

Reformierung von BtL-Kraftstoffen für die HT-PEFC in luftfahrttechnischen Systemen

Christiane Wilbrand

Energie & Umwelt / Energy & Environment

Band / Volume 454

ISBN 978-3-95806-387-7

Forschungszentrum Jülich GmbH
Institut für Energie- und Klimaforschung
Elektrochemische Verfahrenstechnik (IEK-3)

Reformierung von BtL-Kraftstoffen für die HT-PEFC in luftfahrttechnischen Systemen

Christiane Wilbrand

Schriften des Forschungszentrums Jülich
Reihe Energie & Umwelt / Energy & Environment

Band / Volume 454

ISSN 1866-1793

ISBN 978-3-95806-387-7

Bibliografische Information der Deutschen Nationalbibliothek.
Die Deutsche Nationalbibliothek verzeichnet diese Publikation in der
Deutschen Nationalbibliografie; detaillierte Bibliografische Daten
sind im Internet über <http://dnb.d-nb.de> abrufbar.

Herausgeber und Vertrieb: Forschungszentrum Jülich GmbH
Zentralbibliothek, Verlag
52425 Jülich
Tel.: +49 2461 61-5368
Fax: +49 2461 61-6103
zb-publikation@fz-juelich.de
www.fz-juelich.de/zb

Umschlaggestaltung: Grafische Medien, Forschungszentrum Jülich GmbH

Druck: Grafische Medien, Forschungszentrum Jülich GmbH

Copyright: Forschungszentrum Jülich 2019

Schriften des Forschungszentrums Jülich
Reihe Energie & Umwelt / Energy & Environment, Band / Volume 454

D 82 (Diss., RWTH Aachen University, 2018)

ISSN 1866-1793
ISBN 978-3-95806-387-7

Vollständig frei verfügbar über das Publikationsportal des Forschungszentrums Jülich (JuSER)
unter www.fz-juelich.de/zb/openaccess.



This is an Open Access publication distributed under the terms of the [Creative Commons Attribution License 4.0](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/), which permits unrestricted use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

Meinen Eltern

REFORMIERUNG VON BTL-KRAFTSTOFFEN FÜR DIE HT-PEFC IN LUFTFAHRTTECHNISCHEN SYSTEMEN

von Christiane Wilbrand

KURZFASSUNG

Der bestehende Entwicklungstrend in Richtung „More-Electric-Aircraft“-Architekturen bedeuten einen stetigen Anstieg des Bordstrombedarfs von Flugzeugen. Zur Deckung des Strombedarfs zukünftiger Verkehrsflugzeuge bieten sich aus mehrfacher Hinsicht Brennstoffzellen an. So punkten diese gegenüber der konventionellen Gasturbinen-APU („Auxiliary Power Unit“, deutsch Hilfstriebwerk) nicht nur mit einem höheren Wirkungsgrad, sondern vor allem auch mit dem Nichtausstoß umweltproblematischer NO_x -Emissionen. Darüber hinaus verspricht die potentielle Nutzung des Reaktionsprodukts Wasser eine teil- oder vollautarke Frischwasserversorgung, während die sauerstoffabgereicherte Abluft des Brennstoffzellensystems für die Kerosintankinertisierung interessant ist. Als besonders vielversprechend für die Anwendung als Flugzeug-APU gilt der Brennstoffzellentyp HT-PEFC (High Temperature Polymer Electrolyte Fuel Cell). Einer der hervorzuhebenden Vorteile der HT-PEFC gegenüber der langjährig entwickelten Niedertemperaturvariante ist die vergleichsweise hohe Toleranz für Kohlenmonoxid, welche die Verwendung von Kerosinreformat als Brennstoff vereinfacht und damit den Verzicht auf eine aufwändige Wasserstoffspeicherung erlaubt. Ein sehr attraktives Reformierungsverfahren für On-board-Wasserstofferzeugung ist die sogenannte „Autotherme Reformierung“. Der Reformierungserfolg hängt allerdings nicht nur vom Reformierdesign und von den gewählten Reformierungsparametern ab, sondern vor allem auch von der Reformierbarkeit des Kohlenwasserstoffgemischs. So enthält synthetisiertes Fischer-Tropsch-Kerosin („XtL“), wie z.B. biogenes BtL („Biomass to Liquid“), im Gegensatz zu mineralölbasiertem Kerosin weder Aromaten noch Schwefel, was dem Reformierungsprozess entgeht.

Die vorliegende Dissertationsarbeit knüpft thematisch an dieser Stelle an. Übergeordnetes Ziel war eine Einschätzung über das technische Konkurrenzpotential von HT-PEFC-Systemen im Anwendungsfall Flugzeug-APU. Dabei spielten die Bereitstellungsart und die Rohstoffbasis des für den Brennstoffzellenbetrieb erforderlichen Wasserstoffs eine zentrale Rolle für die APU-Bilanz. Über experimentelle Reformierungsversuche mit Reformern der Leistungsklasse 5 kW_{el} wurden zunächst der aktuelle Entwicklungsstand der autothermen Reformierung aufgezeigt und praktische Erkenntnisse für die weitere Entwicklungsarbeit gewonnen. Als Brennstoffe dienten sowohl schwefelfreies Hydrocracker-Kerosin als auch XtL-Kerosin. Angesichts der ermutigenden Versuchsergebnisse ist die autotherme Reformierung ein vielversprechender Weg, um langfristig mobile Brennstoffzellensysteme zuverlässig mit Wasserstoff zu versorgen. Die Verfügbarkeit von XtL-Treibstoff kann hierfür ein notwendiges Kriterium sein. Im zweiten Hauptteil der Arbeit wurde in mehreren Zukunftsszenarien die Wettbewerbsfähigkeit eines technisch ausgereiften HT-PEFC-Systems betrachtet. Dabei stützte sich die Untersuchung auf dynamische Simulationen vollständiger Flugzyklen eines mit HT-PEFC-APU ausgestatteten More-Electric-Aircraft. Als Referenz diente ein More-Electric-Aircraft mit konventioneller Gasturbinen-APU. Wesentliche Kriterien für die Bewertung waren der Primärenergiebedarf des Flugzeugs und die Menge an ausgestoßenen Treibhausgasemissionen. Gemäß der Simulationsergebnisse kann eine HT-PEFC-APU eine ernstzunehmende Alternative zur Gasturbinen-APU darstellen, insofern die Leistungsdichte gegenüber dem gegenwärtigen Stand vergrößert werden kann. Dabei liegen die technischen Hürden zur Realisierung einer Konkurrenzfähigkeit bei Reformat deutlich niedriger als für Wasserstoff.

REFORMING OF BTL FUELS FOR THE HT-PEFC IN AVIATION SYSTEMS

by Christiane Wilbrand

ABSTRACT

The existing development trend towards „more electric aircraft” architectures means a steady growth in electrical power demand on board of aircrafts. For various reasons fuel cells may be ideally suited for covering the electrical power demand of future commercial aircraft. Fuel cells not only have a higher efficiency compared to the conventional gas turbine APU (auxiliary power unit), but they also do not generate any environmentally problematic NO_x emissions. Furthermore, the potential utilization of the reaction product water promises a partially or fully independent freshwater supply. Apart from this, the low-oxygen exhaust air of the fuel cell systems is interesting for inerting the kerosene tanks.

The fuel cell type HT-PEFC (high-temperature polymer electrolyte fuel cell) is particularly promising for the application as an APU in aviation. One of the most important advantages of the HT-PEFC over its long-standing low-temperature version is its high tolerance for carbon monoxide. This property simplifies the application of reformat gas as fuel and avoids a complicated hydrogen storage system. A very attractive reforming process for on-board hydrogen generation is provided by the method known as “autothermal reforming”. But the success of the reforming process depends not only on the reformer design and the reforming parameters, but also on the reforming properties of the hydrocarbon mixture. As opposed to mineral-oil based fuels, synthetic Fischer–Tropsch kerosene (“XtL”) such as biogenic BtL (“biomass to liquid”) contains neither aromatic compounds nor sulfur, which is favourable for the reforming process.

This dissertation connects to these topics. The principal aim was the assessment of the technical competitive potential of HT-PEFC systems applied as aircraft APUs. The resource base of the hydrogen required for the fuel cell operation and the way in which it was provided played a key role for the results. In the first place, experimental trials with 5 kW_{el} class reformers were conducted to reveal the current development status of the autothermal reforming and to obtain empirical findings for future development work. Sulfur-free hydrocracker kerosene and XtL kerosene were both used as fuels. Considering the encouraging trial results, autothermal reforming is a promising way to reliably provide mobile fuel cell systems with hydrogen in the long term. The availability of XtL fuel can be a required criterion for this.

In the second main part of this dissertation, the competitiveness of technically mature HT-PEFC systems was analysed in various future scenarios. The analysis is based on dynamic simulations of complete flight cycles of a more electric aircraft equipped with an HT-PEFC APU. A more electric aircraft with a conventional gas turbine APU served as a reference. The major criteria for the evaluation were the primary energy demand and the greenhouse gas emissions. According to the simulation results, an HT-PEFC APU can be a serious alternative to the gas turbine APU as long as the power density can be increased relative to today. However, the technical obstacles for achieving competitiveness is significantly lower for reformat gas than for hydrogen.

Inhaltverzeichnis

1	Einleitung und Zielsetzung	1
2	Grundlegendes zum Einsatz alternativer Technologien in der Luftfahrt	3
2.1	Zahlen und Fakten zu Treibstoffverbrauch und Emissionen	3
2.2	Motivation der Luftfahrt für mehr Effizienz und Umweltverträglichkeit	5
2.2.1	Auswirkungen des Luftverkehrs auf Klima und Umwelt	5
2.2.2	Ökonomische Notwendigkeit und Ressourcenendlichkeit	6
2.3	Klima- und umweltrelevante Ziele der Luftfahrt	7
3	Grundlagen und Stand der Technik	9
3.1	Treibstoffe in der zivilen Luftfahrt	9
3.1.1	Der Flugturbinentreibstoff Kerosin	9
3.1.1.1	Definition	9
3.1.1.2	Zündverhalten	11
3.1.1.3	Spezifikationen für Jet A-1	15
3.1.2	Biogenes Kerosin	16
3.1.2.1	Fischer-Tropsch-Kerosin (XtL)	16
3.1.2.2	HEFA-Kerosin	18
3.1.3	Energiedichte von Kraftstoffen im Vergleich	19
3.1.4	Kumulierter Energieaufwand und Treibhausgasemissionen	20
3.2	Bordenergieversorgung bei Verkehrsflugzeugen	23
3.2.1	Bordautonome Sekundärenergieversorgung heute	23
3.2.2	Der Trend zum „All Electric Aircraft“	25
3.2.3	Effizienz der konventionellen Stromerzeugung	27
3.2.3.1	Stromerzeugung über die Haupttriebwerke	27
3.2.3.2	Auxiliary Power Unit (APU)	29
3.2.4	Die alternative Option Brennstoffzellen-APU	30
3.2.4.1	Vorteile durch Einsatz einer Brennstoffzellen-APU	30
3.2.4.2	Anforderungen und technologische Ziele	31
3.3	Stromerzeugung mit Brennstoffzellen	32
3.3.1	Funktionsprinzip und Aufbau	32
3.3.2	Thermodynamik	33
3.3.3	Strom-Spannungs-Kennlinie	35
3.3.4	Betriebsparameter und Auslegungspunkt	37
3.3.5	Relevante Kennwerte	38
3.3.6	Merkmale der Hochtemperatur-Polymerelektrolyt-Brennstoffzelle (HT-PEFC)	39
3.3.7	Balance of Plant	40
3.3.7.1	Spannungswandler	40
3.3.7.2	Lüfter / Kompressor	41
3.3.7.3	Katalytischer Brenner	41

3.3.7.4 Brenngaserzeugungssystem.....	42
3.4 Wasserstoffbereitstellung für ein mobiles HT-PEFC-System.....	43
3.4.1 Hintergrund.....	43
3.4.2 Wasserstoffspeicherung	43
3.4.2.1 Technologien	43
3.4.2.2 Tanksysteme: Stand der Technik.....	45
3.4.3 Wasserstofferzeugung aus Kohlenwasserstoffen	46
3.4.3.1 Reformierung von Kohlenwasserstoffen.....	46
3.4.3.2 Reformataufbereitung	50
3.4.3.3 Reformierung: Stand der Technik	51
3.5 Dynamische Flugzeugsimulation	52
3.5.1 Aerodynamische Grundlagen	52
3.5.2 Reiseflugplanung	54
3.5.3 Triebwerksverbrauch	55
3.5.4 Das Flugleistungsmodell BADA	56
3.6 Versuchs- und Auswertemethodiken	58
3.6.1 Statistische Versuchsplanung und -auswertung	58
3.6.2 Messunsicherheitsbestimmung.....	58
4 Experimente zur autothermen Reformierung	59
4.1 Hintergrund	59
4.2 Ziele.....	59
4.3 Beschreibung der Versuchsanlage	60
4.4 Versuchsplanung und -durchführung	62
4.5 Analytik und Auswertemethodik.....	63
4.6 Abschätzung der Messunsicherheit.....	64
4.7 Versuchsergebnisse und Diskussion.....	66
4.7.1 Charakterisierung des ATR-9.1	66
4.7.1.1 Versuchsreihe mit Hydrocracker-Kerosin	66
4.7.1.2 Versuchsreihe mit GtL-Kerosin	72
4.7.1.3 Zusammenfassung	77
4.7.2 Charakterisierung des ATR-9.2	79
4.7.2.1 Versuchsreihe mit GtL-Kerosin	79
4.7.2.2 Zusammenfassung	84
4.7.3 Betriebstests mit dem ATR-9.2.....	86
4.7.3.1 Lastzyklusversuch.....	86
4.7.3.2 Langzeitversuch.....	90
4.7.3.3 Zusammenfassung	93
4.8 Fazit.....	95

5	Dynamische Simulation eines Flugzeugs mit HT-PEFC-APU	99
5.1	Hintergrund	99
5.2	Ziele und Zielerreichung.....	99
5.3	Simulationsgegenstand.....	101
5.4	Aufbau des Simulationsmodells.....	101
5.5	Charakterisierung des Simulationsflugzeugs.....	105
5.5.1	Allgemeines.....	105
5.5.2	Technische Eckdaten	106
5.5.3	Besondere technische Merkmale.....	107
5.5.3.1	Brennstoffzellen-APU.....	107
5.5.3.2	Kabinenluftbefeuchtung	107
5.5.3.3	Tankinertisierung	108
5.5.3.4	Wassereinspritzung zur NO _x -Reduktion	109
5.5.4	Aufbau des Bordstromnetzes.....	110
5.5.5	Struktur des Wasserversorgungssystems.....	112
5.5.6	Ausgewählte Flugmissionen	113
5.6	Erstellung der dynamischen Profile	115
5.6.1	Flugprofil.....	115
5.6.2	Strombedarfsprofil	117
5.6.3	Wasserbedarfsprofil.....	120
5.7	Modellierung und Dimensionierung eines HT-PEFC-Systems für die APU- Anwendung	123
5.7.1	Untersuchte Systemkonfigurationen	123
5.7.2	Grundlegender Aufbau der HT-PEFC-Systeme	123
5.7.2.1	Wasserstoffbetrieb	125
5.7.2.2	Reformatbetrieb	129
5.7.3	HT-PEFC-Stacks	133
5.7.3.1	Wahl der Betriebsbedingungen	133
5.7.3.2	Beschreibung und Analyse der verwendeten Strom-Spannungs-Kennlinien.....	134
5.7.3.3	Wahl des Auslegungspunkts	140
5.7.3.4	Berechnung der Brennstoffzellenleistung.....	141
5.7.3.5	Stackdimensionierung und -design	144
5.7.4	Turbokompressor/Expander-Einheit	149
5.7.5	Katalytbrenner	151
5.7.6	Kondensatoren	153
5.7.7	Brenngaserzeugungssystem	158
5.8	Modellierung von Energie-/Stoffströmen an Bord.....	162
5.8.1	Flugzeugsystemebene.....	163
5.8.1.1	Sekundärenergieversorgung	163
5.8.1.2	Umgebungskontrollsystem (Klimaanlage)	166
5.8.1.3	Wassersystem	171

5.8.2	Triebwerksebene	174
5.8.2.1	Beschreibung des flugmechanischen Modells.....	174
5.8.2.2	Treibstoffbedarf und -versorgung	177
5.8.2.3	Tankinertisierung	181
5.9	Modellierung der Umgebungsluft	184
5.10	Simulationen auf der Flugzeugsystemebene.....	186
5.10.1	Zieldefinition	186
5.10.2	Simulationsplanung und -durchführung	186
5.10.3	Simulationsergebnisse und Auswertung	188
5.10.3.1	HT-PEFC-System I (Wasserstoffbetrieb)	188
5.10.3.2	HT-PEFC-Systeme II (Reformatbetrieb).....	191
5.10.4	Zusammenfassung und Fazit.....	193
5.11	Massenbilanzierung.....	195
5.11.1	Brennstoffzellen-APU	195
5.11.2	Wasserstofftank.....	198
5.11.3	Gesamtgewicht des Flugzeugs.....	200
5.12	Simulationen auf der Triebwerksebene.....	202
5.12.1	Zieldefinition	202
5.12.2	Simulationsplanung und -durchführung	203
5.12.3	Simulationsergebnisse.....	204
5.12.3.1	Flugzeugvariante BZ-I (Wasserstoffbetriebene APU).....	204
5.12.3.2	Flugzeugvariante BZ-II (Reformatbetriebene APU).....	211
5.12.3.3	Flugzeugvarianten im Vergleich	218
5.12.4	Zusammenfassung und Fazit.....	225
6	Zusammenfassung und Ausblick	231
Literatur	242
Liste der Formelzeichen und Abkürzungen	259
Abbildungsverzeichnis	263
Tabellenverzeichnis	269
Anhang	272

1 Einleitung und Zielsetzung

Das mit 5 % prognostizierte Jahreswachstum des globalen Luftverkehrs ist hinsichtlich Klima- und Umweltschutz sowie Öressourcenendlichkeit mit großen technologischen Herausforderungen verbunden. Der jährliche Kerosinverbrauch von derzeit ca. 140 Mio. Tonnen im internationalen Flugverkehr wird sich bis zum Jahr 2040 voraussichtlich verdrei- bis vervierfachen. In der Höhe ausgestoßen beeinflussen die bei der Kerosinverbrennung entstehenden Triebwerksemissionen die atmosphärische Zusammensetzung und provozieren so langfristig Klimaschäden. Zwar konnten der Triebwerksverbrauch und die damit einhergehenden CO₂-Emissionen in der Vergangenheit drastisch reduziert werden, allerdings führte dies zu einem problematischen Anstieg des Stickoxidausstoßes. Um die für Flugzeuge zulassungsrelevanten Emissionsgrenzwerte auch in Zukunft einhalten zu können, sind Triebwerkshersteller und Flugzeugbauer zur Beschreitung neuer technologischer Wege gezwungen. Entwicklungstreiber sind aber nicht nur die zunehmend restriktiven Umweltauflagen und freiwillig gesetzte Emissionsziele der Luftfahrtindustrie, sondern auch ökonomische Interessen. Die Fluggesellschaften unterliegen je nach Ölpreislevel einem bisweilen massiven Kostendruck. Auf lange Sicht wird die Ressource Rohöl zudem erschöpft sein und nicht mehr als Treibstofflieferant zur Verfügung stehen. Von den im Luftfahrtsektor vorangetriebenen Maßnahmen zur Senkung des Kerosinverbrauchs bietet der technologische Fortschritt das bei weitem größte Potential. Der seitens der Luftfahrtindustrie unterstützte Maßnahmenkatalog enthält unter anderem die Implementierung von

- „**More Electric Aircraft**“-Architekturen, deren Entwicklung bereits während der Ölkrise in den 1970er Jahren angestoßen wurde und die eine zunehmende Elektrifizierung der aktuell pneumatischen und hydraulischen Sekundärenergiesysteme bedeuten. Erhoffte Vorteile einer zukünftig rein elektrischen Bordenergieversorgung sind vor allem ein reduzierter Gesamtsekundärenergiebedarf, eine geringere Systemkomplexität und ein größeres Optimierungspotential. Als Resultat sollen Systemzuverlässigkeit und Sicherheit steigen sowie der Treibstoffbedarf des Flugzeugs sinken.
- **Brennstoffzellen-APUs** zur Deckung des wachsenden Strombedarfs in More-Electric-Aircrafts. Die Brennstoffzellentechnologie punktet gegenüber der konventionellen Gasturbinen-APU vor allem mit einem signifikant höheren Wirkungsgrad, der Nichtproduktion von schädlichen NO_x-Emissionen und mit praktischer Multifunktionalität. Hervorzuheben ist hier die mögliche Nutzung des Reaktionsproduktes Wasser zur teil- oder vollautarken Frischwasserversorgung des Flugzeugs. Die Herabsetzung der erforderlichen Wassermittnahmemenge ist insbesondere in Regionen mit nur milderer Trinkwasserqualität hilfreich und leistet ebenfalls einen Beitrag zu einem geringeren Kraftstoffverbrauch der Triebwerke. Dieser korreliert mit dem Flugzeuggewicht, woraus sich für Flugzeugsysteme grundsätzlich höhere Anforderungen an das leistungsspezifische Gewicht bzw. die Leistungsdichte ergeben als es bei stationären Anwendungen der Fall ist.
- nachhaltig erzeugten „**Drop in**“-Treibstoffen in der mittel- bis langfristigen Zukunft. Kerosin aus hydrierten Pflanzenölen und tierischen Fetten, sogenanntes „HEFA-Kerosin“, und synthetisiertes Fischer-Tropsch-Kerosin („xTL“) wie z.B. biogenes **BtL** („Biomass to Liquid“)

sind in den internationalen Kerosinspezifikationen ASTM D1655 und DS 91-91 bereits aufgenommen und dürfen zu 50 % beigemischt werden.

Die vorliegende Dissertationsarbeit mit dem Titel „Reformierung von BtL-Kraftstoffen für die HT-PEFC in luftfahrttechnischen Systemen“ knüpft hier thematisch an. **Übergeordnetes Ziel dieser Arbeit** ist eine Einschätzung über das technische Konkurrenzpotential von Brennstoffzellensystemen des Typs Hochtemperatur-Polymerelektrolyt-Brennstoffzelle (HT-PEFC) im Anwendungsfall Flugzeug-APU. Dieser relativ neuartige Brennstoffzellentyp zeichnet sich gegenüber der langjährig entwickelten PEFC vor allem durch eine verbesserte Kohlenmonoxidtoleranz aus und vereinfacht damit die Nutzung von Kerosinreformat als Brennstoff. Gegenüber reinem Wasserstoff bietet Reformat den Vorteil, dass es direkt „on board“ erzeugt werden kann und der Bedarf nach einem gesonderten Wasserstofftank entfällt. Eines der möglichen Verfahren zur Erzeugung von Reformat aus höherwertigen Kohlenwasserstoffen wie Kerosin ist die sogenannte „Autotherme Reformierung“ (ATR). Deren Eigenschaften beinhalten einen Kompromiss zwischen Wirkungsgrad und Kompaktheit und kommen daher insbesondere den speziellen Erfordernissen mobiler Anwendungen entgegen.

Wesentliche betrachtete Aspekte bei der Bewertung der Systemeinheit Flugzeug-APU sind die technischen Herausforderungen bei der Reformierung und die Energie- und Umweltbilanz eines mit Brennstoffzellen-APU ausgestatteten Verkehrsflugzeugs. In diesem Zusammenhang wird synthetisches BtL-Kerosin als „grünem“ Energieträger näher beleuchtet. Nach dem einleitenden Kapitel teilt sich die vorliegende Arbeit in folgende Kapitel auf:

- **Kapitel 2** erläutert die bestehenden Motive und Notwendigkeiten von energie- und schadstoffsparenden Maßnahmen in der Luftfahrt. Anhand von Zahlen und Fakten wird die derzeitige Situation der zivilen Luftfahrt wiedergegeben und es werden die mittel- bis langfristigen Branchenziele beschrieben.
- **Kapitel 3** fasst die fachlichen Grundlagen und technischen Zusammenhänge zusammen, die für das Verständnis der nachfolgenden Untersuchungskapitel relevant sind und auf die entsprechend Bezug genommen wird. Die erläuterten Hauptthemen sind: Flugzeugtreibstoffe, Bordenergieversorgung bei Flugzeugen, Brennstoffzellen, Wasserstoffbereitstellung, dynamische Flugzeugsimulationen sowie Versuchs- und Auswertemethoden.
- **Kapitel 4** beschreibt durchgeführte experimentelle Versuche zur autothermen Reformierung von schwefelarmem fossilen Kerosin und aromatenfreiem XtL-Kerosin. Dieses Kapitel zeigt den derzeitigen Stand der Technik auf und erläutert die technischen Herausforderungen bei der Brenngaserzeugung.
- **Kapitel 5** behandelt das technische Zukunftspotential einer HT-PEFC-APU für die Anwendung in einem More Electric Aircraft. In dynamischen Simulationen werden das Zusammenspiel und die wechselseitigen Einflüsse der Systeme APU und Flugzeug analysiert und die Effekte verschiedener Design- und Betriebsparameter auf die Energie- und Klimabilanz des Flugzeugs untersucht. Hierbei erfolgt eine Gegenüberstellung der konkurrierenden Brennstoffoptionen Reformat und Wasserstoff. Bewertungsmaßstab zur Einschätzung der technischen Konkurrenzfähigkeit der HT-PEFC-Technologie ist die Klima- und Energiebilanz von Flugzeugen mit konventionellen Stromerzeugungstechnologien.

2 Grundlegendes zum Einsatz alternativer Technologien in der Luftfahrt

Seit Jahrzehnten verzeichnet der kommerzielle Luftverkehr ein stetiges Wachstum, das nur kurzzeitig durch Ereignisse wie die Ölkrise in den 1970er Jahren oder den 11. September 2001 unterbrochen worden ist (siehe **Abbildung 2-1**) [203]. Die globale Finanzkrise von 2008 mit der sich anschließenden Rezession 2009 hatte ebenfalls einen starken Einbruch der Luftfahrtbranche mit negativer Wachstumsrate zur Folge [102]. Bereits 2010 wendete sich der Trend zu erneutem wirtschaftlichen Aufschwung mit ca. 6,3 % Wachstum. Zum Vergleich sei hier das Welt-Bruttoinlandsprodukt desselben Jahres von rund 4 % genannt [104]. Als langfristige Entwicklung für den Zeitraum 2010-2030 prognostiziert der ICAO einen jährlichen Zuwachs von durchschnittlich 4,9 % [105], womit sich die Luftverkehrsleistung innerhalb von 15 Jahren mehr als verdoppeln würde. Diese Entwicklung des weltweiten Luftverkehrs ist vom wirtschaftlichen Standpunkt gesehen zwar positiv, angesichts der Einflüsse auf Umwelt und Klima jedoch mit enormen Herausforderungen verbunden.

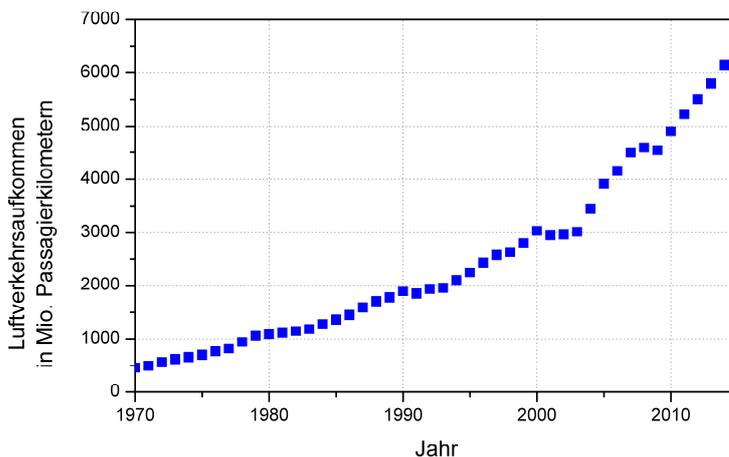


Abbildung 2-1: Entwicklung des weltweiten zivilen Flugverkehrs von 1970 bis heute [101; 106-112]

2.1 Zahlen und Fakten zu Treibstoffverbrauch und Emissionen

Der weltweite Kerosinverbrauch für den internationalen Flugverkehr lag im Jahr 2010 bei ca. 142 Mio. t [105]. Mit jedem Kilogramm verbrannten Kerosins ist die Entstehung von ca. 3,15 kg des Treibhausgases Kohlendioxid (CO_2) und von 1,24 kg Wasserdampf verbunden. Bei einem Schwefelgehalt des Kerosins von durchschnittlich 0,05 % wird zudem ca. 1 g Schwefeldioxid (SO_2) erzeugt. In Abhängigkeit von Art und Betriebszustand des Triebwerks fallen des Weiteren die Schadstoffe Stickoxide (NO_x), Kohlenmonoxid (CO), Kohlenwasserstoffe (HC) und Ruß

an. CO, HC und Ruß stellen Produkte unvollständiger Verbrennungsreaktionen dar, wohingegen NO_x als Folge von hohen Brennkammertemperaturen entsteht [10]. Typische Werte für die Triebwerksemissionen sind in **Tabelle 2-1** als sogenannte Emissionsindizes in g pro kg Kerosin zusammengefasst.

Tabelle 2-1: Typische Emissionsindizes von Flugzeugtriebwerken pro kg Kerosin [10].

Reaktionsprodukt	verbrauchsspezifischer Emissionsindex (g/kg)
CO ₂	3150
H ₂ O	1240
NO _x	6-20
CO	0,7-2,5
HC	0,1-0,7
SO ₂	1
Ruß	0,01-0,03

Die Luftfahrt ist für ca. 2 % der anthropogen verursachten CO₂-Emissionen verantwortlich. Innerhalb des Transportsektors liegt der Anteil bei ca. 13 % [168]. Stetige technologische Fortschritte in der Flugzeugtechnik ermöglichten bislang zwar enorme Treibstoffeinsparungen, mehr als 40 % in den vergangenen 30 Jahren, dennoch wird der luftfahrtbedingte CO₂-Ausstoß aufgrund der hohen Wachstumsrate des Luftverkehrs zunehmen. Bis zum Jahr 2040 wird mit einer Verdrei- bis gar Vervielfachung des Kerosinverbrauchs von 2010 gerechnet [25, S.1010; 105].

Effizienzverbesserungen bei einem Strahltriebwerk werden im Allgemeinen durch Erhöhung von Druck und Temperatur in der Brennkammer erreicht. Diese Bedingungen begünstigen auf der anderen Seite jedoch die Bildung von NO_x [168]. Die einseitigen Optimierungsbemühungen der 1960er und 1970er Jahre in Richtung einer höheren Triebwerkseffizienz führten daher zu einem Anstieg der NO_x-Emissionen [25, S.1010]. Schadstoffreduzierende Maßnahmen bei modernen Triebwerken konzentrieren sich daher heute vor allem auf NO_x. Die verbrauchsabhängigen CO₂-Emissionen außer Betracht gelassen dominiert NO_x den im Reiseflug generierten Schadstoffausstoß zu über 90 %. Es ist zu befürchten, dass dieser Ausstoß insbesondere in großer Höhe langfristige Klimaschäden zur Folge haben kann [25, S.1016]. In Bodennähe produziert NO_x zudem negativen Einfluss auf die lokale Luftqualität. Heute sind Flugzeuge für 70 bis 80 % der gesamten NO_x-Emissionen an Flughäfen verantwortlich.

Als zukünftigen Trend für den Zeitraum 2006-2036 prognostiziert der ICAO eine weitere jährliche Zunahme der luftfahrtbedingten NO_x-Emissionen von durchschnittlich 2,4 bis 3,5 % [105]. Seit geraumer Zeit konzentriert sich die Triebwerksforschung daher vor allem auf die Reduzierung der NO_x-Emissionen [25, S.1016]. Der bestehende Trade-Off zwischen Kerosinverbrauch und NO_x-Ausstoß muss mit Hilfe neuartiger Brennkammertechnologien in Richtung höherer Effizienz und geringerer NO_x-Emissionen verschoben werden, um auch zukünftig die als Zulassungsvoraussetzung geltenden Umweltauflagen des ICAO zu erfüllen. Diese sind im sogenannten Annex 16 des internationalen Luftfahrtübereinkommens zusammengefasst und for-

dem die Einhaltung festgelegter Höchstgrenzen für die Emissionen von NO_x , CO und unverbrannten Kohlenwasserstoffen in einem definierten Start- und Landezyklus unterhalb von 915 m [100]. Seit der Einführung der Auflagen im Jahr 1981 wurden die Grenzwerte für NO_x in mehreren Schritten um insgesamt 50 % gesenkt [103]. Die letzte Verschärfung des Grenzwertes wurde im Jahr 2010 beschlossen und zielt auf eine weitere NO_x -Reduktion um bis zu 15 % für alle nach 2013 zertifizierten Triebwerke. Eine weitere Übereinkunft des ICAO-Ausschusses für Umweltschutz in der Luftfahrt (CAEP) sieht zudem die Entwicklung von Emissionsstandards für den CO_2 - und Partikelaustritt vor [100].

2.2 Motivation der Luftfahrt für mehr Effizienz und Umweltverträglichkeit

2.2.1 Auswirkungen des Luftverkehrs auf Klima und Umwelt

Die Gase und Partikel, die von Flugzeugen direkt in die obere Troposphäre und untere Stratosphäre emittiert werden, beeinflussen die atmosphärische Zusammensetzung und tragen damit zur Klimaänderung bei. Das Konzept des sogenannten Strahlungsantriebs (engl. Radiative Forcing, RF) quantifiziert Störungen der Energiebilanz im System Erde-Atmosphäre in Watt pro m^2 und erlaubt daher Vergleiche zwischen einzelnen Substanzen und Emissionsquellen hinsichtlich ihrer Klimawirkung. Der Weltklimarat (IPCC, Intergovernmental Panel on Climate Change) hat in einem umfangreichen Report „Aviation and the Global Atmosphere“ von 1999 [168] den Strahlungsantrieb der einzelnen Abgaskomponenten von Flugzeugen veröffentlicht. Die im Jahr 2005 von Sausen [192] überarbeiteten Zahlen sind in **Tabelle 2-2** zusammengefasst. Ein positiver Wert steht für einen Erwärmungseffekt, ein negativer Wert für eine abkühlende Wirkung [203]. Am zuverlässigsten ist der RF-Wert für CO_2 , währenddessen die Beiträge der bewölkungsverändernden Emissionen mit den größten Unsicherheiten behaftet sind [202].

Tabelle 2-2: Strahlungsantrieb durch die Luftfahrt (für das Jahr 2000) [192; 202]

Ursache	RF in mW/m^2
CO_2	25,3
O_3 (infolge NO_x und Photochemie)	21,9
CH_4 (infolge NO_x und Photochemie)	-10,4
H_2O	2,0
Direkter Strahlungsantrieb Sulfataerosol	-3,5
Direkter Strahlungsantrieb Ruß	2,5
Kondensstreifen	10,0
Cirren (mittlerer Wert, obere Grenze)	30, 80
Insgesamt (ohne Cirren)	47,8
Insgesamt mit Cirren	77,8 (max. 127,8)

Das Verhältnis des Gesamtstrahlungsantriebes aller Effekte zum CO_2 -bedingten Strahlungsantrieb, bezeichnet als „Radiative Forcing Index“ (RFI), ist eine vom IPCC vorgeschlagene Kennzahl zur Quantifizierung des Luftfahrtbeitrags zum Klimawandel [168], Kapitel 6.2.3].

Ohne Berücksichtigung von flugverkehrsbedingten Cirruswolken, deren Effekt schwierig zu erfassen ist, liegt der RFI-Wert bei 1,9. Dies bedeutet, dass nach dem heutigen Erkenntnisstand der Strahlungsantrieb aller Effekte exklusive der Cirren fast doppelt so hoch ist wie die alleinige Wirkung der CO₂-Emissionen. Wird der durch Cirren hervorgerufene Strahlungsantrieb eingerechnet, so liegt der RFI sogar zwischen 3 und 5 [228].

Langfristig ist vor allem der Ausstoß von CO₂ die wichtigste Ursache für die Beeinflussung des Klimas durch den Luftverkehr. CO₂ gehört zu den sogenannten langlebigen Treibhausgasen, die wegen ihrer hohen chemischen Stabilität über sehr lange Zeiträume in der Atmosphäre verbleiben und sich nahezu gleichmäßig über den Globus verteilen [211]. Bezüglich der Klimawirkung ist es aufgrund der langen atmosphärischen Lebensdauer irrelevant, ob diese Emissionen in Bodennähe oder in Reiseflughöhe entstehen. Die anderen Emissionen wie NO_x, SO_x, Wasserdampf und Rußpartikel verfügen über deutlich kürzere atmosphärische Lebenszeiten als CO₂ und verbleiben daher konzentriert in Nähe der Flugrouten. Bei NO_x besteht die klimarelevante Eigenschaft vor allem aus der Erzeugung von Ozon, welches in Höhe des Flugverkehrs als Treibhausgas wirkt [168]. Wasserdampf und Rußpartikel verursachen einen vergleichsweise geringen direkten Strahlungsantrieb, doch tragen sie zur Bildung von Kondensstreifen bei, die sich zu künstlichen Cirruswolken ausweiten können. Cirruswolken und Kondensstreifen werden netto eine erderwärmende Wirkung zugeschrieben, die allerdings besonders im Falle der Cirren schwierig zu quantifizieren ist [192; 202].

Abschätzungen von Sausen et al. [192] für das Jahr 2000 ergaben für die globale Luftfahrt einen Strahlungsantrieb von insgesamt ca. 0,05 W/m². Schätzungen des IPCC zufolge liegt der gesamte anthropogen bedingte Strahlungsantrieb bei etwa 1,6 W/m², sodass der Beitrag der Luftfahrt etwa 3 % beträgt [211, S.32]. Auch auf lokaler Ebene ist die Einhaltung von Grenzwerten zur Luftreinhaltung ein relevantes Thema. Besonders in der näheren Umgebung großer Flughäfen ist die Stickoxidbelastung zum Teil übermäßig hoch [87].

2.2.2 Ökonomische Notwendigkeit und Ressourcenendlichkeit

Die kommerzielle Luftfahrt gerät aufgrund der starken Abhängigkeit vom Ölpreis zeitweilig unter hohen ökonomischen Druck. Laut des internationalen Dachverbands der Fluggesellschaften IATA (International Air Transportation Association) verzeichneten die Fluggesellschaften allein im Zeitraum 2000 bis 2009 einen finanziellen Verlust von insgesamt 49,1 Mrd. US-Dollar als Folge von Weltwirtschaftskrise, geopolitischer Instabilitäten und hoher Treibstoffkosten [67; 98]. Nach dem Ölpreisrekordjahr 2008 (s. **Abbildung 2-2**), dem ein jahrelanger Ölpreisanstieg vorausging, fiel der Preis zwar auf das Niveau von 2004/2005 zurück, nahm aber bereits im Laufe des Jahres 2009 erneut um fast 100 % zu [97; 162]. Anfang 2016 befand sich der Ölpreis mit ca. 30 US-Dollar auf dem niedrigsten Stand seit 2003. Gemäß Prognose der „Internationalen Energieagentur IEA“ (engl. International Energy Agency) ist aber ab 2017 eine Ausbalancierung von Angebot und Nachfrage und damit einhergehend ein erneuter Ölpreisanstieg zu erwarten [113].

Auch ungeachtet des Ölpreises ist auf lange Sicht gesehen eine Sicherung des Flugverkehrs nur bei schrittweiser Umstellung von Erdöl auf alternative Quellen möglich. Angesichts des Erschöpfungsgrades der Reserven wird die Produktion von konventionellem Erdöl in absehbarer Zeit nicht mehr beliebig gesteigert werden können [26, S.15, S.254]. Bis heute wurden mit 151 Gt bereits ca. 49 % der bekannten ursprünglichen Reserven aus den Lagerstätten gefördert [26, S.251]. Laut einer Studie der Bundesanstalt für Geowissenschaften und Rohstoffe könnte das globale Fördermaximum bereits um 2020 erreicht werden [26, S.15]. Zu einer ähnlichen Einschätzung kam das UK Energy Research Centre im 2009 veröffentlichten Global Oil Depletion Report nach Auswertung von mehr als 500 Studien und Analyse von Industriedatenbanken [212].

Eine weitere finanzielle Motivation zur Senkung des Kerosinverbrauchs ist die zukünftige Beteiligung des Luftverkehrs am Emissionshandel. Seit dem Jahr 2012 müssen alle Fluggesellschaften, die Flughäfen innerhalb der europäischen Union anfliegen, Zertifikate für den CO₂-Ausstoß vorweisen [8].

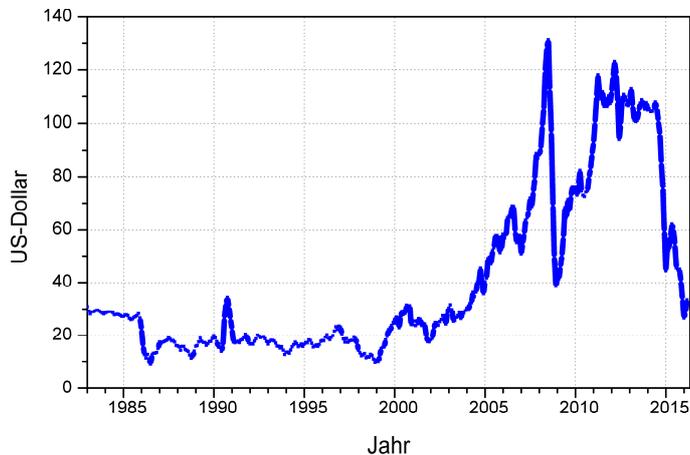


Abbildung 2-2: OPEC-Korbpreise in US-Dollar/Barrel von 1983 bis 2015
(Daten aus [163])

2.3 Klima- und umweltrelevante Ziele der Luftfahrt

Fortschritte bei Aerodynamik, Gewicht und Triebwerkseffizienz konnten den spezifischen Kerosinverbrauch der Flugzeuge in den vergangenen 40 Jahren bereits zwar um rund die Hälfte reduzieren, dennoch sind zur Limitierung des zukünftigen Schadstoffausstoßes noch deutlich mehr Anstrengungen erforderlich [203]. Die „Vision 2020“ steht in diesem Zusammenhang für die ehrgeizigen Ziele, die sich die europäische Luftfahrtindustrie im Jahr 2001 selbst auferlegt hat. Nach Zusammenschluss zum Forschungsverbund „Advisory Council for Aeronautics Research in Europe“ (ACARE), einigten sich Vertreter europäischer Mitgliedsstaaten und Interessensvertreter der Luftfahrt auf die Verbesserung von Qualität, Flugsicherheit, Umwelt-

freundlichkeit und Luftfahrtmanagement. Unter anderem wird gefordert, dass in Neuflugzeugen ab dem Jahr 2020 der CO₂-Ausstoß pro Fluggastkilometer um 50 % bzw. der NO_x-Ausstoß um 80 % gegenüber dem Referenzjahr 2000 gesenkt werden. Gleichzeitig sollen die wahrgenommenen Lärmemissionen halbiert werden [11]. Noch ambitioniertere Ziele wurden im Jahr 2009 von der internationalen Luftverkehrsorganisation IATA beschlossen. Mit der Vision eines emissionsfreien Verkehrsflugzeugs binnen 50 Jahren stellte die IATA einen Strategiefahrplan vor, die von der gesamten Luftfahrtindustrie mitgetragen wird und folgende Teilziele enthält:

- ein CO₂-neutrales Wachstum der Luftfahrt ab dem Jahr 2020,
- die jährliche Verbesserung der Kraftstoffeffizienz um durchschnittlich 1,5 % pro Jahr von 2009 bis 2020, sowie
- die auf das Jahr 2005 bezogene Halbierung der CO₂-Emissionen bis 2050.

Die Strategie zur Umsetzung der Ziele umfasst vier Säulen: „Technologie“, „Betrieb“, „Infrastruktur“ und „Ökonomische Maßnahmen“. Die technologischen Maßnahmen bieten insgesamt das größte Potential zur Kerosineinsparung und lassen sich nach dem jüngsten veröffentlichten Strategiefahrplan „IATA Technology Roadmap 2013“ [5] in fünf verschiedene Zeithorizonte einteilen:

1. Technologien, mit denen die aktuell betriebenen Flugzeugflotten kurzfristig nachgerüstet werden können:
 - Beispiele: Winglets, strömungswiderstandreduzierende Oberflächenbeschichtungen, leichtere Materialien für die Kabinenausstattung
 - Kerosineinsparpotential gegenüber dem Jahr 2005: 5-12 %
2. Technologien, die kurzfristig in die laufende Flugzeugproduktion integriert werden können:
 - Beispiel: Einsatz von leichtgewichtigen Kompositmaterialien für den Rumpf und die Tragflächen
 - Kerosineinsparpotential gegenüber dem Jahr 2005: 9-20 %
3. Technologien, die bis zum Jahr 2020 für neue Flugzeugdesigns zur Verfügung stehen:
 - Beispiele: Getriebefan-Triebwerke, More-Electric-Aircraft-Architektur
 - Kerosineinsparpotential gegenüber dem Jahr 2005: 10-21 %
4. Technologien, die nach 2020 für neue Flugzeugdesigns zur Verfügung stehen:
 - Beispiele: „Laminar flow control“-Systeme zur Aerodynamikverbesserung; Brennstoffzellen für die Sekundärenergiebereitstellung
 - Kerosineinsparpotential gegenüber dem Jahr 2005: 27-40 %
5. Bahnbrechende Technologien ab dem Jahr 2030:
 - Beispiele: „New aero engine core“-Triebwerke, formvariable „Morphing Wings“
 - Kerosineinsparpotential gegenüber dem Jahr 2005: bis zu 50 %

Neben effizienzverbessernden Technologien wird auch der Einsatz von Biotreibstoffen als eine vielversprechende Zukunftsoption zur Emissionsminderung gewertet. „Drop-in“-Treibstoff aus Biomasse wie Algen oder Jatropha soll, mit steigendem Anteil dem herkömmlichem Kerosin beigemischt, zu einer Verringerung des CO₂-Ausstoßes beitragen. IATA nennt als Ziel einen 10 %igen Biotreibstoffanteil bis zum Jahr 2017 [99].

