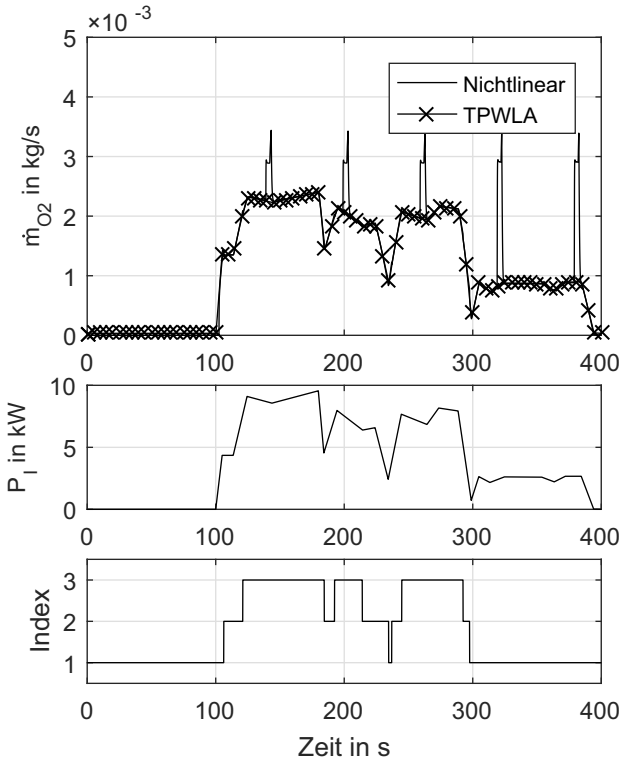

BILD 8. Von oben nach unten: Sauerstoff-Massenstrom des nichtlinearen und TPWLA-Modells im trainingsfremden Szenario, Eingangslastsignal, Index des gewählten linearen Modells

5. INTEGRATION

Der Flugsimulator der Integrationsplattform VIPER besteht aus verschiedenen Anzeigen, Pripheriegeräten und Rechenhardware [1]. Den Kern des Simulators bildet eine dSpace Box mit einer DS1006 Prozessor Karte[2]. Auf diese Karte wird das TPWLA-Modell geladen, um die reale Echtzeitfähigkeit des reduzierten Modells zu validieren.
Ein Simulationsschritt des TPWLA-Modells wird vom dSpace System in durchschnittlich 3,6 ms berechnet. Die maximal benötigte Zeitspanne liegt unterhalb von 3,7 ms. Verglichen mit der gewählten Schrittweite von 100 ms ergibt sich eine durchschnittliche Auslastung von 3,6%. Die Echtzeit- und Desktopsimulation erzeugt deckungsgleiche Ergebnisse. Die geringe Auslastung der Hardware in Kombination mit der nicht vorhandenen Abweichung der Ergebnisse liefert den Nachweis der Echtzeitfähigkeit des TPWLA-Modells.

[2] AMD Opteron, 4 x 2,8 GHz - www.dspace.com

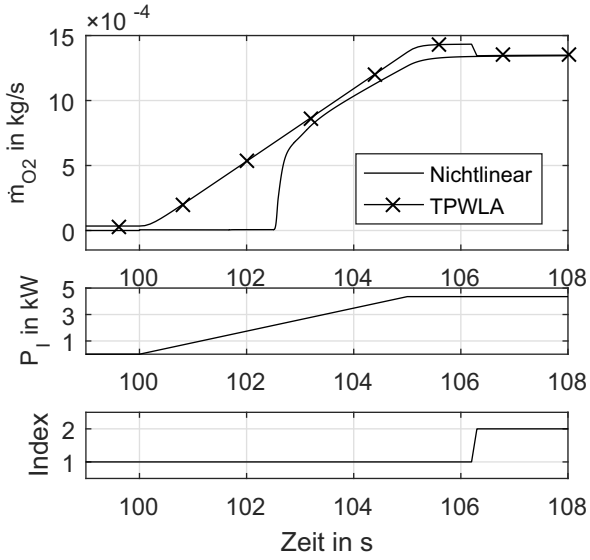

BILD 9. Detailansicht von BILD 8

6. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

In diesem Paper wurde eine Methodik zur teilautomatisierten Ableitung von echtzeitfähigen Systemmodellen auf Basis bereits vorhandener, hochkomplexer Modelle präsentiert und am Beispiel eines brennstoffzellenbasierten Notenergiesystems erprobt.
Die gewählte Methodik basiert auf der in [8] vorgestellten TPWLA, welche entlang einer Trainingstrjaktorie das nichtlineare Modell linearisiert und gewichtet kombiniert. Zur weiteren Reduktion der linearen Teilmodelle wurde die „Balanced Truncation“ aus [6] verwendet. Aufgrund von während der Implementierung aufgetretenen Instabilitäten im TPWLA-Modell, wurde die in [8] vorgeschlagene Gewichtung der Teilmodelle in der hier präsentierten Methodik modifiziert.
Die Anwendung der Methodik auf das brennstoffzellenbasierte Notenergiesystem führte zu drei linearen Modellen, die durch lokale Reduktion von 745 auf zehn bzw. elf Zustände reduziert wurden. Die Simulationszeit des gewählten Trainingsszenarios konnte um 99,5% reduziert werden. Die durchschnittliche Abweichung der Simulationsergebnisse lag in trainingsfremden Szenarien bei 8,2%. Dieser Wert wird maßgeblich durch die Abweichung in dynamischen Bereichen z.B. im Falle eines Lastwechsels getrieben. In stationären Bereichen wurden Abweichungen von unter 5% erzielt.
Die abschließende Integration auf einem Echtzeitsystem hat gezeigt, dass das TPWLA-Modell in realer Echtzeit berechenbar ist und die Auslastung des Echtzeitrechners bei 3,6% liegt.
Die Nutzung der verbleibenden Kapazität der Echtzeithardware kann in nachfolgenden Forschungen auf verschiedene Arten genutzt werden. Beispielsweise