3 Grundlagen und Stand der Technik

3.1 Treibstoffe in der zivilen Luftfahrt

3.1.1 Der Flugturbinentreibstoff Kerosin

3.1.1.1 Definition

Das Mineralölprodukt Kerosin (engl. „Jet fuel“) ist ein sorgfältig raffiniertes Petroleum (engl. „Kerosene“) und dient als Düsentreibstoff in der Luftfahrt [145]. Petroleum besitzt einen Siedebereich von ca. 150-300 °C und zählt damit bei der fraktionierten Erdöldestillation zu den sogenannten Mitteldestillaten [248]. Wie das beispielhafte Schema einer atmosphärischen Destillationskolonne zeigt (siehe **Abbildung 3-1**), befindet sich der Siedebereich von Petroleum zwischen den Siedebereichen von Benzin und leichtem Gasöl. Die Wahl der hier dargestellten Fraktioneneinteilung ist allerdings nicht allgemeingültig, sondern unterliegt stets der jeweiligen Raffineriekonfiguration [78]. In Abhängigkeit vom gewünschten Endprodukt bzw. Verwendungszweck schließen sich an die Fraktionierung chemische Konversionsprozesse und Mischprozesse an, um mangelnde Rohölqualität auszugleichen, die Ausbeute von Komponenten zu erhöhen, unerwünschte Verbindungen zu reduzieren und gezielt bestimmte Produkteigenschaften zu verbessern.

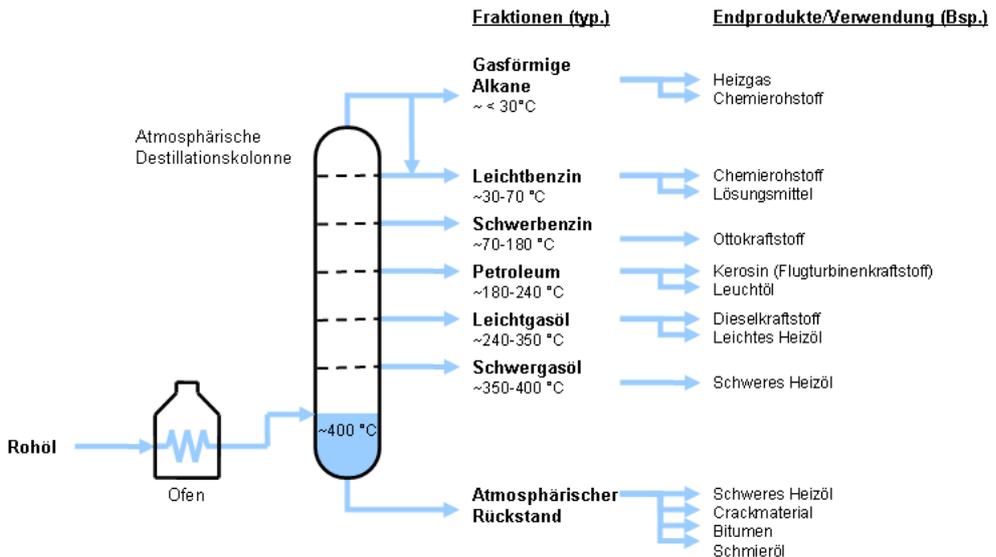


Abbildung 3-1: Vereinfachtes Schema der atmosphär. Rohöldestillation (vgl. [41; 78, S.75f.; 42])

Die weltweit wichtigsten Treibstoffsorten in der zivilen Luftfahrt sind die Kerosine „Jet A“ und „Jet A-1“, wobei sich die Anwendung von Jet A auf die USA beschränkt [92]. Bei den genannten Kerosinsorten handelt es sich üblicherweise um einen Petroleumschnitt mit beigemischem

Material aus Crackprozessen. Sie bestehen hauptsächlich aus Kohlenwasserstoffen im Bereich von C_8 bis C_{17} mit einem überwiegenden Anteil von Komponenten mit Kettenlängen von 10 bis 14 [248]. Der wesentliche Unterschied von Jet A-1 gegenüber Jet A liegt im niedrigeren Gefrierpunkt von max. -47 °C gegenüber max. -40 °C .

Der typische Siedeverlauf von Jet A-1 ist in **Abbildung 3-2** wiedergegeben. Die gezeigte Destillationskurve wurde von Rachner [178] aus den gemittelten Messdaten mehrerer Literaturquellen ermittelt. Als typischer Heizwert wird $43,26\text{ MJ/kg}$ genannt [178]. Die durchschnittliche Dichte von Jet A-1 (bei 15 °C) liegt bei ca. $802 \pm 6,47\text{ kg/m}^3$ [32].

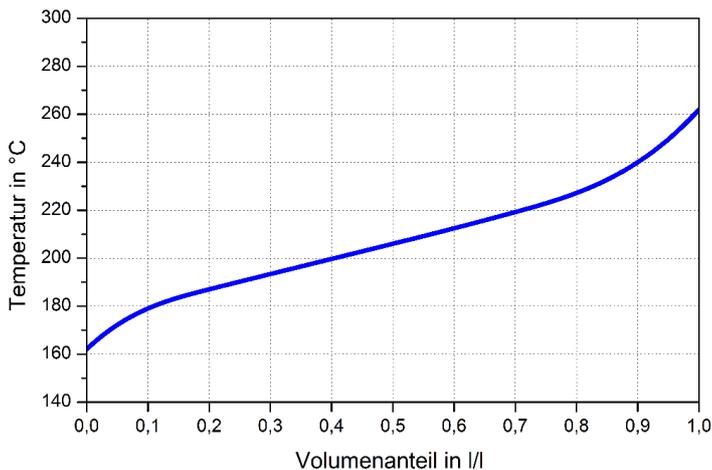


Abbildung 3-2: Typische Destillationskurve von Jet A-1 nach ASTM D86 [178]

Allgemein richtet sich die Zusammensetzung von Flugzeugtreibstoffen mehr nach den Treibstoffeigenschaften als nach einer detaillierten Komponentenspezifikation. Kerosine wie Jet A-1 enthalten Hunderte verschiedene Kohlenwasserstoffe und sind daher durch allgemeine Grenzwerte definiert. Die drei wichtigsten Stoffgruppen in Flugzeugtreibstoffen sind Alkane, Cycloalkane und Aromaten. Die jeweiligen Anteile schwanken in Abhängigkeit von der Rohölerkunft und vom Raffinerungsprozess [32].

Alkane, gerade oder verzweigt, besitzen aufgrund ihrer einfach gebundenen und wasserstoffgesättigten Kohlenstoffketten eine stabile Struktur und sind daher wenig reaktiv gegenüber berührenden Materialien wie Elastomeren oder Metallen. Das hohe H/C-Verhältnis führt zu einem gravimetrisch höheren kalorischen Wert und einer sauberen Verbrennung als andere Kohlenwasserstoffe. Die Alkankettenlänge in Düsentreibstoffen liegt typischerweise im Bereich von 8 bis 16 [32].

Cycloalkane zeichnen sich durch eine wasserstoffgesättigte Ringstruktur aus, welche nicht nur zu einer hohen Stabilität beiträgt, sondern sich vor allem in einer Erhöhung von Dichte und

Gefrierpunkt äußert. Das C/H-Verhältnis und folglich die spezifische Enthalpie sind im Gegenzug geringer als bei normalen Alkanen [32].

Aromaten sind ungesättigte, cyclische Kohlenwasserstoffe mit einem oder mehreren Carbonringen aus jeweils 6 Kohlenstoffatomen. Gegenüber Alkanen besitzen sie in der Regel eine höhere volumetrische Energiedichte, allerdings eine niedrigere gravimetrische Energiedichte. Gummi und bestimmte Dichtmaterialien neigen bei Anwesenheit von Aromaten zum Quellen. Bei Elastomeren kann der Kontakt von Aromaten zudem zu einer Auswaschung des Weichmachers führen. In Düsentreibstoff fördern verbrannte Aromaten Rauchbildung und die Entstehung kohlenstoffhaltiger Oberflächenablagerungen. Aufgrund dieser Eigenschaften wird der maximale Gehalt an Aromaten in den Kerosinspezifikationen limitiert. Der typische Volumenanteil in Jet A-1 liegt bei ca. 18 % [32].

Als weitere Stoffgruppe sind Alkene mit einem Anteil von ca. 1 Vol.-% in Jet A-1 enthalten [178]. Durch die C-Doppelbindungen sind Alkene reaktiver als andere Kohlenwasserstoffe und reduzieren daher die thermische Stabilität und Lagerstabilität des Treibstoffs. Alkene sind nur in sehr geringen Konzentrationen in Rohöl enthalten, werden aber in größeren Mengen bei Crackprozessen erzeugt. Durch Hydrotreating der Crackprodukte wird der Alkengehalt allerdings auf ein sehr geringes Maß reduziert [32].

Von den enthaltenen Spurenkomponenten ist insbesondere Schwefel hervorzuheben. Dieser liegt sowohl in freier Form als auch in Form organischer Schwefelverbindungen vor und besitzt in Jet A-1 typischerweise einen Anteil von ca. 0,05 Gew.-%. Schwefel ist nicht nur unerwünscht, weil er im Kraftstoffsystem einen korrosiven Einfluss auf bestimmte Metalle hat und chemisch aggressiv gegenüber Elastomeren wirkt, sondern zu umweltschädlichem H_2SO_4 umgesetzt werden kann [32; 178].

Die wichtigsten Eigenschaften, welche die Kerosinzusammensetzung beeinflussen, sind der Energiegehalt und die Verbrennungsqualität. Weitere relevante Anforderungen beziehen sich vor allem auf Stabilität, Schmiervermögen, Fluidität, Flüchtigkeit, Nicht-Korrosivität und Reinheit des Treibstoffs [92]. Auf die Spezifikationen der Eigenschaften wird in Kapitel 3.1.1.3 weiter eingegangen. Das folgende Kapitel beschäftigt sich näher mit dem Zündverhalten von Kerosin, da dieses Relevanz für die in Kapitel 4 beschriebenen Reformierungsversuche besitzt.

3.1.1.2 Zündverhalten

Definitionsgemäß ist ein Brennstoff / Luft-Gemisch nur dann brennfähig, wenn sich dessen Mischungsverhältnis innerhalb des sogenannten Zünd- oder Explosionsbereichs befindet [20; 92]. Die entsprechenden Grenzkonzentrationen des Brennstoffes werden als Zünd- bzw. Explosionsgrenzen bezeichnet und sind temperatur- und druckabhängig [133]. Außerhalb des Zündbereichs, das heißt sowohl bei zu geringem als auch bei zu hohem Brennstoffanteil, ist ein Gemisch zu mager bzw. zu fett um entflammt zu werden [20; 92]. Realistische Werte für die Zündgrenzen von Kerosin wie Jet A-1 sind z.B. 0,6 Vol.-% an der unteren Grenze und

4,7 Vol.-% an der oberen Grenze [32]. Die genannten Werte beschreiben den Dampfanteil im Gemisch und gelten für 20 °C und 1 bar bei standardisierten Prüfbedingungen [133].

In **Abbildung 3-3** ist die typische Zündcharakteristik eines Kerosins in Abhängigkeit von der Gemischtemperatur dargestellt. Der grau schraffierte Zündbereich, hier über das Äquivalenzverhältnis (= Luftzahl⁻¹) beschrieben, wird durch die Sättigungskurve in unterschiedliche Gebiete unterteilt. Entflammare Gemische zur linken Seite der Sättigungskurve sind Dampf/Gas-Gemische mit fein verteilten Kerosintröpfchen. Diese entflammaren Nebel treten beispielsweise auf, wenn Kerosin in der Luft versprüht wird. Die Regel sind jedoch ungesättigte Gemische zur Rechten der Sättigungslinie, in denen das Kerosin rein dampfförmig vorliegt [251].

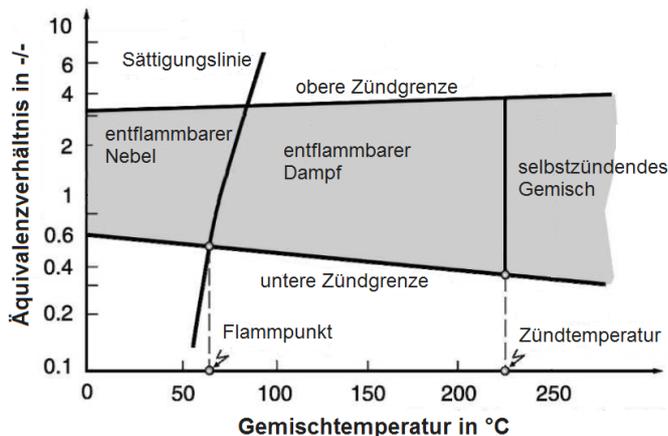


Abbildung 3-3: Beispielhafte Zündcharakteristik eines Kerosins unter Atmosphärendruck (nach [20])

Üblicherweise befinden sich die Kerosindampf/Luft-Gemische, die sich in geschlossenen Behältern wie Tanks oberhalb der Flüssigkeit bilden, außerhalb des Zündbereichs. Bei hohen Umgebungstemperaturen kann der Dampfdruck jedoch so weit ansteigen, dass die untere Zündgrenze überschritten wird. Die niedrigste Temperatur, bei der sich unter genormten Prüfbedingungen genügend Dämpfe zur Entflammung durch eine Zündquelle entwickeln, wird als Flammpunkt bezeichnet [21; 92]. Wie in der Abbildung angedeutet, entspricht der Flammpunkt der Temperatur, bei der an der unteren Zündgrenze ein vollständig gesättigtes Dampf/Luft-Gemisch vorliegt [20]. Der experimentelle Durchschnittswert unter Berücksichtigung verschiedener Testverfahren liegt für Jet A-1 bei $42,4 \pm 2,5$ °C [32].

Bei ausreichend hoher Temperatur ist es möglich, dass sich ein Brennstoff/Luft-Gemisch auch ohne Zündquelle spontan entzündet. Die minimale Temperatur, bei der unter definierten Prüfbedingungen eine Selbstzündung stattfindet, wird als Zündtemperatur bezeichnet. Ein typischer Wert für Jet A-1 ist z.B. 238 °C, wobei die detaillierte Zusammensetzung des Kerosins entscheidend ist. Beispielsweise besitzen aromatische Kohlenwasserstoffe bei gleicher Anzahl von C-Atomen eine deutlich höhere Zündtemperatur als normale Alkane. Des Weiteren ist in der Regel eine Abnahme der Zündtemperatur mit zunehmender Kettenlänge zu erwarten

[32]. Abgesehen von der Kerosinzusammensetzung wird die Zündtemperatur in der Praxis von jedem Faktor beeinflusst, der sich auf die Wärmebilanz auswirkt, das heißt Größe, Form und Oberflächenmaterial des Behältnisses, Konvektion und Verweilzeit sowie Druck [24]. Vor der eigentlichen Explosion kann bei Kohlenwasserstoff / Luft-Gemischen dann eine sogenannte Zündverzugszeit beobachtet werden. Während dieser Phase werden durch Kettenverzweigungsreaktionen reaktive Radikale erzeugt, die letztendlich die Zündung veranlassen. Aufgrund der Kinetik der Elementarreaktionen ist die Zündverzugszeit stark temperaturabhängig [246, S.159].

Bei manchen Reaktionsbedingungen wird die Zündung von Alkanen und anderen organischer Komponenten durch chemische Prozesse wieder abgebrochen. Mit der Temperaturerhöhung im Zündprozess verschiebt sich das Reaktionsgleichgewicht zugunsten von Abbruchreaktionen und bewirkt eine Verlangsamung der Kettenverzweigung [173, S.XI.; 246, S.158]. Dies ist gleichbedeutend mit einem negativen Temperaturkoeffizienten („Negative Temperature Coefficient“, NTC), das heißt die freigesetzte Reaktionswärme sinkt mit steigender Gastemperatur [173, S.486ff.]. Es findet hier keine vollständige Hochtemperaturoxidation statt, sondern eine Teiloxidation bei deutlich niedrigeren Temperaturen [141]. Dieses Phänomen wird von einem schwach blauen Leuchten begleitet und trägt daher die Bezeichnung „Kalte Flamme“ [173, S.XI]. Als Produkte der Kalten Flamme entstehen neben CO und CO₂ vor allem Alkene und oxidierte Kohlenwasserstoffe wie Aldehyde, Ketone (u.a. Aceton), Alkohole und Ether [152].

Die gezielte Stabilisierung von Kalten Flammen bildet die Grundlage für ein interessantes neuartiges Konzept zur Bildung von homogenen Kraftstoff / Luft-Gemischen [141]. Voraussetzungen für die Aufrechterhaltung einer stationären Kalten Flamme sind die Kenntnis über deren Betriebsbereich und das Vorhandensein eines nichtadiabaten Systems [151; 152]. **Abbildung 3-4** veranschaulicht dies anhand eines Stabilitätsdiagramm nach dem Gray- Yang-Modell. In Abhängigkeit von der Gastemperatur sind hier die Reaktions- und die Verlustwärme eines Gemischs mit NTC-Charakteristik aufgetragen [173, S.485]. Bei dem vorliegenden Szenario existieren Schnittstellen zwischen den beiden Kurven, welches Bedingung für die Erreichung eines stationären Betriebszustands ist. Überwiegt die Wärmeproduktion gegenüber den Wärmeverlusten, dann erfolgt eine Selbstaufheizung des Gases und das System bewegt sich auf der Abszisse nach rechts. Umkehrt findet eine Abkühlung des Gases und eine Verschiebung nach links statt, wenn die Wärmeverluste dominieren [80, S.23]. Konkret bedeutet dies im hier dargestellten Szenario, dass sich das System bei Überschreitung der Gastemperatur $T_{\text{Initialisierung}}$ von einem Gebiet mit exponentiell ansteigender Reaktionsrate zur NTC-Region bewegt und sich am Schnittpunkt $T_{\text{Stationär}}$ in Form einer stationären Kalten Flamme stabilisiert. Der zu beobachtende Temperaturanstieg beträgt erfahrungsgemäß ca. 10 °C bis 200 °C. Die Stabilität des Betriebspunktes $T_{\text{Stationär}}$ gründet auf dem Verhältnis von Reaktionswärme und Wärmeabfuhr in der NTC-Region, welches das System bei Störungen stets zur Rückkehr an den genannten Punkt veranlasst [141; 173, S.532; 86; 173, S.XI]. Wäre das System hingegen adiabat und die Verweilzeit im Reaktor länger als die Zündverzugszeit, dann wäre eine ungebremste Aufheizung mit anschließender Selbstzündung unumgänglich [51].

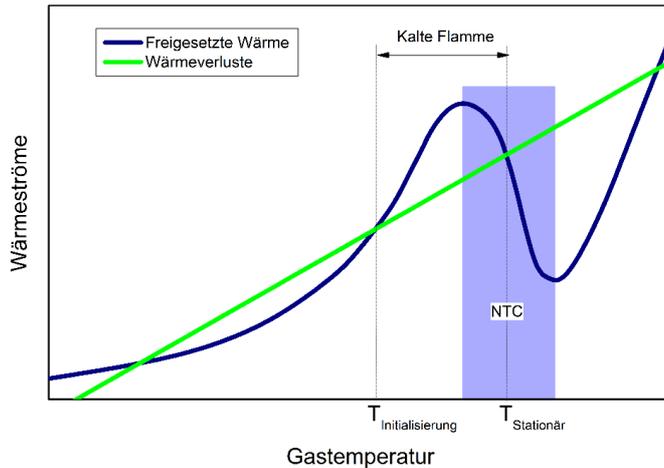


Abbildung 3-4: Stabilitätsdiagramm nach dem Gray-Yang-Modell (nach [173])

Bei Mitteldestillat / Luft-Gemischen bilden sich Kalte Flammen ungefähr im Bereich von 300 °C bis 500 °C aus. **Abbildung 3-5** zeigt das Ergebnis einer Untersuchung von [141], bei der leichtes Heizöl in einem heißen Luftstrom zerstäubt wurde. In einem weiten Temperaturbereich der Luft von 310 °C bis 540 °C stabilisierte sich die Gemischtemperatur bei ca. 480 °C. Erst bei weiterer Erhöhung der Lufttemperatur setzte die Selbstzündung ein, insofern die Zündverzugszeit im Reaktor überschritten worden ist.

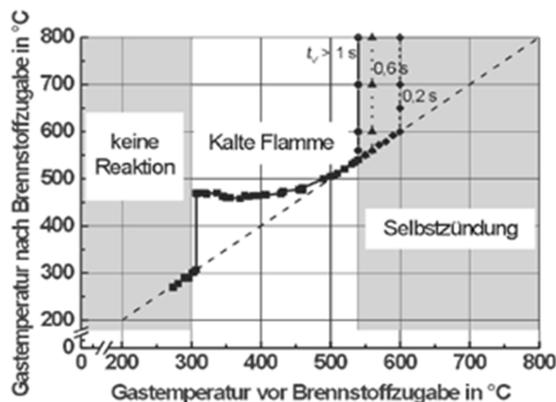


Abbildung 3-5: Temperatur eines Gemisches aus leichtem Heizöl und Luft in Abhängigkeit von der Lufttemperatur ($p=1$ bar, $\lambda=1$, Eindüsung in einen Kolbenstromreaktor) [141]

Der Betrieb mit Kalter Flamme ist auch bei der Kraftstoffreformierung ein aussichtsreicher Ansatz zur Vermeidung von Gemischinhomogenitäten. Dabei verfolgt dieser das Ziel, unkontrolliert auftretende Temperaturspitzen und erwünschte Nebenprodukte durch die Niedertemperaturoxidation zu mindern und die Brenngasqualität, Reformereffizienz und Reaktorlebensdauer zu verbessern.

3.1.1.3 Spezifikationen für Jet A-1

Die weltweit wichtigsten Spezifikationen für Jet A-1 werden vom UK Ministry of Defence (DEF STAN 91-91) und von der Standardisierungsorganisation ASTM International (ASTM D1655) herausgegeben. Bis auf wenige Punkte, in denen DEF STAN 91-91 striktere Forderungen stellt, sind beide Spezifikationen identisch [207]. In **Tabelle 3-1** sind wichtige in DEF STAN-91-91 Issue 7 (Amd 2) spezifizierte Kerosineigenschaften zusammengefasst.

Tabelle 3-1: Auszug aus DEF STAN 91-91 [229]

Eigenschaft	Prüfverfahren	Grenzwerte	Bestimmungen für halbsynthetisches Jet A-1
Zusammensetzung			
Gesamtsäuregehalt	IP 354/ ASTM D3242	Max. 0,015 mg KOH/g	
Aromatengehalt	IP 156/ ASTM D1319	Max. 25 Vol.-%	Min. 8 Vol.-%, Max. 25,0 Vol.-%
	oder IP 436/ ASTM D6397	Max. 26,5 Vol.-%	Min. 8,4 Vol.-%, Max. 26,5 Vol.-%
Gesamtschwefelgehalt	IP 336	Max. 0,3 Gew.-%	
Synthet. Komponenten			Max. 50 Vol.-%
Flüchtigkeit			
Destillationstemperatur			
10 % Ausbeute	IP 123/ ASTM D86	Max. 205 °C	Steigung 50 %-10 % \geq 10°C
Endpunkt	IP 123/ ASTM D86	Max. 300 °C	Steigung 90 %-10 % \geq 40°C
Destillationsrückstand	IP 123/ ASTM D86	Max. 1,5 Vol.-%	
Destillationsverlust	IP 123/ ASTM D86	Max. 1,5 Vol.-%	
Flammpunkt	IP 170	Min. 38 °C	Max. 50 °C
Dichte bei 15 °C	IP 365/ ASTM D4052	Min. 775, Max. 840 kg/m ³	
Fließeigenschaften			
Gefrierpunkt	IP 16/ ASTM D2386	Max. -47 °C	
Viskosität bei -20 °C	IP 71/ ASTM D455	Max. 8000 mm ² /s	
Brennverhalten			
Rauchpunkt	IP 57/ ASTM D1322	Min. 25,0 mm	
oder: Rauchpunkt und Naphtalengehalt	IP 57/ ASTM D1322 ASTM D1480	Min. 19,0 mm Max. 3,00 Vol.-%	
Spezifische Energie	IP 12/ IP 355/ ASTM D3338/ ASTM D4809	Mind. 42,8 MJ/kg	

Sowohl die ASTM D1655 als auch die DS 91-91 verweisen unter anderem auf die im Jahr 2009 neu herausgegebene Spezifikation „ASTM D7566“ (Standard Specification for Aviation Turbine Fuel containing Synthesized Hydrocarbons). Die ASTM D7566 beschreibt die Anforderungen an synthetisiertes paraffinisches Kerosin (SPK), um unter Einhaltung von ASTM D1655 und DS 91-91 als Mischkomponente eingesetzt werden zu können. Während sich ASTM D7566 zunächst auf synthetisches Kerosin aus den Rohstoffen Kohle, Gas und Biomasse bezog, wurde die Spezifikation im Jahr 2011 auf Pflanzenöle und Fette erweitert. Heute beinhaltet die Spezifikation zwei zulässige Herstellungswege für Biokerosin: die Umwandlung von zellulosehaltigen Rohstoffen über den Fischer-Tropsch-Prozess (FT-Kerosin) und die

Hydrierung von Pflanzenölen und tierischen Fetten (HEFA-Kerosin). Der Volumenanteil der synthetischen Komponenten im Blend darf bis zu 50 Vol.-% betragen [3; 4].

Dass rein alkanisches Kerosin trotz besserer Verbrennungseigenschaften nur im Blend eingesetzt werden darf, resultiert aus einigen vorteilhaften Eigenschaften von Aromaten. Abgesehen von der Nichteinhaltung der geltenden Dichtespezifikationen von Jet-A1 muss beispielsweise berücksichtigt werden, dass Aromaten die Quellung von Elastomeren bewirkt und ihr Fehlen daher zu Leckagen führen könnte [93]. Des Weiteren sind die Schmiereigenschaften aromatenhaltiger Kraftstoffe besser und der volumetrische Energiegehalt höher [37]. Einzig dem südafrikanischen Hersteller Sasol ist nach ASTM D1655 und DS 91-91 die Produktion von vollsynthetischem Kerosin erlaubt [3; 4], da die erforderlichen Aromaten über einen Nebenprozess erzeugt und beigemischt werden [2].

3.1.2 Biogenes Kerosin

Nachhaltig produziertes Biokerosin kann einen wichtigen Beitrag zur Erzielung der im Luftfahrtsektor gesteckten Klimaschutzziele leisten (s. Kapitel 2.3). Im folgenden Kapitel werden die Herstellungswege von Biokerosin betrachtet, die mittlerweile in die internationalen Kerosinspezifikationen ASTM D1655 und DS 91-91 aufgenommen worden sind. Wie in Kapitel 3.1.1.3 bereits erwähnt, gilt dies einerseits für HEFA-Kerosin und zum anderen für Fischer-Tropsch-Kerosin. Aufgrund ihrer Zusammensetzung und Eigenschaften stellen diese Produkte sogenannte „Drop-In“-Kraftstoffe dar, welche normalem Kerosin beigemischt werden können, ohne dass Modifikation an den Triebwerken, an der Flugzeugzelle oder am Treibstoffsystem erforderlich sind [120].

3.1.2.1 Fischer-Tropsch-Kerosin (XtL)

Die Herstellung von Kraftstoffen über die Fischer-Tropsch-Route umfasst drei wesentliche Prozessschritte (s. **Abbildung 3-6**): die Vergasung eines festen oder gasförmigen Kohlenstoffträgers zu sogenanntem Synthesegas, die Konversion des Synthesegases zu synthetischem Rohöl und die Aufarbeitung des Rohöls zu den finalen Produkten. In Abhängigkeit vom Einsatzstoff wird der Prozess als GtL (Gas to Liquid), CtL (Coal to Liquid), BtL (Biomass to Liquid) oder WtL (Waste to Liquid) oder allgemein als XtL (Feed to Liquid) bezeichnet. Die Fischer-Tropsch-Synthese als Herzstück des Prozesses ist nicht die einzige mögliche Technologie, aber neben der Methanolroute (MtSynfuel-Verfahren) die großtechnisch relevanteste [39, S.3].

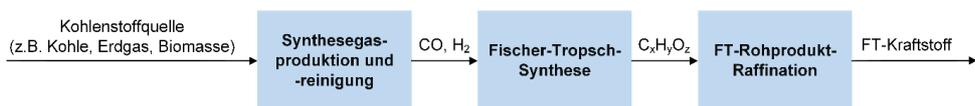
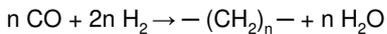


Abbildung 3-6: Wesentliche Schritte bei der Herstellung von Fischer-Tropsch-Kraftstoff (nach [40])

Die Fischer-Tropsch-Synthese entspricht einer Kettenwachstumsreaktion, bei der aus H_2 und CO gering verzweigte, Kohlenwasserstoffe erzeugt werden. Die zugrunde liegende katalytische, exotherme Reaktion zur Bildung der CH_2 -Bausteine lautet



Großtechnisch wird bei der Fischer-Tropsch-Synthese zwischen Hochtemperatursynthese (HTFS) und Niedertemperatursynthese (LTFS) unterschieden. In der Niedertemperatursynthese werden bei Temperaturen von 200 °C bis 240 °C mit Unterstützung von Eisen- oder Kobaltkatalysatoren vorwiegend lineare langkettige Wachse hergestellt. Hier ist insbesondere der Anteil an linearen Alkanen und linearen α -Alkenen hoch. Das Produktgemisch der Hochtemperatursynthese, welche unter Verwendung eines Eisenkatalysators im Temperaturbereich von 300 °C bis 350 °C stattfindet, enthält im Vergleich mehr Alkene und sauerstoffhaltige Kohlenwasserstoffe sowie Aromaten (vgl. **Tabelle 3-2**). Zur Erzielung einer hohen Mitteldestillatausbeute ist die Niedertemperatursynthese vorzuziehen [174]. Dort liegt die Mitteldestillatausbeute bei ca. 70-75 % gegenüber ca. 40 % bei der Hochtemperatursynthese. Nach Verlassen des Fischer-Tropsch-Reaktors werden die Produktfraktionen destillativ getrennt und mit verschiedenen Raffinierungsverfahren (Isomerisierung, Hydrocracking etc.) aufbereitet. Wenn aufgrund der molekularen Zusammensetzung die Raffinierung nicht genügt oder unökonomisch ist, kann der Zusatz von Additiven oder die Verblendung mit Kraftstoffen aus anderen Quellen zielführend sein [40; 118, S.659].

Tabelle 3-2: Vergleich des Produktspektrums von FT-Rohöl und konventionellem Erdöl [39, S.13]

	HTFT	LTFT	Typisches Rohöl
Alkane	> 10 %	Hauptprodukt	Hauptprodukt
Cycloalkane	< 1 %	< 1 %	Hauptprodukt
Alkene	Hauptprodukt	> 10 %	keine
Aromaten	5-10 %	< 1 %	Hauptprodukt
O-haltige Kohlenwasserstoffe	5-15 %	5-15 %	< 1 % O
S-Komponenten	keine	keine	0,1-5 % S
N-Komponenten	keine	keine	< 1 % N
Metallorg. Verbindungen	Carboxylate	Carboxylate	Porphyrine
Wasser	Hauptnebenprodukt	Hauptnebenprodukt	0-2 %

Das in den 1920iger Jahren vorgestellte Verfahren der Fischer-Tropsch-Synthese wurde bereits während des zweiten Weltkriegs in Deutschland zur Produktion von Kraftstoff aus Kohle eingesetzt [91]. Mit dem Ziel der Unabhängigkeit Südafrikas von Rohölimporten wurde das deutsche Patent durch das südafrikanische Unternehmen Sasol erworben und die Entwicklungen weitergeführt [71]. Im Jahr 1955 produzierte Sasol den ersten Kraftstoff, dessen Anwendung sich jedoch zunächst auf Fahrzeuge begrenzte [57]. 1999 erhielt Sasol schließlich die Genehmigung zur 50 %-igen Beimischung von synthetischem Treibstoff zu konventionellem Kerosin. Jedes Verkehrsflugzeug mit Station am internationalen Flughafen Johannesburg wurde seitdem mit Blends aus fossilem Kerosin und CtL betankt [91]. Seit 2008 ist Sasol zudem als einziger Hersteller zur Produktion von vollsynthetischem Jet A-1 berechtigt (vgl. Kapitel 3.1.1.3) [57]. Der erforderliche Mindestaromatengehalt von 8 % wird durch Beimischung

von Naphta erzielt, welches durch Weiterverarbeitung des Vergasungsnebenprodukts Teer gewonnen wird [2; 183].

3.1.2.2 HEFA-Kerosin

Als Rohstoff für die Produktion von HEFA-Kraftstoff (Hydroprocessed Eters and Fatty Acids) ist grundsätzlich jede Form von Öl oder Fett geeignet. Neben Altvetten aus der Nahrungsmittelindustrie werden heute hauptsächlich Pflanzenöle sowie Fettsäuren aus der Öl- und Fettraffination eingesetzt [14]. Im Fokus der Luftfahrt stehen insbesondere Ölpflanzen, deren Kultivierung nicht mit der Nahrungsmittelproduktion konkurriert und zukünftig hohe Ölerträge versprechen (u.a. Halophyten, Jatropha, Leindotter und Algen) [120]. Ist das Einsatzmaterial rein pflanzliches Öl, ist auch die Bezeichnung HVO (Hydrotreated Vegetable Oils) üblich.

Natürliche Fette und Öle bestehen vorwiegend aus Triglyceriden. Triglyceride besitzen als Grundstruktur ein mit drei Fettsäuren verestertes Glycerinmolekül und sind je nach Anzahl der in den Fettsäuren enthaltenen C-Doppelbindungen entweder gesättigt oder ungesättigt (s. **Abbildung 3-7**). Die Mehrheit der pflanzlichen Öle enthält lineare, einfach ungesättigte Alkanketten mit 16 bis 18 Kohlenstoffatomen. Kettenlänge und Sättigungsgrad der Fettsäuren und die isomerische Form der Triglyceride bestimmen die oxidative Stabilität und den Schmelzpunkt der Triglyceride. Gesättigte Triglyceride sind oxidationsstabiler und besitzen einen höheren Schmelzpunkt als ungesättigte Triglyceride [213, S.188f].

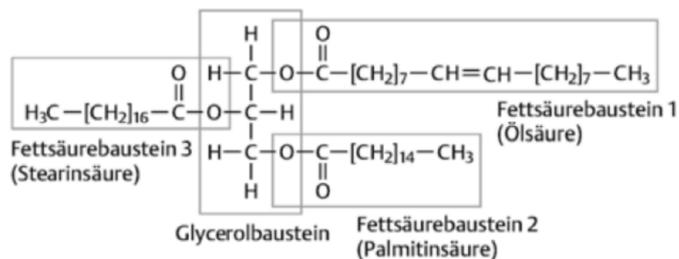


Abbildung 3-7: Aufbau von Triglyceriden [23, S.187]

Die katalytische Reaktion mit Wasserstoff stellt eine Möglichkeit dar, natürliche Öle und Fette chemisch an die Eigenschaften fossiler Kraftstoffe anzupassen [118, S.746]. Die Hydrierung findet nach entsprechender Vorbehandlung, d.h. nach der Entfernung von Verunreinigungen, entweder gemeinsam mit fossilem Rohöl in herkömmlichen Mineralölraffinerien („Co-Processing“) oder in speziell konzipierten Anlagen statt. Die Verarbeitung in solchen Bioraffinerien umfasst typischerweise zwei Verfahrensstufen: 1. Hydrotreating und 2. Hydrocracking/Hydroisomerisierung [213, S.192]. Der benötigte Wasserstoff wird in der Regel über Dampfreformierung von Erdgas bereitgestellt (vgl. z.B. [157]).

Beim Hydrotreating werden der in den Triglyceridmolekülen gebundene Sauerstoff entfernt und die C-Doppelbindungen gesättigt. Das Ergebnis ist ein aus überwiegend Alkanen beste-

hendes Kohlenwasserstoffgemisch und Propangas als energetisch verwertbarem Nebenprodukt. Weitere Reaktionsprodukte sind CO, CO₂ und H₂O. Typische Reaktionsbedingungen für Hydrotreating sind 300 °C bis 450 °C und >3 MPa Wasserstoffdruck [213, S.197; 118, S.746]. Im zweiten Prozessschritt erfolgt ein selektives Cracken und Isomerisieren der Kohlenwasserstoffketten, um die Kältefließeigenschaften zu verbessern. Die zuvor linearen Alkanketten werden mit Hilfe eines bifunktionalen Katalysators unter hohem Wasserstoffdruck verzweigt und der Schmelzpunkt auf diese Weise gesenkt [213, S.193]. Nach dem Hydrocracker erfolgt die destillative Abtrennung der Produkte. Diese enthalten weder Aromaten noch Sauerstoff, Stickstoff oder Schwefel und weisen ähnliche Eigenschaften wie Fischer-Tropsch-Kraftstoff auf [118, S.748].

Das Konversionsverfahren zur Produktion von HEFA-Kerosin ist technisch ausgereift, allerdings schreitet der Ausbau der HEFA-Produktion weltweit nur sehr langsam voran [14]. Der Weltmarktführer Neste Oil betreibt zur Herstellung des Produkts NExBTL vier großtechnische Bioraffinerien mit einer Gesamtkapazität von ca. 2.000 t/a [155]. NExBTL-Kerosin wurde bereits auf mehr als 1.000 Kurzstreckenflügen und einem Langstreckenflug einer A321 getestet [81; 156]. Diese und weitere Anwendungstests anderer Hersteller führten 2011 schließlich zur ASTM-Zertifizierung von HEFA-Kerosin als Blendkomponente für Jet A1 (vgl. Kapitel 3.1.1.3). Als kritisch mit Blick auf Nachhaltigkeit und Umweltschäden zu bewerten ist die Nutzung von Palmöl als derzeit wichtigste Rohstoffbasis für HEFA-Kraftstoffe. Die Expansion von Palmölplantagen erzeugt vor allem Kritik in Zusammenhang mit Regenwaldabholzung, Biodiversitätsverlust, schlechten Arbeitsbedingungen und der Verdrängung von einheimischen Bevölkerungsgruppen. Besondere Aufmerksamkeit erzielt die Zerstörung von tropischen Torfmoorwäldern, da dies die Freisetzung von beachtlichen Kohlenstoffdioxidmengen aus vormals bodengebundenem Kohlenstoff bewirkt [53; 75].

3.1.3 Energiedichte von Kraftstoffen im Vergleich

Sowohl Gewicht als auch Volumen des Kraftstoffes bestimmen die maximale Reichweite eines Flugzeuges und sind entsprechend zu minimieren. Folglich spielen die gravimetrische und die volumetrische Energiedichte des Kraftstoffes eine entscheidende Rolle für die Wirtschaftlichkeit eines Flugzeuges. Kann durch eine verbesserte gravimetrische Energiedichte die erforderliche Tankmenge reduziert werden, so lässt sich die erlaubte Nutzlast oder die Reichweite des Flugzeuges bis dem Erreichen der zulässigen Leertankmasse erhöhen. Eine verbesserte volumetrische Energiedichte vergrößert die erzielbare Reichweite bei Vollbetankung [93].

In **Tabelle 3-3** sowie **Abbildung 3-8** sind die Energiedichten unterschiedlicher Kraftstoffsorten dem konventionellen Kerosin Jet A bzw. Jet A-1 gegenübergestellt. Wasserstoff hat mit 120 MJ/kg die mit Abstand höchste und im Vergleich zu Jet A-1 dreifach bessere gravimetrische Energiedichte. Die volumetrische Energiedichte von Flüssigwasserstoff beträgt aufgrund der niedrigen Dichte allerdings nur 8,4 MJ/l. Für die Speicherung des identischen Energiegehalts wird folglich ein vierfach höheres Speichervolumen benötigt als für Jet A-1. Flüssigmethan hat mit 21 MJ/l eine deutlich bessere volumetrische Energiedichte als Wasserstoff, bietet

aber hinsichtlich der gravimetrischen Energiedichte keinen nennenswerten Vorteil gegenüber Jet A-1. Biodiesel aus Rapsmethylester und Alkohole besitzen durch den Sauerstoff in der Molekülstruktur sowohl gravimetrisch als auch volumetrisch niedrigere Energiedichtewerte als Kerosin. Dem konventionellen Kerosin am nächsten liegt synthetischer Fischer-Tropsch-Kraftstoff mit 44,2 MJ/kg und 33,6 MJ/l.

Tabelle 3-3: Vergleich von Dichte und Energiedichte verschiedener Kraftstoffe [93]

Kraftstoff	Dichte bei 15 °C	Gravimetrische Energiedichte	Volumetrische Energiedichte
	kg/l	MJ/kg	MJ/l
Jet A/Jet A-1	0,808	43,2	34,9
Fischer-Tropsch Synfuel (XtL)	0,759	44,2	33,6
Biodiesel (typisch)	0,87	38,9	33,9
Methanol	0,796	19,9	15,9
Ethanol	0,794	27,2	21,6
Methan flüßsig	0,424	50	21,2
Wasserstoff flüßsig	0,071	120	8,4

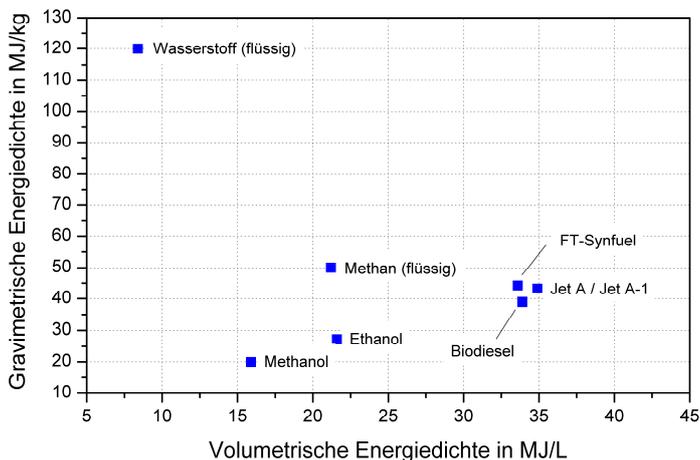


Abbildung 3-8: Energiedichte verschiedener Kraftstoffe (nach [93])

3.1.4 Kumulierter Energieaufwand und Treibhausgasemissionen

Der kumulierte Energieaufwand (KEA) erlaubt die energetische Bewertung von technischen Prozessen und Produkten und stellt unter anderem bei der Ökobilanz oder „Lebenszyklusanalyse“ (engl. Life Cycle Assessment, abgekürzt LCA) einen der Kennwerte dar. Der kumulierte Energieaufwand beschreibt den primärenergetisch bewerteten Aufwand, der während eines gesamten Lebenszyklus, das heißt bei Herstellung, Nutzung und Entsorgung, des betrachteten Produkts entsteht bzw. diesem zugewiesen werden kann [122; 236, S.78]. Für Details zu den Berechnungsmethoden sei auf die VDI-Richtlinie 4600 [236] verwiesen.

Die Klimawirkung stellt eine weitere wichtige Wirkungskategorie der Ökobilanz dar und resultiert aus den anthropogenen Treibhausgasemissionen, die dem betrachteten Produkt oder Prozess zugeschrieben werden können. Indikator für die Klimawirkung ist die Verstärkung des Strahlungsantriebs durch Absorption von Infrarotstrahlung (s. Kapitel 2.2.1). Maß für die Wirksamkeit eines Treibhausgases (kurz THG) ist das sogenannte Treibhauspotential oder engl. „Global Warming Potential“ (GWP), welches in CO₂-Äquivalenten ausgedrückt wird [122, S.252f]. Eine vollständige Ökobilanz berücksichtigt neben den beiden Wirkungskategorien „Kumulierter Energiebedarf“ und „Klimaänderung“ noch weitere Kriterien, u.a. die Naturraumbanspruchung oder die Versauerung und Eutrophierung der Umwelt. Da diese Wirkungskategorien zum Teil nur schwierig zu erfassen bzw. zu quantifizieren sind, wird trotz ihrer Relevanz nicht weiter auf sie eingegangen. Für weitere Informationen und Details wird auf die entsprechende Fachliteratur, z.B. [122], verwiesen.

Die Studie „Well-to-wheel analysis of future automotive fuels and powertrains in the European context“ [53], herausgegeben von der Europäischen Kommission und regelmäßig aktualisiert, enthält zahlreiche analysierte und bewertete Herstellungspfade von Kraftstoffen. Sie umfasst sowohl kommerzialisierte Verfahren als auch Zukunftsszenarien und liefert Anhaltswerte über den Energiebedarf und die Treibhausgasemissionen der betrachteten Energieträger. In **Tabelle 3-4** sind der Energieaufwand und die Treibhausgasemissionen für die Bereitstellung von fossilem Diesel zusammengefasst. Die heizwertbasierten Angaben beziehen sich jeweils auf ein MJ des finalen Kraftstoffs exklusive des Eigenenergiegehalts und gelten als typisch innerhalb der EU. Der energetische Aufwand pro MJ produzierten Kraftstoffs wird mit 0,2 MJ beziffert. Die Menge der Treibhausgasemissionen, die während der Produktion pro MJ entstehen, wird mit 15,4 g CO₂-Äquivalenten angegeben. Weitere 73 g CO₂-Äquivalente pro MJ werden bei der Verbrennung des Kraftstoffs emittiert.

Tabelle 3-4: Energiebedarf und THG der Dieselpreparierung (vgl. [52])

Prozessschritt	Primärenergie MJ/MJ _{BS}	THG-Emissionen g CO ₂ -Äquiv./MJ _{BS}
Rohölproduktion	0,07	4,7
Rohöltransport (Per Schiff aus dem Mittleren Osten)	0,01	1,0
Rohölraffinerie	0,10	8,6
Fern- und Nahtransport (Schiff, Schiene, Pipeline, LKW)	0,01	0,6
Distribution an der Tankstelle	0,01	0,5
Summe	0,20	15,4 (88,6 inkl. Nutzung)

Die Bereitstellung von Fischer-Tropsch-Diesel aus dem Rohstoff Holz ist nach der in **Tabelle 3-5** vorgeschlagenen Kraftstoffroute mit einem deutlich höheren Primärenergieaufwand verbunden. Mit den wesentlichen Prozessschritten Holzvergasung und Fischer-Tropsch-Synthese beläuft sich dieser auf insgesamt ca. 1,2 MJ. Da allerdings 94 % der Energie aus regenerativen Quellen stammt, beträgt der fossile Anteil vergleichsweise geringe 0,07 MJ. Die Menge an Treibhausgasemissionen, die bei der Herstellung des Kraftstoffs entsteht, ist etwa

50 % geringer bei der fossilen Alternative. Zusätzlich werden die bei der Verbrennung freigesetzten Emissionen nicht in die Bilanz einbezogen, was einen zusätzlichen Vorteil für den biomasseebasierten Kraftstoff bedeutet.

Tabelle 3-5: Primärenergiebedarf und THG bei der Bereitstellung von FT-Diesel aus Holz [52]

Prozessschritt	Primärenergie MJ/MJ _{BS} (94 % regenerativ)	THG-Emissionen g CO ₂ -Äquiv./MJ _{BS}
Holzproduktion (Kurzumtriebsplantage)	0,03	4,27
Holzerkleinerung (Häcksler)	0,06	0,74
Holztransport (LKW, 50 km)	0,01	0,7
Vergasung + FT-Synthese (MD-Anteil: 85 Gew-%)	1,08	0,1
Transport (LKW, 150 km)	0,01	0,7
Distribution an der Tankstelle	0,01	0,51
Summe	1,2	7,0

Die Energieträgeroute, die hinsichtlich Nachhaltigkeit dem denkbaren Ideal nahe kommt, ist die Wasserstoffherzeugung mit Hilfe der unerschöpflichen Windenergie. **Tabelle 3-6** enthält Zahlen für die Prozesskette von der Stromerzeugung in Offshore-Windanlagen über die Elektrolyse in einer zentralen Einheit bis zur Wasserstoffverflüssigung und -verteilung. Mit dem zugegebenermaßen recht theoretischen Ansatz, dass die Windenergienutzung zu 100 % effizient ist und Wind die ausschließlich genutzte Energiequelle darstellt, werden insgesamt 0,87 MJ/MJ für die reine Wasserstoffherstellung und –konditionierung benötigt. Nur die Distribution des Flüssigwasserstoffs ist laut Annahme mit nichtregenerativen Energieaufwand und mit Treibhausgasemissionen verbunden. Insgesamt ergibt sich ein Primärenergiebedarf von 0,91 MJ pro MJ Wasserstoff mit einem regenerativen Anteil von 96 %. Für die Emissionen an Treibhausgasen werden in der Studie 1,7 g CO₂-Äquivalente/MJ_{H₂} angesetzt.

Tabelle 3-6: Primärenergiebedarf und THG bei der Wasserstoffbereitstellung [52]

Prozessschritt	Primärenergie MJ/MJ _{BS} (96 % regenerativ)	THG-Emissionen g CO ₂ -Äquiv./MJ _{BS}
Stromerzeugung aus Offshore-Windenergie	0	0
Distribution elektrischer Strom (mit Windenergie)	0,02	0
Elektrolyse (zentral, mit Windenergie, η=65 %)	0,54	0
Wasserstoffverflüssigung (mit Windenergie)	0,31	0
Transport (LKW, 3,5 t Beladung, 300 km) + Abfüllung	0,04	2,7
Summe	0,91	2,7

Beim kumulierten fossilen Energiebedarf, einschließlich des Eigenenergiegehalts, und den Treibhausgasemissionen ergibt sich mit den hier aufgeführten Herstellungswegen und Annahmen ein eindeutiger Nachteil für den fossilen Kraftstoff. Hier erneut der Hinweis, dass diese Kriterien nur Teilaspekte einer Ökobilanz darstellen. Für eine umfassende ökologische Beurteilung von Kraftstoffen ist die Einbeziehung weiterer Wirkungskategorien unbedingt erforderlich.

3.2 Bordenergieversorgung bei Verkehrsflugzeugen

3.2.1 Bordautonome Sekundärenergieversorgung heute

Die energetische Versorgung der Flugzeugsysteme stützt sich bei der heute gängigen Flugzeugarchitektur auf vier unterschiedliche Energieformen (s. **Abbildung 3-9**): pneumatische, mechanische, hydraulische und elektrische Energie. Im normalen Flugbetrieb und auf dem Rollfeld stellen die Haupttriebwerke die Bordenergie bereit, die als Abgrenzung zur Antriebsenergie auch als Sekundärenergie bezeichnet wird [38, S.12.5]. Rund 70-80 % des gesamten Sekundärenergieversorgungs basiert auf pneumatischer Energie (s. auch Anhang) [134, S.9]. Diese wird als Zapfluft aus dem Triebwerksverdichter entnommen und vor allem für die Klimaanlage und die Tragflächenenteisung benötigt. Mechanische Energie wird per Hilfsgerätegetriebe (engl. Accessory Gearbox, AGB) vom Triebwerk zu lokalen Untersystemen wie Treibstoffpumpen sowie zu den zentralen Hydraulikpumpen und Hauptgeneratoren transferiert, die ihrerseits das hydraulische System bzw. das elektrische Bordnetz versorgen. Hydraulische Energie wird insbesondere zur Betätigung von Aktuatoren für Flugsteuerung, Fahrwerk, Bremsen und Türen genutzt. An das elektrische Energienetz sind die Avionik, die Beleuchtung, die Bordküchen und Systeme wie Entertainment etc. angebunden [64].

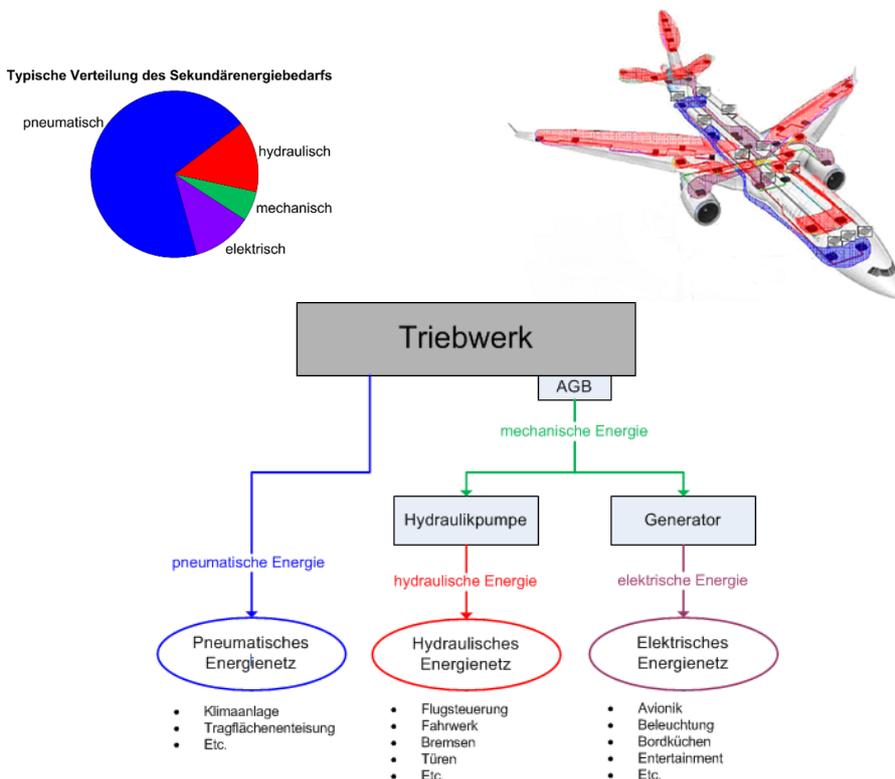


Abbildung 3-9: Sekundärenergiebereitstellung in konventionellen Verkehrsflugzeugen [30; 74]

Aus Redundanzgründen und angestrebter Energieautarkie existieren noch diverse zusätzliche Sekundärenergielieferanten an Bord [199]. An erster Stelle zu nennen ist die APU (Auxiliary Power Unit), eine kleine autonome Gasturbine, die das Flugzeug auch bei abgeschalteten Triebwerken im Bodenbetrieb unabhängig von externer Strom- und Druckluftversorgung macht [25, S.60f; 168], Kapitel 8.3.4]. Ursprünglich für die Landung auf Flughäfen ohne Bodenstromversorgung (engl. Ground power) entwickelt, ist die APU heute Standard in Verkehrsflugzeugen [190] und in der Regel im Heckkonus installiert (s. **Abbildung 3-10**). Zum Aufgabenbereich der APU gehören neben der Energieversorgung am Boden und dem Triebwerksstart auch die Bereitstellung von Hilfsenergie bei potentiellen Triebwerksausfällen während des Fluges [242, S.41f]. Die von der APU betriebenen Generatoren sind daher oftmals so ausgelegt, dass ein primärer Triebwerksgenerator im Fehlerfall vollständig ersetzt werden kann [69]. Ein APU-Start während des Fluges unterliegt dabei allerdings Einschränkungen hinsichtlich Flughöhe und Fluglage [147, S.77].

Für den unwahrscheinlichen Fall, dass sowohl sämtliche Triebwerksgeneratoren als auch die APU ausfallen, kommt eine per Propeller angetriebene Staudruckturbine (engl. Ram Air Turbine, abgekürzt RAT) zum Einsatz, welche hydraulische oder elektrische Energie zur Notversorgung der essentiellen Systeme liefert. Die RAT befindet sich normalerweise innerhalb des Flugzeugrumpfes und wird bei Bedarf automatisch oder manuell ausgefahren [69, S.220; 114, S.86]. Die letzten verfügbaren Energiequellen an Bord, wenn auch in stark limitiertem Umfang, sind die Flugzeugbatterien [38, S.12.16]. Diese helfen beim Ausgleich von Lastschwankungen im Gleichstromnetz, liefern Startenergie für die APU und stellen in Notsituationen kurzzeitig Überbrückungsenergie bereit [147, S.203].

Die Höhe des zu deckenden Sekundärenergiebedarfs liegt heute bei ca. 10 % der Bruttoantriebsleistung. Bei einem Airbus A340 bedeutet dies eine Größenordnung von 300 kW an entnommener Triebwerksleistung, bei einem Airbus A380 sind es bereits 500 kW [25, S.242]. Mit dem Konzept „All Electric Aircraft“, siehe nächstes Kapitel, ist in Zukunft mit einem weiteren Anstieg zu rechnen.



Abbildung 3-10: Sitz der APU im Flugzeug [68]

3.2.2 Der Trend zum „All Electric Aircraft“

Seit Beginn der Luftfahrt besteht bei Flugzeugen ein ständig wachsender Bedarf an elektrischer Energie. Dass dieser Trend auch in den nächsten Jahren anhalten wird, ist nicht nur auf die zunehmende Komplexität der Bordelektronik und das steigende Angebot an Entertainment zurückzuführen, sondern vor allem auf das Zukunftskonzept des sogenannten „More Electric Aircraft“. Dieses beinhaltet die schrittweise Substitution der pneumatischen und hydraulischen Systeme durch elektrische Systeme und zielt langfristig auf die Realisierung des „All Electric Aircraft“ mit rein elektrischer Bordenergieversorgung [190]. Erhoffte Nutzen durch die Elektrifizierung sind ein reduzierter Gesamtsekundärenergiebedarf und geringere Systemkomplexität bei höherer Energieeffizienz und deutlich größerem Optimierungspotential. Zuverlässigkeit und Sicherheit des Flugzeugs sollen als Konsequenz zunehmen, Treibstoffbedarf, Schadstoffausstoß und Instandhaltungskosten sinken [63; 184; 190]. Anstoß für die technologische Entwicklung in Richtung „All Electric“ waren eine verstärkte Motivation zur Treibstoffeinsparung nach der Ölkrise in den 1970er Jahren, gepaart mit nennenswerten Fortschritten und Neuentwicklungen im Bereich der Permanentmagnetmaterialien, Halbleiterbauelemente und Leistungselektronik [117].

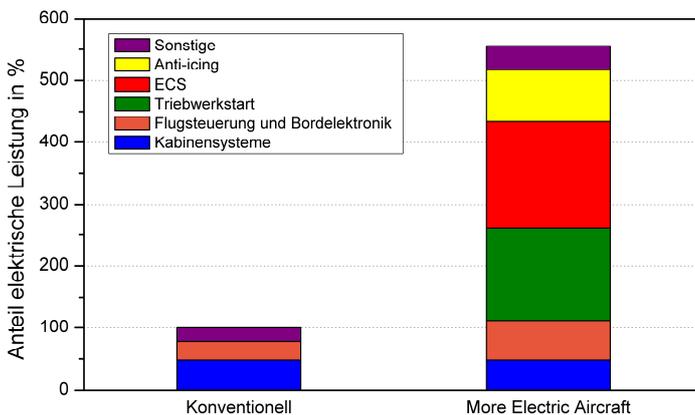


Abbildung 3-11: Bedarf an elektrischer Leistung bei More Electric Aircraft im Vergleich zu konventionellen Flugzeugen [190]

Der erwartete Spitzenverbrauch eines zukünftigen „All Electric“-Langstreckenflugzeugs liegt bei > 1 MW [54]. **Abbildung 3-11** liefert einen Eindruck über den durch Elektrifizierung bedingten Bedarfszuwachs einzelner Systeme an elektrischer Energie. Insbesondere die vormals mit Zapfluft versorgte Klimaanlage (Environmental Control System, ECS) trägt wesentlich zum Anstieg des Strombedarfs bei. Um den Anforderungen dieses erhöhten Bedarfs zu genügen, ist eine Anpassung des elektrischen Energieversorgungssystems hinsichtlich Erzeugungs- und Verteilungskapazität notwendig [13]. Eine der wesentlichen Herausforderungen stellt dabei die Kapazitätserweiterung der Triebwerksgeneratoren dar, da die begrenzte Leistungsfähigkeit der Triebwerke und das limitierte Raumangebot keine beliebige Zunahme der Generatorgröße erlauben [180]. Abgesehen davon nimmt eine Zunahme von Triebwerksverbrauch und Schadstoffemissionen Einfluss auf die einzuhaltenden Umweltschutzaufgaben und

damit auch auf die zukünftig gestaffelten Start- und Landegebühren. Einer der möglichen Lösungsansätze besteht daher in der Implementierung eines Brennstoffzellensystems als Ersatz für die konventionelle Gasturbinen-APU (Näheres in Kapitel 3.2.4) [25, S.242].

Bezüglich des Bordnetzes verlangen die erhöhten Leistungsanforderungen ebenfalls Anpassungen, da eine ökonomische Distribution des elektrischen Stroms nur durch hinreichend hohe Spannungsniveaus realisiert werden kann [19; 147, S.187]. Im traditionellen Bordnetz dominiert dreiphasiger Wechselstrom (AC) mit 115 V und 400 Hz; Stromkonsumenten mit geringem Energiebedarf wie die Avionik werden mit 28 V Gleichstrom (DC) versorgt. Zur Verteilung des generierten Stroms ist jedem Triebwerksgenerator ein separater AC-Bus zugeordnet, welcher seinerseits je einen DC-Bus speist [13]. Bei der neu entwickelten Boeing 787 als prominentestes Beispiel eines More Electric Aircraft basiert das Bordnetz auf 230 VAC und damit auf einer doppelt so hohen Spannung wie herkömmlich. Ein nicht unwesentlicher Anteil des erzeugten Stroms wird zu ± 270 VDC gleichgerichtet, um die konzeptbedingt gestiegene Zahl großer Elektroantriebe zu bedienen [47; 149; 154; 209]. Langfristig muss laut diverser Literaturquellen sogar mit einer vollständigen Umstellung auf Gleichstrom als primäre Spannungsart im Bordnetz gerechnet werden, da die Koordination multipler Stromquellen stark vereinfacht würde [13; 15; 149]. Gleichstrom bedarf keiner Phasensynchronisation und bietet zusätzlich den Vorteil, dass die Flugzeuggatterien ohne vorherige AC/DC-Umwandlung aufgeladen werden könnten [15]. Der Einsatz einer Brennstoffzellen-APU als Gleichstromlieferant würde daher an dieser Stelle Vorteile bieten.

3.2.3 Effizienz der konventionellen Stromerzeugung

3.2.3.1 Stromerzeugung über die Haupttriebwerke

Verkehrsflugzeuge nutzen Turbostrahltriebwerke als Antrieb, wobei das sogenannte Zwei-stromtriebwerk (Turbofan) eindeutig dominiert (s. **Abbildung 3-12**) [114, S.6; 25, S.22]. Allen Turbostrahltriebwerken gemeinsam ist die Kernkomponente Gasgenerator aus Verdichter, Brennkammer und Turbine. Beim Turbofan ist im Anschluss an das Kerntriebwerk (Primärkreis) eine weitere Arbeitsturbine nachgeschaltet, die einen zusätzlichen Fan antreibt [25, S.22]. Über diesen Fan wird ein großer Anteil der vom Triebwerk angesaugten Luft um das Kerntriebwerk herumgeführt (Sekundärkreis). Die Erzeugung des Schubs erfolgt zum einen durch den Heißgasstrahl des Primärkreises, primär jedoch durch den Kaltgasstrahl des Sekundärkreises [25, S.23, S.38].

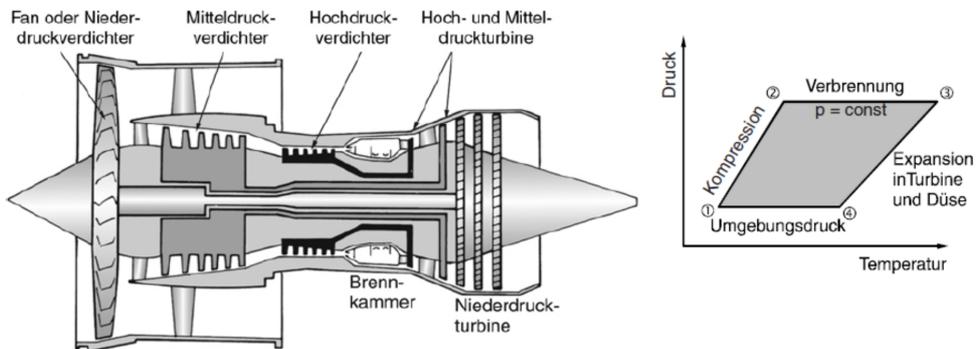


Abbildung 3-12: Prinzipieller Aufbau eines Mehrwellen-Turbofan-Triebwerks [25, S.30] und thermodynamischer Kreisprozess [25, S.80]

Strahltriebwerke sind im thermodynamischen Sinne Wärmekraftmaschinen, die mit Luft als Arbeitsfluid Schub oder Wellenleistung erzeugen. Die angesaugte Luft wird zuerst komprimiert und damit ihre Druckenergie erhöht (1→2). Anschließend wird der verdichteten Luft bei konstantem Druck thermische Energie in Form von Verbrennungswärme zugeführt (2→3), bevor sie in der Turbine und der Schubdüse auf Umgebungsdruck expandiert (3→4). Ein Teil der Energie aus der Expansion wird über die Turbine in mechanische Energie umgewandelt und vor allem zum Antrieb des auf gleicher Welle befindlichen Verdichters genutzt. Die verbleibende Energie wird in der Schubdüse in kinetische Energie umgewandelt, wodurch am Triebwerksaustritt ein hoher Austrittsimpuls und damit Schub erzeugt wird [25, S.80].

Abgesehen vom Verdichter wird die generierte Wellenleistung auch für den Antrieb des Hauptgetriebes genutzt. Dieser ist die Haupteinheit des in Kapitel 3.2.1 erwähnten Hilfsgeräteträgers und treibt unter anderem die Generatoren zur Stromerzeugung an [25, S.151f]. Die Stromerzeugungseffizienz lässt sich durch Gegenüberstellung des spezifischen Verbrauchs bei reiner Antriebsleistung und bei Wellenleistungsentnahme errechnen:

Der thermische Wirkungsgrad η_{th} als wichtiges Bewertungsmaß für Wärmekraftmaschinen gibt das Verhältnis der im Kreisprozess gewonnenen technischen Leistung P_t zu der vom Brennstoff freigesetzten Wärmeenergie \dot{Q}_B wieder [137, S.174; 168]. Diese wiederum hängt vom Brennstoffheizwert H_u und -verbrauch \dot{m}_B ab:

$$\eta_{th} = \frac{P_t}{\dot{Q}_B} = \frac{P_t}{\dot{m}_B \times H_u} \quad \text{Glg. 3-1}$$

Abzüglich der mechanischen Verluste liefert das Triebwerk nach außen Nutzleistung P_{Nutz} , in Form von Strahlleistung zur Schuberzeugung oder als Wellenleistung [25, S.77]:

$$\eta_{mech} = \frac{P_{Nutz}}{P_t} \quad \text{Glg. 3-2}$$

Der Vortriebswirkungsgrad η_v beschreibt entsprechend, inwieweit abgegebene Strahlleistung letztendlich in Schubleistung P_F umgesetzt wird [25, S.77]. Im Falle eines gleichförmig bewegten Strahltriebwerks entspricht diese dem Produkt aus der Geschwindigkeit v und dem erzeugten Schub F [25, S.340]:

$$\eta_v = \frac{P_F}{P_{Nutz}} = \frac{F \times v}{P_{Nutz}} \quad \text{Glg. 3-3}$$

Das Produkt aus thermischen Wirkungsgrad und Vortriebswirkungsgrad ergibt den Gesamtwirkungsgrad des Triebwerks [25, S.77], der bei modernen Langstreckenverkehrsflugzeugen in einer Größenordnung von 35 bis 40 % liegt [195].

$$\eta_{ges} = \eta_{th} \times \eta_v = \frac{F \times v}{\dot{m}_B \times H_u} \quad \text{Glg. 3-4}$$

Unter Berücksichtigung der Definition für den spezifischen Verbrauch SFC (eng. Specific Fuel Consumption) als schubkraftbezogener Brennstoffmassenstrom [25, S.316f] zeigt sich eine umgekehrt proportionale Abhängigkeit zwischen Gesamtwirkungsgrad und spezifischem Verbrauch [25, S.352]:

$$\text{SFC} = \frac{\dot{m}_B}{F} \sim \frac{1}{\eta_{ges}} \quad \text{Glg. 3-5}$$

Jede Einflussnahme auf den thermischen Wirkungsgrad oder den Vortriebswirkungsgrad hat eine Änderung des spezifischen Triebwerksverbrauchs zur Folge [25, S.352]. Dies gilt auch für die Entnahme von Wellenleistung, die bei gewünschter Beibehaltung der Schubkraft das thermodynamische Gleichgewicht im Kreisprozess verschiebt. In welchem Ausmaß dies der Fall ist, wurde unter anderem von Dollmayer [45] untersucht. Die Simulationen zu verschiedenen Zweiwellen-Zweistrom-Triebwerken zeigten, dass der spezifische Verbrauch sich annähernd proportional zur entnommenen Wellenleistung verhält [45, S.77f]:

$$\Delta \text{SFC} = \left(\frac{\partial \text{SFC}}{\partial P_{Welle}} \right) \times P_{Welle} \quad \text{Glg. 3-6}$$

Ferner ergaben die Untersuchungen, dass der Proportionalitätsfaktor $\partial\text{SFC}/\partial P_{\text{Welle}}$ eines Triebwerksmodells vom jeweiligen Flugzustand (Schub, Flughöhe, Machzahl und Außentemperatur) abhängt [45, S.77]. Entsprechend der Betriebscharakteristik von Verdichter und Turbine bewirkt eine Wellenleistungsentnahme im unteren Schubbereich eine Minderung des Triebwerkwirkungsgrades, wohingegen bei hohem Schub eine Wirkungsgradverbesserung auftreten kann [45, S.104f]. Die Sensitivität des Wirkungsgrades hinsichtlich Wellenleistungsentnahme sinkt demzufolge mit steigendem Schub. Dasselbe Ergebnis bewirkte in den Untersuchungen die Erhöhung von Flughöhe der Machzahl [45, S.115 f].

Für die Effizienzbewertung der Wellenleistungsentnahme können nun unterschiedliche Wirkungsgraddefinitionen zugrunde gelegt werden. Wird die erzeugte Wellenleistung auf den Treibstoffmehrerverbrauch bezogen [46], das heißt

$$\eta_{\text{Welle}} = \frac{P_{\text{Welle}}}{\Delta \dot{m}_B \cdot H_u} \quad \text{Glg. 3-7}$$

werden etwaige Verbesserungen oder Verschlechterungen des Triebwerkwirkungsgrades ausschließlich zu Gunsten bzw. zu Lasten der Stromerzeugung gerechnet. Dabei muss festgelegt werden, ob der aus der Gewichtserhöhung resultierende Mehrbedarf zur Schuberzeugung berücksichtigt wird. Für die Ermittlung des Gesamtwirkungsgrades der Stromerzeugung müssen zusätzlich die Verluste durch Getriebe und Generator einbezogen werden (vgl. mit [29] und [247, S.117]):

$$\eta_{\text{el.}} = \eta_{\text{Welle}} \cdot \eta_{\text{Getriebe}} \cdot \eta_{\text{Generator}} \quad \text{Glg. 3-8}$$

In der Literatur sind für die Stromerzeugung über die Triebwerksgeneratoren Wirkungsgrade von 30-40 % [179], 40 % [74], bzw. 40-45 % [36] zu finden. Die verwendete Definition ist aus den Literaturstellen nicht ersichtlich. Hinsichtlich der spezifischen Leistung eines Generators liefern die Daten des Flugzeugmodells A320 einen Anhaltspunkt. Bei 115 kW Leistung und einem Gewicht von 26 kg liegt die Leistung in einer Größenordnung von ~ 4 kW/kg [182].

3.2.3.2 Auxiliary Power Unit (APU)

Die konventionelle APU (vgl. Kapitel 3.2.1) ist in der Regel eine Kleingasturbine mit vergleichsweise ungünstigem spezifischem Kraftstoffverbrauch. Der Betrieb ist daher nur bei relativ kurzen Laufzeiten zu rechtfertigen. In der Literatur wird als realistischer Durchschnittswert für eine vollständige Betriebsphase ein Wirkungsgrad von 15 % genannt [36; 190].

Als Leistungsdichte für die APU eines Mittelstreckenflugzeugs geben Santin et al. [190] einen Wert von 2,4 kW/kg an. Ähnlich gehen Mak und Meier [140] in ihrer Bewertungsstudie zu Hochtemperaturbrennstoffzellen-APUs von 2,5 kW/kg für eine konventionelle APU aus. Die Leistungsdichte gilt dabei jeweils für den Bodenbetrieb. Weiterhin Aufschluss über die Leistungsdichte moderner APUs ermöglichen die in **Tabelle 3-7** exemplarisch aufgeführten Gewichte und Leistungen. Die dortigen Massangaben beziehen sich auf den trockenen und nicht

installierten Zustand der APUs und beinhalten nicht das Gewicht der angetriebenen Generatoren. Für das Gewicht der installierten APU mit Verrohrung, Schalldämmung, Feuerschutz und weiterem Zubehör muss laut Torenbeek [225, S.289] ein Faktor von 2 bis 2,5 veranschlagt werden.

Tabelle 3-7: Leistungsdichte der APU verschiedener Flugzeugtypen

Flugzeug	Wellenleistung in kW	El. Leistung in kW	APU-Gewicht (tr., nicht installiert) in kg
B787	820 [230]	450 [33]	245 [33]
B747-400	1050 [48]	180 [48]	404 [48]
A380-800	1341 [177]	240 [204, S.321]	431 (geschätzt von [204, S.321])

Die APU des zapflutfreien Flugzeugmodells B787 liefert als einzige der aufgeführten APUs ausschließlich Wellenleistung. Für die Gegenüberstellung eines Brennstoffzellensystems und einer Gasturbinen-APU innerhalb einer „More Electric Aircraft“-Architektur ist diese APU daher am besten geeignet. Das Verhältnis von Wellenleistung zum APU-Gewicht im installierten Zustand, das heißt ca. 490 kg nach der Daumenformel von Torenbeek, liegt hier bei ca. 1,7 kW/kg. Die elektrische Leistungsdichte ergibt sich zu ca. 0,9 kW_{el}/kg.

3.2.4 Die alternative Option Brennstoffzellen-APU

3.2.4.1 Vorteile durch Einsatz einer Brennstoffzellen-APU

Brennstoffzellen-APUs stellen langfristig eine vielversprechende Option dar um mobile Systeme mit hohem Bordstrombedarf wie z.B. LKWs, Wohnmobile, Yachten und Flugzeuge umweltverträglich und effizient zu versorgen. In vielen dieser Anwendungen erfolgt die Strombedarfsdeckung derzeit über den Hauptantrieb, was bei Standzeiten häufig einen Leerlaufbetrieb erfordert. Dies ist ohne Frage wenig effizient und führt zu signifikant erhöhten Kraftstoffverbräuchen und Emissionen [234].

Bei Verkehrsflugzeugen übernimmt in der Regel zwar eine Gasturbinen-APU die Bordstromversorgung am Boden, allerdings haben diese APUs einen sehr geringen Wirkungsgrad (s. Kapitel 3.2.3.2) und sind für einen hohen Anteil der NO_x-Emissionen an Flughäfen und deren Umgebung verantwortlich [68]. Während des Fluges wird der Bordstrombedarf vollständig über die Haupttriebwerke gedeckt, während die Gasturbinen-APU nur in Notfallsituationen zum Einsatz kommt.

Eine Brennstoffzellen-APU als Alternative zur konventionellen Gasturbinen-APU kann hier eine Reihe von Vorteilen bieten:

- Keine NO_x- und Partikelemissionen [235];
- Betrieb auch während des Fluges [180];
- Ggf. Kerosineinsparung des Flugzeugs durch evtl. Gewichtsreduktionen [235];
- Wasser als Reaktionsprodukt und damit Reduktion der erforderlichen Mitnahmemenge [235];

- Mögliche Nutzung der APU-Emissionen zur Tankinertisierung;
- Direkte Bereitstellung von Gleichstrom, da für zukünftige All-Electric-Flugzeuge mit einer Umstellung des traditionell AC-basierten primären Energieversorgungssystems auf DC-Spannung zu rechnen ist [13];
- Eine signifikant geringere Lärmbelastung [235].

3.2.4.2 Anforderungen und technologische Ziele

Die von der NASA gesetzte Zielvorgabe für Brennstoffzellen-APUs bis 2015 ist eine spezifische Leistung von 0,5 kW/kg. Für die Brennstoffzellenstacks wird eine spezifische Leistung von 1 kW/kg angestrebt. Zum Vergleich: die spezifische Leistung einer konventionellen APU liegt bei mehr als 2 kW/kg [190].

Tabelle 3-8: Technische Ziele der NASA für SOFC-Systeme [216]

Charakteristik	Ziele 2015
Brennstoff	Reformat (Jet A-1)
Lebensdauer Stack	40.000 h
Lebensdauer SOFC Reformer	10.000 h
Robustheit bei Temperaturzyklen	0,01 % / Zyklus
Reformatausnutzung Stack	85 %
Kerosinumsatz Reformer	>= 95 %
Gewicht Reformer	<= 1 kg/1 l (225 kW System)
Spezifische Leistung Stack	1 kW/kg
Spezifische Leistung System	0,5 kW/kg

3.3 Stromerzeugung mit Brennstoffzellen

3.3.1 Funktionsprinzip und Aufbau

Brennstoffzellen sind elektrochemische Zellen, mit denen die chemische Energie eines kontinuierlich zugeführten Brennstoffes direkt in elektrische Energie umgewandelt wird. Das hier genutzte Prinzip der „kalten Verbrennung“ umgeht den verlustreichen Umweg der konventionellen Stromerzeugung über die Wärmeenergie, indem die gewöhnliche Verbrennungsreaktion in zwei räumlich voneinander getrennte Teilreaktionen zerlegt wird. Auf diese Weise läuft der bei der chemischen Umsetzung stattfindende Elektronenaustausch nicht lokal, sondern über einen externen Stromkreis ab [90, S.3; 181, S.452f].

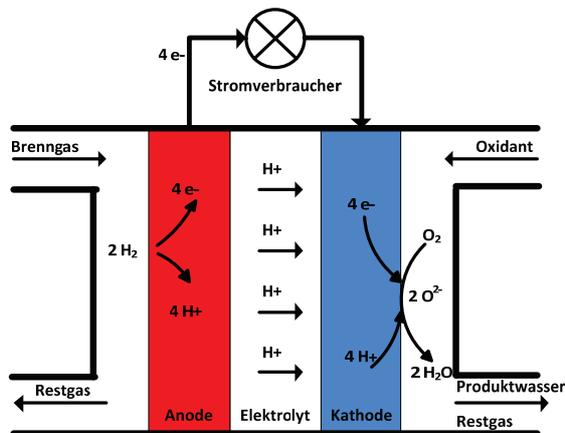


Abbildung 3-13: Schema einer H_2/O_2 -Brennstoffzelle

Orte der elektrochemischen Teilreaktionen sind die beiden Elektroden jeder Brennstoffzelle, siehe **Abbildung 3-13**. Ein ionenleitender Elektrolyt, meist in Form einer gasundurchlässigen Membran, trennt die Elektroden voneinander und bildet auf diese Weise isolierte Reaktionsräume. An der Anodenseite wird der Brennstoff zugeführt und unter Elektronenabgabe oxidiert. Infolge einer Potentialdifferenz zwischen den Elektroden wandern die Elektronen unter Verrichtung von Nutzarbeit an einem externen Verbraucher zur Kathode. Das dort zugeführte Oxidationsmittel, Luftsauerstoff oder reiner Sauerstoff, wird durch die Aufnahme der Elektronen reduziert. Der Transport von Ionen durch den Elektrolyten mit anschließender Produktwasserbildung an der gegenüberliegenden Elektrode vervollständigt den Reaktionskreislauf [124, S.32; 90, S.3]. Für die Umsetzung von Wasserstoff, den am häufigsten verwendeten Brennstoff, gelten entsprechend die folgenden Reaktionsgleichungen:



Eine Einzelzelle liefert bei Stromfluss eine Zellspannung von ca. 0,5 bis 0,8 V, je nach Zelltyp und Betriebsbedingungen. Zur Erreichung technisch nutzbarer Spannungen werden Einzelzellen mit Hilfe sogenannter Bipolarplatten zu Zellstapeln (engl. Stacks) in Reihe geschaltet [181, S.453]. Bipolarplatten trennen den Anodenraum vom Kathodenraum zweier aufeinanderfolgender Einzelzellen gasdicht voneinander ab und stellen eine elektrische Verbindung zwischen den Zellen her [181, S.448]. Des Weiteren enthalten Bipolarplatten häufig Strömungskanäle zur Reaktantenverteilung, sodass keine separaten „Flowfield“-Platten nötig sind [231].

3.3.2 Thermodynamik

Die maximal erhaltliche Nutzarbeit W_{el} aus einer elektrochemischen Brennstoffumsetzung entspricht bei isotherm-isobaren Bedingungen der Freien Enthalpie ΔG der Zellreaktion bzw. der Enthalpieänderung ΔH abzüglich der Wärmeverluste $T \times \Delta S$ [55, S.2-1]:

$$W_{el} = \Delta G = \Delta H - T \times \Delta S \quad \text{Glg. 3-9}$$

Die Freie Reaktionsenthalpie $\Delta_R G$ resultiert aus der Ableitung der Freien Enthalpie G nach der Reaktionslaufzahl ξ [12, S.226]:

$$\Delta_R G = \left(\frac{\partial G}{\partial \xi} \right)_{p,T} \quad \text{Glg. 3-10}$$

Schreitet die Reaktionslaufzahl infinitesimal um $d\xi$ fort, ist dies gleichbedeutend mit einer Umsetzung der Reaktanten i um die Stoffmenge dn_i ($dn_i = \nu_i \times d\xi$). Eine entsprechende Anzahl an Elektronen wird von der Anode zur Kathode transportiert. Unter Zuhilfenahme der Definition für das chemische Potential als partielle molare Freie Enthalpie ($\mu_i = \left(\frac{\partial G}{\partial n_i} \right)_{T,p,n}$) ergibt sich folgender Zusammenhang [12, S.149, S.230; 124, S.23]:

$$\Delta_R G = \sum_i \nu_i \times \mu_i \quad \text{Glg. 3-11}$$

Das chemische Potential einer Spezies i kann über die Gleichung

$$\mu_i = \mu_i^\circ + R \times T \times \ln a_i \quad \text{Glg. 3-12}$$

ausgedrückt werden [181, S.455; 124, S.24]. Die enthaltene Größe μ_i° entspricht dem chemischen Potential des reinen Stoffes im Standardzustand, d.h. wenn $a_i = 1$ [124, S.24]. Die Aktivität a_i ist als effektiver Molenbruch der Spezies i interpretierbar, der auf den Molenbruch im Standardzustand bezogen ist und im Falle eines idealen Gases gleich dem Verhältnis vom Druck bzw. Partialdruck p_i zum Standarddruck p° ($a_i = p_i/p^\circ$) ist [12, S.153; S. 230; 131, S.35]. Die Kombination der Gleichungen Glg. 3-11 und Glg. 3-12 und die Einführung von $\Delta_R G_i^\circ$ als Freie Standardreaktionsenthalpie führen zu folgendem Ausdruck:

$$\Delta_R G = \sum_i \nu_i \times \mu_i^\circ + R \times T \times \ln \prod_i a_i^{\nu_i} = \Delta_R G_i^\circ + R \times T \times \ln \prod_i a_i^{\nu_i} \quad \text{Glg. 3-13}$$

Über die Ladung Q , d.h. dem Produkt aus der sogenannten Faraday-Konstanten F ($=96.485,3365 \text{ C/mol}$) und der Anzahl der an der Zellreaktion beteiligten Elektronen n , ist ΔG mit der Gleichgewichtsspannung, verknüpft. Die Gleichgewichtsspannung, auch bezeichnet als reversible Zellspannung, ist die zwischen den Elektroden vorliegende Potentialdifferenz bei offenem Stromkreis (englisch „open circuit“, abgekürzt „OC“) und damit die thermodynamisch höchstmögliche Spannung bei den gegebenen Reaktionsbedingungen bezüglich Temperatur, Druck und Gasart [12, S.245; 181, S.454]:

$$E_{\text{OC,rev}} = -\frac{\Delta G(T, p_i)}{Q} = -\frac{\Delta G(T, p_i)}{n \times F} \quad \text{Glg. 3-14}$$

Der Ausdruck, der die reversible Zellspannung in Abhängigkeit von der Gemischzusammensetzung beschreibt, wird auch als „Nernst-Gleichung“ bezeichnet:

$$E_{\text{OC,rev}} = -\frac{\Delta_R G^\circ(T)}{n \times F} - \frac{R \times T}{n \times F} \ln \prod_i a_i^{\nu_i} = E^\circ(T) - \frac{R \times T}{n \times F} \ln \prod_i \left(\frac{p_i}{p^\circ} \right)^{\nu_i} \quad \text{Glg. 3-15}$$

Bei Standardbedingungen, d.h. wenn die Aktivitäten aller Reaktionsteilnehmer den Zahlenwert 1 besitzen, liegt das Standardpotential $E^\circ(T)$ vor [85]. Ebenso wie die Freie Standardreaktionsenthalpie verhält sich dieses umgekehrt proportional zur Betriebstemperatur der Brennstoffzelle [131, S.33]. Im praktischen Brennstoffzellenbetrieb liegen meistens abweichende Betriebsbedingungen vor, da die Reaktanten in der Regel nicht als Reinstoffe, sondern als Gemischkomponenten zugeführt werden. Als Beispiele seien hier der Wasserstoff als Reformatbestandteil und der Sauerstoff als Luftkomponente genannt [55, S.2-4f.; 85, S.89]. Die Anwesenheit der zusätzlichen inerten Komponenten im Reaktantengas führt zu einer Verminderung der Reaktantenaktivitäten und damit zu einem Spannungsverlust. Umgekehrt erhöht sich die reversible Zellspannung bei Anhebung des Systemdrucks p . Besonders deutlich wird dies, wenn man den logarithmischen Term der Nernst-Gleichung in einen stoffmengenabhängigen sowie einen druckabhängigen Term aufteilt [131, S.37]:

$$E_{\text{OC,rev}} = E^\circ(T) - \frac{R \times T}{n \times F} \ln \prod_i x_i^{\nu_i} + \frac{R \times T}{n \times F} \ln(p) \quad \text{Glg. 3-16}$$

Der Spannungszuwachs durch Erhöhung des Systemdrucks von p_1 auf p_2 berechnet sich daher zu:

$$\Delta E_{\text{OC,rev}} = \frac{R \times T}{n \times F} \ln \left(\frac{p_2}{p_1} \right) \quad \text{Glg. 3-17}$$

3.3.3 Strom-Spannungs-Kennlinie

In der Realität arbeitet eine Brennstoffzelle nicht ideal. Verschiedene Verlustmechanismen, die auch als Überspannungen bezeichnet werden, führen zu einem Abfall der Zellspannung. Sogar bei offenem Stromkreis besteht eine Diskrepanz zwischen dem theoretischen und dem gemessenen Wert. Die theoretische Nernstspannung $E_{OC,rev}$ wurde in Kapitel 3.3.2 behandelt. Der charakteristische Verlauf einer Strom-Spannungs-Kennlinie ist in **Abbildung 3-14** dargestellt:

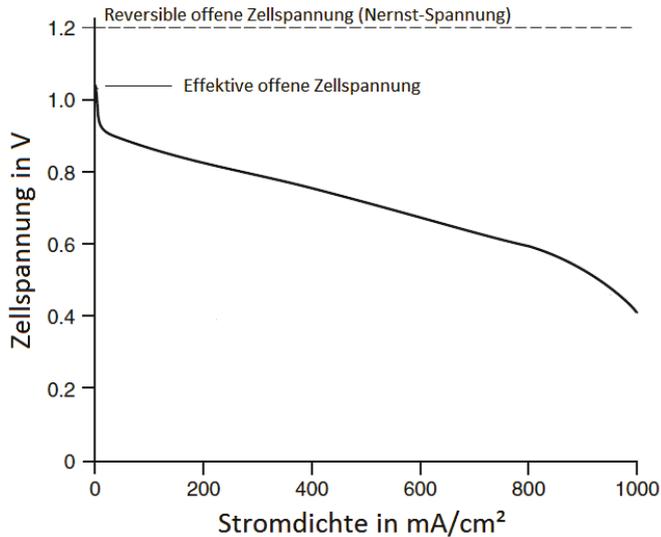


Abbildung 3-14: Charakteristischer Verlauf einer Strom-Spannungs-Kennlinie
(nach [131, S.46])

Ausgehend von der effektiven offenen Zellspannung, im Folgenden als E_{OC} bezeichnet, ist mit zunehmender Stromdichte ein steiler Abfall der Strom-Spannungs-Kennlinie zu verzeichnen, auf den ein linearer Kurvenverlauf mit geringerem Gefälle folgt. Ab Erreichen einer deutlich höheren Stromdichte knickt die Kennlinie schnell ab (s. [55, S.18]). Die wichtigsten Verlustmechanismen, die für diesen Kennlinienverlauf verantwortlich sind, werden im Folgenden kurz erläutert:

Der stark nichtlineare Spannungsabfall im Bereich niedriger Stromdichten ist überwiegend auf die sogenannten **Aktivierungsüberspannungen** η_{act} zurückzuführen. Ursache für diese Verluste ist eine träge Reaktionskinetik an den Elektrodenoberflächen, insbesondere auf der Kathodenseite. Die vergleichsweise geringe anodenseitige Überspannung ist oftmals vernachlässigbar. Über einen weiten Wertebereich kann der Spannungsabfall an einer Elektrode mit Hilfe der Tafel-Gleichung beschrieben werden:

$$\eta_{act} = A \cdot \ln\left(\frac{j}{j_0}\right)$$

Glg. 3-18

Der Faktor A dieser Gleichung beinhaltet den dimensionslosen Durchtrittsfaktor α , der von der Elektrodenreaktion und dem Elektrodenmaterial abhängt und typischerweise einen Wert von ca. 0,5 hat:

$$A = \frac{R \times T}{\alpha \times n \times F} \quad \text{Glg. 3-19}$$

Weit relevanter für die Aktivierungsüberspannung ist jedoch die Höhe der sogenannten Austauschstromdichte j_0 . Die Austauschstromdichte entspricht der lokal an einer Elektrode auftretenden Stromdichte bei offener Zellspannung. Die Zellreaktionen stehen mit ihren Rückreaktionen im Gleichgewicht, sodass, ohne die Existenz eines messbaren Nettostroms, ein kontinuierlicher Zu- und Rückfluss der Elektronen an der Elektrodenoberfläche stattfindet. Da die Austauschstromdichte mit zunehmender Intensität des Ladungsdurchtritts steigt, stellt sie ein Maß für die elektrochemische Aktivität der Elektrode dar. Neben verbesserten Material- und Struktureigenschaften wirkt sich vor allem eine Temperaturerhöhung positiv auf die Elektrodenaktivität aus. Ein Druckanstieg oder eine Erhöhung der Reaktantenkonzentration verstärken ebenfalls die Austauschstromdichte, da diese Maßnahmen zu einer effektiveren Besetzung der aktiven Katalysatorzentren führen [131, S.48f.].

Der lineare Bereich der Strom-Spannungs-Kennlinie wird von den **Ohmschen Widerständen** R, das heißt den Ionenleitwiderständen, elektrischen Widerständen und Kontaktwiderständen, dominiert [55, S.2-13]. Die Größe des Spannungsverlustes ist gemäß dem Ohmschen Gesetz proportional zum Strom I bzw. zur Stromdichte j [131, S.56f.]:

$$\eta_{\Omega} = I \times R = j \times r_{\Omega} \quad \text{Glg. 3-20}$$

Wichtigster Verursacher der Ohmschen Verluste sind in der Regel die Elektrolyte. Des Weiteren tragen die Elektroden, Stromabnehmer und Bipolarplatten zu Verlusten bei [55, S. 2-10]. Maßnahmen zur Reduktion der Widerstände bestehen daher vor allem aus der Verbesserung der Elektrodenmaterialien, der Optimierung des Zeldesigns sowie der Verringerung der Elektrolytendicke.

Die hier zuletzt beschriebene Verlustart ist die **Konzentrationsüberspannung**. Die endlich große Stofftransportgeschwindigkeit limitiert die Versorgung der Elektroden mit frischen Reaktanten sowie den Abtransport der Produkte. Die Reaktantenkonzentrationen an den Elektrodenoberflächen und somit die Zellspannung nehmen in der Folge ab. Dieser Effekt tritt insbesondere bei hohen Stromdichten auf und ist für das Abknicken der Kennlinie verantwortlich. Die Grenzstromdichte j_i ist die maximale Stromdichte, bei der die Elektroden noch ausreichend mit Reaktanten versorgt werden können. Eine mathematische Beschreibung Konzentrationsüberspannung lässt sich aus der Nernst-Spannung und dem Fickschen Gesetz herleiten [131, S.57f.]:

$$\eta_{\text{Konz}} = -\frac{R \times T}{n \times F} \ln \left(1 - \frac{j}{j_i} \right) \quad \text{Glg. 3-21}$$

Die Funktion für die stromdichtenabhängige Zellspannung E folgt schließlich aus der Subtraktion der einzelnen Verluste von der reversiblen Zellspannung $E_{OC,rev}$. Wird über einen parasitären Strom j_{Cross} berücksichtigt, dass durch permeierenden Wasserstoff („Crossover“) auch bei offenem Stromkreis Spannungsverluste entstehen, entsteht schließlich folgender Ausdruck [131, S.59]:

$$E = E_{OC,rev} - A \times n \left(\frac{j + j_{Cross}}{j_0} \right) - r_{\Omega} \times j + \frac{R \times T}{n \times F} \ln \left(1 - \frac{j}{j_i} \right) \quad \text{Glg. 3-22}$$

3.3.4 Betriebsparameter und Auslegungspunkt

Die Leistung einer Brennstoffzelle ist von zahlreichen Faktoren abhängig. Dieses Kapitel gibt einen Überblick über den Einfluss der wesentlichen Betriebsparameter Stromdichte, Temperatur, Druck, Brenngasnutzung und Luftzahl und die sich daraus ergebenden Konsequenzen für die Stackauslegung.