könnte das TPWLA-Modell mit anderen Flugzeug-Systemsimulationen, wie der des elektrischen Systems, gekoppelt werden. Auch eine intensivere Betrachtung des Notenergiesystems durch eine Betrachtung von mehr Ein- und Ausgängen oder einer komplexeren Systemarchitektur ist denkbar.
Zusammenfassend ist festzustellen, dass die präsentierte Methodik gute Ergebnisse in stationären Bereichen erzielt. Für eine detaillierte Analyse dynamischer Vorgänge ist diese Methodik jedoch nur eingeschränkt zu empfehlen. Hier zeigt sich deutlich, dass es einer anwendungsspezifischen Entscheidung bedarf, welche Genauigkeit in Kombination mit numerischer Effizienz und somit welcher Grad der Ausgewogenheit für die betrachtete Anwendung erforderlich ist.

LITERATUR

[1] J. Grymlas, T. Kreitz und F. Thielecke. „Scenario-based Testing of Multifunctional Fuel Cell Systems using the Virtual Integration Platform VIPER“. In: *International Conference on Fundamentals and Developement of Fuel Cells (FDFC)*. Toulouse, 2015.

[2] J. Grymlas, H. Lüdders, H. Strummel und F. Thielecke. „Modellbasierter Entwurfsprozess für Brennstoffzellensysteme unter Verwendung eines mehrstufigen Bibliothekskonzepts“. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*. 2012.

[3] D. Amsallem und C. Farhat. „Interpolation method for adapting reduced-order models and application to aeroelasticity“. In: *AIAA journal* 46.7 (2008), S. 1803.

[4] K. Willcox und J. Peraire. „Balanced model reduction via the proper orthogonal decomposition“. In: *AIAA journal* 40.11 (2002), S. 2323–2330.

[5] T. Ersal, H.K. Fathy, D. Rideout, L. Louca und J. L Stein. „A review of proper modeling techniques“. In: *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control* 130.6 (2008), S. 061008.

[6] B. Moore. „Principal component analysis in linear systems: Controllability, observability, and model reduction“. In: *IEEE Transactions on Automatic Control* 26.1 (1981), S. 17–32.

[7] G. Wood, P. Goddard und K. Glover. „Approximation of linear parameter-varying systems“. In: *Proceedings of the 35th IEEE Conference on Decision and Control*. Bd. 1. IEEE. 1996, S. 406–411.

[8] M. Rewienski. „A trajectory piecewise-linear approach to model order reduction of nonlinear dynamical systems“. Diss. Massachusetts Institute of Technology, 2003.

[9] K Glover. „All optimal Hankel-norm approximations of linear multivariable systems and their L-error bounds“. In: *International Journal of Control* 39.6 (1984), S. 1115–1193.

[10] M. Tombs und I. Postlethwaite. „Truncated balanced realization of a stable non-minimal state-space system“. In: *International Journal of Control* 46.4 (1987), S. 1319–1330.

[11] European Comission. *Flightpath 2050 Europe's Vision for Aviation*. 2011.

[12] D. Daggett, S. Eelman und G. Kristiansson. „Fuel Cell APU for Commercial Aircraft“. In: *AIAA/ICAS International Air and Space Symposium and Exposition* (2003).

[13] S. Eelman, I. del Pozo und T. Krieg. „Fuel Cell APU's in Commercial Aircraft - An Assesment of SOFC and PEMFC Concepts“. In: *ICAS 2004 - 24thInternational Congress of the Aeronautical Sciences*. 2004.

[14] H. Gans, R.H. Stolte und V. Piezunka. *Fuel cell emergency system*. US Patent 9,028,990. 2015.

[15] H. Lüdders. „Modellbasierter Entwurf und Bewertung von multifunktionalen Brennstoffzellensystemen auf Flugzeugebene“. Diss. Technische Universität Hamburg, 2014.

[16] R. O'Hayre, S. Cha, W. Colella und F. Prinz. *Fuel Cell Fundamentals*. John Wiley & Sons, New York, 2009.

[17] H. Löhn. „Leistungsvergleich von Nieder- und Hochtemperatur-Polymerelektrolytmembran-Brennstoffzellen - Experimentelle Untersuchungen, Modellierung und numerische Simulation“. Diss. Technische Universität, Darmstadt, 2010.

[18] J. Wangemann, H. Lüdders, S. Zandstra und P. Drechsel. „Emergency Power Supply System, Aircraft Having Such An Emergency Power Supply System And A Method For Providing At Least Electric Power And Hydraulic Power In Case Of An Emergency In An Aircraft“. US14863615. 2016.

[19] S. Njoya Motapon, L. Dessaint und K. Al-Haddad. „A Comparative Study of Energy Management Schemes for a Fuel-Cell Hybrid Emergency Power System of More-Electric Aircraft“. In: *IEEE Transactions on Industrial Electronics* 61 (2014), S. 1320–1334.

[20] K. Strehmel, R. Weiner und H. Podhaisky. *Numerik gewöhnlicher Differentialgleichungen: Nichtsteife, steife und differential-algebraische Gleichungen*. Springer Spektrum, 2012, S. 203–206.