Der charakteristische Verlauf der Zellspannung in Abhängigkeit von der Stromdichte wurde ausführlich im vorigen Kapitel beschrieben. Im normalen Betrieb arbeitet eine Brennstoffzelle in dem von Ohmschen Verlusten dominierten Stromdichtebereich, das heißt die Zellspannung verhält sich proportional zur Stromdichte. Die Leistungsdichte als das Produkt der beiden Größen nimmt mit der Stromdichte zu, bis es ein Maximum erreicht. Ein Auslegungspunkt nahe der maximalen Leistungsdichte ist vorteilhaft hinsichtlich Investitionskosten und Gewicht, im Gegenzug aber mit einem geringen Zellwirkungsgrad und folglich hohen Betriebskosten verbunden. In der Regel wird daher ein Auslegungspunkt gewählt, der ein Kompromiss zwischen Leistungsdichte und Wirkungsgrad darstellt [55, S.2-18f].

Die Betriebstemperatur hat insbesondere Einfluss auf die Elektrodenkinetik und damit auf die Aktivierungsüberspannungen. Wie in Kapitel 3.3.3 erläutert, führt eine Temperaturerhöhung daher zu einer Zunahme der Betriebsspannung, obwohl aus thermodynamischer Sicht der gegenteilige Effekt zu erwarten wäre. Hinsichtlich des Innenwiderstands sind bei metallischen Werkstoffen niedrigere Temperaturen vorteilhafter, allerdings ist dieser Einfluss im Betriebsbereich von Niedertemperaturbrennstoffzellen begrenzt [55, S.2-20].

Der Systemdruck sollte zur Erzielung großer Zellspannungen möglichst hoch gewählt werden. Mit zunehmendem Druck steigt die reversible Zellspannung, Aktivierungsüberspannungen nehmen ab und der Stofftransport wird verbessert (s. Kapitel 3.3.3). Den Vorteilen des Druckbetriebs entgegen stehen allerdings der größere Konstruktions- und Materialaufwand sowie zusätzliche parasitäre Verluste [55, S.2-20].

Die Gasnutzung ist definiert als das Verhältnis von elektrochemisch genutzter zu zugeführter Reaktantenmenge. Beim Durchströmen einer Zelle wird der Reaktant verbraucht, wodurch dessen Partialdruck in Strömungsrichtung abnimmt und die Konzentration eventuell anfallender Reaktionsprodukte steigt. Das reversible Spannungspotential nimmt dementsprechend in Strömungsrichtung ab, sodass sich in Hinblick auf Zellwirkungsgrad und möglicher Reaktantenunterversorgung eine geringe Gasausnutzung empfiehlt. Für einen guten Gesamtwirkungs-

grad der Brennstoffzelle ist hingegen ein möglichst hoher Gasnutzungsgrad vorteilhaft (vgl. mit Glg. 3-26). Auf der Anodenseite sollte die Brenngasnutzung daher insbesondere bei Reformat sorgfältig gewählt werden [131, S.39]. Auf der Kathodenseite wird Luft in der Regel ebenfalls überstöchiometrisch zugeführt, das heißt Luftzahl > 1.

3.3.5 Relevante Kennwerte

Der höchstmögliche Wirkungsgrad einer reversibel arbeitenden Brennstoffzelle wird als „idealer“ oder „thermodynamischer“ Wirkungsgrad η_{th} bezeichnet und stellt das Verhältnis aus der Freien Reaktionsenthalpie ΔG zur Enthalpieänderung ΔH dar. Letztere stimmt mit dem Heizwert H_u überein, welcher üblicherweise bei der Standardtemperatur 298,15 K definiert ist [137, S.230]. Über Spannungen ausgedrückt entspricht η_{th} dem Quotienten aus der reversiblen Zellspannung $E_{OC,rev}$ und der fiktiven enthalpischen Zellspannung $E_H = \Delta H(T)/(n \times F)$ (vgl. mit Kapitel 3.3.2) [85, S.558]:

$$\eta_{th} = \frac{\Delta G(T,p)}{\Delta H(T)} = \frac{E_{OC,rev}(T,p)}{E_H(T)} \quad \text{Glg. 3-23}$$

Die tatsächliche Zellspannung liegt, wie bereits in Kapitel 3.3.3 erläutert, unterhalb der reversiblen Zellspannung. Aussagen über die Höhe der Abweichung vom idealen Verhalten der Brennstoffzelle können über den Spannungswirkungsgrad η_E getroffen werden [55, S.2-9; 238, S.23; 90, S.6]:

$$\eta_E = \frac{E}{E_{OC,rev}} \quad \text{Glg. 3-24}$$

Das Produkt aus dem thermodynamischem Wirkungsgrad und dem Spannungswirkungsgrad, der Zell- oder Lastwirkungsgrad η_Z , gibt Aufschluss über die thermische Effizienz der Brennstoffzelle [55, S.2-9; 85, S.560].

$$\eta_Z = \frac{E}{E_H} \quad \text{Glg. 3-25}$$

Berücksichtigt man über den Gasnutzungsgrad η_t zusätzlich, dass nur ein Teil des zugeführten Brenngases umgesetzt wird, erhält man den Gesamtwirkungsgrad der Brennstoffzelle bzw. des Stacks:

$$\eta_{Stack} = \eta_Z \times \eta_t \quad \text{Glg. 3-26}$$

Die Effizienz des gesamten Bennisstoffzellensystems η_{Sys} unter Einschluss der direkten Peripherie, das heißt inklusive Verdichter, Brenngaserzeugung und direkten Systemkomponenten, wird über das Verhältnis der effektiven elektrischen Leistung P_{Sys} zu der im Brenngasstrom enthaltenen Energie ausgedrückt [181, S.466]:

$$\eta_{Sys} = \frac{P_{Sys}}{\dot{m}_B \times H_u} \quad \text{Glg. 3-27}$$

3.3.6 Merkmale der Hochtemperatur-Polymerelektrolyt-Brennstoffzelle (HT-PEFC)

In der Brennstoffzellenforschung haben sich sechs Brennstoffzellentypen, klassifiziert nach der Art des Elektrolyten, als besonders vielversprechend erwiesen. Die sogenannte Polymer-Elektrolyt-Brennstoffzelle (PEFC) wird aufgrund ihrer technischen Einfachheit, der dynamischen Betriebsweise sowie der hohen Langlebigkeit als wichtigster Brennstoffzellentyp für mobile Anwendungen betrachtet [131, S.14; 55, S.3-1]. Als Elektrolyt der PEFC dient eine meistens aus prefluorierten Sulfonsäurepolymeren (PFSA) bestehende Membran [245, S.18]. Zum Erhalt der Protonenleitfähigkeit wird die Membran befeuchtet, was ein anspruchsvolles Wassermanagement erfordert und den Betriebsbereich der Brennstoffzelle auf Temperaturen unterhalb des Siedepunkts von Wasser beschränkt. Da ein höheres Temperaturlevel jedoch Vorteile hinsichtlich Reaktionskinetik, CO-Toleranz und Kompaktheit des Kühlsystems bietet, wurde in den letzten Jahren verstärkt die Entwicklung sogenannter Hochtemperatur (HT)-PEFC vorangetrieben. Besonders für die APU-Anwendung in mobilen Systemen wie Flugzeugen, bei der sich die Nutzung von Reformat als Brennstoff anbietet und bei der die Möglichkeit einer thermischen Integration des Brennstoffzellensystems wichtiger als ein schnelles Kaltstartverhalten ist, sind die Eigenschaften der HT-PEFC interessant [88].

Die Membran der neuartigen HT-PEFC besteht nicht aus PFSA, sondern aus Polybenzimidazol (PBI). Chemisch fest mit der PBI-Membran verbundene Phosphorsäure ist verantwortlich für die Protonenleitfähigkeit, sodass die Notwendigkeit einer externen Befeuchtung nicht nur entfällt, sondern wegen möglicher Säureauswaschung sogar vermieden werden sollte. Zusammen mit den beidseitig vorhandenen Katalysatorschichten bildet die Membran das Herzstück der Brennstoffzelle: die Membran-Elektroden-Einheit oder kurz MEA (engl. Membrane Electrode Assembly), deren bekanntester kommerzielle Vertreter die Celtec®-MEA von BASF Fuel Cells (vormals PEMEAS) ist [245, S.18; S.28].

Die typische Arbeitstemperatur der HT-PEFC liegt in einem Bereich von ca. 160-180 °C. Verglichen mit der NT-PEFC hat dies neben der verbesserten Reaktionskinetik vor allem auch eine höhere Toleranz gegenüber Verunreinigungen zur Folge. Im genannten Temperaturbereich erlaubt die HT-PEFC ca. 1 % CO und vereinfacht damit die Nutzung von Reformat (s. Kapitel 3.4.3.1) [88; 167]. Die zweite wichtige Schadstoffkomponente H₂S darf mit einer Konzentration von bis zu 10 ppm im Brenngas enthalten sein, ohne dass dies zu einer rapiden Vergiftung des anodenseitigen Katalysators führt [196]. Temperaturen über 180 °C beschleunigen deutlich die Alterung der derzeit verfügbaren MEAs [243, S.29]. Bendzulla [18, S.139] stellte bereits bei 180 °C eine um 30 % erhöhte Degradationsrate im Vergleich zu 160 °C fest.

Das Auftreten von Materialproblemen infolge der anspruchsvollen Betriebsbedingungen beschränkt sich nicht nur auf die MEA, sondern betrifft auch andere Zellkomponenten. Die Bipolarplatten beispielsweise müssen neben guter elektrischer Leitfähigkeit und thermischer Stabilität eine hohe chemische Beständigkeit gegenüber der Phosphorsäure aufweisen. Im derzeitigen Entwicklungsstand werden die Bipolarplatten daher aus einem Komposit aus Graphit und temperaturresistentem Polymerbinder gefertigt, obwohl dies hinsichtlich Volumen, Ge-

wicht und Recyclebarkeit deutliche Nachteile bedeutet. Langfristig sollen daher alternative Materialien wie z.B. speziell behandelte metallische Bipolarplatten, eingesetzt werden. Im Betrieb weisen HT-PEFC eine im Vergleich zur Niedertemperatur(NT)-PEFC deutlich geringere offene Zellspannung und einen stärker ausgeprägten Spannungsabfall bei kleinen Stromdichten auf. Der typische Arbeitsbereich liegt daher bei etwa 0,6 V und nicht bei 0,7 - 0,75 V wie im Falle der NT-PEFC [245, S.31]. Zurückgeführt werden kann dieses Verhalten auf die Eigenschaften der Phosphorsäure, worauf jedoch nicht näher eingegangen werden soll [245, S.30f].

3.3.7 Balance of Plant

Abgesehen vom Stack gehören zu einem kompletten Brennstoffzellensystem verschiedene andere Komponenten und Subsysteme, die gemeinsam unter dem Begriff „Balance of Plant“ (BOP) zusammengefasst werden und im Wesentlichen für die Luftversorgung, die Brennstoffaufbereitung, das Wärme- und Wassermanagement und die Mess-, Steuer- und Regeltechnik zuständig sind. Die genaue Anordnung der BOP-Komponenten hängt vom Brennstoffzellentyp, dem Brennstoff und der Anwendung ab. Zusätzlich beeinflussen die spezifischen Betriebsbedingungen und die zell- bzw. stackdesignbedingten Anforderungen die Charakteristik der Komponenten [55, S.1-5; 181, S.448f]. Eine Auswahl wichtiger BOP-Komponenten, auf die in den nachfolgenden Kapiteln Bezug genommen wird, sei hier kurz erläutert:

3.3.7.1 Spannungswandler

Der von einer Brennstoffzelle abgegebene Gleichstrom ist nur selten zur direkten Nutzung durch den Verbraucher geeignet und erfordert daher meistens eine vorherige Konditionierung. Diese kann sich auf die Regelung der Spannung begrenzen, aber auch die Umwandlung zu Wechselstrom bedeuten [131, S.20]. Spannungsregelung ist in beinahe allen Brennstoffzellenanwendungen erforderlich, da die angeschlossenen Stromverbraucher im Allgemeinen eine zeitlich stabile Spannung eines bestimmten Niveaus benötigen [161, S.267]. Mit Hilfe von DC/DC-Wandlern können Spannungsfluktuationen ausgeglichen und das Spannungsniveau auf ein konstantes Level ober – oder unterhalb der Stackspannung angehoben bzw. abgesenkt werden. Der Wirkungsgrad für DC/DC-Wandler beträgt 85-98 % [161, S.267]. Insbesondere für größere Brennstoffzellensysteme mit Anbindung an ein Hauptenergienetz sind des Weiteren Inverter zur Umwandlung in Wechselstrom erforderlich [131, S.331]. Der Wirkungsgrad der Inverter beträgt ähnlich wie bei DC/DC-Wandlern 85-97 % [161, S.268].

3.3.7.2 Lüfter / Kompressor

Bei Betrieb unter Umgebungsdruck werden die im Brennstoffzellensystem benötigten Luftströme über leistungsarme Gebläse gefördert. Der Energiebedarf der Lüfter ist verhältnismäßig gering, da lediglich Druckverluste von wenigen mbar ausgeglichen werden müssen. Ist für den Brennstoffzellenbetrieb ein Überdruck vorgesehen, so ist der Einsatz leistungsstärkerer Kompressoren erforderlich. Der Energiebedarf für die Kompression steigt mit der Druckdifferenz und der gewählten Luftzahl, kann aber durch Entspannung des Abgases in einem Expander teilweise kompensiert werden [181, S.485].

Berechnet werden kann die elektrische Nettoleistung eines Kompressors bzw. eines Expanders über die theoretische Strömungsarbeit. Die technische Leistung P_{t12} , die in einer adiabaten Zustandsänderung $1 \rightarrow 2$ zwischen Strömungsmaschine und Arbeitsfluid ausgetauscht wird, ergibt sich unter Vernachlässigung der äußeren Energien aus der Energiebilanz für stationäre Fließprozesse: [137, S. 271ff, S.410]:

$$P_{t12} = \dot{n} \times (h_2 - h_1) \quad \text{Glg. 3-28}$$

Der Endzustand 2 (p, T) realer Arbeitsprozesse ist aufgrund von Irreversibilitäten thermodynamisch nicht erfassbar, kann aber bei bekanntem isentropen Wirkungsgrad η_{is} aus einer idealisierten und einfach zu berechnenden adiabat-isentropen Zustandsänderung $1 \rightarrow 2'$ ermittelt werden (Details s. Anhang). Der isentrope Wirkungsgrad η_{is} beschreibt das Verhältnis von isentroper und realer Zustandsänderung und kann vielen Strömungsmaschinen näherungsweise zugeordnet werden [137, S.410]:

$$\eta_{is, \text{Kompressor}} = \frac{P_{t, \text{rev, Kompressor}}}{P_{t, \text{Kompressor}}} = \frac{h_2' - h_1}{h_2 - h_1} \quad \text{Glg. 3-29}$$

$$\eta_{is, \text{Expander}} = \frac{P_{t, \text{Expander}}}{P_{t, \text{rev, Expander}}} = \frac{h_2 - h_1}{h_2' - h_1} \quad \text{Glg. 3-30}$$

Zusätzlich zur eigentlichen Strömungsarbeit müssen die energetischen Verluste in den maschinellen Bauteilen, wie Reibungsverluste in den Lagern etc. und elektrische Verluste im angeschlossenen Antrieb in geeigneter Weise berücksichtigt werden, um die Nettoleistung der Strömungsmaschine zu erfassen.

3.3.7.3 Katalytischer Brenner

Aufgrund der überstöchiometrischen Betriebsweise einer Brennstoffzelle enthält das zugeführte Brenngas auch nach dem Austritt aus der Anode noch brennbare Komponenten (H_2 , CH_4 , CO , C_nH_m), die zumeist katalytisch zu Kohlendioxid und/oder Wasser umgesetzt werden. Die freiwerdende Verbrennungswärme kann z.B. zur Vorwärmung von Eduktströmen oder zur Wasserdampferzeugung werden. Die wesentlichen Vorteile der katalytischen Oxidation ge-

genüber einer Verbrennung mit Flammenbildung sind die Schadstoffarmut und der hohe Wirkungsgrad. Bedingt durch die niedrige Reaktionstemperatur werden praktisch keine Stickoxide gebildet. Der Brennstoffumsatz liegt üblicherweise bei mehr als 99,9 %. Der Betrieb weist zudem auch bei großen Lastschwankungen hohe Stabilität auf und erlaubt eine große Variationsbreite der Luftzahl [181, S.481f.; 169].

3.3.7.4 Brenngaserzeugungssystem

Der Begriff Brenngaserzeugung in Zusammenhang mit Brennstoffzellen steht für die Umwandlung eines Energieträgers in ein Brenngas, das von den Stacks direkt verwertet werden kann [131, S.238]. Aus Brennstoffen mit weiter Verfügbarkeit wie Erdgas, Benzin oder Diesel entsteht so ein Brenngas, welches vorwiegend oder ausschließlich die von der Brennstoffzelle benötigten Komponenten enthält [206]. Jeder Brennstoffzellentyp stellt dabei unterschiedliche Anforderungen an Gaszusammensetzung bzw. -qualität. Im Wesentlichen gilt, dass der Aufwand für den Umwandlungsprozess mit abnehmender Betriebstemperatur der Brennstoffzelle steigt [131, S.238]. Im Falle von Polymerelektrolyt-Brennstoffzellen dient alleinig Wasserstoff als Brenngaskomponente. Die Gewinnung von Wasserstoff über Kerosinreformierung wird ausführlich in Kapitel 3.4.3.1 behandelt.

3.4 Wasserstoffbereitstellung für ein mobiles HT-PEFC-System

3.4.1 Hintergrund

Die Brennstoffversorgung stellt bisweilen die größte Herausforderung in Zusammenhang mit der Brennstoffzellentechnologie dar. Nahezu alle Brennstoffzellen benötigen heute Wasserstoff als Energielieferant, woraus sich zwei wesentliche Optionen ergeben: die direkte Nutzung von Wasserstoff oder der Einsatz eines Wasserstoffträgers. Problematisch bei der Direktnutzung ist vor allem die geringe lokale Verfügbarkeit von Wasserstoff und der Mangel an effizienten und sicheren Speichertechnologien mit befriedigender Energiedichte [161, S.258, siehe folgendes Unterkapitel 3.4.2. Insbesondere in der Luftfahrt sind die bestehenden Anforderungen an Gewicht, Volumen und Sicherheit sehr hoch und erfordern zusätzliche Anstrengungen zur Erreichung der Zielvorgaben [159]. Mit der Nutzung von gängigen, weit verfügbaren wasserstoffhaltigen Verbindungen können die genannten Nachteile von reinem Wasserstoff umgangen werden. Kohlenwasserstoffe wie Erdgas oder Kerosin profitieren von einer gut ausgebauten Infrastruktur und erlauben signifikant höhere gravimetrische und volumetrische Speicherdichten [161, S.261; 205]. Um sie der Verwertung in einer Brennstoffzelle zugänglich zu machen, müssen die Kohlenwasserstoffe in der Regel zu einem wasserstoffreichen Gas reformiert werden [161, S.261]. Die großtechnische Reformierung von Kohlenwasserstoffen bei gutem Wirkungsgrad und hoher Produktreinheit ist Stand der Technik [226]. Dasselbe gilt allerdings nicht für die Wasserstoffproduktion für Brennstoffzellen, die anderen Randbedingungen hinsichtlich Größe, Druckniveau, Produktqualität oder Systemintegration unterliegt [187]. Zur Ausweitung der Reformierungstechnologie auf kleintechnische Anwendungen wie Brennstoffzellen, wird die Entwicklung von Reformern im kleineren Maßstab daher intensiv vorangetrieben [226]. Die wichtigsten Reformierungsverfahren und der heutige Entwicklungsstand von autothermen Reformern für die Brennstoffzellenversorgung werden in Kapitel 3.4.3. erläutert.

3.4.2 Wasserstoffspeicherung

3.4.2.1 Technologien

Die Speicherung von Wasserstoff bei tolerierbarer Energiedichte stellt eine technische und ökonomische Herausforderung dar [94, S.1]. Obwohl Wasserstoff mit 33,33 kWh/kg über eine dreifach höhere gravimetrische Energiedichte wie Kerosin verfügt, ist die volumetrische Energiedichte äußerst gering [95, S.12]. Bei 11 m³ pro kg Wasserstoff unter Normalbedingungen (1 bar, 0 °C) bedeutet Wasserstoffspeicherung daher vor allem eine Reduktion des Wasserstoffvolumens [252]. Die gegenwärtig dominierenden Speichertechnologien sind die Druckgasspeicherung, die Flüssiggasspeicherung und die Festkörperspeicherung in Metallhydriden [161, S.259].

Druckgasspeicherung findet üblicherweise bei Drücken zwischen 200 bar und 350 bar statt, wobei der Entwicklungstrend auf 700 bar und höher zielt. Zur Einordnung: die volumetrische

Energiedichte bei 700 bar beträgt im Vergleich zum Normaldruck mehr als das 400-fache. Für den Tank stellen sich bei dergleichen Betriebsdrücken besondere Anforderungen in Bezug auf Materialwahl, Komponentendimensionierung und Sicherheit [94, S.12]. Austenitischer Edelstahl und Aluminiumlegierungen sind die gängigsten Werkstoffe für Wasserstoffanwendungen, da sie vergleichsweise unempfindlich gegenüber Wasserstoffversprödung sind [94; 126, S.12]. Bessere Gewichtseigenschaften bieten hingegen moderne Drucktanks aus hochfesten Verbundwerkstoffen mit Metall- oder Polymerauskleidung [94, S.12]. Wesentliche Vorteile der Druckspeicherung sind die technische Einfachheit [131, S.283, verhältnismäßig geringe Diffusionsverluste über ausgedehnte Zeiträume [94, S.13] und eine kurze Tankbefüllungsdauer [50]. Nachteilig sind vor allem die bestehenden Sicherheitsrisiken und ein nicht geringer energetischer Kompressionsaufwand [161, S.261]. Für die Energieaufwand zur Kompression müssen ca. 15 -20 % des gespeicherten Energieinhalts (bezogen auf den Heizwert) aufgewendet werden [50; 94; 95, S.10; 250].

Die kryogene Flüssigwasserstoffspeicherung bei -253 °C stellt eine nicht uninteressante Alternative zur Druckgasspeicherung dar, da sie eine hohe Wasserstoffdichte bei geringem Druck erlaubt. Bei Atmosphärendruck besitzt flüssiger Wasserstoff eine Dichte von 71 kg/m³, also eine 1,8-fach höhere Dichte als gasförmiger Wasserstoff bei 700 bar und 15 °C [50; 95]. Der geringe Druck senkt zudem das Sicherheitsrisiko und gestattet eine größere Freiheit bei der Tankgeometrie [95]. Ein wesentlicher Nachteil in Zusammenhang mit der Speicherung unter kryogenen Bedingungen ist allerdings die aufwändige thermische Isolation der Tanks. Diese bestehen in der Regel aus Edelstahl oder Aluminiumlegierungen und sind doppelwandig ausgeführt. Der Raum zwischen dem inneren und dem äußeren Tank ist mit einer thermischen Vakuum-Superisolationsschicht versehen, der den Wärmeeintrag aus der Umgebung minimieren soll [126; 250]. Da trotz Isolierung ein Temperaturanstieg nicht vollständig vermieden werden kann, tritt Wasserstoff in den gasförmigen Zustand über und erhöht den Tankdruck. Bei Erreichen eines bestimmten Maximaldrucks nach mehrtägiger Zeitspanne (im englischen Sprachgebrauch als „dormancy“ bezeichnet) muss Wasserstoff abgelassen werden, woraus sich je nach Tankgröße Verluste von bis zu 3 % (Masse) pro Tag ergeben [94, S.29; 50]. Größere Tanks zeigen hier wegen ihres vorteilhafteren Oberflächen- zu Volumenverhältnis naturgemäß ein besseres thermisches Verhalten als kleine Tanks [50]. Weitere energetische Verluste von bis zu 30 % der gespeicherten Energiemenge (bezogen auf den Heizwert) entstehen zudem bereits durch den energieintensiven Verflüssigungsprozess [94; 95, S.16; 55, S.10f.].

Die Festkörperspeicherung als dritte der hier vorgestellten Technologien ist ebenfalls vielversprechend für verschiedene mobile und stationäre Anwendungen [94, S.81, da die große volumetrische Absorptionskapazität eine Vielzahl von Metallhydriden [148] zu exzellenten Wasserstoffspeichern macht [9]. Abgesehen von hoher Kompaktheit erlauben Metallhydride einen niedrigen Betriebsdruck und damit ein hohes Maß an Sicherheit. Die Freisetzung des Wasserstoffs aus den Metallhydriden erfolgt gewöhnlich endotherm und nutzt im Falle eines Brennstoffzellensystems die Stackabwärme. Reversible Metallhydride werden bereits seit vielen Jahren technisch für die Batterieanwendung genutzt, allerdings sind für die Brennstoffzellenanwendung thermodynamisch weniger stabile Metallhydride mit niedrigeren Dissoziationstemperaturen und -drücken erforderlich [200]. Die spezifischen Anforderungen an mobile Systeme, insbesondere in Bezug auf die gravimetrische Speicherkapazität und die Absorptions-

und Desorptionskinetik schränken die Materialauswahl zusätzlich ein. Derzeit konzentriert sich die Forschung vor allem auf das leichte, komplexe Aluminiumhydrid NaAlH_4 , bei der bislang eine reversible gravimetrische Speicherkapazität von 5 % ($\sim 1,7 \text{ kWh}$ pro kg Speichermaterial) bei moderaten Temperaturen erreicht worden ist [94; 200, S.137; 217].

3.4.2.2 Tanksysteme: Stand der Technik

Die **Abbildung 3-15** liefert einen Vergleich zur Energiedichte der wichtigsten kommerziell verfügbaren Wasserstoffspeichertechnologien. Aufgeführt sind der volumetrische und der gravimetrische Wert für Druckgasspeicherung bei 350 bar und 700 bar, für kryogene Flüssiggasspeicherung und für Festkörperspeicherung per Metallhydrid. Sofern möglich, sind die Energiedichten dabei sowohl für den reinen Wasserstoff als auch für das Gesamtsystem aufgetragen.

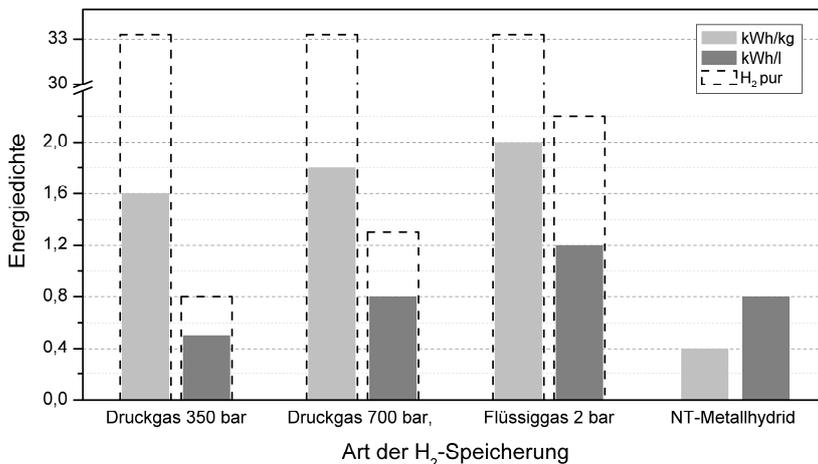


Abbildung 3-15: Energiedichte verschiedener Speichertechnologien für Wasserstoff [94; 139, S.34]

Per Druckgasspeicherung lassen sich zwar nicht die gleichen hohen Energiedichten erzielen wie bei der Flüssiggasspeicherung, allerdings weist diese Technologie den höchsten Reifegrad für die mobile Anwendung auf. Im Bereich der Brennstoffzellenfahrzeuge konzentriert sich die Mehrheit der Automobilhersteller auf 700 bar-Systeme [50], wobei mit Kompositttanks Energiedichten von ca. $1,8 \text{ kWh/kg}$ und $0,8 \text{ kWh/L}$ erzielt werden [94; 139, S.12].

Flüssiggasspeicherung wird vor allem für hohe Speichervolumina genutzt, da unter diesen Bedingungen die Abdampfverluste kein entscheidendes Problem darstellen [131, S.284; 50]. Laut der NASA [146] ist Flüssigwasserstoff grundsätzlich eine geeignete Option für Verkehrsflugzeuge, allerdings sei die Konstruktion eines haltbaren, leichten und ausreichend isolierten Tanks eine der wesentlichen technischen Herausforderungen. Weder die Flüssigwasserstofftanks aus Raumfahrt noch Automobilbereich erfüllen heute die technischen Anforderungen, die an einen Flugzeugtank gestellt werden. Im Gegensatz zu Spaceshuttle-Tanks werden

Automobiltanks zwar laut Verstraete et al. [237] für eine ähnliche Lebensdauer und Zyklenanzahl wie Flugzeugtanks konzipiert, jedoch existierten deutlich weniger Gewichtsreglementierungen. Durch das hohe Oberflächen/Volumen-Verhältnis und wegen mehrtägiger inaktiver Standzeiten erforderten Automobiltanks eine bessere Isolierung als Flugzeugtanks [237]. Ein repräsentatives Beispiel für Flüssigspeicherung im Automobilbereich ist der BMW Hydrogen 7, das erste Kleinserienfahrzeug mit Wasserstoffantrieb [94, S.28]. Der Kryotank stammt vom österreichischen Automobilzulieferer Magna Steyr und besitzt ein Fassungsvermögen von 140 L Wasserstoff (~10 kg) [22]. Bei einem Leertankgewicht von 150 kg inklusive Ventile und Wärmeübertrager [126] und einem Volumen von 296 l liegt die Energiedichte des Edeltanktanks der Abbildung entsprechend bei ca. 2 kWh/kg bzw. 1,2 kWh/l [139]. Im Rahmen des bis 2008 geförderten EU-Projektes StorHy („Hydrogen Storage Systems for Automotive Application“, Projektnummer: 502667) konnte Magna Steyr als wesentlichen Teilerfolg die gravimetrische Energiedichte durch den innovativen Einsatz von Faserverbundwerkstoffen auf 6 kWh/kg verdreifachen [139]. Die Entwicklung in Richtung eines 25 kg H₂-Kryogentanks für die Luftfahrtanwendung wird derzeit im Rahmen des deutschen Luftfahrtforschungsprogramms („LuFo“) und des österreichischen „TakeOff-Programms“ fortgeführt [129].

Festkörperspeicherung stellt voraussichtlich keine mittelfristige Option für die mobile Anwendung dar. Bislang konnte kein Hydridmaterial identifiziert werden, das eine ausreichend hohe reversible Speicherkapazität im relevanten Temperaturbereich aufweist [201]. Die im Diagramm aufgeführte Energiedichte von 0,4 kWh/kg (=1,2 Gew.-%) bezieht sich auf einen Niedertemperatur-Metallhydridspeicher von 4 kg Wasserstoffkapazität [239], mit dem eine Testflotte von Daimler in den 1980er Jahren ausgestattet worden ist [139]. Das U.S. Department of Energy strebt für On-board-Systeme deutlich höhere Speicherkapazitäten von 5,5 Gew.-% bzw. 40 g/L bis 2015 an [232, S.48]. Die im StorHy-Abschlussbericht prognostizierte Energiedichte für einen Tank mit dem vielversprechenden Speichermaterial NaAlH₄ ist mit 0,7 kWh/kg (= 2,1 Gew.-%) und 24 g/l ebenfalls weit von diesen Zielen entfernt [239].

3.4.3 Wasserstoffherzeugung aus Kohlenwasserstoffen

3.4.3.1 Reformierung von Kohlenwasserstoffen

Das großtechnisch am weitesten verbreitete Verfahren zur Wasserstoffgewinnung ist die Dampfreformierung von Kohlenwasserstoffen (C_nH_m) [187]:



Simultan zur Hauptreaktion laufen mit der Wassergas-Shift-Reaktion (WGS-Reaktion), Glg. 3-32, und der Methansynthese, Glg. 3-33 zwei exotherme, reversible Nebenreaktionen ab:



Die Dampfreformierung findet in der Regel heterogen katalysiert bei $> 500\text{ °C}$ statt. Gemäß dem Prinzip von Le Chatelier verlagert sich das thermodynamische Gleichgewicht bei Anstieg von Temperatur und Wasser/Kohlenstoff-Verhältnis, sowie bei sinkendem Druck in Richtung der Wasserstoffproduktion. Bei der Herstellung methanarmer Gemische verläuft der Dampfreformierungsprozess insgesamt endotherm, sodass dem Reaktor von außen entsprechend Wärme zugeführt werden muss [181, S.473; 131, S.241]. Eine Alternative zur Dampfreformierung stellt die exotherm ablaufende partielle Oxidation, abgekürzt „POX“, dar:



Die POX-Reformierung zeichnet sich durch hohe Leistungsdichte und hohe Dynamik bei gleichzeitig geringer Systemkomplexität aus. Wesentlicher Nachteil der POX gegenüber der Dampfreformierung ist die vergleichsweise geringe Wasserstoffausbeute bzw. der niedrige Systemwirkungsgrad. Einen Kompromiss bietet daher die Kombination beider Reformierungsverfahren zur sogenannten autothermen Reformierung, abgekürzt „ATR“. Der ATR-Prozess beinhaltet sowohl die Umsetzung der Kohlenwasserstoffe mit Sauerstoff nach Glg. 3-34 als auch mit Wasserdampf nach den Reaktionen Glg. 3-31 bis Glg. 3-33. Bei entsprechender Prozessauslegung deckt die freigesetzte Reaktionswärme der POX-Reaktion vollständig den Wärmebedarf der Dampfreformierung, sodass der Bedarf einer externen Wärmezufuhr entfällt [181, S.474].

Die Festlegung der Reformierungsparameter erfolgt möglichst so, dass unerwünschte Reaktionsprodukte vermieden werden [171]. Aufgrund der katalysatorschädigenden Wirkung muss insbesondere die Bildung kohlenstoffhaltiger Ablagerungen verhindert werden. Es ist bislang nicht gelungen, die genauen Reaktionsmechanismen dieses komplexen Vorgangs hinreichend physikalisch zu erfassen, allerdings scheint die Anwesenheit aromatischer Kohlenwasserstoffe eine wesentliche Rolle zu spielen. Zur Prävention von Ablagerungen ist insbesondere entscheidend, dass im Reaktionsgemisch eine ausreichend hohe Menge an Sauerstoff, aus der Luft oder/und Wasserdampf, vorliegt. Die wesentlichen Prozessparameter im Fall der autothermen Reformierung sind daher neben Temperatur und Druck das molare Wasser/Kohlenstoff-Verhältnis ($\text{H}_2\text{O}/\text{C}$) und das Sauerstoff/Kohlenstoff-Verhältnis (O_2/C) [169; 214].

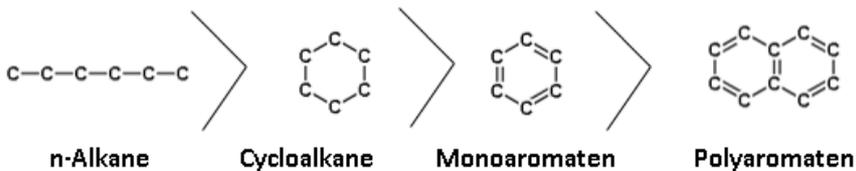


Abbildung 3-16: Reformierbarkeit von Kohlenwasserstoffverbindungen (nach [119])

Die Reaktionskinetik hängt vor allem von der Molekülstruktur der zu reformierenden Kohlenwasserstoffverbindungen ab. **Abbildung 3-16** zeigt beispielhaft zur Veranschaulichung vier verschiedene Verbindungen unterschiedlicher Kohlenwasserstoffgruppen in der Reihenfolge ihrer Reformierbarkeit. Aromatische Verbindungen sind durch ihren stabilen Benzolring reaktionsträger als Alkane. Die stärkere Bindungsenergie zwischen den C-Atomen resultiert in hö-

heren Reformierungstemperaturen und einer geringeren Reaktionsrate, weshalb die Reformierung von konventionellem Diesel eine weit größere Herausforderung darstellt als die Benzinreformierung. Aromatenfreie XtL-Kraftstoffe sind daher besonders interessant für die Nutzung in Brennstoffzellensystemen [119].

Die Zusammensetzung des erzeugten Produktgases hängt vom thermodynamischen Gleichgewicht und dem Reaktionsfortschritt ab. Wie in Kapitel 3.3.2 beschrieben, ist bei einem Reaktionsgleichgewicht die Bedingung

$$\Delta_R G = \sum_i v_i \mu_i = 0$$

erfüllt. Die thermodynamische Gleichgewichtskonstante K entspricht im Gleichgewichtszustand dem Reaktionsquotienten Q des Gemisches [137, S.470f; 12, S.227f]:

$$K = Q_{GGW} = \left(\prod_i a_i^{v_i} \right)_{GGW} = \prod_i \left(\frac{p \times x_i}{p^\circ} \right)^{v_i} \text{ (ideale Gase)} \quad \text{Glg. 3-35}$$

Mit der Beziehung in Glg. 3-13, das heißt,

$$\Delta_R G = \Delta_R G_i^\circ + R \times T \times \ln \prod_i a_i^{v_i}$$

entsteht damit folgende Verknüpfung:

$$\ln K = \frac{-\Delta_R G_i^\circ}{R \times T} \quad \text{Glg. 3-36}$$

Die Differentiation von K nach der Temperatur führt auf

$$\frac{\partial \ln K}{\partial T} = -\frac{1}{R} \times \frac{\partial}{\partial T} \left(\frac{\Delta_R G_i^\circ}{T} \right) = -\frac{1}{R} \times \left(\frac{1}{T} \times \frac{\partial \Delta_R G_i^\circ}{\partial T} + \frac{\Delta_R G_i^\circ}{T^2} \right). \quad \text{Glg. 3-37}$$

Im Falle idealer Gasgemische bildet Glg. 3-37 gleichzeitig auch das totale Differential, da die freie Standardreaktionsenthalpie $-\Delta_R G_i^\circ$ druckunabhängig und damit eine reine Temperaturfunktion ist [137, S.470f; 12, S.235]. Die Beschränkung auf den Standarddruck kann für ideale Gasgemische entsprechend entfallen. Unter Zuhilfenahme der bekannten Zusammenhänge

$$\Delta_R G_i^\circ = \Delta_R H_i^\circ - T \times \Delta_R S_i^\circ \text{ und}$$

$$\frac{\partial \Delta_R G_i^\circ}{\partial T} = -\Delta_R S_i^\circ$$

ergibt sich schließlich die als „Van't-Hoff-Gleichung“ bekannte Beziehung

$$\left(\frac{\partial \ln K}{\partial T} \right) = \frac{\Delta_R H_i^\circ}{R \times T^2}. \quad \text{Glg. 3-38}$$

Die Van't-Hoff-Gleichung verdeutlicht, dass die Gleichgewichtskonstante bei exothermen Reaktionen ($\Delta_R H_i^\circ < 0$) mit steigender Temperatur abnimmt, während sie bei endothermen Reaktionen ($\Delta_R H_i^\circ > 0$) zunimmt. Ist die Reaktionsenthalpie $\Delta_R H_i^\circ$ für eine bestimmte Temperatur bekannt und die Temperaturabhängigkeit der Reaktionsenthalpie vernachlässigbar, dann lässt sich die Gleichgewichtskonstante für die gesuchte Temperatur mit Hilfe der Van't Hoff-Gleichung annähern. Alternativ lässt sich K unter Zuhilfenahme von

$$\mu_i = h_i - T \times s_i$$

aus bekannten Tabellenwerten von h_i und s_i berechnen:

$$K = \exp \left(- \frac{\sum_i v_i \mu_i^\circ}{R \times T} \right)$$

Die stöchiometrischen Koeffizienten sind aus der jeweiligen Bruttoreaktionsgleichung bekannt:

Inwieweit eine chemische Reaktion in Richtung des Gleichgewichts bereits fortgeschritten ist, kann über die sogenannte Reaktionslaufzahl ξ beschrieben werden. Die im Reaktionsgemisch bestehende Menge eines Reaktionsteilnehmers i mit der Anfangsstoffmenge $n_i^{(0)}$ wird entsprechend wie folgt ausgedrückt [137, S.133]:

$$n_i = n_i^{(0)} + v_i \times \xi \tag{Glg. 3-39}$$

$$\text{bzw. } x_i = \frac{n_i}{n} = \frac{n_i^{(0)} + v_i \times \xi}{\sum_j (n_j^{(0)} + v_j \times \xi)} \tag{Glg. 3-40}$$

Liegt kein chemisches Gleichgewicht vor, das heißt $Q \neq K$ bzw. $\xi \neq \xi_{GGW}$, läuft entweder die Hinreaktion ($Q < K$) oder die Rückreaktion ($Q > K$) bevorzugt ab. Hin- und Rückreaktion besitzen in diesem Fall unterschiedliche Reaktionsgeschwindigkeiten. Befindet sich eine Reaktion, z.B. $aA + bB \rightleftharpoons cC + dD$, hingegen im Gleichgewicht, dann sind die Geschwindigkeiten von Hinreaktion,

$$r_1 = - \frac{1}{v_a} \frac{dp_A}{dt} = - \frac{1}{v_b} \frac{dp_B}{dt} = k_1 \times p_A^a \times p_B^b,$$

und Rückreaktion,

$$r_{-1} = - \frac{1}{v_c} \frac{dp_C}{dt} = - \frac{1}{v_d} \frac{dp_D}{dt} = k_{-1} \times p_C^c \times p_D^d,$$

identisch ($r_1 = r_{-1}$), woraus für die Gleichgewichtskonstante die Beziehung $K = \frac{k_1}{k_{-1}}$ folgt.

Über diesen Zusammenhang wird deutlich, dass die Lage des Gleichgewichts zwischen Hin- und Rückreaktion von der Größe der zugehörigen Geschwindigkeitskonstanten k resultiert.

Deren Temperaturabhängigkeit wird wiederum über die Arrhenius-Gleichung wiedergegeben [128, S.130; 12, S.893]:

$$k = A \cdot e^{\frac{-E_A}{R \cdot T}} \quad \text{Glg. 3-41}$$

mit A: präexponentieller Faktor
 E_A: Aktivierungsenergie

Bei der Reformaterzeugung ist die Kenntnis über die Gleichgewichtskonzentrationen insbesondere bei der Gasaufbereitung relevant. Durch gezielte Verschiebung der Gleichgewichtslage der WGS-Reaktion kann die CO-Konzentration auf das gewünschte Niveau reduziert werden (siehe Kapitel 3.4.3.2).

3.4.3.2 Reformataufbereitung

Verunreinigungen im Brenngas können die Leistung einer Brennstoffzelle erheblich beeinträchtigen und erfordern daher eine separate Nachbehandlung des erzeugten Reformats. Im Falle der Polymerelektrolyt-Brennstoffzelle stellen Kohlenmonoxid und Schwefel die primär zu vermeidenden Schadstoffe dar [55, S.3-10], da sie durch Besetzung der aktiven Zentren die Leistungsfähigkeit des anodenseitigen Katalysators einschränken. Weitere Brenngaskomponenten wie Kohlendioxid oder Wasser führen zu einem Verdünnungseffekt, verursachen aber keine Katalysatordeaktivierung [55, S.3-10; 131, S.239]. Um einem Spannungsabfall der belieferten Brennstoffzelle entgegenzuwirken, müssen die Konzentrationen der genannten Komponenten daher auf ein tolerierbares Level reduziert werden.

Für die Thematik der Entschwefelung wird auf die Literatur (z.B. [169]) verwiesen, da im Rahmen der folgenden Untersuchungen ein ausreichend niedriger Schwefelgehalt im Reformat vorausgesetzt wird. Begründet werden kann dies mit neuartigen Kraftstoffen, zukünftig weiter absinkenden Höchstgrenzen und der Tatsache, dass bei mobilen bzw. transportablen Brennstoffzellensystemen idealerweise bereits im Flüssigzustand entschwefelt wird.

Zur Reduktion des CO-Anteils von ursprünglich ca. 10 % bietet sich die Wassergas-Shift-Reaktion nach Glg. 3-32 an, da diese Methode der Gasreinigung mit einer zusätzlichen Wasserstoffproduktion verbunden ist. Diese wird nach dem chemischen Gleichgewicht mit sinkender Temperatur zunehmend begünstigt, weshalb Katalysatoren mit hoher Aktivität erforderlich sind. Insgesamt lässt sich die CO-Konzentration mit der WGS-Reaktion auf bis zu 0,5 % reduzieren, wobei mit Blick auf die erforderliche Reaktorgröße eine Endkonzentration von 1 % CO sinnvoller ist [169]. Im Fall der HT-PEFC liegt der genannte Wert noch innerhalb des Toleranzbereichs (vgl. Kapitel 3.3.6), sodass keine zusätzliche CO-Feinreinigung erforderlich ist. Die Effizienz des gesamten Reformierungsprozesses wird für den Fall, dass alleiniger Wasserstoff in der Brennstoffzelle umgesetzt wird, durch folgende Formel ausgedrückt:

$$\eta_{BGS} = \frac{\dot{m}_{H_2} \cdot x_{H_{u,H_2}}}{\dot{m}_{C_n H_m} \cdot x_{H_{u,C_n H_m}}} \quad \text{Glg. 3-42}$$

3.4.3.3 Reformierung: Stand der Technik

Bislang konnte für alle Kraftstoffe, die von Interesse für die Brennstoffzellennutzung sind, die Umwandlung zu Brenngas bis zu einem gewissen Grad demonstriert werden. Die Reformierung von Erdgas ist Stand der Technik in kommerzialisierten Brennstoffzellen. Die Umwandlung längerer Kohlenwasserstoffe wie Mitteldestillate in kleinen Brenngaserzeugungssystemen konnte ebenfalls bewiesen werden, allerdings stehen Erfolge über ausgedehnte Zeiträume noch aus [55, S.8-14]. Bei der autothermen Reformierung von Kerosin, welche Gegenstand dieser Arbeit und schematisch in **Abbildung 3-17** dargestellt ist, konnten am IEK-3 vielversprechende Erfolge im 5 kW-Leistungsbereich erzielt werden (siehe [165]). Der erste Langzeitversuch über 5.000 Stunden ist Gegenstand des Kapitels 4.

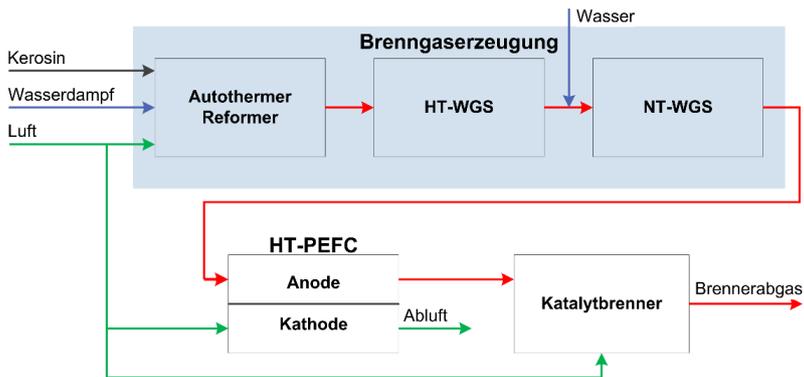


Abbildung 3-17: Prozessschema eines HT-PEFC-Systems mit Brenngaserzeugung

3.5 Dynamische Flugzeugsimulation

Der Triebwerksverbrauch eines Flugzeugs hängt vom Auftrieb und damit vom Flugzeuggewicht ab. In diesem Kapitel werden einige Grundlagen zur Flugmechanik und zum Triebwerksverbrauch erläutert, da diese von Relevanz für das Simulationsmodell in Kapitel 6 sind.

3.5.1 Aerodynamische Grundlagen

Der Schubbedarf F eines Flugzeugs hängt von dessen Widerstand W ab. Nach der Kräftebilanz in **Abbildung 3-18** steht die Widerstandskraft entgegengesetzt zur Anströmrichtung, während die Auftriebskraft A orthogonal zur Anströmrichtung angreift.

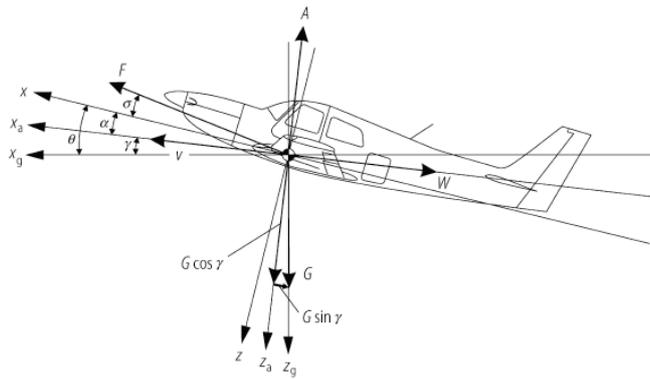


Abbildung 3-18: Kräftebilanz beim Flugzeug [82, S.Q92]

Im stationären oder unbeschleunigten Horizontalflug sind alle Kräfte im Gleichgewicht, das heißt der Gesamtschub F aller n Triebwerke entspricht dem Widerstand W und die Auftriebskraft A der Gewichtskraft G [194, S.250]

$$F = n \cdot F_{TW} = W \quad \text{Glg. 3-43}$$

$$A = G = m \cdot g \quad \text{Glg. 3-44}$$

Zur besseren Anschaulichkeit werden die Kräfte an Flugzeugen gewöhnlich über dimensionslose Kennzahlen (c_A und c_W), mit den Bezugsgrößen Staudruck $\frac{1}{2} \rho \cdot v^2$ und Flügelfläche S angegeben [82, S.Q92]:

$$c_W = \frac{W}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S} \quad \text{Glg. 3-45}$$

$$c_A = \frac{A}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S} \quad \text{Glg. 3-46}$$

Die Höhe des Widerstandes eines Flugzeuges ist vom Auftrieb abhängig. Die sogenannte Flugzeugpolare oder Lilienthalpolare als Auftragung des Auftriebsbeiwerts über dem Widerstandsbeiwert stellt die Verknüpfung dieser beiden Kräfte dar (s. **Abbildung 3-19**). Zu jedem

Punkt der Widerstandspolaren gehört ein bestimmter Anstellwinkel α . Der Auftriebsbeiwert c_A steigt mit zunehmendem α an, bis die Strömung nach Überschreiten eines Maximalwertes abreißt. Eine grobe Annäherung dieses Verlaufes ist mit Hilfe einer symmetrischen Parabel möglich:

$$c_W = c_{W0} + \frac{1}{\pi \times \Lambda \times e} \times c_A^2 = c_{W0} + k \times c_A^2 \quad \text{Glg. 3-47}$$

mit

c_{W0} : Auftriebsunabhängiger Anteil des Widerstandsbeiwertes (-)

kc_A^2 Induzierter Widerstand (-)

Λ : Tragflügelstreckung

e : Oswaldfaktor

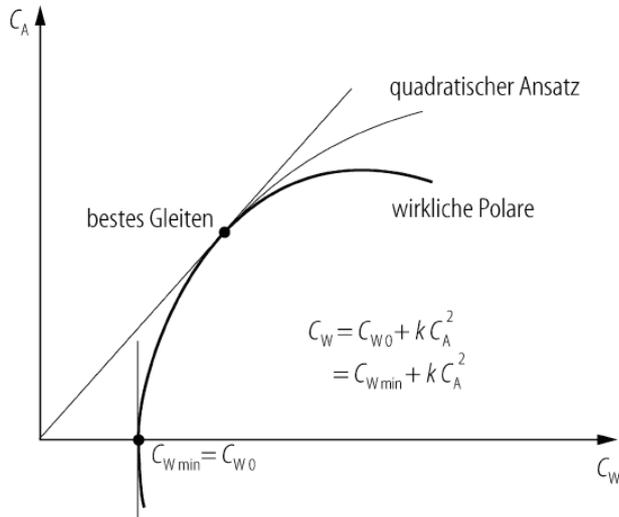


Abbildung 3-19: Widerstandspolare [82, S.Q95]

c_{W0} beschreibt den auftriebsunabhängigen Anteil des Widerstandsbeiwertes und ist im Unterschallbereich hauptsächlich reibungsbedingt. Der als induzierte Widerstand bezeichnete Ausdruck $k \times c_A^2$ ist umgekehrt proportional zur Tragflügelstreckung und berücksichtigt durch den sogenannten Oswaldfaktor $e \leq 1$ die Abweichung von der optimal elliptischen Auftriebsverteilung und aller auftriebsabhängigen Widerstände [82, S.Q95]. Das Verhältnis c_W/c_A wird auch als Gleitzahl ϵ bezeichnet und stellt ein Maß für die aerodynamische Leistungsfähigkeit von Flugzeugen dar [82, S.Q93]. Die beste Gleitzahl ϵ_{min} , zeichnet sich durch das günstigste Verhältnis von Widerstand zu Auftrieb aus. Der Flug bei ϵ_{min} entspricht daher dem Flugzustand mit dem geringsten Widerstand und der größten Reichweite [82, S.Q96].

3.5.2 Reiseflugplanung

Die oben beschriebenen Zusammenhänge sind relevant für die Wahl des Reiseflugverfahrens. Das Reiseflugverfahren ist ein wichtiger Parameter bei der Flugplanung [194, S.283] und geschieht unter Berücksichtigung wirtschaftlicher Aspekte. Die Betriebskosten einer Fluggesellschaft hängen erheblich von der Reisegeschwindigkeit und dem damit verbundenen Kerosinverbrauch ab [142, S.855]. Soll der Widerstand bei einer gegebenen Geschwindigkeit minimiert werden, ist zur Erreichung der optimalen Gleitzahl eine bestimmte Höhe („Optimum Altitude“) erforderlich. Mit sinkendem Flugzeuggewicht aufgrund des Treibstoffverbrauchs steigt die optimale Reishöhe kontinuierlich an. Ein stetiger Steigflug zur Beibehaltung der optimalen Höhe ist allerdings wenig praxistauglich. Mit sogenannten „Step Climbs“, wie in **Abbildung 3-20** gezeigt [194, S.274f.], kann das Flugzeug wieder in Nähe der Flughöhe mit optimalem Gleitverhältnis gebracht werden.

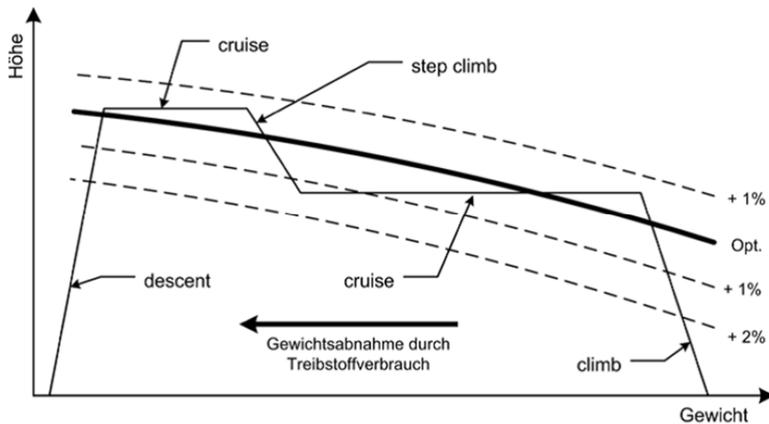


Abbildung 3-20: Flugprofil mit Step Climb [194, S.279].

Bei dem gängigen Flugverfahren „Constant Speed Cruise“ bzw. „Constant Mach Cruise“-Verfahren wird eine vom Hersteller empfohlene Machzahl gewählt, die der Geschwindigkeit mit den niedrigsten Gesamtkosten am nächsten kommt. Dabei wird im Flugbetrieb bei abnehmendem Flugzeuggewicht die Flughöhe für eine gewisse Streckenlänge durch Verringerung des Anstellwinkels konstant gehalten [194, S.283; 142, S.856].

3.5.3 Triebwerksverbrauch

In der Praxis hängt der Treibstoffverbrauch nicht nur vom Schubbedarf, sondern auch von der Triebwerkscharakteristik ab [194, S.262]. Vergleichen lassen sich unterschiedliche Triebwerke über den schubspezifischen Treibstoffverbrauch SFC (s. Glg. 3-5) [25, S.317]. Die bereitgestellte Schubkraft hängt vom eingesaugten Luftmassenstrom und damit auch von den Umgebungsbedingungen ab, und sinkt entsprechend mit zunehmender Höhe bzw. abnehmender Dichte [25, S.283f]. Der schubspezifische Treibstoffverbrauch ist ebenfalls nicht konstant, sondern variiert mit Machzahl, Höhe und Schub. **Abbildung 3-21** zeigt die Triebwerkscharakteristik eines typischen Turbofans der Schubklasse 300 kN und einem Bypass-Verhältnis von 5 in Abhängigkeit von den genannten Parametern.

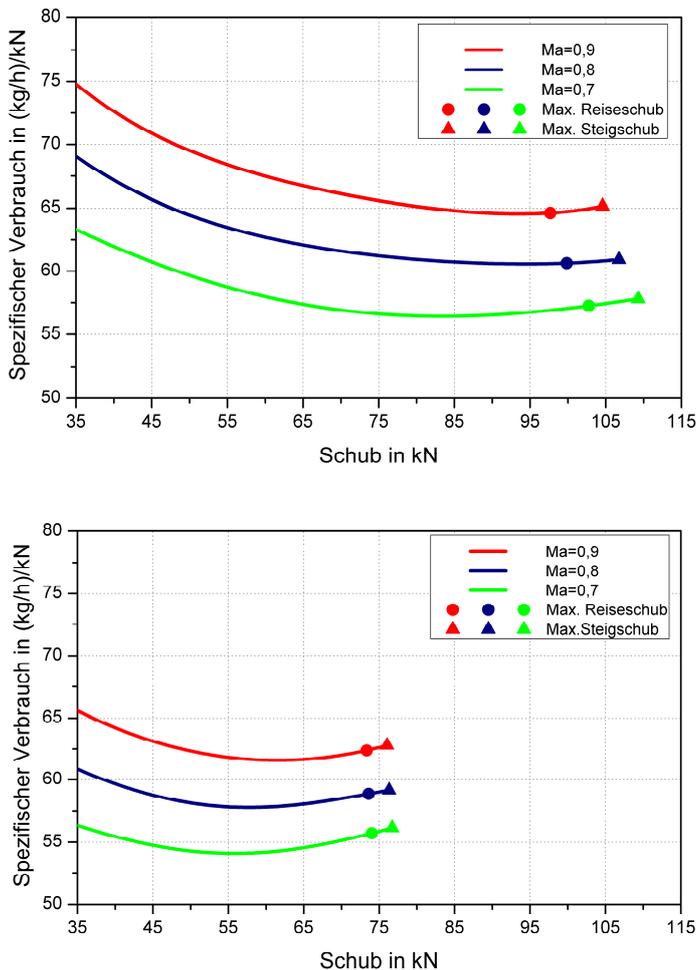


Abbildung 3-21: Beispiel für den schubspezifischen Triebwerksverbrauch eines Turbofans (oben: 20.000 ft Flughöhe, unten: 30.000 ft Flughöhe) (nach [188, S. 15])

3.5.4 Das Flugleistungsmodell BADA

Die „European Organisation for the Safety of Air Navigation“ (Eurocontrol) entwickelte in Zusammenarbeit mit Flugzeugbauern und Luftfahrtgesellschaften ein Modell „BADA“ zur Flugleistungsberechnung in Flugsimulationen [58]. BADA liefert allgemeingültige Ausdrücke zur Berechnung der Flugleistungsparameter und beinhaltet für verschiedene Flugzeugmodelle einen Datensatz über die im Modell benötigten Koeffizienten. BADA steht für „Base of Aircraft Data“ und zielt auf die

- Unterstützung bei der genauen Berechnung von geometrischen, kinematischen und kinetischen Aspekten des Verhaltens eines Flugzeugs, sowie die
- Anwendbarkeit auf eine große Bandbreite von Flugzeugtypen über deren gesamten Flugbereich

bei vertretbarer Komplexität, guter Pflegbarkeit und akzeptablen Rechenleistungen.

Das BADA-Flugleistungsmodell basiert auf einem masseveränderlichen kinetischen Ansatz, in dem das Flugzeug als Punktmasse betrachtet wird. Die Flugzeugbewegung wird über die Modellierung der zugrundeliegenden Kräfte, das heißt Widerstand, Auftrieb A, Schub F und Gewicht G, beschrieben. Dazu wird im sogenannten Total Energy Model (TEM) die Arbeitsleistung durch die wirkenden Kräfte mit dem Anstieg der potentiellen und kinetischen Energie gleichgesetzt [160]:

$$(F - W) \times v_{TAS} = m \times g \frac{dh}{dt} + m \times v_{TAS} \frac{dv_{TAS}}{dt} \quad \text{Glg. 3-48}$$

mit

h: Flughöhe (m)

g: Gravitationskonstante (=9,81 m/s²)

v_{TAS}: wahre Fluggeschwindigkeit (m/s)

Wenn zwei der drei Variablen Schub, Geschwindigkeit oder Steig- bzw. Sinkgeschwindigkeit bekannt sind, kann die verbliebene Variable anhand der Gleichung ermittelt werden. Mit Einführung eines Machzahl-abhängigen „Energy share“- Faktors ESF

$$ESF = \left[1 + \left(\frac{v_{TAS}}{g} \right) \right] \times \left(\frac{dv_{TAS}}{dh} \right)^{-1}$$

kann Glg. 3-48 vereinfacht werden zu:

$$\frac{dh}{dt} = \left[\frac{(F - W) \times v_{TAS}}{m \times g} \right] \times ESF$$

Der Faktor ESF spezifiziert den aufgewendeten Leistungsanteil für das Steigen im Verhältnis zum Beschleunigen, während im Steigflug einem zuvor definierten Geschwindigkeitsprofil gefolgt wird. In Abhängigkeit von den jeweiligen Flugbedingungen gelten verschiedene Werte für ESF (s. Anhang).

Für die Berechnung des aerodynamischen Widerstands W (s. Glg. 3-45) liefert die BADA-Datenbank in sogenannten „Aircraft Performance Operational Files“ (OPF) flugzeugtypspezifische Werte für den auftriebsunabhängigen sowie den auftriebsabhängigen Anteil des Widerstandsbeiwertes c_w (s. Glg. 3-47) für verschiedenen Flugphasen bzw. unterschiedlichen Klappenkonfigurationen. Der Treibstoffverbrauch \dot{m}_B (in kg/min) der aus dem errechneten Schub resultiert, hängt vom schubspezifischen Verbrauch SFC (in kg/min/kN) des Triebwerks ab:

$$\dot{m}_B = \text{SFC} \times F$$

Im BADA-Modell wird der schubspezifische Verbrauch ausschließlich in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit und unter Verwendung der tabellierten Koeffizienten C_{f1} und C_{f2} berechnet:

$$\text{SFC} = C_{f1} \times \left(1 + \frac{V_{TAS}}{C_{f2}} \right)$$

Im Reiseflug wird der Verbrauch mit einem Korrekturfaktor C_{fcr} multipliziert. Die Flugphasen mit Triebwerksleerlauf finden im BADA-Modell folgendermaßen Berücksichtigung:

$$\dot{m}_{B,\min} = C_{f3} \times \left(1 - \frac{h}{C_{f4}} \right)$$

Das BADA-Modell bildet die flugmechanische Vorlage des Simulationsmodells in Kapitel 5.

3.6 Versuchs- und Auswertemethodiken

3.6.1 Statistische Versuchsplanung und -auswertung

Der Informationsgehalt und die Qualität von Versuchsergebnissen hängen nicht unerheblich vom Versuchsplan ab. Aufgabe der statistischen Versuchsplanung (engl. Design of Experiments, DOE) ist die Optimierung der Versuchs- und Auswertepäne, um die vorgegebenen Ziele mit einer minimalen Versuchsanzahl zu erreichen. Ziel in vorliegendem Zusammenhang kann unter anderem die Bildung von statistischen Modellen sein [193, S.5]. Einfache Modelle helfen bei der Identifizierung der wesentlichen Einflussgrößen und bei der Eingrenzung des Gebiets mit den optimalen Einstellungen [193, S.28, 56]. Eine detaillierte Beschreibung der statistischen Versuchsplanung ist im Anhang enthalten.

3.6.2 Messunsicherheitsbestimmung

Eine Messung ist stets mit Unvollkommenheiten verbunden, die eine Messabweichung im Messergebnis bewirken. Ein Messwert stellt daher im Allgemeinen nur einen Schätzwert des wahren Wertes einer Messgröße dar und ist dementsprechend nur in Verbindung mit einer Messunsicherheitsangabe vollständig. Die Messunsicherheit kennzeichnet die Genauigkeit der Messung und besitzt nach traditioneller Auffassung eine systematische und eine zufällige Komponente [44]. Die zufälligen Messabweichungen gründen auf einer Vielzahl von unkontrollierbaren Störgrößen und unterliegen den Gesetzmäßigkeiten der mathematischen Statistik [164, S.651]. Diese Art der Abweichung kann durch eine vergrößerte Anzahl an Beobachtungen verringert werden [16]. Systematische Abweichungen hingegen entstehen durch fehlerbehaftete Messinstrumente sowie ungenaue Messmethoden und sind bei wiederholter Messung in einer Messreihe in Vorzeichen und Betrag konstant, das heißt sie führen zu einer einseitigen Verfälschung der Messwerte [164, S.651; 16, S.56]. Sofern diese Abweichungen bestimmbar sind, werden sie im Messwert korrigiert und sind damit nicht Bestandteil der Messunsicherheit. Ist lediglich der maximale Fehlerbetrag bzw. die Toleranz bekannt, so trägt die systematische Abweichung zur Messunsicherheit bei [16, S.56]. Eine Methode, um die unterschiedlichen Messunsicherheitskomponenten zu einer Gesamtheit zu kombinieren, ist im Anhang beschrieben.

4 Experimente zur autothermen Reformierung

Da kerosinbetriebene Brennstoffzellen-APUs ein Zukunftsszenario darstellen, sollen mit den hier beschriebenen experimentellen Versuchen praktische Erkenntnisse zur autothermen Kerosinreformierung gewonnen werden. Mittels dynamischer Simulationen in Kapitel 5 wird unter Verwendung dieser Daten eine Einschätzung zur Eignung dieser Technologie für den langfristigen Einsatz in Flugzeugen vorgenommen.

4.1 Hintergrund

Die Konkurrenzfähigkeit reformatbetriebener Brennstoffzellensysteme im Anwendungsbereich der mobilen Bordstromversorgung erfordert unter anderem eine stabile Betriebsweise, kurze Reaktionszeiten und das Erreichen einer Mindestlebensdauer. Voraussetzung für die genannten Anforderungen ist die zuverlässige Bereitstellung von Reformat hoher Reinheit für die Nutzung als Energielieferant. Insbesondere die Reformierung von Mitteldestillaten stellt hier eine Herausforderung dar, da ungünstige Reformierungsbedingungen zu unvollständigen Kohlenwasserstoffumsätzen bzw. zur Bildung unerwünschter Nebenprodukte im Reformat führen können. Eine geringe Reformatqualität wirkt sich nicht nur negativ auf den Brennstoffzellenbetrieb aus, sondern kann vor allem auch die Lebensdauer des Reformers beeinträchtigen. Der Reformierungserfolg hängt sowohl vom Reformersdesign als auch von den gewählten Betriebsparametern (O_2/C -Verhältnis, H_2O/C -Verhältnis, Reaktantentemperatur, Massenstrom) ab. Idealerweise sind die Reformierungsbedingungen so gewählt, dass bezüglich Zusammensetzung und Temperatur eine ausreichende Homogenität des Reaktantengemischs erzielt wird.

4.2 Ziele

Das Ziel der im Folgenden beschriebenen experimentellen Versuche war die Verifikation der im IEK-3 neu entwickelten Reformergeneration ATR-9 für die Reformierung von Kerosin. Das verbesserte Design der Reaktantenmischkammer (vgl. [175]) begünstigt eine homogene, leicht exotherme Vorreaktion mit Sauerstoff und soll auf diese Weise eine verbesserte Gemischbildung und vollständige Verdampfung des flüssig zugeführten Kerosins bewirken [141]. Durch den vergleichsweise niedrigen Siedeverlauf wird diese Vorreaktion insbesondere bei aromatenfreiem Kerosin erleichtert. Einsatzstoff bei den Versuchen war daher synthetisch hergestelltes GtL-Kerosin (vgl. Kapitel 3.1.2.1); mineralölbasiertes, aromatenhaltiges HC-Kerosin diente als Referenz. Wesentliche Fragen, die im Rahmen der Versuchsreihen beantwortet werden sollten, lauten:

- Wie äußert sich die unterschiedliche Kraftstoffkomposition von GtL-Kerosin und aromatenhaltigem HC-Kerosin in der Reformatzusammensetzung?
- Bei welchen Bedingungen ist das Auftreten einer exothermen Vorreaktion in der Mischkammer wahrscheinlich?
- Welchen Betriebstemperaturen wird der Edelmetallkatalysator ausgesetzt?
- Wie ändert sich das Temperaturprofil im Reformers bei Betrieb mit Vorreaktion?

- Ist ein Einfluss der Vorreaktion auf Umsatz und Wirkungsgrad erkennbar?
- Wie verhält sich der Reformier bei dauerhaften Lastwechseln?
- Ist beim aktuellen System ein stabiler Langzeitbetrieb des Reformers möglich?
- Welche Werte bezüglich Last, O_2/C -Verhältnis und H_2O/C -Verhältnis sind schlussfolgernd beim aktuellen System zu empfehlen, um einen größtmöglichen Wirkungsgrad zu erzielen?
- Welche Werte bezüglich Last, O_2/C -Verhältnis und H_2O/C -Verhältnis sind schlussfolgernd beim aktuellen System zu empfehlen, um einen möglichst lange Lebensdauer zu erreichen?

4.3 Beschreibung der Versuchsanlage

Die Versuche zur Kerosinreformierung fanden mit zwei verschiedenen Reformern aus derselben Entwicklungsserie ATR-9 statt. Diese Serie zeichnet sich durch ein neuartiges Mischkammerdesign aus, bei dem ein Teil der Reaktionsluft in die Mischkammer geleitet wird, um die Zündung der oben erwähnten Vorreaktion zu unterstützen. Der Reformier mit der Bezeichnung ATR-9.1 besitzt eine thermische Leistung von 20 kW und dient zur ersten Erprobung der Mischkammer. Die Nachfolgekonstruktion ATR-9.2 mit 28 kW thermischer Leistung unterscheidet sich durch ein noch weiter verfeinertes Mischkammerdesign und eine technisch einfacher zu fertigende Bauweise.

In **Abbildung 4-1** ist schematisch der grundlegende Aufbau der Edelstahlreaktoren wiedergegeben, welcher sich in die Mischkammer, die Luftzuführungszone und die heterogen katalysierte Hauptreaktionszone unterteilt. Das Kerosin wird über eine gekühlte Einspritzdüse zugeführt und in der Mischkammer durch homogene Vermischung mit ca. 460 °C heißem Wasserdampf vaporisiert. Ein Teil der am unteren Mischkammerende zugeführten Reaktionsluft gelangt durch gezielte Wirbelbildung ebenfalls in die Mischkammer und ermöglicht damit das Auftreten gewünschter Vorreaktionen zur Gemischhomogenisierung und die vollständige Verdampfung des Kerosins.

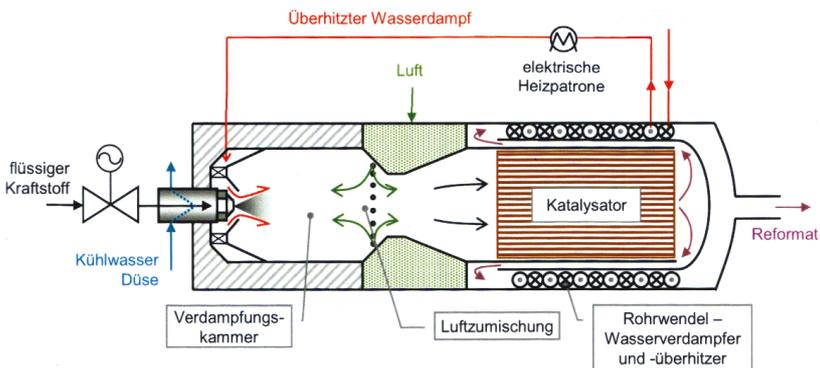


Abbildung 4-1: Schematische Darstellung des Reformers ATR-9.2

Zur Zündung der Reformierungsreaktionen dient ein edelmetallhaltiger Katalysator des Fabrikats Protonics™ der Firma Umicore AG & Co.KG. Der Monolith besitzt eine Wabenstruktur mit 600 cpsi und reformertypabhängig die Abmaße $\varnothing 50,8 \text{ mm} \times 225 \text{ mm}$ (ATR-9.1) bzw. $\varnothing 76,2 \text{ mm} \times 150 \text{ mm}$ (ATR-9.2). In der umgebenden Reaktorwand des Katalysators ist eine Rohrwendel integriert, über die bei gleichzeitiger Kühlung des produzierten Reformats ca. 180-200 °C heißer Wasserdampf erzeugt wird. Zusätzlich ist eine Heizpatrone nachgeschaltet, welche den Dampf weiter auf ca. 460 °C überhitzt. Im Anfahrmodus übernimmt die Heizpatrone vollständig die Dampferzeugung. Sobald die Katalysatortemperatur einen Wert von ca. 340 °C erreicht, starten die Kerosineindüsung und die Luftzufuhr. Sowohl das Kerosin als auch die Luft besitzen bei Eintritt in den Reformer Raumtemperatur. Das Wasser kann der Rohrwendel sowohl in flüssiger Form als auch als Nassdampf zugeführt werden. Bei der ersten Option wird zur Vermeidung von Oszillationen in der Rohrwendel zusätzlich ein Teil der Reaktionsluft als Trägergas zugemischt. Für die folgenden Versuche liegt der molare Anteil der zur Rohrwendel geleiteten Luft bei 30 %.

Der grundlegende Aufbau der Teststände ist für beide Reformerbauarten vergleichbar und beinhaltet neben dem eigentlichen Reformierungsreaktor mit den entsprechenden Anschluss- und Regelkomponenten (Verrohrungen, Ventile, etc.) und der Heizpatrone einen Kondensator zur Abkühlung und Trocknung des Reformats bei 7 °C. Das produzierte Reformatgas wird nach der Abscheidung des Kondensats massenspektrometrisch untersucht, während das Kondensat gesammelt und ebenfalls auf die enthaltenen Substanzen analysiert wird. Weitere Informationen zu den Reformierungsbedingungen im Reaktor liefern vereinzelt positionierte Thermoelemente, welche die Gemischtemperatur in Strömungsrichtung messen. **Abbildung 4-2** zeigt die Anordnung der Thermoelemente innerhalb der katalysierten Reaktionszone. Die Temperaturmesswerte, ausgehend vom Mischkammeraustritt bis zum Katalysatoraustritt, erlauben ein näherungsweise Bild vom bestehenden Temperaturprofil in axialer Richtung. Der in der Grafik wiedergegebene Verlauf ist ein repräsentatives Beispiel für die durchgeführten Versuche. Am Katalysatoreintritt entsteht unmittelbar nach der Reaktionszündung eine Temperaturspitze mit der insgesamt zu erwartenden Maximaltemperatur. In dieser Reaktionszone dominiert die exotherme partielle Oxidation als Reaktionsmechanismus. Im weiteren Verlauf herrscht auf niedrigerem Temperaturniveau die endotherme Dampfreformierung vor.

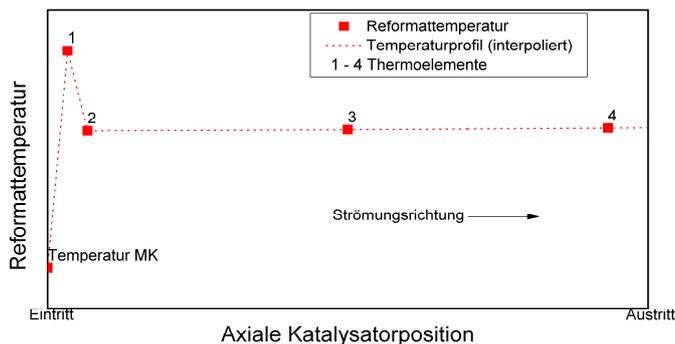


Abbildung 4-2: Schema zur Anordnung der Thermoelemente und qualitativer Temperaturverlauf im Monolithen (aus repräsentativen Messdaten des ATR-9.2)

4.4 Versuchsplanung und -durchführung

Zur Charakterisierung der Reformer wurden zwei verschiedene Kerosinsorten verwendet. Reine Alkangemische wie XtL-Kerosin sind deutlich reaktionsfreudiger als konventionelles Jet A-1, welches gewöhnlich einen Aromatenanteil von ca. 18 % enthält. Sie lassen daher bei der Reformierung einen höheren Umsatz und weniger Ablagerungsprodukte erwarten. Des Weiteren begünstigt die größere Zündwilligkeit gezielte Vorreaktionen in der Mischkammer und ermöglicht damit eine weitere Steigerung der Gemischhomogenität. Stellvertretend für konventionelles Jet-A1 wurde in den Versuchen Hydrocracker-Kerosin (kurz: HC-Kerosin) aus der Erdöl-Raffinerie Emsland der Deutschen BP AG mit weniger als 1 ppm Schwefelgehalt eingesetzt. Schwefelfreiheit ist unbedingt erforderlich, da den Reformern keine Entschwefelungseinheit vorausgeht und die Katalysatoraktivität infolge von Schwefelvergiftung innerhalb kurzer Zeit abnehmen würde. Als Vertreter für synthetisches aromatenfreies Kerosin diente Shell MDS Kerosene aus Malaysia, welches einen Siedebereich von 150-200 °C aufweist.

Tabelle 4-1: Überblick über die reformierten Kraftstoffe

Bezeichnung	Siedebereich in °C	Dichte in kg/m ³	Schwefelgehalt in ppm
Shell MDS Kerosene	150-200	737	< 3
Hydrocracker-Kerosin	180-280	790-810	< 1

Eine Gegenüberstellung des Reformerverhaltens und des Reformierungserfolgs mit GtL- und HC-Kerosin wurde mit dem Reformer der Bezeichnung ATR-9.1 vorgenommen. Mit GtL-Kerosin wurde im Anschluss die Reformierungseffizienz im Reformer ATR-9.2 bei höherer Leistung verifiziert. Abschließend erfolgten im ATR-9.2 ein Lastzyklusversuch sowie ein Langzeitversuch. Die Aufstellung der Versuchsreihen aus ausgewählten Versuchspunkten erfolgte unter Zuhilfenahme der statistischen Versuchsplanung. Der Kerosinmassenstrom und die Reaktantenverhältnisse O_2/C und H_2O/C stellten die variierten Einflussgrößen in den Versuchen dar. Bei Zugrundelegung eines vollfaktoriellen 2^3 -Plans mit jeweils zwei Faktorstufen pro variierte Einflussgröße bildete jeder Versuchspunkt somit einen Eckpunkt eines kubischen Versuchsraums. Die gewählten Faktorstufen sind in **Tabelle 4-2** zusammengefasst. Wie in Kapitel 3.4.3.1 beschrieben, haben die Parameter O_2/C und H_2O/C entscheidenden Einfluss auf die Bildung von unerwünschten Nebenprodukten, die unter anderem kohlenstoffhaltige Ablagerungen zur Folge haben kann. Die hier gewählten Stufen basieren auf Erfahrungswerten für Reformerbauarten älterer Generationen. Als Summenformeln zur Bestimmung des Reaktantenluftstroms und des Wasserdampfstroms wurden $C_{12}H_{24}$ für das Hydrocracker-Kerosin und $C_{10}H_{22}$ für das GtL-Kerosin verwendet. Die Variation des Kerosinmassenstroms diente in erster Linie dem Test der Reformerbetriebsgrenzen in einem Bereich von 60 % bis 100 %. Eine sehr hohe Auslastung mit entsprechend großer Raumgeschwindigkeit im Katalysator kann vor allem eine Reduktion des Umsatzes zur Folge haben.

Tabelle 4-2: Versuchsparameter und Faktorstufen

Nr.	Faktor Bezeichnung	Faktorstufe			
		Unten (-1)	Oben (+1)	Zentralpunkt (0)	
1	O ₂ /C-Verhältnis	0,43	0,47	0,45	
2	H ₂ O/C-Verhältnis	1,7	1,9	1,8	
3	Kerosinmassenstrom	ATR-9.1	1215 g/h (60 %)	2025 g/h (100 %)	1620 g/h (80 %)
		ATR-9.2	1620 g/h (60 %)	2700 g/h (100 %)	2160 g/h (80 %)

Tabelle 4-3: Versuchsplan

Systematische Versuchsnr.	Faktor		
	O ₂ /C	H ₂ O/C	m _{CnHm}
1	-1	-1	-1
2	+1	-1	-1
3	-1	+1	-1
4	+1	+1	-1
5	-1	-1	+1
6	+1	-1	+1
7	-1	+1	+1
8	+1	+1	+1
9	0	0	0
10	0	0	0
11	0	0	0

Jeder Versuchspunkt wurde einmal realisiert (n=1). Ausschließlich der zusätzlich betrachtete Zentralpunkt des Versuchsraums war im Versuchsplan (siehe **Tabelle 4-3**) dreimal enthalten, um etwaige Veränderungen in der Reformieraktivität festzustellen. Die tatsächliche Versuchsreihenfolge wurde durch Randomisierung festgelegt, um Verfälschungen in der ermittelten Effekthöhe infolge unerkannter Drifts entgegenzuwirken.

4.5 Analytik und Auswertemethodik

Die quantitative Bestimmung der Reformatbestandteile H₂, CO, CO₂, CH₄ und N₂ sowie gegebenenfalls O₂, C₂H₄ und C₂H₆ erfolgte über ein Massenspektrometer des Fabrikats VG Prima S 600 von VG Gas Analysis Systems. Für den Langzeitversuch stand zur Detektion von >C₂-Spezies zusätzlich ein GC/MS-Gerät des Typs Agilent HP 6890 Plot-Q (Kapillarsäule 30 m und 0,32 mm Innendurchmesser) zur Verfügung. Die erhaltenen Analyseergebnisse sind in Volumen-% angegebenen und beziehen sich auf den Trockenzustand des Reformatgases. Die Protokollierung der aufgenommenen Messdaten erfolgte in einer Frequenz von 3 Minuten im regulären Versuchsbetrieb und in einer Frequenz von 10 Minuten im Falle des Langzeitversuchs. Der protokollierte Zeitraum im stationären Betriebszustand betrug zwischen 30 Minuten und 16 Stunden in den Versuchsserien und 5000 Stunden im Langzeitversuch. Zuzüglich zur Analyse des Produktgases wurde das abgeschiedene wässrige Kondensat auf organische Kohlenstoffverbindungen untersucht. Der entsprechend erforderliche TOC-Wert (Total Organic Carbon) ist in mg/l angegeben und wurde anhand von 200 ml-Kondensatproben nach DIN 38409 H3 quantifiziert.

Die Bestimmung des Reformierungsumsatzes wurde auf Basis der Kohlenstoffbilanz vorgenommen. Als Umsatz wird nach allgemeiner Übereinkunft der Kerosinanteil beschrieben, welcher im Reformier in H_2 und die Nebenprodukte CO , CO_2 und CH_4 überführt wird. Die entsprechende Berechnungsformel für Kerosin der mittleren Zusammensetzung C_nH_m lautet:

$$\zeta = \frac{\dot{n}_{CO} + \dot{n}_{CO_2} + \dot{n}_{CH_4}}{\dot{n}_{C_nH_m} \times n} = \frac{(y_{CO} + y_{CO_2} + y_{CH_4}) \times \dot{V}_{Gas, tr.} \times p}{\frac{\dot{m}_{C_nH_m} \times n}{M_{C_nH_m}} \times R \times T} \quad \text{Glg. 4-1}$$

Eine geringere Unsicherheit bei der Umsatzbestimmung lässt sich anhand der Restkohlenwasserstoffe mit den unbekanntem Zusammensetzungen C_gH_f , C_kH_j und C_qH_p erzielen. Diese können in drei verschiedenen Phasen auftreten und erfordern unterschiedliche Analysemethoden. Eventuell vorhandene $> C_2$ -Kohlenwasserstoffe in der Gasphase sind per GC/MS-Analyse quantifizierbar. Mit Hilfe der TOC-Analyse kann die Menge an organisch gebundenem Kohlenwasserstoff in der wässrigen Kondensatphase gemessen werden. Bildet darüber hinaus nicht umgesetztes Kerosin eine separate ölige Phase auf der Kondensatoberfläche, so kann diese Flüssigphase sorgfältig abgetrennt und gravimetrisch bestimmt werden. Somit gilt für die Berechnungsgleichung des Reformierungsumsatzes (s. [189]):

$$\zeta = 1 - \frac{(g \times \dot{n}_{C_gH_f})_{gasf.} + (k \times \dot{n}_{C_kH_j})_{flüssig} + (q \times \dot{n}_{C_qH_p})_{org.Phase}}{\dot{n}_{C_nH_m}}$$

$$= 1 - \frac{\sum_{g=2}^{12} y_{C_gH_f} \times \frac{\dot{V}_{Gas, tr.} \times p}{R \times T} + \frac{TOC \times \dot{V}_{H_2O, fl.}}{M_C} + \frac{q \times \dot{m}_{C_qH_p}}{M_{C_qH_p}}}{\frac{\dot{m}_{C_nH_m} \times n}{M_{C_nH_m}}} \quad \text{Glg. 4-2}$$

4.6 Abschätzung der Messunsicherheit

Für die Versuchsauswertungen nach obigem Versuchsaufbau sind die Messdatenprotokolle folgender Mess- bzw. Regelgrößen relevant:

- Massendurchfluss Kerosin ($\dot{m}_{C_nH_m}$)
- Volumenstrom Reformat tr. ($V_{Reformat, tr.}$)
- Molarer Stoffmengenanteil der Komponente i im Reformat (y_i)
- Systemdruck (p)
- Temperatur Reformat (T)

Der Datenmittelwert jeder aufgezeichneten Messgröße dient als bester Schätzwert für dessen Erwartungswert im jeweilig betrachteten Versuchspunkt. Der für die Auswertung ausgewählte Protokollzeitraum beschränkt sich auf den stationären Betriebszustand nach erfolgter Anfahrphase und variiert innerhalb der Versuchsreihen hinsichtlich Dauer bzw. Messdatenumfang. Nicht automatisiert erfasst wird indessen der Massenstrom an produziertem Kondensat. Die

Gesamtmenge $m_{\text{H}_2\text{O}}$ ist für die Umsatzbestimmung von Interesse und wird unter Zuhilfenahme der gemessenen Reformatzusammensetzung und des thermodynamischen Reaktionsgleichgewichts quantifiziert. Stichprobenartige Kondensatwägungen haben hier eine Abweichung von 4 % gezeigt. Im Anschluss an jede Versuchsreihe werden Proben des Kondensats per Dreifachmessung auf folgende Zielgrößen untersucht:

- Menge an organischem Kohlenstoff im wässrigen Kondensat (TOC-Wert)
- Masse an separater Ölphase

Bezüglich der Messdatenunsicherheit wird die Messgerätegenauigkeit als maßgebliche Unsicherheitsquelle angenommen. Die diesbezüglich vorgenommenen Abschätzungen sind in **Tabelle 4-4** zusammengefasst und entsprechen typischen Garantiefehlergrenzen bzw. Spezifikationen von Herstellern. Die Standardunsicherheiten der Messgrößen, siehe Kapitel 3.6.2, lassen sich aus der jeweilig zugrunde gelegten Wahrscheinlichkeitsverteilung errechnen (vgl. [115]). Für eine angenommene Rechteckverteilung in den Grenzen $-a$ bis $+a$ gilt z.B. der Zusammenhang $u(x) = a/\sqrt{3}$.

Die in den Folgekapiteln diskutierten Messergebnisse werden stets mit einem Vertrauensgrad von 95 % angegeben. Gleiches gilt für den berechneten Kerosinumsatz, der über die Produktkohlenstoffbilanz (Glg. 4-1) und die Restkohlenstoffbilanz (Glg. 4-2) bestimmt wird. Bei Anwendung des erstgenannten Berechnungswegs wird der einzurechnende Messwert des Reformatstroms um den Gehalt an Restfeuchte korrigiert. Wie in Kapitel 4.5 erläutert, liegt die vom Restwasseranteil verursachte systematische Messabweichung bei ca. 1 %.

Im Falle des Kerosinumsatzes müssen zahlreiche Einflussgrößen bei der Unsicherheitsbetrachtung berücksichtigt werden. Insbesondere bei Anwendung von Glg. 4-1 bietet sich hierfür die Monte-Carlo-Technik an (siehe Kapitel 3.6.2). Die hier zu berücksichtigenden Kovarianzen der Stoffmengenanteile im Reformat werden über folgende Korrelationsfaktoren abgeschätzt:

$$r(y_{\text{CO}_2}, y_{\text{CO}_2}) = -0,49 \quad r(y_{\text{CO}_2}, y_{\text{CH}_4}) = -0,26 \quad r(y_{\text{CO}_2}, y_{\text{CH}_4}) = 0$$

Tabelle 4-4: Abgeschätzte Messunsicherheiten

Größe	Messgerät	Toleranz	Verteilung / Toleranzgrenzen
y_{H_2}	Massenspektrometer (MS)	$\pm 0,3$ % (abs.)	Normal / 3s
y_{CO}	Massenspektrometer (MS)	$\pm 0,15$ % (abs.)	Normal / 3s
y_{CO_2}	Massenspektrometer (MS)	$\pm 0,15$ % (abs.)	Normal / 3s
y_{CH_4}	Massenspektrometer (MS)	$\pm 0,05$ % (abs.)	Normal / 3s
\dot{m}_{CnHm}	Massendurchflussmesser	$\pm 0,2$ % * MW ± 6 g/h	Rechteck / $\pm a$
$V_{\text{Reformat, tr.}}$	Differenzdruckmesser	± 3 % * MW	Normal / 3s
p	Drucktransmitter	± 2.000 Pa	Normal / 3s
T	Thermoelement	± 1 K	Rechteck / $\pm a$
TOC	TOC-Analysator	± 4 % * MW	Rechteck / $\pm a$
M/n	-	$14,0 \pm 1,2$ % (HC-Kerosin) $14,195 \pm 1,2$ % (GtL-Kerosin)	Rechteck / $\pm a$
$m_{\text{H}_2\text{O}}$	Waage	± 1 %	Rechteck / $\pm a$

4.7 Versuchsergebnisse und Diskussion

4.7.1 Charakterisierung des ATR-9.1

4.7.1.1 Versuchsreihe mit Hydrocracker-Kerosin

Die erste Testreihe nach dem Versuchsplan in Tabelle 4-3 wurde in randomisierter Reihenfolge mit Hydrocracker-Kerosin durchgeführt. Die gemessenen Daten für Reformtemperatur und -zusammensetzung am Katalysatoraustritt sind chronologisch in **Abbildung 4-3** wiedergegeben. Zur optischen Hervorhebung der Ergebnisvariation innerhalb der Versuchsreihe sind alle Messwerte einer Messgröße über eine gestrichelte Linie verbunden. Ergänzend sind die thermodynamischen Gleichgewichtswerte angegeben, die bei Berücksichtigung der Nebenreaktionen Wassergas-Shift (WGS) und CO-Methanisierung für die gegebenen Temperaturen gelten.

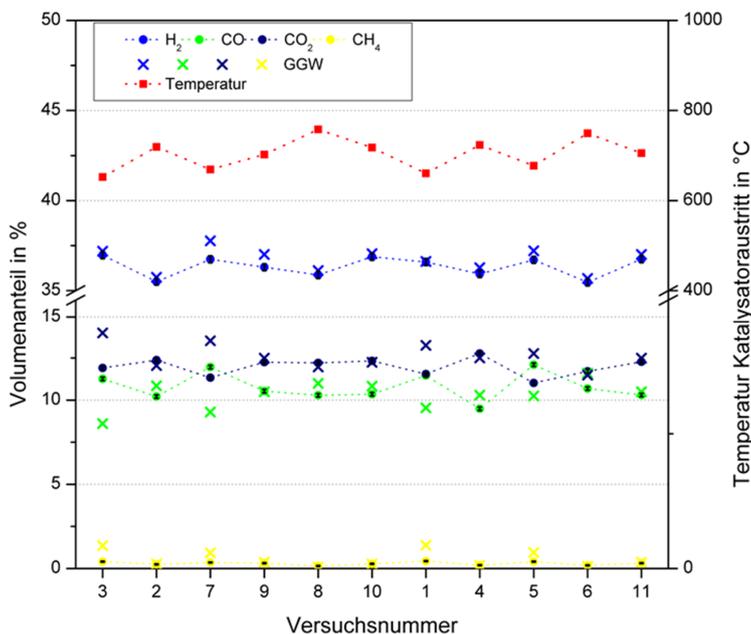


Abbildung 4-3: Reformatzusammensetzung (tr.) und Temperatur am Katalysatoraustritt (ATR-9.1, HC-Kerosin, Gleichgewichtswerte gelten für $C_{12}H_{24}$)

Laut der Massenspektrometeranalyse beträgt die molare H₂-Konzentration im trockenen Reformat im Mittel 36,3 %. Die gemessenen Konzentrationen an CO, CO₂ und CH₄ liegen durchschnittlich bei 10,8 %, 12,0 % bzw. 0,3 %. Für die Temperatur am Katalysatoraustritt ergibt sich ein Durchschnittswert von 703 °C. Die berechneten Gleichgewichtskonzentrationen zeigen insgesamt eine hohe Übereinstimmung mit den experimentellen Daten, allerdings erfolgte eine vollständige Gleichgewichtseinstellung nur bei hinreichend hohen Temperaturen. Ursächlich hierfür sind die Reaktionskinetik, die sich mit steigender Temperatur verbessert, und die Lagen der thermodynamischen Gleichgewichte, die sich bei den Reaktionen WGS und CO-

Methanisierung in Richtung der Edukte verschieben (vgl. Kapitel 3.4.3.1). Zur Veranschaulichung sind in **Abbildung 4-4** die experimentellen CO_2 -Konzentrationen und die zugehörigen Gleichgewichtswerte über den jeweils gemessenen Temperaturwerten aufgetragen. Die rechte Ordinate zeigt ergänzend den prozentualen Reaktionsfortschritt als Quotient aus beiden Größen. Die Auftragung der Gleichgewichtskonzentration über dem gemessenen Temperaturbereich von 650 °C bis 760 °C ergibt einen exponentiell abfallenden Verlauf mit Werten zwischen 14,0 % und 11,5 %. Dem gegenüber wurden in den Versuchen, bei denen die Reformtemperaturren unterhalb von 700 °C lagen, um ca. 15 % niedrigere Werte gemessen.

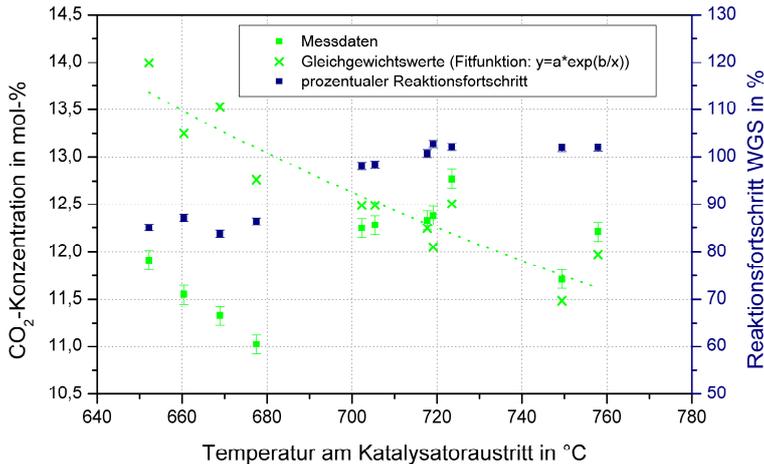


Abbildung 4-4: CO_2 -Konzentration über der Austrittstemperatur und prozentualer Fortschritt der WGS-Reaktion (ATR-9.1, HC-Kerosin)

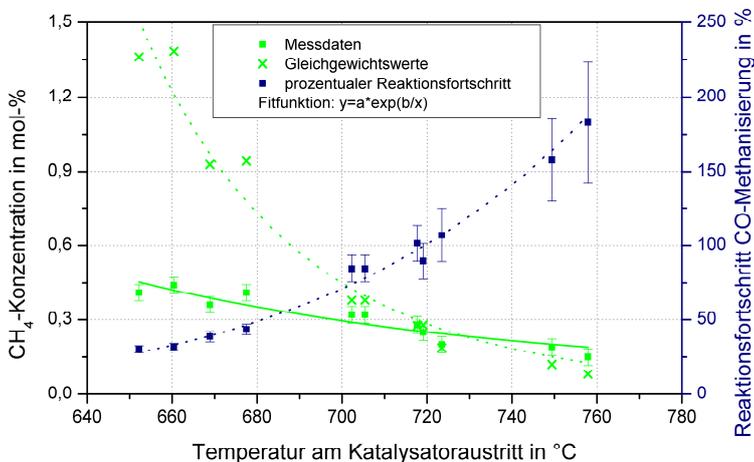


Abbildung 4-5: CH_4 -Konzentration über der Katalysatoraustrittstemperatur und Fortschritt der CO-Methanisierung (ATR-9.1, HC-Kerosin)

Im Falle von Methan ist nach dem thermodynamischen Gleichgewicht ein exponentieller Konzentrationsabfall von 1,38 % auf 0,08 % über dem genannten Temperaturbereich zu erwarten

(siehe **Abbildung 4-5**). Die experimentellen Werte am unteren Ende des Temperaturbereichs sind aus den zuvor genannten Gründen um 75 % niedriger, währenddessen oberhalb von 720 °C eine unerwartet hohe Konzentration gemessen wurde. Eine mögliche Erklärung hierfür ist, dass Methan aus dem Zerfallsprozess einer höherwertigen Verbindung stammt, das heißt $C_nH_m \rightarrow CH_4 + C_{n-1}H_{m-4}$ (vgl. [215]). Bei der Messgröße Reformtemperatur sind insbesondere die Messdaten in der Eintrittszone des Katalysators (Thermoelement „1“) und am Austritt des Katalysators (Thermoelement „4“) von Interesse. Die erstgenannte Temperatur, nachfolgend als „POX-Temperatur“ bezeichnet, entspricht der Spitztemperatur im Reformer und ist relevant in Hinblick auf die thermische Alterung des Katalysators. Die Austrittstemperatur wiederum limitiert die CO-Umsetzung über die WGS-Reaktion und kann damit indirekt die erforderliche Dimensionierung der nachfolgenden Shiftstufe bestimmen. Anhand eines Flächendiagramms in **Abbildung 4-6** sind die kerosinstromabhängigen Temperaturprofile in der Eintrittszone des Katalysators dargestellt. Ein zusätzliches Säulendiagramm erleichtert die Quantifizierung der Effekthöhe der einzelnen Versuchsparameter. Insgesamt umfasst der gemessene Temperaturbereich Werte von 929 °C bis 1027 °C.

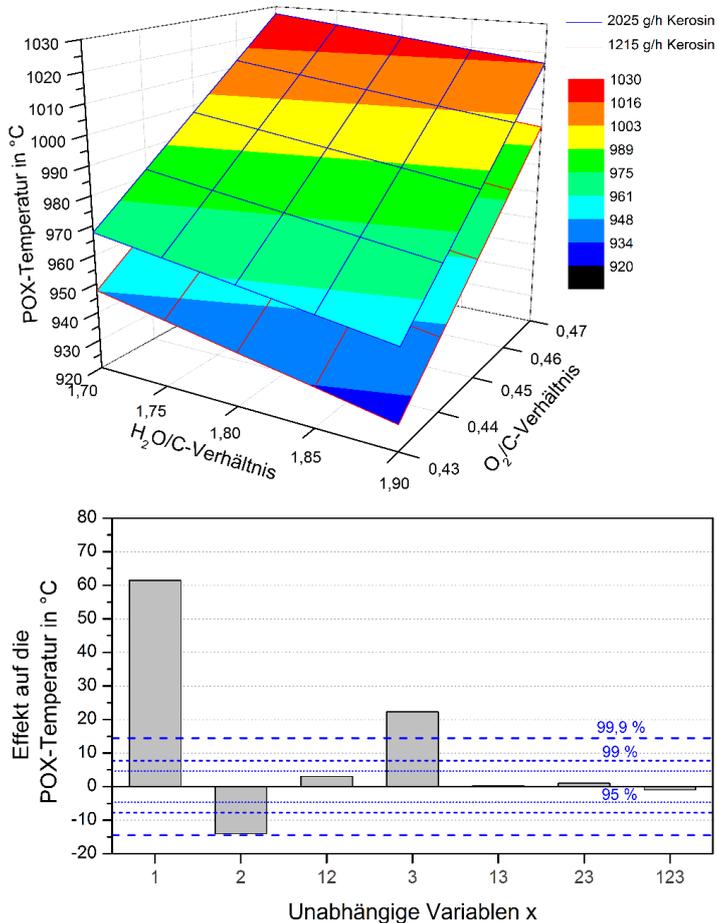


Abbildung 4-6: oben: POX-Temperatur (ATR-9.1, HC-Kerosin);
unten: Effekte der Variablen 1 (O_2/C), 2 (H_2O/C) und 3 ($\dot{m}_{Kerosin}$)

Den bei weitem größten Einfluss auf die Temperatur besitzt das O_2/C -Verhältnis, das heißt eine Variation dieses Parameters von 0,43 auf 0,47 resultierte im hier untersuchten Versuchsraum in einer Temperaturerhöhung von durchschnittlich ca. 60 K. Ebenfalls hochsignifikant ist der Einfluss des Kerosindurchsatzes. Hier war bei einer Steigerung von 1215 g/h auf 2025 g/h eine Temperaturzunahme von durchschnittlich 22 K feststellbar. Die Vergrößerung des H_2O/C -Verhältnisses von 1,7 auf 1,9 bewirkte umgekehrt eine Temperaturminderung von ca. 14 K.

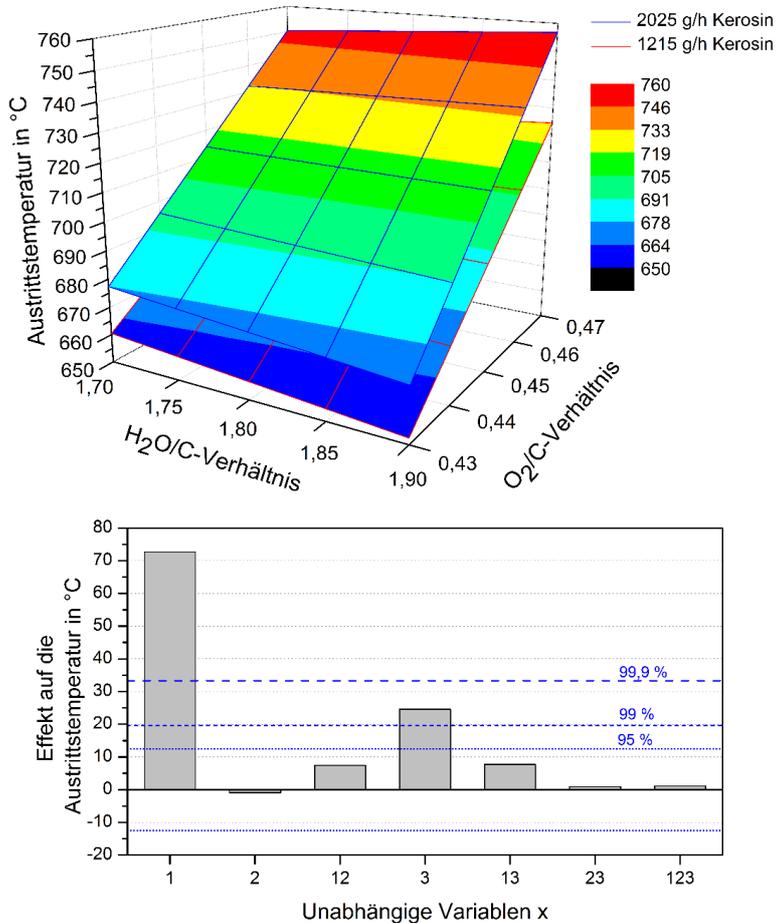


Abbildung 4-7: oben: Temperatur am Katalysatoraustritt (ATR-9.1, HC-Kerosin);
unten: Effekte der Variablen 1 (O_2/C), 2 (H_2O/C) und 3 ($\dot{m}_{Kerosin}$)

Abbildung 4-7 zeigt zum Vergleich die Reformtemperaturen in der Austrittsregion des Katalysators. Mit Werten von 652 °C bis 758 °C reduzierte sich das Temperaturniveau gegenüber der Eintrittszone um durchschnittlich 280 K. Der Temperaturabfall ist hauptsächlich auf die endotherme Dampfreformierung zurückzuführen, was sich unter anderem an der Effekthöhe des Parameters O_2/C zeigt. Je höher das eingestellte O_2/C -Verhältnis ist, desto geringer ist der Kerosinanteil, welcher über die endotherme Dampfreformierung umgesetzt wird. Ein

Wechsel von der oberen zur unteren Faktorstufe bedeutet daher eine durchschnittliche Abkühlung von 73 K. Ebenfalls hochsignifikant mit 25 K ist der Einfluss des Kerosindurchsatzes. Je größer der Massenstrom ist, desto weniger wirken sich die über die Reaktorwand bestehenden Wärmeverluste auf die Gastemperatur aus.

Der Umsatz als wesentliches Bewertungskriterium für den Reformierungserfolg ist in **Tabelle 4-5** aufgeführt. Im Idealfall sind 100 % des im Kerosin enthaltenen Kohlenstoffs in Form von CO, CO₂ und CH₄ im Produktgas wiederzufinden. Die Ergebnisse der massenspektrometrischen Gasanalyse, siehe linke Tabellenhälfte, sind allerdings mit sehr großer Unsicherheit behaftet und daher nur bedingt aussagekräftig. Bei 95 %-igem Vertrauensniveau beläuft sich die Unsicherheit auf über 2,3 %, womit im Wesentlichen die Aussage getroffen kann, dass der Kerosinumsatz in den Versuchen oberhalb von 95 % lag. Die Restkohlenstoffbilanzierung als alternativer Berechnungsweg erlaubt aus den in Kapitel 4.5 genannten Gründen eine deutlich exaktere Umsatzberechnung, vorausgesetzt, dass Kenntnis über den Gehalt höherwertiger Kohlenstoffverbindungen im Reformatstrom und im Kondensat besteht. Da im Zeitraum dieser Versuchsreihe kein GC/MS-Analysator zur Verfügung gestanden hat, war die Detektion und Quantifizierung von >C₃-Verbindungen im Reformat allerdings nicht möglich. Mit Blick auf frühere Tests mit den Reformervorgängern ATR-7 und ATR-8, bei denen sogar im Langzeitversuch und bei offensichtlicher Katalysatordeaktivierung keine Spuren im Produktstrom nachgewiesen worden sind, wurde für die Restkohlenstoffbilanzierung dieselbe Annahme getroffen. Die Umsatzberechnung erfolgte damit ausschließlich auf Grundlage der Kondensatanalyse. Diese wiederum bestand allein aus der TOC-Untersuchung, da keine ölige Phase auf der Kondensatoberfläche feststellbar war. Letzteres ist laut Peters [189] bereits ein Indiz für einen Umsatz von > 99,8 %.

Tabelle 4-5: Berechneter Umsatz mit C-Bilanz und Rest-C-Bilanz (ATR-9.1, HC-Kerosin)

Versuche in chron. Reihenfolge	Berechneter Umsatz in %			
	C-Bilanz nach Glg. 4-1	Unsicherheit (95 %)	Rest-C-Bilanz nach Glg. 4-2	Unsicherheit (95 %)
3	97,81	2,40	99,9995	0,00004
2	99,51	2,44	99,9989	0,00007
7	98,16	2,32	99,9965	0,00023
9	98,72	2,37	99,9879	0,00081
8	99,94	2,37	99,9959	0,00028
10	99,52	2,39	99,9968	0,00022
1	97,43	2,39	99,9951	0,00033
4	98,67	2,43	99,9991	0,00006
5	98,17	2,32	99,9997	0,00002
6	98,68	2,34	99,9998	0,00002
11	98,75	2,37	99,9997	0,00002

Der niedrigste Umsatz wurde in Versuch Nr. 9 berechnet und beträgt 99,988 %. Allerdings deutet dieses Ergebnis auf eine Reformierbeeinträchtigung hin, da die TOC-Werte der Versuche Nr. 10 und Nr. 11 trotz identischer Versuchsparameter erheblich niedriger liegen. Wie das

Säulendiagramm in **Abbildung 4-8** zeigt, ist der TOC-Wert bis zum Versuchspunkt Nr. 9 nahezu exponentiell angestiegen, um in den verbliebenen Versuchen wieder langsam auf das Ausgangsniveau zurückzukehren. Vor dem Hintergrund, dass in einem der Vorversuche eine ungeplante Teststandabschaltung aufgetreten war, sind kohlenstoffhaltige Ablagerungen auf dem Katalysator eine schlüssige Erklärung für den TOC-Anstieg. Unterstützt wird diese Vermutung durch den Vergleich der Ergebnisse am dreifach untersuchten Zentrumspunkt des Versuchsraums, in der Grafik schraffiert dargestellt. Die starken Abweichungen der Messwerte sind hier eindeutig nicht auf veränderte Versuchsparameter, sondern auf eine Beeinträchtigung der Reformereffizienz zurückzuführen. Dass der Umsatz gegen Ende der Versuchsreihe erneut auf ca. 100 % gestiegen ist, kann mit der Regenerierung des Katalysators durch Sauerstoffoxidation der Ablagerungen erklärt werden. Ein Zusammenhang zwischen den TOC-Werten und den Reformertemperaturen bzw. der Reformatzusammensetzung lässt sich anhand der Messdaten nicht feststellen, sodass nicht von einer relevanten Messwertverfälschung durch die vermuteten Ablagerungen ausgegangen wird.

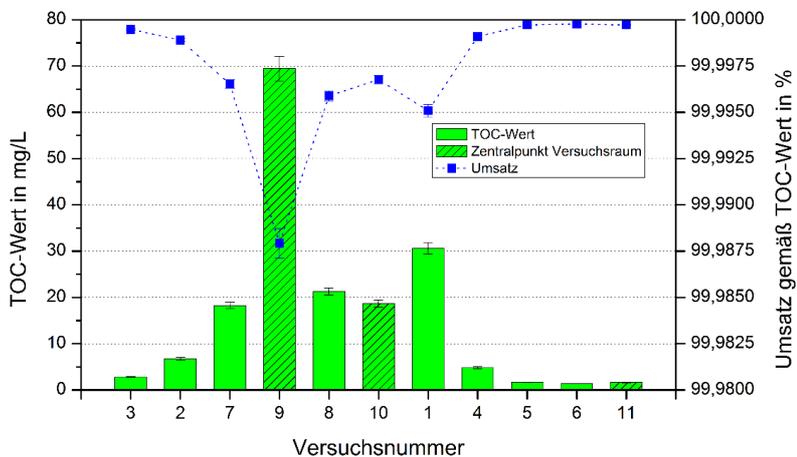


Abbildung 4-8: Mengen an organischem Kohlenstoff (TOC) im Kondensat und der daraus abgeleitete Umsatz (ATR-9.1, HC-Kerosin)

4.7.1.2 Versuchsreihe mit GtL-Kerosin

Ausgenommen der Reihenfolge sind in der Versuchsserie mit GtL-Kerosin alle Bedingungen hinsichtlich Teststandumgebung, Versuchsparametern und Faktorstufen identisch zu den Referenzversuchen mit Hydrocracker-Kerosin (s. Kapitel 4.7.1.1). Die gemessene Reformatzusammensetzung ist in **Abbildung 4-9** dargestellt. Die mittlere Temperatur am Katalysatoraustritt liegt mit 687 °C durchschnittlich 14 K niedriger als in den Versuchen mit HC-Kerosin. Für die molaren Anteile von H₂, CO, CO₂ und CH₄ wurden durchschnittlich 38,1 %, 9,1 %, 12,5 % und 0,8 % gemessen.

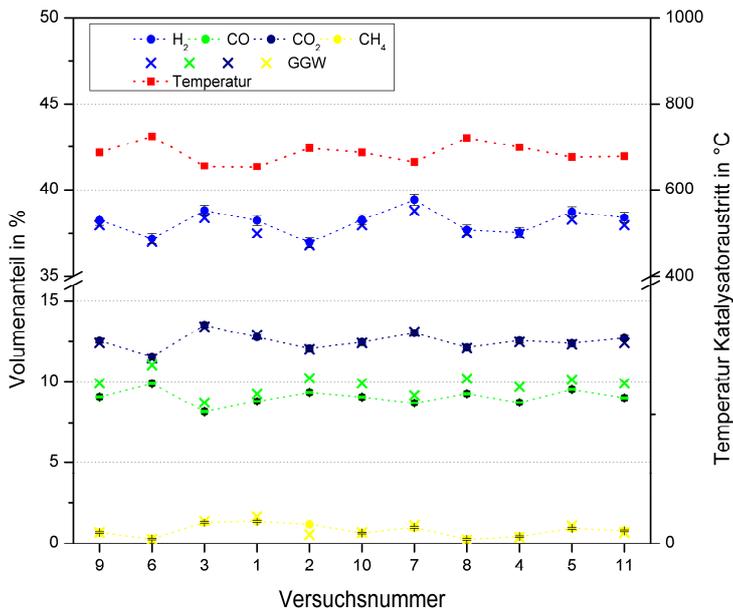


Abbildung 4-9: Reformatzusammensetzung (tr.) und Temperatur am Katalysatoraustritt (ATR-9.1, GtL-Kerosin, Gleichgewichtswerte gelten für C₁₀H₂₂)

Bereits anhand der obigen Darstellung lässt sich feststellen, dass im Vergleich zu den Ergebnissen mit HC-Kerosin eine höhere Übereinstimmung zwischen den errechneten Gleichgewichtswerten und den Messdaten besteht. Hier zeigt sich deutlich die Aromatenfreiheit des GtL-Kerosins, die eine leichtere Reformierbarkeit bewirkt. Die geringere Stabilität der im GtL hauptsächlich enthaltenen Alkane führt zu einer größeren Reaktionsrate der Gesamtreaktion bei gleichzeitig niedrigerem Temperaturniveau (vgl. Kapitel 3.4.3.1). Bei identischer Verweilzeit ist der Reaktionsfortschritt daher insgesamt höher und das Gleichgewicht wird eher erreicht. Die Auftragung des im Reformat enthaltenen CO₂ über den zugehörigen Austrittstemperaturen von 655 °C bis 725 °C, siehe **Abbildung 4-10**, entspricht im Ergebnis den Erwartungen und demonstriert eine hohe Verlässlichkeit der Messdaten. Die Werte von 11,6 % bis 13,5 % decken sich zu nahezu 100 % mit den berechneten Gleichgewichtswerten. Eine ebenfalls hohe Übereinstimmung liegt für die Methankonzentration mit Werten von 0,27 % bis 1,3 %

vor (s. **Abbildung 4-11**), wodurch sich der gegenüber HC-Kerosin bis zu dreifach höhere Gehalt erklären lässt. Im Gegensatz zu den Versuchen mit HC-Kerosin sind allerdings keine Methankonzentrationen aufgetreten, die das Gleichgewichtsniveau übersteigen.

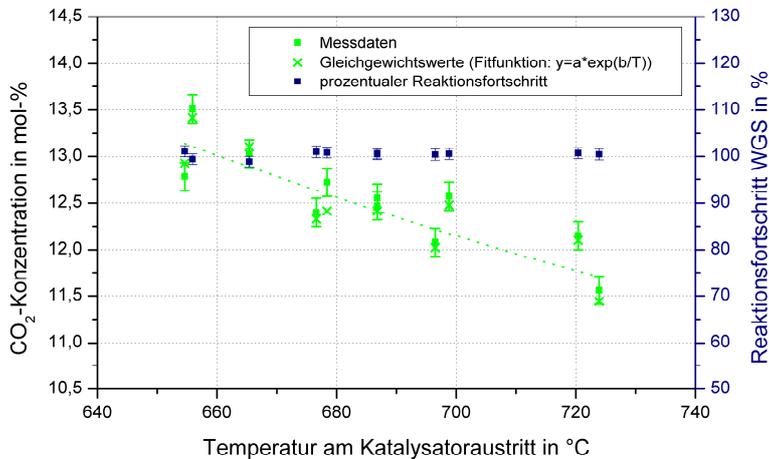


Abbildung 4-10: CO₂-Konzentration über der Austrittstemperatur und prozentualer Fortschritt der WGS-Reaktion (ATR-9.1, GtL-Kerosin)

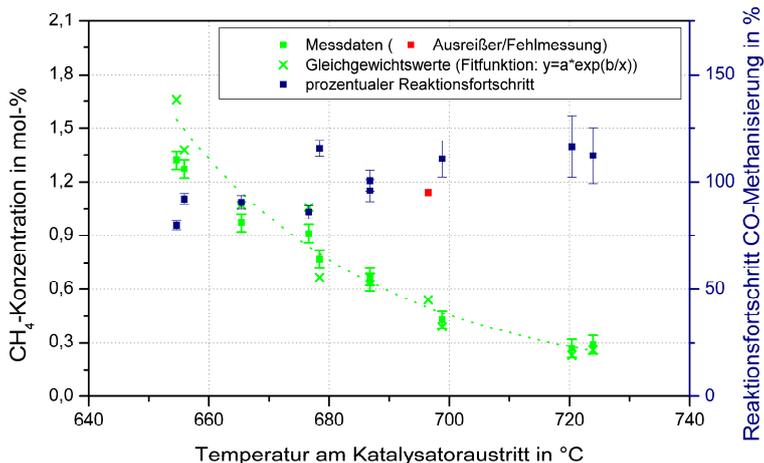


Abbildung 4-11: CH₄-Konzentration über der Austrittstemperatur und prozentualer Fortschritt der CO-Methanisierung (ATR-9.1, GtL-Kerosin)

Die größere Reaktionsfreude der im GtL enthaltenen Kohlenwasserstoffkomponenten hat nicht nur eine größere Reaktionsrate zur Folge, sondern erhöht auch die Wahrscheinlichkeit von Niedertemperaturoxidationen in der Mischkammer. Wie in Kapitel 3.1.1.2 beschrieben, ist die Ausbildung einer Vorreaktion mit einem Temperaturanstieg von mindestens 10 K in der Mischkammer verbunden. Dieses war gemäß den Temperaturmessdaten nicht der Fall, sodass nennenswerte Vorreaktionen ausgeschlossen werden können. Als Unterschied zu den Ergebnissen mit HC-Kerosin lässt die geringere Bindungsstabilität der Kohlenwasserstoffe al-

lerdings eine niedrigere Reformierungstemperatur erwarten. Gemäß den im POX-Reaktionsbereich aufgenommenen Temperaturmessdaten, visualisiert in **Abbildung 4-12**, liegt das Durchschnittsniveau tatsächlich um 12 K niedriger als bei HC-Kerosin. Ursache hierfür sind allerdings weniger unterschiedliche Reaktionsenthalpien, als der Einfluss von Wärmeverlusten. Wie bereits in Kapitel 4.7.1.1 beschrieben, wirken sich Wärmeverluste insbesondere bei geringer Reformierlast auf die Temperatur aus. Im Vergleich beider Versuchsserien fällt auf, dass die POX-Temperaturen beider Kraftstoffarten auf der oberen Stufe des Kerosinstroms verhältnismäßig wenig voneinander abweichen. Der durch Änderung des O_2/C -Verhältnisses bewirkte Effekt ist zudem mit durchschnittlich 56 K nur unwesentlich kleiner als in den Versuchen mit HC-Kerosin. Eine Reduzierung des Kerosinstroms auf die untere Faktorstufe verursacht indessen eine Temperaturabsenkung von durchschnittlich 38 K (siehe Säulendiagramm) und hat damit einen 1,7-fach größeren Effekt als bei den HC-Versuchen. Erklärung für dieses Temperaturverhalten ist die geringere spezifische Wärmekapazität des GtL, infolge derer die Wärmeverluste zu einer größeren Abkühlung führen.

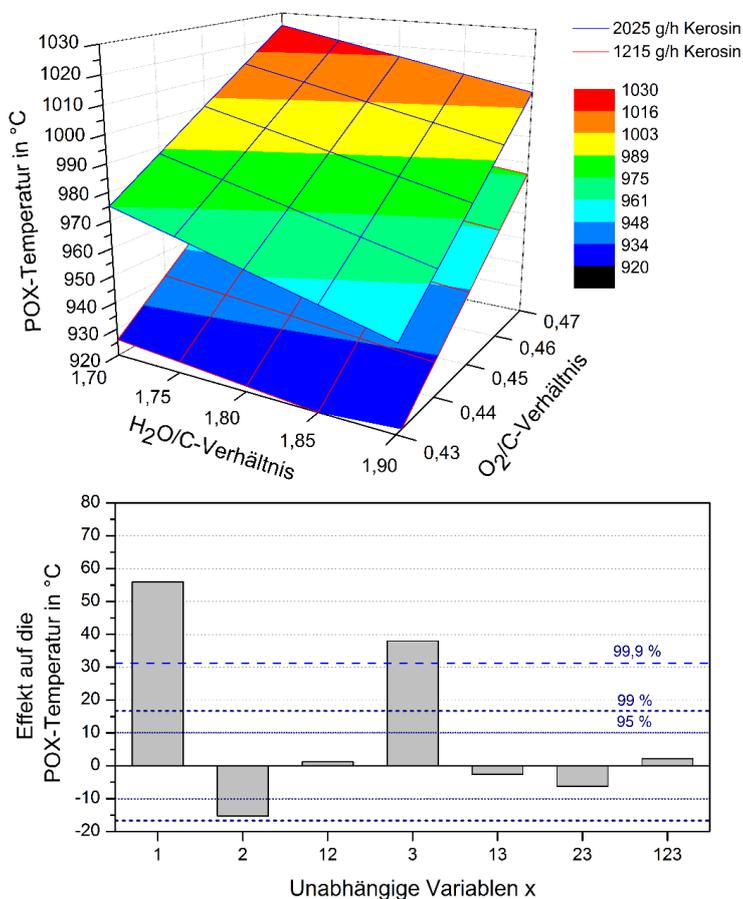


Abbildung 4-12: oben: POX-Temperatur (ATR-9.1, GtL-Kerosin);
unten: Effekte der Variablen 1 (O_2/C), 2 (H_2O/C) und 3 ($\dot{m}_{Kerosin}$)

Die Reformtemperatur am Katalysatoraustritt ist in **Abbildung 4-13** wiedergegeben. Mit einem Durchschnittswert von 686 °C liegt sie im Mittel um 286 K tiefer als die POX-Temperatur am Katalysatoreintritt. Im Vergleich zu HC-Kerosin fällt insbesondere auf, dass das obere Ende des gemessenen Temperaturbereichs deutlich nach unten verschoben ist bzw. der vom O_2/C -Verhältnis abhängige Temperaturgradient flacher verläuft. Die Höhe des O_2/C -Effekts beträgt entsprechend dem Säulendiagramm 47 K und weist damit einen um 26 K kleineren Wert auf als bei HC-Kerosin.

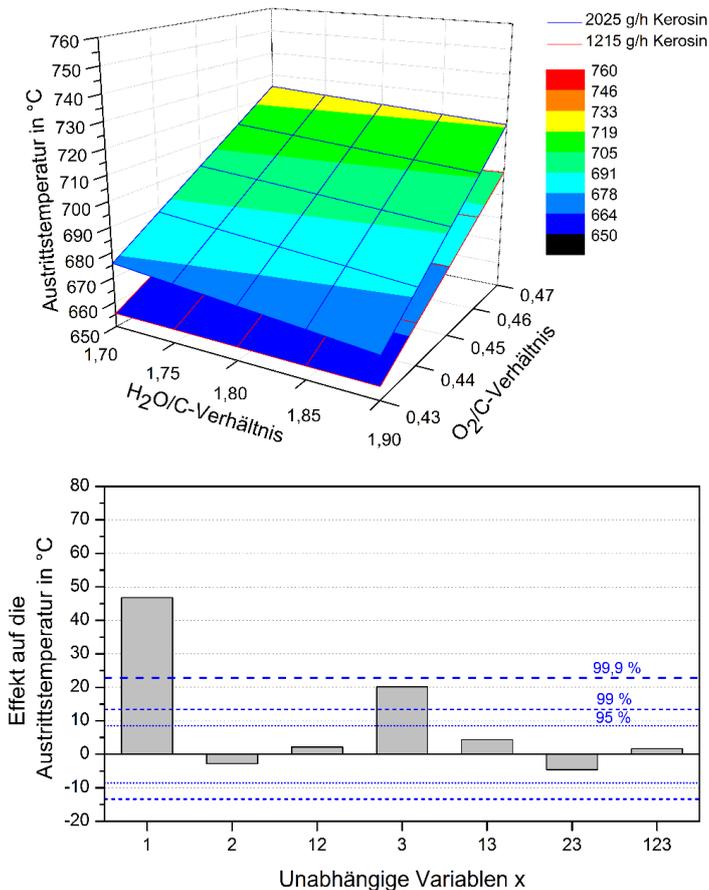


Abbildung 4-13: oben: Temperatur am Katalysatoraustritt (ATR-9.1, GtL-Kerosin);
unten: Effekte der Variablen 1 (O_2/C), 2 (H_2O/C) und 3 ($\dot{m}_{Kerosin}$)

Der wichtigste Aspekt beim Vergleich der Reformierungsergebnisse von HC- und GtL-Kerosin ist der erzielte Umsatz. Dessen Berechnung wurde gleich der Vorgehensweise im vorherigen Kapitel sowohl nach Glg. 4-1 als auch nach Glg. 4-2 vorgenommen, siehe **Tabelle 4-6**. Die Bilanzierung über den Produktkohlenstoff ergibt Umsätze von 97,2 % bis über 100 % bei einer ermittelten Unsicherheit von ca. 2,4 %. Gemäß den Ergebnissen aus der Restkohlenstoffbilanzierung wurden durchgängig Werte von über 99,999 % und damit ein vollständiger Kerosin-

numsatz in allen Versuchspunkten erzielt. Aufgrund der nicht einsatzbereiten GC/MS-Messapparatur wurde auch hier die Annahme getroffen, dass keine nennenswerten Spuren im Reformat vorlagen. Das analysierte Kondensat bewegte sich mit TOC-Werten von maximal 1,42 mg/l im Bereich der Trinkwasserqualität und unterstützt diese Annahme. Die Plausibilität der TOC-Werte lässt sich anhand von **Abbildung 4-14** zeigen. Je größer der Reformerdurchsatz bzw. je geringer die Verweilzeit im Reformier, desto niedriger ist der zu erwartende Umsatz. Trotz des insgesamt sehr niedrigen Niveaus an Restkohlenstoff und trotz Unvollständigkeit der Messwerte ist eine entsprechende Abhängigkeit des TOC-Wertes vom Produktvolumenstrom zu erkennen.

Tabelle 4-6: Berechneter Umsatz mit direkter C-Bilanz und Rest-C-Bilanz (ATR-9.1, GtL-Kerosin)

Versuche in chron. Reihenfolge	Berechneter Umsatz in %			
	C-Bilanz nach Glg. 4-1	Unsicherheit (95 %)	Rest-C-Bilanz nach Glg. 4-2	Unsicherheit (95 %)
9	97,81	2,35	n. b.	n. b.
6	97,02	2,30	99,9998	0,00002
3	98,45	2,42	n. b.	n. b.
1	97,76	2,40	99,9998	0,00001
2	100,39	2,47	n. b.	n. b.
10	97,31	2,34	99,9998	0,00002
7	98,38	2,33	99,9998	0,00002
8	97,26	2,31	99,9997	0,00002
4	97,16	2,39	99,9998	0,00002
5	99,23	2,35	99,9998	0,00002
11	98,94	2,38	99,9998	0,00002

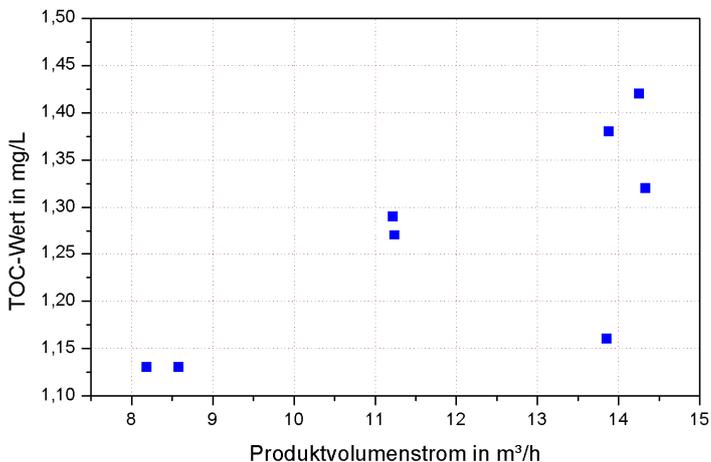


Abbildung 4-14: TOC-Werte in Abhängigkeit vom Produktvolumenstrom (ATR-9.1, GtL-Kerosin)

4.7.1.3 Zusammenfassung

Die Versuchsreihen mit dem neuentwickelten autothermen Reformer ATR-9.1 dienen der Charakterisierung des Reformerverhaltens bei verschiedenen Betriebsbedingungen und unterschiedlichen Kerosinzusammensetzungen. Sowohl bei der Reformierung von HC-Kerosin als auch bei aromatenfreiem GtL-Kerosin wurden mit dem neu erprobten Mischkammerdesign Umsätze von über 99,9 % erzielt. Unterschiede zwischen beiden Versuchsreihen zeigten sich vor allem in der Reformatzusammensetzung und den Temperaturniveaus im Reformer. Insbesondere war eine bis zu dreifach höhere Methankonzentration bei der GtL-Reformierung messbar. Im Gegensatz zur HC-Versuchsreihe stimmte diese trotz der niedrigeren Reformierungstemperaturen in hohem Maße mit dem thermodynamischen Gleichgewicht überein, was eine höhere Reaktionsrate bzw. eine leichtere Reformierbarkeit der enthaltenen Kohlenwasserstoffkomponenten belegt. Hinweise auf eine Vorreaktion in der Mischkammer liegen allerdings in keiner der beiden Versuchsreihen vor.

Umsatz und Reformatzusammensetzung bestimmen letztlich den Reformierungswirkungsgrad. Methan kann innerhalb eines HT-PEFC-Systems nur thermisch verwertet werden und verursacht daher eine Minderung des Wirkungsgrads nach Glg. 3-42. In **Abbildung 4-15** sind die berechneten Wirkungsgrade nebst den gemessenen Temperaturen am Katalysatoraustritt für beide Versuchsreihen gegenübergestellt. Die Ergebnisse aus dem betrachteten Versuchsraum sind hier ohne Zentrumsunkt und in systematischer Reihenfolge dargestellt. Bei 95 % Vertrauensgrad liegt die auf unbekanntem systematischen Abweichungen basierende Unsicherheit bei 1,8 % (Drift sei vernachlässigt).

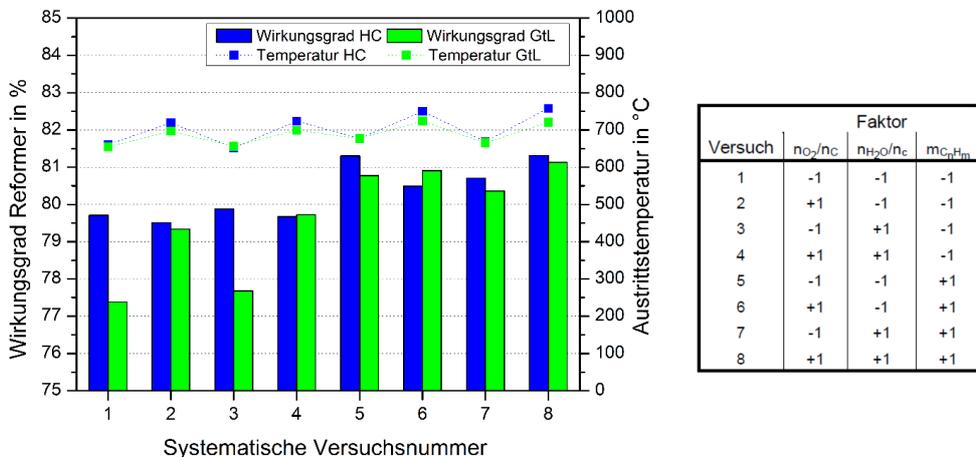


Abbildung 4-15: Wirkungsgrad des Reformers ATR-9.1 bei variierten Betriebsparametern
(Zugrunde gelegte Heizwerte: $H_{u,HC}=43,26$ MJ/kg, $H_{u,GtL}=44,2$ MJ/kg
Unsicherheit: $\pm 1,8$ % bei 95 % Vertrauensgrad)

Die Grafik lässt erkennen, dass der Wirkungsgrad bei HC-Kerosin vor allem durch Verringerung des O_2/C -Verhältnisses von 0,47 auf 0,43 und durch Erhöhung des Kerosindurchsatzes von 1215 g/h (60 %) auf 2025 g/h (100 %) verbessert wurde. Diese Beobachtungen sind stimmig mit der Theorie, dass Dampfreformierung zu einer höheren Wasserstoffausbeute führt als die partielle Oxidation, und dass eine Verminderung von Wärmeverlusten der Methanproduktion vorbeugt. Da auch bei Vollastbetrieb zufriedenstellende Umsätze erzielt wurden, sind bei der HC-Reformierung im ATR-9.1 die oben genannten Versuchsbedingungen zu favorisieren. Im Fall von GtL-Kerosin ist die Methanproduktion im ATR-9.1 so ausgeprägt, dass nicht nur eine hohe Last, sondern auch eine Anhebung des O_2/C -Verhältnisses von Vorteil ist. Besonders auffällig zeigte sich der Methaneffekt in den Versuchen 1 und 3, bei denen mit HC-Reformat um mehr als 2 % höhere Wirkungsgrade erzielt wurden. Beim H_2O/C -Verhältnis führte eine Erhöhung von 1,7 auf 1,9 indessen in keiner der beiden Versuchsreihen zu einem nennenswerten Effekt auf den Umsatz oder den Wirkungsgrad. Allerdings wurde die Temperatur in der vorderen Katalysatorzone abgesenkt. Dies ist zugunsten einer hohen Katalysatorlebensdauer von Vorteil, sodass der höhere Wert von 1,9 empfohlen wird.

Insgesamt bleibt damit festzuhalten, dass mit dem Reformer ATR-9.1 für beide Kerosinsorten zufriedenstellende Ergebnisse erzielt worden sind. Die hier getroffenen Empfehlungen zu den Betriebsbedingungen sind allerdings nicht zwangsläufig auf höhere Leistungsklassen übertragbar, da die Gemischbildung und das Wärmemanagement mit ansteigender Baugröße eine zunehmende Herausforderung darstellen. Ob vergleichbare Ergebnisse mit dem leistungsstärkeren Reaktor ATR-9.2 erzielt werden, ist Gegenstand des nachfolgenden Kapitels.

4.7.2 Charakterisierung des ATR-9.2

4.7.2.1 Versuchsreihe mit GtL-Kerosin

Der Reformertyp ATR-9.2 zeichnet sich gegenüber dem Prototyp ATR-9.1 nicht nur durch eine höhere Gesamtleistung, sondern vor allem durch eine noch detailgenauere Anpassung des Mischkammerdesigns an die Eigenschaften von GtL-Kerosin aus. Die im Folgenden beschriebene Versuchsreihe stellt hinsichtlich der Kerosinart, der Versuchsparameter und Versuchsreihenfolge eine Wiederholung der Versuchsreihe in Kapitel 4.7.1.2 dar und dient einem direkten Vergleich. Einzig die Dampftemperatur wurde zur Limitierung der Mischkammertemperatur von 460 °C auf 420 °C herabgesetzt. Besonderes Augenmerk liegt auf der gewünschten Initiierung einer Vorreaktion in der Mischkammer. Die am Katalysatoraustritt gemessenen Reformatzusammensetzungen dieser Versuchsreihe sind der **Abbildung 4-16** zu entnehmen und enthalten bei 667 °C Durchschnittstemperatur mittlere Konzentrationswerte von 38,3 %, 8,8 %, 12,8 % und 1,0 % für H₂, CO, CO₂ und CH₄. Mit Ausnahme des H₂ weichen alle Konzentrationen in identischer Richtung vom jeweiligen Gleichgewichtswert ab. Da die Differenz im Fall des H₂ zudem auffallend groß ist, lässt dies auf einen systematischen Messfehler bei der H₂-Konzentration schließen.

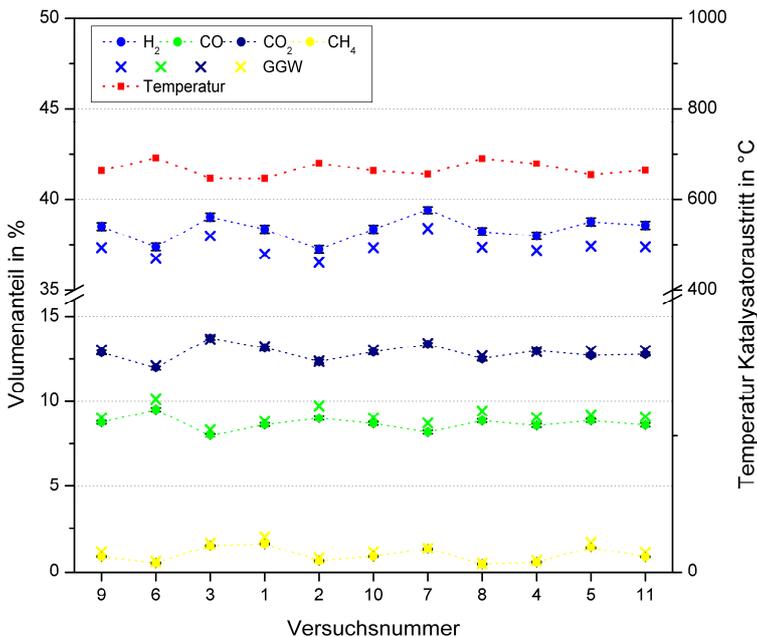


Abbildung 4-16: Reformatzusammensetzung (tr.) und Temperatur am Katalysatoraustritt (ATR-9.2, GtL-Kerosin)

Die gemessenen Austrittstemperaturen umfassen einen geringeren Temperaturbereich und sind im Mittel niedriger als beim ATR-9.1, weshalb die Durchschnittswerte der CO₂- und CH₄-Konzentration um 0,3 % bzw. 0,2 % höher liegen. Für eine bessere Vergleichbarkeit sind die temperaturabhängigen Konzentrationsverläufe in **Abbildung 4-17** und **Abbildung 4-18** im

gleichen Maßstab aufgetragen wie in Kapitel 4.7.1.2. Im Fall des CO_2 zeigt sich eine nahezu 100 %-ige Übereinstimmung mit den berechneten Gleichgewichtskonzentrationen. Die gemessene CH_4 -Konzentration besitzt einen Höchstwert von 1,6 % und stimmt zu mindestens 73 % mit der Gleichgewichtskonzentration überein.

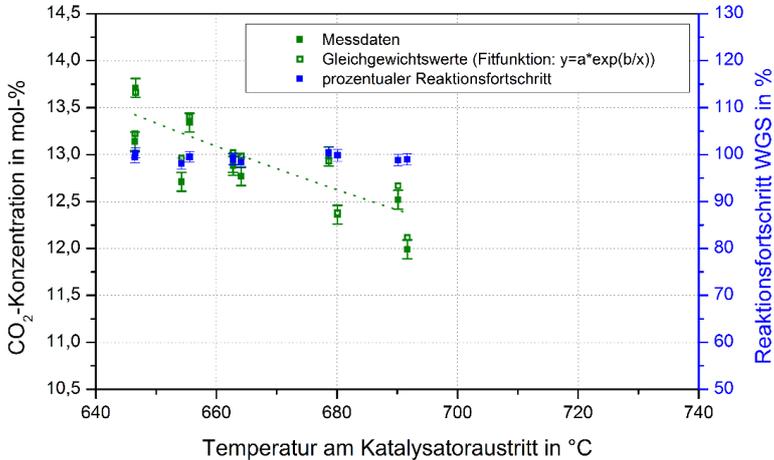


Abbildung 4-17: CO_2 -Konzentration über der Katalysatoraustrittstemperatur und prozentualer Fortschritt der WGS-Reaktion (ATR-9.2, GtL-Kerosin)

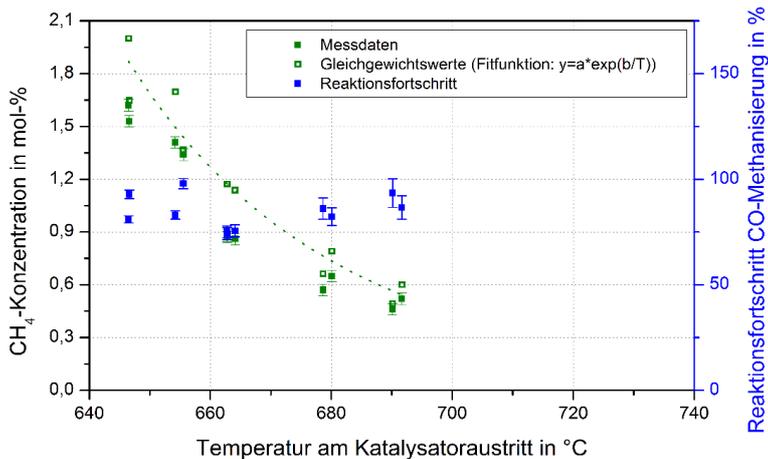


Abbildung 4-18: CH_4 -Konzentration über der Katalysatoraustrittstemperatur und Fortschritt der CO-Methanisierung (ATR-9.2, GtL-Kerosin)

Bezüglich der Temperatur wurde nicht nur am Katalysatoraustritt ein niedrigeres Niveau als im ATR-9.1 gemessen. In der POX-Reaktionszone mit Messwerten von 736 °C bis 885 °C, siehe **Abbildung 4-19**, liegt das Durchschnittsniveau sogar 160 K niedriger als im ATR-9.1. Wichtigster Einflussfaktor ist hier der Kerosindurchsatz, wie das Effektdiagramm verdeutlicht. Mit einer Effekthöhe von ca. 90 K übt der genannte Prozessparameter einen mehr als doppelt so starken Einfluss auf das Temperaturniveau aus wie im ATR-9.1, das heißt, eine Herabsetzung

des Kerosindurchsatzes von 100 % auf 60 % resultiert in einem deutlich stärkeren Temperaturabfall. Hier stellt sich die Frage, ob dieses Verhalten allein auf Wärmeverluste zurückzuführen ist oder ein erster Hinweis auf eine Vorreaktion besteht. Insofern tatsächlich eine stabile Vorreaktion aufgetreten ist, müsste sich dies gemäß der Ausführungen in Kapitel 4 in einem erhöhten Temperaturniveau in der Mischkammer zeigen. Das neue Mischkammerdesign würde damit die Erwartung erfüllen, dass bereits vor der eigentlichen Reaktionszone Nieder-temperaturoxidationen ablaufen.

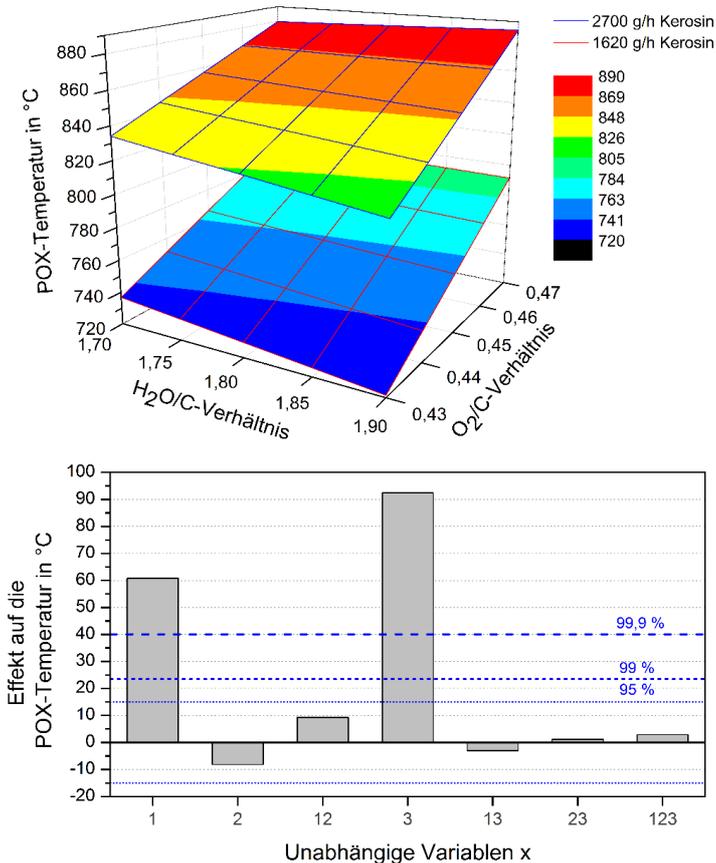


Abbildung 4-19: oben: POX-Temperatur (ATR-9.2, GtL-Kerosin);
unten: Effekte der Variablen (O_2/C), 2 (H_2O/C) und 3 ($\dot{m}_{Kerosin}$)

Bei Nichtvorhandensein von Vorreaktionen müsste das Temperaturniveau in einer als adiabat angenommenen Mischkammer bei ca. 320 °C liegen. Die Messdaten liefern indessen Werte von 355 °C bis 422 °C, visualisiert in **Abbildung 4-20**, und unterstützen die Vermutung einer Vorreaktion. Wie bereits bei der POX-Temperatur ist der wichtigste Einflussparameter im untersuchten Versuchsraum der Kerosindurchsatz. Eine Erhöhung der Last von 60 % auf 100 % führt allerdings nicht zu einem Temperaturanstieg, sondern zu einem Temperaturabfall von durchschnittlich 29 K. Die vermutete Vorreaktion verliert bei Lasterhöhung demnach an Ausprägung. Neben einem veränderten Strömungsbild in der Mischkammer ist dies vor allem mit

der geringeren Verweilzeit zu erklären. Je höher das O_2/C -Verhältnis und je länger die bestehende Reaktionszeit in der Mischkammer ist, desto größer ist die mögliche Anzahl ablaufender Oxidationsreaktionen. Entsprechend hoch ist das Ausmaß der Temperaturerhöhung in der Mischkammer bzw. der Temperaturreduktion in der vorderen Katalysatorzone. Möglichst geringe Temperaturen sind zugunsten einer verbesserten Katalysatoranglebigkeit stets zu präferieren, da temperaturbedingte Sintervorgänge mit irreversibler Herabsetzung der Katalysatoraktivität vermindert werden können. Hinsichtlich des H_2O/C -Verhältnisses sind keine eindeutigen Aussagen zum Einfluss auf die Mischkammertemperatur möglich, sodass hierzu weitere Versuchspunkte nötig sind. Es ist jedoch anzunehmen, dass sich der hier abgezeichnete positive Effekt auf die Mischkammertemperatur bestätigt, da ein vergrößerter Dampfstrom den Enthalpieeintrag in die Mischkammer erhöht.

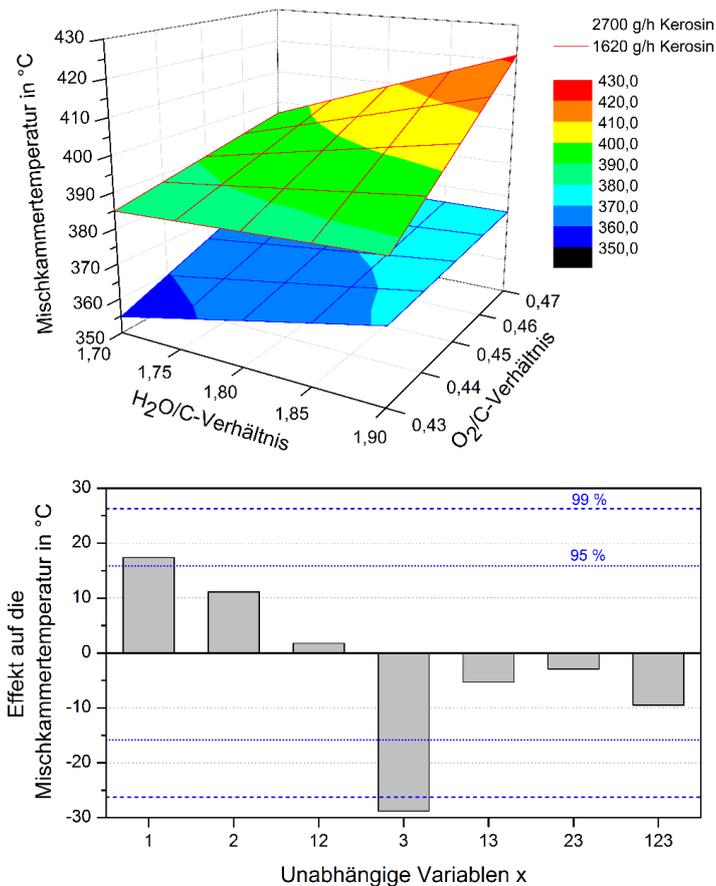


Abbildung 4-20: oben: Temperatur in der Mischkammer (ATR-9.2, GtL-Kerosin);
unten: Effekte der Variablen 1 (O_2/C), 2 (H_2O/C) und 3 ($\dot{m}_{Kerosin}$)

Inwieweit sich die Reformierungseffizienz gegenüber dem ATR-9.1 unterscheidet, lässt sich anhand des Kerosinumsatzes in **Tabelle 4-7** feststellen. Nach Bilanzierung über den Produkt-

kohlenstoff liegt dieser bei durchschnittlich $100,5 \pm 2,4$ %. Die genauere Restkohlenstoffbilanzierung liefert Werte von mindestens $99,997 \pm 0,0002$ % bis maximal $99,9985 \pm 0,0001$ %, wobei sich die zugrunde gelegten TOC-Werte zwischen 9 und 20 mg/l bewegen. Im Vergleich zu den Versuchen mit dem ATR-9.1 sind die Umsätze geringfügig niedriger, was angesichts der größeren Baudimension und des daher schwierigeren Wärmemanagements allerdings nicht überrascht. Trägt man die TOC-Werte über dem Produktvolumenstrom auf, so ergibt sich auch im ATR-9.2 ein ansteigender Trend, siehe **Abbildung 4-21**. Je länger die Verweilzeit im Reformier ist, desto mehr Reformierungsreaktionen können bei identischer Reaktionskinetik ablaufen. Des Weiteren nimmt die Ausprägung der Vorreaktion zu, was zusätzlich zur Gemischhomogenisierung beiträgt und die Kerosinverdampfung erleichtert. Es kann daher eine annähernd lineare Korrelation zwischen TOC-Wert und Mischkammertemperatur festgestellt werden. Während die Temperatur um 10 K sank, stieg der TOC-Wert um ca. 1,3 mg/mL.

Tabelle 4-7: Berechneter Umsatz mit direkter C-Bilanz und Rest-C-Bilanz (ATR-9.2, GtL-Kerosin)

Versuche in chron. Reihenfolge	Berechneter Umsatz in %			
	C-Bilanz nach Glg. 4-1	Unsicherheit (95 %)	Rest-C-Bilanz nach Glg. 4-2	Unsicherheit (95 %)
9	100,92	2,39	99,9972	0,00018
6	99,95	2,34	99,9974	0,00017
3	101,79	2,44	99,9979	0,00014
1	101,33	2,43	99,9976	0,00016
2	99,22	2,38	99,9984	0,00010
10	100,45	2,37	n.b.	n.b.
7	100,74	2,36	99,9968	0,00021
8	100,35	2,35	99,9977	0,00015
4	102,04	2,45	99,9977	0,00015
5	100,20	2,35	99,9969	0,00021
11	99,45	2,35	99,9974	0,00016

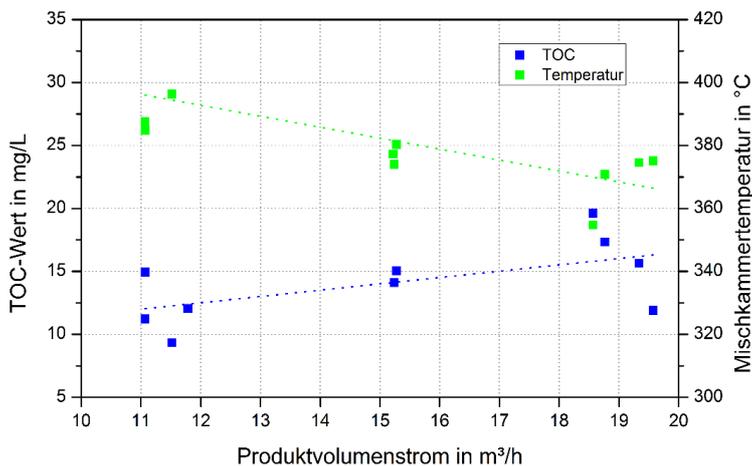


Abbildung 4-21: TOC-Wert und Mischkammertemperatur in Abhängigkeit vom Produktvolumenstrom (ATR-9.2, GtL-Kerosin)

4.7.2.2 Zusammenfassung

Nach erfolgreichen Reformierungsversuchen mit dem Vorgängermodell ATR-9.1 wurde mit dem autothermen Reformer ATR-9.2 derselben Bauartfamilie eine höhere Leistungsklasse erprobt. Eine Vergrößerung der Leistungsklasse stellt stets eine Herausforderung beim Wärmemanagement und bei der Gemischbildung dar, weshalb eine stabile Vorreaktion in der Mischkammer einen Scale-up vereinfachen kann. Das weiter optimierte Mischkammerdesign des ATR-9.2 zielt noch präziser auf die mögliche Ausbildung von Vorreaktionen, welche im ATR-9.1 weder mit HC-Kerosin noch mit aromatenfreiem GtL-Kerosin erkennbar waren.

Die Versuchsserie mit GtL-Kerosin im ATR-9.2 wurde unter den identischen Versuchsbedingungen durchgeführt wie die Testreihe im ATR-9.1. Der Vergleich des Temperaturverhaltens beider Reaktoren zeigt eine offensichtliche Abweichung, die auf die Ausbildung von Vorreaktionen zurückzuführen ist. Die Mischkammertemperatur war im ATR-9.2 merklich erhöht, während in der POX-Reaktionszone durchschnittlich 160 K niedrigere Temperaturniveaus gemessen worden sind. Eine Reduzierung der Reformierungstemperatur kann die Lebensdauer des Katalysators verlängern und ist daher wünschenswert. Bei der Austrittstemperatur hingegen war die Temperaturdifferenz zum ATR-9.1 mit 18 K vergleichsweise gering.

Bei einem O_2/C -Verhältnis von 0,47 und 60 % Kerosindurchsatz waren die Vorreaktionen besonders ausgeprägt, sodass die höchsten Umsätze bei den genannten Versuchsbedingungen erzielt worden sind. Die Differenz des Umsatzes im Vergleich zum Vollastbetrieb war allerdings so gering, dass eine Last von 100 % im Kurzzeitbetrieb keine Nachteile bietet. Langfristig ist allerdings zu erwarten, dass Vollastbetrieb eine frühzeitigere Abnahme der Katalysatoraktivität bzw. eine steilere Degradationskurve zur Folge hat. Wie sich der Langzeitbetrieb unter Vollast auf die Reformatzusammensetzung auswirkt, ist Thema des Kapitels 4.7.3.2. Hinsichtlich des H_2O/C -Verhältnisses konnte im untersuchten Versuchsraum kein signifikanter Einfluss auf die Reformatzusammensetzung und den Umsatz festgestellt werden. Hier sind zusätzliche Tests bei weiteren Versuchspunkten nötig.

Entscheidend für den Wirkungsgrad war auch in dieser Versuchsreihe die Methankonzentration, die aufgrund unterschiedlicher Katalysatoraustrittstemperaturen um bis zu 5 % innerhalb der Versuchsreihe variierte, siehe **Abbildung 4-22**. Wie bereits im ATR.9.1 waren 60 % Last und ein O_2/C -Verhältnis von 0,43 förderlich für die Methanproduktion und daher wirkungsgradmindernd.

Zusammenfassend legen die Versuchsergebnisse die Vermutung nahe, dass stabil aufrechterhaltene Vorreaktionen und die damit verbundene Temperaturabsenkung im Monolithen die Katalysatorlebensdauer erhöhen und damit Degradationserscheinungen verzögern können. Die erzielten Umsätze würden in diesem Fall länger auf dem gewünschten Niveau bleiben.

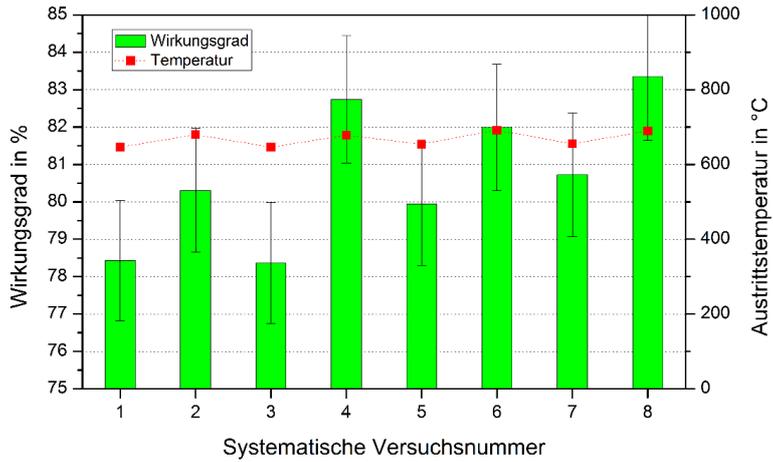


Abbildung 4-22: Reformierungswirkungsgrad des ATR-9.2 (GtL-Kerosin)

4.7.3 Betriebstests mit dem ATR-9.2

4.7.3.1 Lastzyklusversuch

Insbesondere in mobilen Anwendungen sind unter realistischen Bedingungen keine stationären Betriebspunkte des Brenngaserzeugungssystems zu erwarten. Dies erfordert zwangsweise ein stabiles Lastwechselverhalten, welches sich in einer geringen Verzögerungszeit und begrenzter Degradation des Reformerkatalysators pro Lastzyklus äußert. Das vom DOE vorgegebene Ziel bis 2020 für dieselbetriebene Brennstoffzellen-APU bis 10 kW_{el} ist eine Reaktionszeit von zwei Minuten bei Lastwechseln zwischen 10 % und 90 %. Beim derzeitigen Entwicklungsstand werden laut dem DOE fünf Minuten bis zur Erreichung eines stationären Betriebs am neuen Lastpunkt benötigt. Für die maximale Degradationsrate im Lastzyklusbetrieb ist 1 % pro 1000 Stunden als Ziel festgelegt, wobei als Stand der Technik 2,6 % genannt werden [234].

Der im Folgenden diskutierte Lastzyklusversuch wurde mit dem Ziel durchgeführt, das dynamische Betriebsverhaltens des Reformers ATR-9.2 zu untersuchen. Über einen Zeitraum von 70 Stunden wurde ein zuvor definierter Lastzyklus mit einem Lastbereich von 60 % bis 100 % und einer Intervalldauer von 109 Minuten wiederholt (siehe **Abbildung 4-23**). Der Zyklus orientiert sich am Betrieb einer Brennstoffzellen-APU in der Luftfahrtanwendung (vgl. Kapitel 5.6.2). Die Einstellung für die Betriebsparameter O₂/C und H₂O/C wurden während des Zyklusdurchlaufs konstant auf 0,47 bzw. 1,9 gehalten.

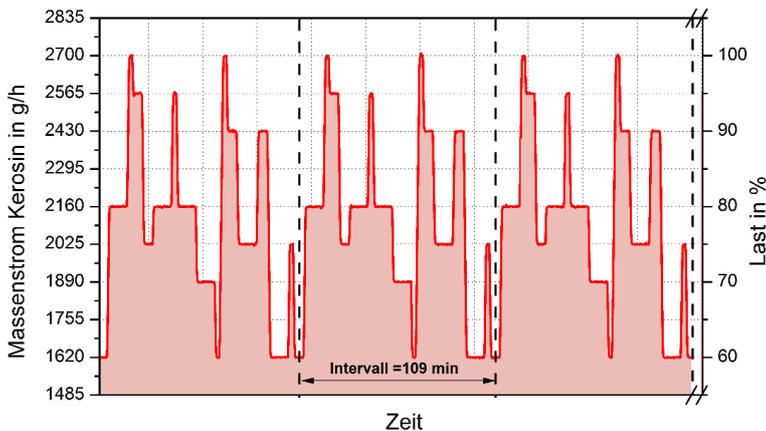


Abbildung 4-23: Lastzyklusversuch (ATR-9.2, O₂/C=0,47, H₂O/C=1,9)

Abgesehen von der baulichen Eignung des Reformers ist die exakte Regelung der zugeführten Reaktantenstoffströme (veranschaulicht in **Abbildung 4-24**) Voraussetzung für einen stabilen Reformierungsbetrieb bzw. für eine gleichbleibende Reformatqualität. Idealerweise ist die Zusammensetzung des Reaktionsgemisches stets konstant und unabhängig von Lastwechseln, wohingegen signifikante Schwankungen das Risiko von unerwünschten Nebenreaktionen und Temperaturspitzen erhöhen. Insbesondere ein sehr geringes O₂/C-Verhältnis kann erfahrungsgemäß zu kohlenstoffhaltigen Ablagerungen führen (vgl. Kapitel 3.4.3.1).

Dass die gewünschten Betriebsbedingungen während der gesamten Versuchsdauer eingehalten worden sind, beweist **Abbildung 4-25**. Das hier aufgetragene molare Verhältnis O_2/C erzielte einen Durchschnittswert von 0,466 bei einer Standardabweichung von 0,002. Gemäß der Abbildung hat sich die Standardabweichung nach den ersten 15 Stunden mehr als verdoppelt, welches angesichts der insgesamt geringen Streuung aber unkritisch ist.

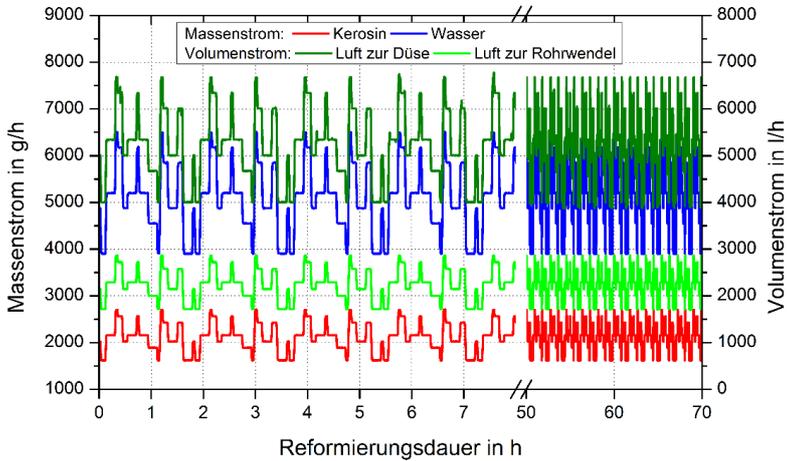


Abbildung 4-24: Stoffströme der Edukte im Lastzyklusversuch
(ATR-9.2, $O_2/C=0,47$, $H_2O/C=1,9$)

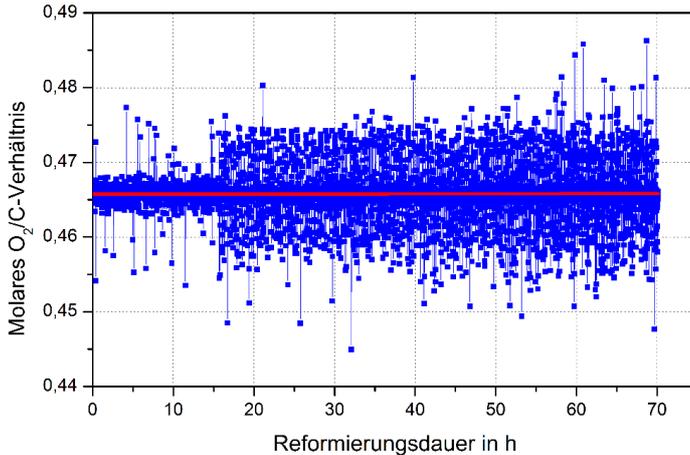


Abbildung 4-25: Molares O_2/C -Verhältnis im Lastzyklusversuch
(ATR-9.2, $O_2/C=0,47$, $H_2O/C=1,9$)

Die Dauer, bis der stationäre Zustand nach einem Lastwechsel erneut erreicht wurde, ist in **Abbildung 4-26** wiedergegeben. Gezeigt ist ein repräsentativer Auszug von Messdaten, welcher das maximale Lastverhältnis des Lastzyklus abbildet. Die Lasterhöhung von 60 % auf 100 % wurde innerhalb von ca. 2,7 Minuten realisiert, welches mit den Angaben des DOE zum

Stand der Technik im Einklang steht. Zügigere Lastwechsel waren grundsätzlich möglich, wurden in Hinblick auf das Risiko negativer Effekte wie Degradationserscheinungen oder Betriebsausfälle, vorerst aber vermieden.

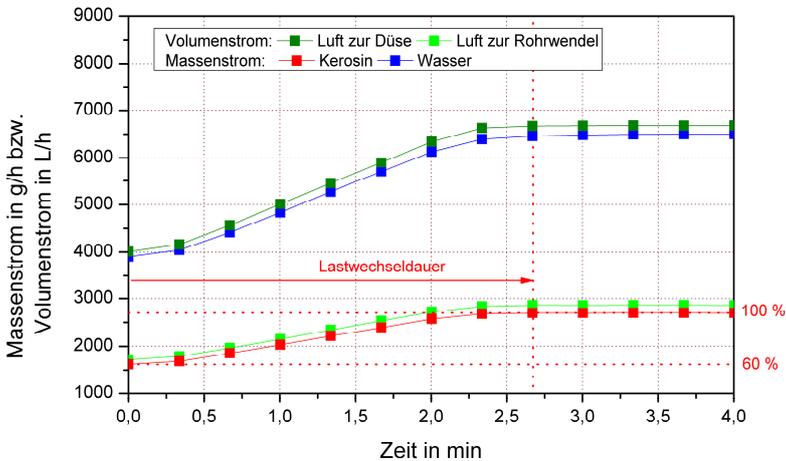


Abbildung 4-26: Reaktionszeit beim Lastwechsel von 60 % auf 100 % im Lastzyklusversuch (ATR-9.2, $O_2/C=0,47$, $H_2O/C=1,9$)

Die bisherigen Ergebnisse lassen die Schlussfolgerung zu, dass Schwankungen bei Umsatz und Reformatzusammensetzung eher auf lastbedingte Änderungen im Reaktionsmechanismus und im Wärmehaushalt zurückzuführen sind als auf schwankende Eduktzusammensetzungen. Relevant in diesem Zusammenhang ist insbesondere die Vorreaktion in der Mischkammer, deren Ausmaß sich im Temperaturniveau äußert. In der Mischkammer variierte die Temperatur zwischen 356 °C und 450 °C, das heißt, hier betrug der gemessene Temperaturumfang etwa 100 K.

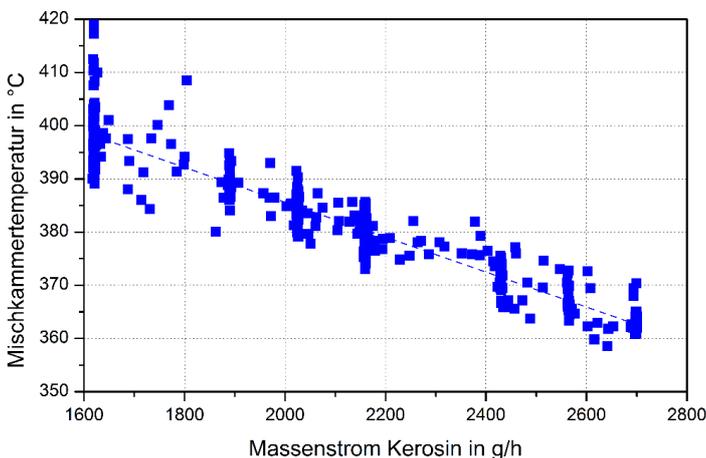


Abbildung 4-27: Mischkammertemperatur in Abhängigkeit vom Kerosinstrom im Lastzyklusversuch (ATR-9.2, $O_2/C=0,47$, $H_2O/C=1,9$)

Wie zuvor bereits in Kapitel 4.7.2 beschrieben, ist die Mischkammertemperatur bei Lastanhebung gesunken, was auf eine Abnahme der exothermen Vorreaktion hindeutet. Die hierzu in **Abbildung 4-27** gezeigten Messdaten umfassen die gesamte Dauer des Versuchs und ergeben in guter Näherung einen linear abfallenden Temperaturverlauf mit einer Steigung von minus 3,3 K pro 100 g/h Kerosinstromerhöhung. Für die POX-Temperatur ist ein der Mischkammertemperatur entgegen gesetztes Verhalten und entsprechend ein Anstieg über der Reformlast zu erwarten (vgl. Kapitel 4.7.2). Wie aus **Abbildung 4-28** ersichtlich, besteht zu Beginn des Versuchszyklus tatsächlich eine negative Korrelation zwischen POX- und Mischkammertemperatur, während am Ende der Versuchsdauer kein Zusammenhang mehr offensichtlich ist. Mögliche Erklärung ist eine Verschiebung der POX-Reaktionszone in axialer Strömungsrichtung, welche wiederum auf eine nachlassende Aktivität des Katalysators im Eintrittsbereich zurückzuführen sein könnte.

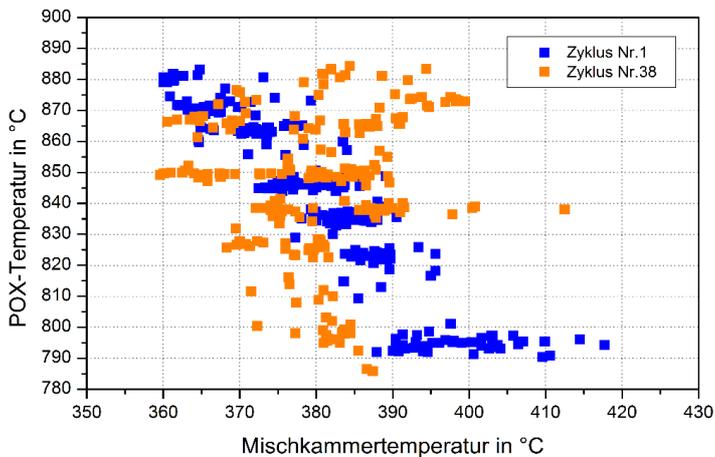


Abbildung 4-28: POX-Temperatur aufgetragen über Mischkammertemperatur im Lastzyklusversuch (ATR-9.2, $O_2/C=0,47$, $H_2O/C=1,9$)

Ob der Zyklusbetrieb Einfluss auf die Reformatzusammensetzung hatte, lässt sich anhand der Konzentrationsverläufe beurteilen. Sollte die Last einen signifikanten Einfluss auf die Reformmatqualität haben, so müssten in den Konzentrationsverläufen wiederkehrende Konzentrationsprofile erkennbar sein. Wie **Abbildung 4-29** zeigt, ist dies nicht der Fall. Die kurzzeitigen Schwankungen während eines Einzelzyklus sind bei N_2 und CO am größten, wobei die Standardabweichung hier bei maximal 0,2 % liegt. Die Streuung über der Gesamtversuchsdauer bewegt sich damit in vergleichbarem Rahmen wie in den Charakterisierungsversuchen aus Kapitel 4.7.2. Auch die Durchschnittswerte von H_2 , CO, CO_2 und CH_4 mit 38,06 %, 8,98 %, 12,78 % und 0,56 % liegen im erwarteten Bereich (vgl. Versuchspunkte 4 und 8 aus Kapitel 4.7.2). Einzige Auffälligkeit besteht in einem leichten Anstieg der N_2 -Konzentration um ca. 0,4 % über der Gesamtzyklusdauer, währenddessen bei den restlichen Komponenten eine Abnahme zu verzeichnen ist. Wahrscheinliche Ursache hierfür ist eine Drift bei der Messung.

Insgesamt kann damit festgehalten werden, dass der Reformer ATR-9.2 auch über einen längeren Zeitraum mit dynamischer Fahrweise einen stabilen Betrieb mit gleichbleibend guter Reformatqualität ermöglicht.

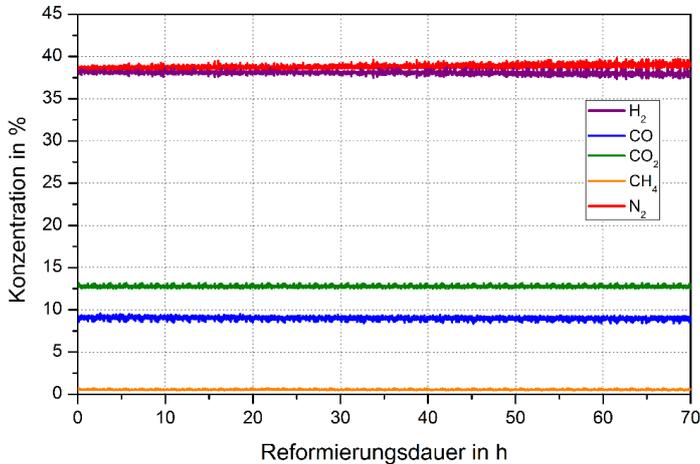


Abbildung 4-29: Konzentrationen im Lastzyklusversuch (ATR-9.2, $O_2/C=0,47$, $H_2O/C=1,9$)

4.7.3.2 Langzeitversuch

Zu den wesentlichen Anforderungen an ein Reformierungssystem gehört die Einhaltung einer Mindestlebensdauer unter realistischen Betriebsbedingungen. Ein Anhaltswert ist das vom U.S. Department of Energy (DOE) festgelegte Ziel von 20.000 Stunden für dieselbetriebene Brennstoffzellen-APU bis 10 kW_{el} (siehe [233]). Der Begriff der Lebensdauer beschreibt dabei die Betriebszeit bis zu einem Leistungsverlust von 20 %. Als aktueller technologischer Stand werden vom DOE 3000 Stunden genannt.

Mit dem Reformer der Vorgängergeneration ATR-8 wurde am IEK-3 bereits ein Langzeitversuch über 2000 Stunden mit Diesel durchgeführt (vgl. [165]). Der hier beschriebene Versuch verlief über 5000 Stunden mit GtL-Kerosin und hatte die Untersuchung der Langzeitstabilität des Reformers ATR-9.2 zum Ziel. Als Versuchspunkt wurde die Nr. 8 der Versuchsreihe aus Kapitel 4.7.2.1 gewählt, da hier der größte Wirkungsgrad zu erwarten war. Die zugehörigen Versuchsparameter lauten $O_2/C=0,47$ und $H_2O/C=1,9$ bei 100 % Last. Im Unterschied zu den vorangegangenen Versuchsreihen (s. Kapitel 4.7.2) erfolgte die Reformatanalyse mit einem GC/MS-Gerät, wodurch der Nachweis von C₃₊-Verbindungen ermöglicht wurde. Bereits an dieser Stelle sei allerdings angemerkt, dass höherwertige Kohlenwasserstoffverbindungen im Reformat im Zeitraum dieses Versuchs nicht festgestellt worden sind.

Voraussetzung für eine konstante Reformatqualität sind stabile Betriebsbedingungen, das heißt signifikante Änderungen in den Betriebsparametern und Beeinträchtigungen der Reformierfunktionalität müssen vermieden werden. Die in **Abbildung 4-30** aufgetragenen

Eduktstoffströme sind auf nahezu konstanten Niveaus. Lediglich bei zwei Zeitintervallen, nach 150 Stunden und nach 720 Stunden, führte der kurzzeitige Ausfall der rohrwendelseitigen Luftzufuhr zu einem verminderten molaren O_2/C -Verhältnis von ca. 0,33. Erwartungsgemäß zeigt der Reformatstrom an diesen Zeitpunkten ebenfalls einen jeweils starken Abfall. Mehrmaliges Herunterfahren der Versuchsanlage zu Reparatur- oder Wartungszwecken ist zudem für die Spitzen in der Reformatmesskurve verantwortlich. Weiterhin auffällig ist, dass über den gesamten Versuchszeitraum betrachtet, die Reformatmenge gestiegen zu sein scheint. Während in der Einlaufphase noch ca. 20.200 l/h gemessen worden sind, nahm der Wert innerhalb der ersten 4500 Versuchsstunden anscheinend auf über 24.000 l/h zu. Eine leichte Drift der Messwerte ist erfahrungsgemäß auf Feuchtigkeits- und Schmutzansammlungen am Massenstrommessgerät zurückzuführen. Allerdings weisen auch die Temperaturmesswerte im Reformier auf eine geringfügige, aber stetige Veränderung der Reformierungsverhältnisse hin.

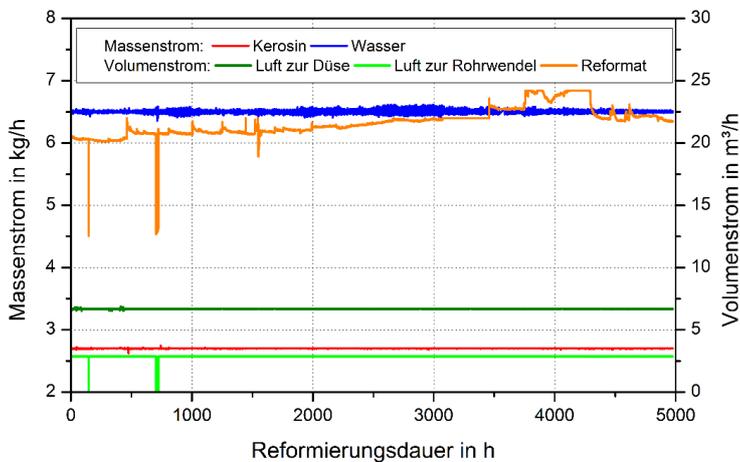


Abbildung 4-30: Stoffströme im Langzeitversuch
(ATR-9.2, GtL, $O_2/C=0,47$, $H_2O/C=1,9$, Last = 100 %)

Wie in **Abbildung 4-31** eindeutig zu erkennen, lieferten die Thermoelementdaten im Bereich der unteren Mischkammer ein zeitlich nahezu stetiges Temperaturgefälle. Anfänglich lag die Temperatur erwartungsgemäß bei 370 °C, fiel dann aber während der 5000-stündigen Versuchsdauer auf 340 °C ab. Die Edukttemperaturen, hier nicht dargestellt, bewegten sich laut der Messdaten auf konstantem Niveau und sind demnach nicht verantwortlich für die signifikante Temperaturreduktion in der Mischkammer. Eine grob fehlerhafte Temperaturmessung in der Mischkammer kann ebenfalls ausgeschlossen werden, da die Temperatur in der Eintrittszone des Katalysators zeitgleich von 680 °C auf 750 °C anstieg. Dieses wiederum weist gemäß der Ausführungen in Kapitel 4.7.2.1 auf eine Abnahme der in der Mischkammer vermuteten Vorreaktion hin. Nach den Erkenntnissen aus der Versuchsreihe in Kapitel 4.7.2 müsste bei Abnahme der Mischkammertemperatur bzw. der exothermen Vorreaktion zeitgleich ein Anstieg des im Kondensat enthaltenen organischen Kohlenstoffs (TOC) messbar sein. Zur Überprüfung sind in **Abbildung 4-32** der zeitliche Verlauf des TOC-Wertes sowie die zugehörigen Mischkammertemperaturen wiedergegeben.

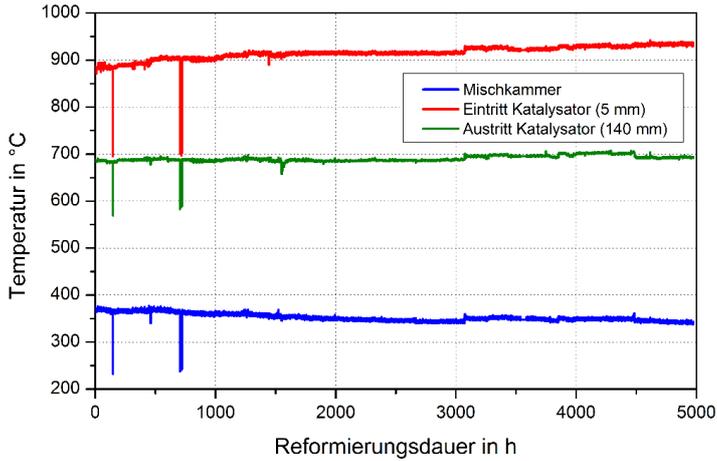


Abbildung 4-31: Temperaturniveaus im Langzeitversuch
(ATR-9.2, GtL, $O_2/C=0,47$, $H_2O/C=1,9$, Last = 100 %)

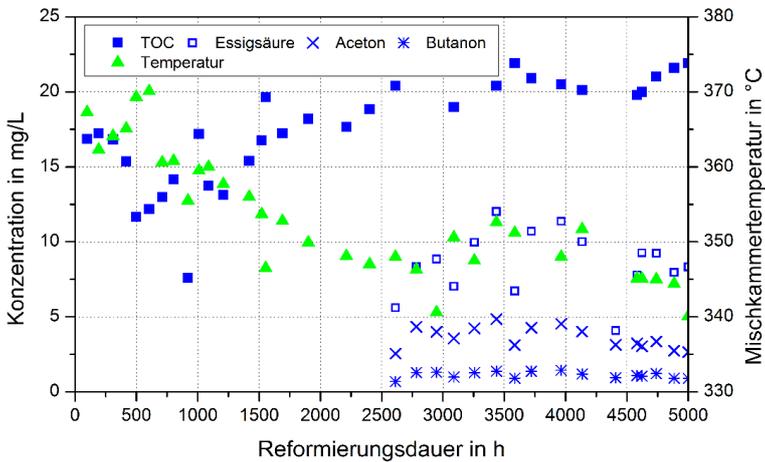


Abbildung 4-32: TOC-Werte und Mischkammertemperatur im Langzeitversuch
(ATR-9.2, GtL, $O_2/C=0,47$, $H_2O/C=1,9$, Last = 100 %)

Wie vermutet, besteht eine negative Korrelation zwischen der Temperatur und dem TOC-Wert, dessen Hauptkomponenten als Essigsäure und die Ketone Aceton und Butanon identifiziert werden konnten. Wie in Kapitel 3.1.1.2 beschrieben, sind oxidierte Kohlenwasserstoffe ein typisches Produkt von Niedertemperaturoxidationen. Nach der Einlaufphase des Reformers stieg der TOC-Wert von 12 mg/l auf 24 mg/l an, währenddessen die Temperatur um 20 K sank. Die beschriebenen Beobachtungen legen die Vermutung nahe, dass während der Versuchsdauer eine leichte Drift bei der Kerosinzufuhr bestanden haben könnte. Bestand tatsächlich eine Drift in Richtung höherer Last, so reduzierten sich gleichzeitig die Verhältnisse O_2/C und H_2O/C . Dies führte dann entsprechend zu einer Verringerung der Vorreaktion und zu einer

Verlagerung des WGS-Gleichgewichts in Richtung CO. Der Temperaturabfall in der Mischkammer bzw. der Temperaturanstieg in der POX-Zone lassen sich damit ebenfalls erklären, da die Last mit der Ausprägung der Vorreaktion korreliert. Der während der Versuchszeit beobachtete Anstieg der CO-Konzentration von ca. 9,1 auf 11,0 % bzw. die Abnahme der CO₂- und H₂-Konzentration von 12,4 % auf 10,5 % bzw. von 38,2 % auf 37,2 % (siehe **Abbildung 4-33**) würden demnach nicht ausschließlich von einer WGS-Aktivitätsminderung des schadstoff- und temperatursensiblen Katalysators herrühren.

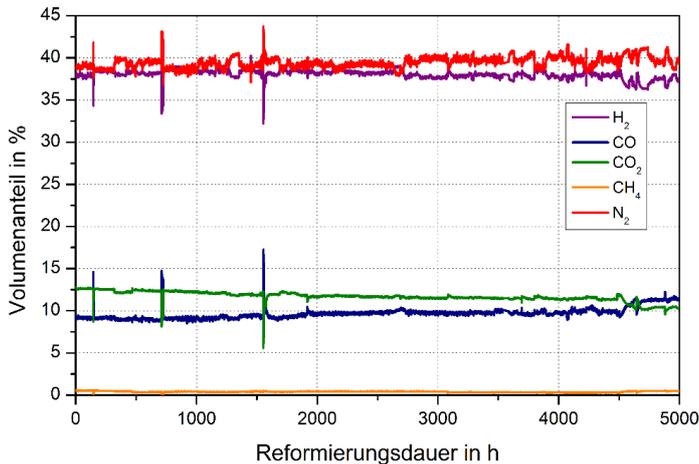


Abbildung 4-33: Reformatzusammensetzung im Langzeitversuch
(ATR-9.2, GtL, O₂/C=0,47, H₂O/C=1,9, Last = 100 %)

Insgesamt lässt sich festhalten, dass der Langzeitbetrieb über 5000 Stunden stabil und mit vernachlässigbar geringem Leistungsverlust des Reformers verlief. Die leichte, dennoch kontinuierliche Veränderung der Reformatzusammensetzung steht nicht zwangsläufig nur mit der Aktivität des Katalysators in Zusammenhang, auch wenn eine Katalysatordegradation nicht ausgeschlossen werden kann. Ein länger dauernder Betrieb > 5000 Stunden ist anhand der Ergebnisse als unproblematisch einzuschätzen. Der Umsatz lag auch nach 5000 Stunden bei über 99,995 %. Der vom DOE genannte Anhaltswert von 3000 Stunden als aktueller Stand der Technik wurde damit weit übertroffen. Inwieweit dies auch für einen Lastzyklusbetrieb erreicht werden kann, muss in zukünftig durchgeführten Tests geprüft werden.

4.7.3.3 Zusammenfassung

Wesentliche Anforderungen an Brennstoffzellensysteme in der mobilen Anwendung sind eine zügige Anpassung an den aktuellen Leistungsbedarf und eine hinreichend hohe Lebensdauer. Nach der erfolgten Charakterisierung des Reformers ATR-9.2 in Kapitel 4.7.2 wurden daher zwei Tests durchgeführt, die Aufschluss über das Reformerverhalten im Lastzyklusbetrieb und im stationären Dauerbetrieb geben sollten. Der Lastzyklusversuch verlief über 70 Stunden unter Wiederholung eines definierten Lastprofils von 109 Minuten Länge und einem Lastumfang

von 60 % bis 100 %. Der Langzeitversuch erfolgte über 5000 Stunden bei konstanter Last. In beiden Versuchen identisch war die Parametereinstellung $O_2/C=0,47$ und $H_2O/C=1,9$.

Im Lastzyklusbetrieb bewies der Reformer ein stabiles Verhalten über der gesamten Versuchsdauer mit guter und nahezu konstanter Reformatqualität. Wie bei den Charakterisierungsversuchen zeichnete sich allerdings auch in diesem Versuch eine negative lineare Korrelation zwischen Mischkammertemperatur und Lastpunkt ab. Pro 100 g/h Kerosinstromzunahme sank der Temperaturmesswert in der unteren Mischkammer um 3,3 K. Dass die Temperatur in der vorderen Katalysatorzone umgekehrt anstieg, weist somit erneut auf eine sich ändernde Ausprägung der exothermen Vorreaktion hin. Mit zunehmender Versuchsdauer nahm das eindeutig gegenläufige Verhalten von Mischkammer- und Katalysatortemperatur ab, welches mit einer beginnenden Degradation des Katalysators erklärt werden kann. Auf die Reformatzusammensetzung, welche sich für die gewählten Parameter im erwarteten Rahmen bewegte, hatte dies allerdings keinen offensichtlichen Einfluss.

Der Langzeitversuch zeigte, dass auch nach 5000 Stunden keine nennenswerte Leistungsbeeinträchtigung des Reformers bestand. Im Laufe der Versuchsdauer stieg zwar der TOC-Wert im aufgefangenen Kondensat an und im Reformat konnten die Verbindungen Essigsäure, Aceton und Butanon nachgewiesen werden, allerdings lag der Umsatz bei Versuchsende immer noch bei über 99,995 %.

4.8 Fazit

Die autotherme Reformierung von Mitteldestillaten wie Kerosin bietet eine interessante Möglichkeit zur Wasserstoffbereitstellung für mobile Brennstoffzellensysteme. Wesentliche Entwicklungsherausforderung bei dieser Technologie ist die Gewährleistung einer gleichbleibend hohen Reformatqualität bei hinreichend langer Reformierlebensdauer und geringem Gewicht und Volumen des Gesamtsystems. Gegenstand dieses Kapitels waren experimentelle Versuche zur autothermen Reformierung von HC-Kerosin und aromatenfreiem GtL-Kerosin mit Reformern der Bauartserie ATR-9. Besonderes Merkmal dieser Serie ist das Mischkammerdesign, welches durch gezielte Luftzuführung die Ausbildung einer stabilen exothermen Vorreaktion begünstigen soll. Das Reformiermodell der Bezeichnung ATR-9.1 besitzt eine thermische Leistung von $20 \text{ kW}_{\text{th}}$, während die Weiterentwicklung ATR-9.2 bereits über eine Leistung von $28 \text{ kW}_{\text{th}}$ verfügt. Die zu Anfang des Kapitels definierten Fragestellungen können wie folgt beantwortet werden:

- Wie äußert sich die unterschiedliche Kraftstoffkomposition von GtL-Kerosin und aromatenhaltigem HC-Kerosin in der Reformatzusammensetzung?

Trotz identischer Verweilzeit und geringerem Temperaturniveau im Monolithen befanden sich die am Reformeraustritt gemessenen Reformatkonzentrationen bei GtL-Kerosin sehr nahe am thermodynamischen Gleichgewicht, während dies bei HC-Kerosin nur bei Austrittstemperaturen oberhalb von 720 °C der Fall war. Die Methankonzentration bei der GtL-Reformierung im ATR-9.1 lag daher um bis zu dreifach höher als bei der HC-Reformierung. GtL-Kerosin ist aufgrund der Aromatenfreiheit deutlich reaktionsfreudiger als konventionelles Kerosin (vgl. Kapitel 3.4.3.1), was in einer höheren Reaktionsrate und somit in einem größeren Reaktionsfortschritt resultiert.

- Bei welchen Bedingungen ist die Ausbildung einer exothermen Vorreaktion in der Mischkammer wahrscheinlich?

Voraussetzung für das Entstehen einer exothermen Vorreaktion ist ein geeignetes Mischkammerdesign, mit dem sich eine ausreichende Verwirbelung des eingespritzten Kerosins mit der eingebrachten Luft erzielen lässt. Zweite Bedingung ist eine ausreichende Reaktionsfähigkeit des Kraftstoffs, um Niedertemperaturoxidationen in der Mischkammer zu initiieren und aufrechtzuerhalten. Letzte wesentliche Bedingung ist die Wahl geeigneter Betriebsparameter zur Einstellung einer optimalen Reaktandenzusammensetzung. Beim Reformier ATR-9.1 konnten weder mit HC- noch mit GtL-Kerosin Vorreaktionen in der Mischkammer festgestellt werden. Bei Versuchen mit GtL-Kerosin im größer dimensionierten und weiter optimierten ATR-9.2 wiesen die Messergebnisse hingegen eindeutig auf Vorreaktionen hin. Deren Ausprägung war am größten bei hohem O_2/C -Verhältnis sowie bei geringer Last, das heißt bei vergleichsweise hoher Anzahl an Reaktionspartnern für die Oxidationsreaktionen und verhältnismäßig langer Verweildauer in der Mischkammer. Dass das Reformerverhalten des ATR-9.2 trotz identischer Betriebsparameter ab-

weicht, verdeutlicht den Einfluss der konstruktiven Unterschiede. Ob allerdings die größere Bauform oder die Mischkammermodifizierung maßgeblich für diese Abweichungen ist, kann anhand dieser Versuchsreihe nicht beantwortet werden.

- Welchen Betriebstemperaturen wird der Edelmetallkatalysator ausgesetzt?

Die Spitzentemperaturen, denen der Monolith ausgesetzt wird, treten im vorderen Eintrittsbereich auf und hängen insbesondere vom O_2/C -Verhältnis und von der Last ab. Im ATR-9.1 wurden mit beiden Kraftstoffarten Maximaltemperaturen von über 1000 °C gemessen. Im ATR-9.2 lag die maximal aufgezeichnete Temperatur lediglich bei 885 °C, was sich positiv auf die Lebensdauer des Katalysators auswirkt.

- Wie ändert sich das Temperaturprofil im Reformier bei Betrieb mit exothermer Vorreaktion?

Eine exotherme Vorreaktion wurde nur bei der GtL-Reformierung im ATR-9.2 festgestellt, nicht jedoch bei den Reformierungsversuchen im Vorgängermodell ATR-9.1. Trotz niedrigerer Dampftemperatur war in der Mischkammer des ATR-9.2 ein bis zu 100 K höheres Temperaturniveau als im ATR-9.1 zu registrieren, währenddessen die Temperatur in der Reaktionszone der partiellen Oxidation, das heißt in der vorderen Katalysatorzone, um durchschnittlich 170 K niedriger war. Für die Lebensdauer des Monolithen sind niedrigere Temperaturniveaus generell von großem Vorteil, da Sintervorgänge vermindert werden können.

- Ist ein Einfluss der exothermen Vorreaktion auf Umsatz und Wirkungsgrad erkennbar?

Sowohl HC-Kerosin als auch GtL-Kerosin wurden in den Reformierungsversuchen zu über 99,99 % umgesetzt. Grundsätzlich stieg der Kerosinumsatz mit sinkender Reformierlast bzw. mit steigender Verweildauer im Reformier, welches in erster Linie mit einer höheren Anzahl an Reaktionen erklärt werden kann. Da die Ausprägung der exothermen Vorreaktion ebenfalls stark lastabhängig war, ist es zudem wahrscheinlich, dass die Vorreaktion Einfluss auf die Gemischhomogenität genommen und damit zusätzlich zur Umsatzverbesserung beigetragen hat. Dieser Einfluss ist allerdings schwierig anhand der bestehenden Messdaten zu quantifizieren. Hinsichtlich des Wirkungsgrads hat sich ebenfalls kein eindeutiger Einfluss der Vorreaktionen gezeigt.

- Wie verhält sich der Reformier bei dauerhaften Lastwechseln?

Die Reformierung von GtL im im ATR-9.2 zeigte sich auch im Lastwechselbetrieb stabil. Bei der Reformatqualität sind während der gesamten 70-stündigen Versuchsdauer mit 38 Lastzyklen bei Lastniveaus zwischen 60 % und 100 % keine signifikanten Konzentrationschwankungen aufgetreten. Die über der Zeit schwächer werdende Korrelation zwischen Mischkammertemperatur und POX-Temperatur liefert allerdings einen Hinweis auf eine Verschiebung der POX-Zone in axialer Richtung des Katalysators. Dieses deutet auf eine abnehmende Katalysatoraktivität in der vorderen Katalysatorzone hin.

- Ist mit dem aktuellen System ein stabiler Langzeitbetrieb des Reformers möglich?

Auch nach stationärem Langzeitbetrieb über 5000 Stunden bei Vollast war bei GtL-Kerosin keine nennenswerte Katalysatordegradation erkennbar. Der Umsatz lag bei Versuchsende noch bei über 99,99 %. Über der Versuchsdauer wurde allerdings ein Anstieg des TOC-Wertes verzeichnet, der auf eine beginnende Katalysatordeaktivierung hinweisen könnte. Dass die Reformierung mit dem ATR 9.2 sich bei verschiedenen aromatenfreien Mitteldestillaten durchaus unterschiedlich verhält, wird anschaulich in [166] beschrieben. Nach Umstellung des Kraftstoffs von GtL auf HVO-Diesel wurde eine deutlich höhere Konzentration an unerwünschten Reaktionsprodukten gemessen. Trotz dessen lag der Umsatz auch nach insgesamt 10.000 Versuchsstunden immer noch bei über 98,2 %. Mit regelmäßigen Regenerationszyklen zur Entfernung der kohlenstoffhaltigen Ablagerungen kann die Langzeitstabilität voraussichtlich noch weiter gesteigert werden.

- Welche Werte bezüglich Last, O_2/C -Verhältnis und H_2O/C -Verhältnis sind schlussfolgernd beim aktuellen System zu empfehlen, um einen größtmöglichen Wirkungsgrad zu erzielen?

Der Wirkungsgrad hängt zum einen vom Reformierungsmechanismus und zum anderen von der thermodynamischen Gleichgewichtslage im Reformer ab. Grundsätzlich wird über den Reaktionsprozess der endothermen Dampfreformierung eine höhere Wasserstoffausbeute pro Kraftstoffmolekül erzielt als bei der exothermen partiellen Oxidation. Mit sinkendem Anteil der partiellen Oxidation am autothermen Gesamtprozess wird weniger Reaktionswärme freigesetzt. In Zusammenspiel mit Wärmeverlusten im Reformer kann eine bisweilen deutliche Temperaturabnahme erfolgen. Dies trifft insbesondere für GtL-Kerosin zu, da es eine geringere spezifische Wärmekapazität aufweist als aromatenhaltiges HC-Kerosin. Folge ist eine vermehrte Methanisierung von Wasserstoff und damit einhergehende Minderung des Wirkungsgrads. Bei der GtL-Reformierung ist daher ein O_2/C -Verhältnis von 0,47 empfehlenswert, während bei HC-Kerosin ein O_2/C -Verhältnis von 0,43 vorteilhafter für den Wirkungsgrad ist. Das H_2O/C -Verhältnis hingegen zeigte im untersuchten Wertebereich weder bei HC-Kerosin noch bei GtL-Kerosin einen nennenswerten Effekt auf den Wirkungsgrad.

- Welche Werte bezüglich Last, O_2/C -Verhältnis und H_2O/C -Verhältnis sind schlussfolgernd beim aktuellen System zu empfehlen, um einen möglichst lange Lebensdauer zu erzielen?

Insofern stabile exotherme Vorreaktionen ohne unkontrollierbare Temperaturspitzen in der Mischkammer erzeugt werden können, können diese einen positiven Einfluss auf die Alterung des Katalysators ausüben. Im Reformer ATR-9.2 ist ein O_2/C -Verhältnis von 0,47 vorteilhaft. Es hat sich zudem gezeigt, dass die Ausprägung der Vorreaktion bei 60 % Last höher war als bei Vollast. Der Einfluss des H_2O/C -Einfluss hingegen ist auch hier nicht mit Sicherheit zu benennen. Diesbezüglich sind weitere Versuche notwendig.

Interessante Fragestellungen für zukünftige Untersuchungen sind:

- Wie langzeitstabil ist die exotherme Vorreaktion bei verschiedenen Betriebsbedingungen?
- Wie sieht die Reformierungsperformance des ATR-9.2 mit HC-Kerosin aus?
- Wieviel Lastzyklen sind möglich, bis eine signifikante Abnahme des Kerosinumsatzes eintritt?
- Wie hoch ist die maximale Lebensdauer des Reformers im stationären und im instationären Betrieb?
- Wie kann die reversible Katalysatordeaktivierung infolge von kohlenstoffhaltigen Ablagerungen rückgängig gemacht werden?
- Ist es möglich, die Methankonzentration im Reformat durch entsprechendes Wärmemanagement oder mit Hilfe eines modifizierten Katalysators zu reduzieren?
- Wie können Volumen und Gewicht des Reformierungssystems mit Blick auf das Kosten/Nutzen-Verhältnis reduziert werden?
- Hat der Neigungswinkel eines Flugzeugs Einfluss auf die Reformierung?

5 Dynamische Simulation eines Flugzeugs mit HT-PEFC-APU

5.1 Hintergrund

Die HT-PEFC-Technologie besitzt zahlreiche Attribute, die für die Anwendung Flugzeug-APU interessant sind. Eine effizientere und umweltverträglichere Alternative zur konventionellen Bordstromversorgung kann die Brennstoffzellentechnologie allerdings nur dann darstellen, wenn sie einen Nutzen verspricht. Dieser Nutzen kann eine verbesserte Kundenzufriedenheit und höheren Umsatz bedeuten oder zeigt sich anhand von Kosteneinsparungen. Letztere unterliegen vor allem dem Triebwerksverbrauch und den gesetzlichen Emissionsgrenzen und Umweltauflagen (z.B. Stichwort „Emissionsgebundene Start- und Landegebühren“).

Der direkte Brennstoffverbrauch einer HT-PEFC-APU hängt vor allem von der geforderten Stromerzeugungsleistung ab, die sich wiederum nach dem Bordenergiebedarf richtet. Damit ebenfalls festgelegt ist die Menge an erzeugten Nebenproduktströmen, die zumindest teilweise an Bord genutzt werden können. Die Betriebsweise des Flugzeugs steuert allerdings nicht nur die APU-Leistung, sondern beeinflusst auch die Betriebsbedingungen der APU. Abhängig vom Flughafenstandort und Flugprofil bestehen wechselnde Umgebungsbedingungen hinsichtlich Temperatur, Druck und Luftfeuchtigkeit, die einen Effekt auf die Effizienz und Wasserbilanz der APU ausüben. Umgekehrt beeinflusst die APU die Stoffstrombilanz des Flugzeugs, da sie mit ihrem Gewicht zum Kerosinverbrauch des Flugzeugs beiträgt und verwertbare Nebenprodukte wie Frischwasser bereitstellt. Es sind zahlreiche Studien zum Thema „Brennstoffzellen-APU in Verkehrsflugzeugen“ veröffentlicht worden (siehe u.a. [83; 140; 170; 176; 216]). Die wechselseitigen Einflüsse von Flugzeug und APU auf die zeitlich abhängige Stoffstrombilanz wurden bislang allerdings nicht detailliert untersucht. Darüber hinaus lag der Fokus in den Studien vorwiegend auf den Brennstoffzellentypen SOFC und PEFC und weniger auf der neueren HT-PEFC-Technologie.

5.2 Ziele und Zielerreichung

Übergeordnete Fragestellung der in diesem Kapitel vorgestellten Analyse ist: Wie konkurrenzfähig wäre ein technisch ausgereiftes HT-PEFC-System als Flugzeug-APU? Die Brennstoffzelle kann gegenüber der konventionellen Gasturbinen-APU mit einem höheren Wirkungsgrad, geringerem Schadstoffausstoß und mit Multifunktionalität punkten, allerdings bedeutet die Anwendung in der Luftfahrt deutlich restriktivere Anforderungen als bei stationären Anwendungen. Abgesehen von der reinen Funktionstüchtigkeit, die auch bei stark variierenden Umgebungsbedingungen und unterschiedlichen Neigungswinkeln des Flugzeugs für eine Mindestdauer gewährleistet werden muss, ist insbesondere die Leistungsdichte entscheidend. Eine ausreichend hohe volumetrische Leistungsdichte ist Voraussetzung für eine erfolgreiche Integration in die Flugzeugarchitektur. Die gravimetrische Leistungsdichte wiederum ist entscheidend für die Energiebilanz des Flugzeugs. **Abbildung 5-1** zeigt einen Überblick über die wesentlichen Faktoren, die über die Konkurrenzfähigkeit der HT-PEFC-Technologie entscheiden.



Abbildung 5-1: Kriterien der Konkurrenzfähigkeit einer HT-PEFC-APU gegenüber einer GT-APU

Beim derzeitigen Entwicklungsstand der HT-PEFC-Brennstoffzelle und zugehöriger Komponenten wie Brenngaserzeugung und Wasserstoffspeicherung können Prognosen zur Konkurrenzfähigkeit nur für den mittel- bis langfristigen Zeithorizont erstellt werden. Für eine lohnende Entwicklung in Richtung Flugzeug-APU stellt sich dabei zunächst die Frage nach dem technisch möglichen Konkurrenzpotential des HT-PEFC-Systems. Mit Hilfe dynamischer Simulation vollständiger Flugzyklen soll genau diese Frage in verschiedenen Zukunftsszenarien beleuchtet werden. Ziel ist weniger die Beschreibung der technischen Realisierbarkeit, als vielmehr die Einschätzung über die Energie- und CO₂-Bilanz eines mit Brennstoffzellen-APU ausgestatteten Passagierflugzeugs. Entsprechend ist ein zuverlässiger Brennstoffzellenbetrieb über der gewünschten Lebensdauer und unter Einhaltung der an Bord geltenden Sicherheitsstandards Voraussetzung und Annahme.

Das Simulationsmodell muss entsprechend der Zielvorgabe so erstellt werden, dass alle relevanten Stoffströme, die direkt und indirekt mit der APU in Verbindung stehen, in ausreichendem Maße erfasst werden. Zu den direkten Stoffströmen zählen Brennstoff und Luft auf der Eduktseite und Wasser und Abluft auf der Produktseite. Der Mehrverbrauch der Triebwerke durch das APU-Gewicht kann hingegen als indirekter Stoffstrom der APU angesehen werden, sodass sich die Notwendigkeit einer Massenbilanzierung ergibt. Als Ergebnis der Simulationen lassen sich der Einfluss verschiedener Auslegungs- und Betriebsparameter, Brennstofftypen sowie Missionslängen auf die betrachteten Zielgrößen quantifizieren. Als Kriterien für die Bewertung der Brennstoffzellen-APU werden die Kategorien

- Primärenergiebedarf
- und Treibhausgasemissionen

als geeignet erachtet. Beide Kategorien werden auf das Gesamtsystem Flugzeug bezogen und hängen von Art und Herstellungspfad der eingesetzten Energieträger ab. Die Konkurrenzfähigkeit der Brennstoffzellen-APU bei den genannten Kriterien ergibt sich durch den Vergleich mit der konventionellen Bordstromerzeugung. Weiterhin können die Ergebnisse eine Einschätzung über die Eignung der Brennstoffzellen-APU als Wasser- und Inertgaslieferant ermöglichen. Ausdrücklich nicht Bestandteil der Untersuchung sind hingegen Lärm- und Schadstoffemissionen (NO_x, SO_x, etc.) sowie jegliche Kosten.

5.3 Simulationsgegenstand

Vor Erstellung des Simulationsmodells ist eine sinnvolle Eingrenzung der Fragestellung bzw. eine weitere Spezifizierung des Untersuchungsgegenstands zweckmäßig.

- Mit Blick auf den Entwicklungstrend der zunehmenden Flugzeugelektrifizierung handelt es sich bei dem simulierten Verkehrsflugzeug um ein „More Electric Aircraft“ mit Mittel- bis Langstreckenreichweite.
- Das More Electric Aircraft ist gemäß Zieldefinition mit einem HT-PEFC-System ausgestattet, welches im Bodenbetrieb den vollständigen Bordstrombedarf deckt und idealerweise auch als Wasser- und Inertgaslieferant dient.
- Im Gegensatz zum Vergleichsszenario Gasturbinen-APU ist die Brennstoffzellen-APU als multifunktionales System auch während des Fluges in Betrieb.
- Bezüglich des APU-Brennstoffs sollen beide konkurrierenden Optionen, Wasserstoff und Reformat, gegenübergestellt und verglichen werden.
- Der Energieträger Wasserstoff wird getankt, während Reformat an Bord aus Kerosin erzeugt wird. Das hierfür benötigte Brenngaserzeugungssystem wird als Komponente der APU gezählt und arbeitet nach dem Prinzip der autothermen Reformierung.
- Im Fall der reformatbetriebenen Brennstoffzellen-APU soll neben fossilem Kerosin auch BtL-Kerosin als APU-Brennstoff berücksichtigt werden.
- Um den Einfluss der Flugstreckenlänge zu untersuchen, ist ein Vergleich verschiedener Flugmissionen mit unterschiedlichen zeitlichen Anteilen an Flug- und Bodenbetriebsphasen sinnvoll. Bei insgesamt ähnlicher Gesamtbetriebsdauer bietet sich hier eine Langstrecke im Vergleich zu einer mehrfach geflogenen mittellangen Strecke an.

5.4 Aufbau des Simulationsmodells

Die Herangehensweise bei der Modellerstellung ist in **Abbildung 5-2** dargestellt und wird im Folgenden kurz erläutert. Die Reihenfolge der einzelnen Modellierungsphasen deckt sich nicht unbedingt mit der Reihenfolge der einzelnen Kapitel, dennoch schafft das Schema einen besseren Überblick über die Zusammenhänge. Das Gesamtmodell unterteilt sich in zwei wesentliche Teile, die im Folgenden als „Systemebene“ und „Triebwerksebene“ bezeichnet werden. Die Triebwerksebene erfasst im Unterschied zur Systemebene den Einfluss der APU auf Schub und Verbrauch der Triebwerke.

Ausgehend von den in Kapitel 5.2 definierten Simulationszielen und dem in Kapitel 5.3 festgelegten Untersuchungsrahmen erfolgt im ersten Modellierungsschritt die Charakterisierung des Flugzeugs. Hier werden zunächst die technischen Eckdaten des Mittel- bis Langstreckenflugzeugs festgelegt und verschiedene Ausstattungsvarianten definiert. Für die Integration der Brennstoffzellen-APU werden darüber hinaus Annahmen zur Struktur des Bordstromnetzes und des Wassersystems getroffen.

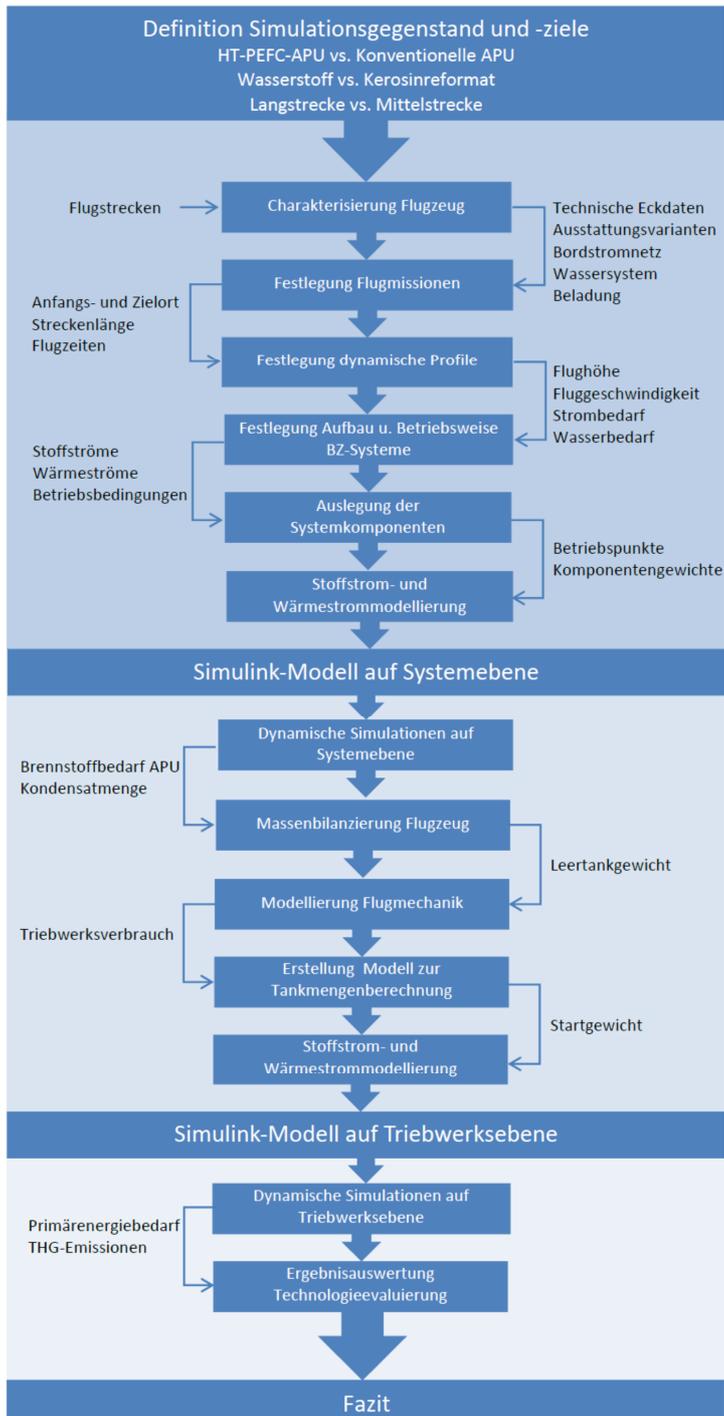


Abbildung 5-2: Vorgehensweise bei der Erstellung des Simulationsmodells

Der nachfolgende Schritt beinhaltet die Definition der Flugmissionen und erfordert Festlegungen zu den Start- und Landeflughäfen, Streckenlängen und Flugzeitpunkten. Basierend auf diesen Vorgaben werden für das modellierte Flugzeug passende Flughöhen- und Geschwindigkeitsprofile erstellt. Gemeinsam mit den zeit- und ortsabhängigen Klimadaten und den Bedarfsprofilen für elektrischen Strom und Wasser gehen diese später als zeitlich variable Eingangsgrößen in die dynamischen Simulationen ein.

Mit den definierten Flug- und Strombedarfsprofilen sind schließlich alle Größen bekannt, die von Relevanz für die Dimensionierung der Brennstoffzellen-APU sind. Unter anderem mit Hilfe experimenteller Erfahrungswerte aus dem IEK-3 werden alle benötigten Systemkomponenten der HT-PEFC-APU identifiziert, die wesentlichen Betriebsparameter festgelegt und verschiedene Systemkonfigurationen entworfen. Die resultierenden Stoff- und Wärmeströme bilden die Grundlage für die Auslegung einzelner Systemkomponenten an umsichtig gewählten Auslegungsbetriebspunkten. Dies betrifft vor allem die HT-PEFC-Stacks und die Kondensatoren zur Rückgewinnung von Produktwasser aus den Abluftströmen.

Der letzte Modellierungsschritt auf der sogenannten „Systemebene“ befasst sich mit allen relevanten Stoffströmen, die in direkter Verbindung mit der Bordenergieversorgung stehen. Dieses umfasst Annahmen zu den Wirkungsgraden der Triebwerksgeneratoren und der Gasturbinen-APU und die Spezifizierung des Stoffstromaustauschs zwischen Brennstoffzellen-APU mit der Klimaanlage und dem Frisch- und Abwassersystem.

Die auf Systemebene gewonnenen Simulationsergebnisse liefern Informationen, die unter anderem als Eingangsgrößen der Triebwerkebene dienen. Aus diesem Grund ist nach Fertigstellung des Modells auf Systemebene zunächst ein Simulationsschritt mit anschließender Datenauswertung erforderlich. Im Detail handelt es sich bei den genannten Eingangsgrößen um den zur Bordstromproduktion benötigten Brennstoffbedarf und um die Menge an produziertem und aus Abluftströmen zurückgewonnenem Wasser. Aus diesen Informationen lassen sich Regressionsfunktionen erstellen, mit deren Hilfe die zu tankende Brennstoff- bzw. Frischwassermenge in Abhängigkeit von den Simulationsvariablen kalkuliert werden kann.

Abgesehen von der zu tankenden Kerosinmenge für die Triebwerke sind nun alle fixen Massen und die Startmassen aller sonstigen veränderlichen Größen bekannt. Das Leergewicht des Flugzeug einschließlich der APU und aller zugehöriger Komponenten hängt vom untersuchten Versuchsszenario ab und bildet gemeinsam mit der Flugzeugbeladung und den vorgehaltenen Stoffmengen für die Wasser- und Bordstromversorgung das sogenannte Leertankgewicht. Dieses ist wiederum Eingangsgröße bei der Berechnung der Tankmenge und ergibt in Addition mit der Kerosinverbrauchsmenge und der Kerosinreserve das Startgewicht des Flugzeugs.

Die Verknüpfung zwischen Flugzeuggewicht und Triebwerksverbrauch ist Gegenstand des nächsten Modellierungsschritts. In diesem wird über flugmechanische Zusammenhänge der Triebwerksschub in Abhängigkeit von Flughöhe und Fluggeschwindigkeit ermittelt, sodass sich für den angenommenen Triebwerkswirkungsgrad schließlich der gesuchte spezifische Kerosinverbrauch ergibt.

Der Gesamtverbrauch hängt wiederum von der getankten Kerosinmenge ab und erfordert ein geeignetes Tankmodell. Idealerweise entspricht die bei der Landung verbliebene Kerosinrestmenge genau der geplanten Reservemenge. Ist das Kerosinvolumen bekannt, so lässt sich schließlich auch die Dauer der Tankinertisierung berechnen. Die Tankinertisierung über die APU-Abluftströme ist der zuletzt verbliebene Modellierungsschritt auf der Triebwerksebene.

Aus den Simulationsergebnissen lassen sich schließlich alle erforderlichen Informationen ermitteln, die zur Erreichung der gesetzten Ziele notwendig sind. Die Beurteilung der Konkurrenzfähigkeit der HT-PEFC-Technologie wird durch Vergleich mit den Simulationsergebnissen der konventionellen Bordstromlieferanten erzielt.

5.5 Charakterisierung des Simulationsflugzeugs

5.5.1 Allgemeines

Das Design des modellierten Flugzeugs orientiert sich an der Boeing 787-8 als realem Vorbild für ein More-Electric-Aircraft. Die B787-8 ist ein neu entwickeltes zweistrahliges Mittel- bis Langstreckenflugzeug [222], dessen wesentliches Merkmal der Verzicht von Zapfluentnahme aus den Triebwerken ist. In dieser „No Bleed“-Architektur wird die Mehrheit der vormals pneumatischen betriebenen Systeme elektrisch versorgt und das traditionelle Druckluftsystem ersetzt [209].

Laut Angaben von Boeing liegt der Treibstoffverbrauch durch fortschrittliche Aerodynamik, Leichtbauweise, optimierte Systemnutzung und effizienteren Triebwerken 20 % niedriger als bei Flugzeugen vergleichbarer Größe [224]. Die mehrheitliche Verwendung von Kompositmaterial für die Primärstruktur spare laut Boeing nicht nur Gewicht ein, sondern erlaube ohne Gewichtseinbußen auch höhere Niveaus von Druck und Luftfeuchtigkeit in der Kabine. Während konventionelle Flugzeuge aus Aluminium den Kabinendruck im Reiseflug auf einem Level von 8.000 Fuß bzw. 0,75 bar halten, liegt das Druckniveau der B787 bei 6.000 Fuß bzw. 0,8 bar. Der höhere Druck verbessert die Sauerstoffversorgung der Passagiere und mindert das Auftreten von Kopfschmerzen und Schwindelgefühlen. Die nichtkorrosiven Eigenschaften der Kompositmaterialien tolerieren des Weiteren eine höhere Luftfeuchtigkeit, welche zusätzlich zu einem gesteigerten Wohlbefinden beiträgt [224].

Für das Simulationsflugzeug werden drei verschiedene Varianten simuliert:

Tabelle 5-1: Charakteristik der untersuchten Flugzeugvarianten

Variante	Merkmal
Basis	<ul style="list-style-type: none"> • Konventionelle Gasturbinen-APU • Kein erhöhter Komfort • Tankinertisierung mit Luftzerlegungsanlage
Referenz	<ul style="list-style-type: none"> • Konventionelle Gasturbinen-APU • Erhöhter Komfort durch Luftbefeuchtung / Verbesserte Umwelteigenschaften <ul style="list-style-type: none"> - Kabinenluftbefeuchtung - Duschen - Optional: NO_x-Reduktion durch Wassereinspritzung • Tankinertisierung mit Luftzerlegungsanlage
Brennstoffzelle (BZ)	<ul style="list-style-type: none"> • Brennstoffzellen-APU statt Gasturbinen-APU • Erhöhter Komfort / Verbesserte Umwelteigenschaften <ul style="list-style-type: none"> - Kabinenluftbefeuchtung - Duschen - Optional: NO_x-Reduktion durch Wassereinspritzung • Tankinertisierung mit Brennstoffzellenabgasen

5.5.2 Technische Eckdaten

Die Eckdaten des simulierten Flugzeugs sind in untenstehender **Tabelle 5-2** zusammengefasst und basieren auf der Boeing 787-8. Während der Entwicklungsphase bis zum Markteintritt der B787-8 sind die hier aufgeführten Gewichtsangaben weiter nach oben korrigiert worden, sodass die Verwendung der ursprünglichen Zielvorgaben als Zukunftsszenario gewertet werden kann. Abzüglich der Gasturbinen-APU liegt das angenommene Leergewicht des Flugzeugs bei 113.942 kg (vgl. Kapitel 5.11.3). Dieses Gewicht wird als identische Ausgangsbasis für alle drei Flugzeugkonfigurationen („Basis“, „Referenz“ und „Brennstoffzelle“, vgl. Kapitel 5.5.1) verwendet. Je nach untersuchter Konfiguration wird dieses Leergewicht um unterschiedliche Massen für APU, Wasserstofftank, Tankinertisierungssystem etc. erhöht. In Summe mit der Nutzlast von 242 Passagieren inklusive Gepäck ergibt sich die sogenannte Leertankmasse, die ein bestimmtes Maximum nicht überschreiten darf. Je höher das Eigengewicht des Flugzeugs ist, desto geringer ist entsprechend die höchstmögliche Nutzlast. Die maximale Leertankmasse hängt stets von der zulässigen Biegebeanspruchung der Tragflächen ab und gibt an, wie hoch das Gewicht des voll beladenen Flugzeugs ohne Kerosin in den Tragflächentanks sein darf [143, S.182]. Die Menge an Kerosin für eine Flugstrecke wird wiederum vom Schubbedarf und damit vom Auftrieb des Flugzeugs bei einem bestimmten Gewicht bestimmt. Hier spielen die Tragflächendimensionen, das heißt Spannweite, Streckung und Gesamtfläche, eine entscheidende Rolle.

Tabelle 5-2: Eckdaten des simulierten Flugzeugs

Parameter	Wert	Referenz
Max. Reichweite	15.200 km	[219]
Anzahl Passagiere	242 (16 + 44+182)	[223]
Höhe	16 m	[219]
Länge	57 m	[219]
Spannweite	60,1 m	[73]
Flügelfläche	360 m ²	[135]
Flügelstreckung	9,6	[135]
Leergewicht ohne GT-APU	113.942 kg	
Max. Leertankgewicht	156.489 kg	[220]
Max. Startgewicht	219.539 kg	[220]
Max. Landegewicht	167.829 kg	[220]
Max. Tankkapazität	126.917 kg	[221]

5.5.3 Besondere technische Merkmale

5.5.3.1 Brennstoffzellen-APU

Im Unterschied zu den Flugzeugvarianten „Basis“ und „Referenz“ ersetzt in der Variante „BZ“ eine Brennstoffzellen-APU die konventionelle Gasturbinen-APU. Diese Brennstoffzellen-APU basiert auf der HT-PEFC-Technologie und wird je nach untersuchter Konfiguration mit reinem Wasserstoff oder mit Kerosinreformat betrieben. Bei ausgeschalteten Haupttriebwerken im Bodenbetrieb übernimmt die APU vollständig die Bordstromversorgung des Flugzeugs. Sobald die Haupttriebwerke mit Hilfe der APU gestartet sind, wird die Gesamtlast auf die Triebwerksgeneratoren und die APU aufgeteilt. Im Gegensatz zur Gasturbinen-APU ist die Brennstoffzellen-APU während der gesamten Flugphase in Betrieb. Abgesehen vom generierten Strom wird das Abgas der Brennstoffzellen-APU für die Tankinertisierung genutzt und das produzierte Wasser in das Frischwassersystem des Flugzeugs eingespeist. Insofern ein Wasserüberschuss entsteht, kann Wasser zudem zur Triebwerkskühlung verwendet werden.

5.5.3.2 Kabinenluftbefeuchtung

Während des Fluges führt der häufige Luftaustausch mit der Umgebung zu einer sehr geringen Luftfeuchtigkeit in der Kabine [96]. Ohne Fluggäste würde die relative Feuchte aufgrund des niedrigen Außenluftniveaus auf lediglich 2 % absinken. In einer gefüllten Maschine steigt die relative Luftfeuchte infolge der Flüssigkeitsabgabe durch die Flugzeuginsassen bis ca. 15 % an [138], wobei die Luftfeuchtigkeit in den Bereichen der First- und Business Class passagierzahlbedingt stets niedriger ist als in der Economy Class [35].

Eine geringe Luftfeuchtigkeit hemmt zwar die Vermehrung von Pilzen und Bakterien, führt ohne ausreichende Flüssigkeitszufuhr aber zur Dehydrierung des menschlichen Körpers. Mögliche Folgeerscheinungen sind Kopfschmerzen, Müdigkeit und Erschöpfung sowie Austrocknung von Schleimhäuten, Haut und Augen [34]. Der Komfortlevel für ein körperliches Wohlbefinden von Crew und Passagieren liegt bei ca. 30 % [38, S.12.20].

Für das Simulationsflugzeug wird aus oben genannten Gründen die Ausstattung mit einem Luftbefeuchtungssystem angenommen. Der gewählte Wert von 25 % relativer Luftfeuchte orientiert sich an dem Airbus A380 von Lufthansa, dem ersten Verkehrsflugzeug mit integriertem Befeuchtungssystem [35]. Währenddessen sich die Luftbefeuchtung im A380 allerdings auf den First Class Bereich beschränkt, wird für das Simulationsflugzeug eine Befeuchtung in allen Sitzklassen angenommen.

5.5.3.3 Tankinertisierung

Im Jahr 2008 verhängte die US-Bundesluftfahrtbehörde FAA (Federal Aviation Authority) die Rechtsverordnung „Reduction of Fuel Tank Flammability in Transport Category Airplanes“ (s.[66]), welche Flugzeugbetreiber und -hersteller dazu auffordert, die Wahrscheinlichkeit explosionsfähiger Gasgemische in Tanks durch geeignete Maßnahmen auf ein tolerierbares Level zu senken. Die Forderungen sind in leicht abgewandelter Form ebenfalls in den Zulassungsvorschriften der europäischen Luftsicherheitsbehörde EASA (European Aviation Safety Agency) verankert (s. [60]). Den genannten Beschlüssen vorausgegangen waren bereits die FAA-Richtlinie SFAR 88 [66] sowie die EASA-Richtlinie INT/POL 25/12 [147, S.129, die auf die Identifizierung und Beseitigung von Zündquellen zielen.

Hintergrund der Richtlinienerlasse ist der Absturz einer Boeing 747 im Jahr 1996, in deren Folge die Explosionsgefahr von Treibstofftanks zu einem zentralen Thema der Flugsicherheit wurde. Laut den Ergebnissen der Unfalluntersuchungen war die Explosion eines brennbaren Kerosindampf/Luft-Gemisches im Mitteltank die mutmaßliche Unglücksursache. Die abschließende Empfehlung der US-Bundesbehörde NTSB (National Transport Safety Board) lautete dementsprechend, mögliche Zündquellen im Tank zu eliminieren und die Bildungswahrscheinlichkeit brennbarer Gasgemische zu reduzieren [61].

Insbesondere bei hohen Temperaturen bilden sich Kerosindämpfe, die mit der Luft im Tankleerraum ein brennbares Gemisch bilden können. Laut Definition der FAA ist ein Tank dann als gefährdet zu kategorisieren, wenn er sich länger als 7 % der durchschnittlichen Flottenbetriebszeit in einem leicht entzündbaren Zustand befindet [66]. Ob dies für einen Tank zutrifft, hängt unter anderem von der örtlichen Lage im Flugzeug ab. Treibstofftanks innerhalb des Flugzeugrumpfes sind naturgemäß höheren Temperaturen und damit einem größeren Zündungsrisiko ausgesetzt als die Tanks in den Tragflächen. Dies gilt insbesondere für den Vergleich mit metallischen Tragflächen, da das Gefährdungspotential bei Tragflächen aus Kompositmaterialien (wie z.B. bei der Boeing 787) mit geringerer Wärmeleitfähigkeit nur geringfügig niedriger ist [147, S.128f]. Als geeignete Maßnahme zur Senkung der Explosionsgefahr empfehlen FAA und EASA die Installation eines Inertisierungssystems [66] welches die Sauerstoffkonzentration im Tank durch Zuführung stickstoffangereicherter Luft senkt [130]. Laut der bei FAA und EASA geltenden Definition ist ein Tank ziviler Verkehrsflugzeuge dann als inert zu betrachten, wenn die Sauerstoffkonzentration bei $\leq 12\%$ für Höhen bis zu 10.000 ft bzw. bei maximal 14,5 % für darüber liegende Höhen bis 40.000 ft liegt [66].

Für das Simulink-Flugzeug wird angenommen, dass neben den Flügeltanks ein weiterer Haupttank im Flugzeugrumpf existiert und dass die Tragflächen aus Kompositmaterial bestehen. Entsprechend der geltenden Zulassungsvorschriften müssen daher alle drei Haupttanks inertisiert werden. Realisiert werden soll dies mit Hilfe der Brennstoffzellenabgase. Im Wasserstoffbetrieb sind im Falle einer ausreichend geringen Sauerstoffkonzentration sowohl die Kathodenabluft als auch das im Brenner nachverbrannte Anodenabgas geeignete Inertgase. Im Reformatbetrieb soll ausschließlich die Kathodenabluft verwendet, um auszuschließen, dass das im Anodenabgas enthaltene Kohlendioxid sich im Kerosin lösen und gegebenenfalls Probleme im Kraftstoffsystem verursachen kann (s.[66]) .

5.5.3.4 Wassereinspritzung zur NO_x -Reduktion

Bis etwa Mitte der 1970er Jahre war die Wassereinspritzung eine übliche Technik, um den Schub ziviler Strahltriebwerke zu erhöhen. Insbesondere an heißen Tagen, bei voller Flugzeugbeladung oder kurzen Startstrecken war eine Schubverstärkung häufig wünschenswert. Heute wird die Wassereinspritzung praktisch nicht mehr zur Schubsteigerung eingesetzt, da moderne zivile Triebwerke einen erheblichen Leistungsüberschuss besitzen. Durch ihren schadstoffmindernden Effekt in Bezug auf NO_x -Emissionen ist die Wassereinspritzung derzeit jedoch erneut wieder in Diskussion [25, S.188].

Die Entstehung von NO_x -Emissionen hängt im Wesentlichen von den Temperaturen in der Brennkammer ab. Die wirkungsvollste Maßnahme zur Vermeidung von NO_x ist daher die Absenkung der Temperatur in der Primärzone, dem heißesten Bereich der Brennkammer (siehe **Abbildung 5-3**) [25, S.1021]. Der Brennstoff wird in diesem Brennkammerbereich beinahe stöchiometrisch mit einem geringen Teil der aus dem Verdichter zugeführten Luft verbrannt, bevor in der Mischzone die Verdünnung der Produkte mit der restlichen Luft erfolgt [25, S.983]. Die Primärzonen-temperatur ist eng mit der Brennkammereintrittstemperatur verknüpft, die ihrerseits vom Druckverhältnis des Verdichters abhängt. Da die Triebwerksentwicklung aus Effizienzgründen immer größer werdende Druckverhältnisse anstrebt, sind gleichzeitig technologische Neuerungen erforderlich um die Brennkammertemperatur zu limitieren. Die Einspritzung von Wasser vor den Verdichter oder in den Brennkammereintritt stellt hierfür eine vielversprechende Methode dar.

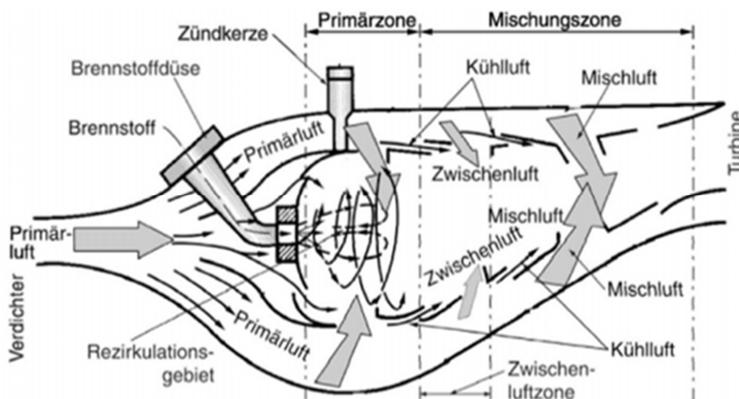


Abbildung 5-3: Design einer Brennkammer

5.5.4 Aufbau des Bordstromnetzes

Das elektrische Bordnetz nach Vorbild der Boeing 787 beinhaltet eine Mixtur aus vier verschiedenen Spannungsarten (s. auch Kapitel 3.2.2). Der in die Hauptverteilerschiene (engl. Main Bus) eingespeiste dreiphasige Wechselstrom hat eine Spannung von 230 V, das heißt ein zweifach so hohes Spannungsniveau wie in konventionellen Flugzeugarchitekturen, und bewegt sich in einem Frequenzbereich von 360-800 Hz. Ein wesentlicher Anteil des generierten Stroms wird mit entsprechender Leistungselektronik in ± 270 VDC umgewandelt, um die Steuereinheiten der großen Elektromotoren zu bedienen. Zwei weitere Nebenverteilerschienen (engl. Sub Bus) liefern außerdem Strom in den traditionellen Formen 115 VAC 400 Hz und 28 VDC für Systeme mit hoher Frequenzsensibilität und die Avionik.

Für die Erzeugung des Stroms stehen pro Triebwerk zwei Startergeneratoren zur Verfügung. Diese sind zugunsten einer hohen Leistungsdichte direkt mit dem Triebwerksgetriebe gekoppelt und operieren demzufolge bei einer zur Triebwerksdrehzahl proportionalen Frequenz. Zwei weitere Generatoren gehören zur Gasturbinen-APU, womit sich für die reguläre Flugzeugkonfiguration eine Gesamtanzahl von sechs Generatoren ergibt (s. **Abbildung 5-4**). Die Gasturbinen-APU ist alleiniger Bordstromlieferant am Boden, während des Fluges aber nur in Ausnahmesituationen in Betrieb.

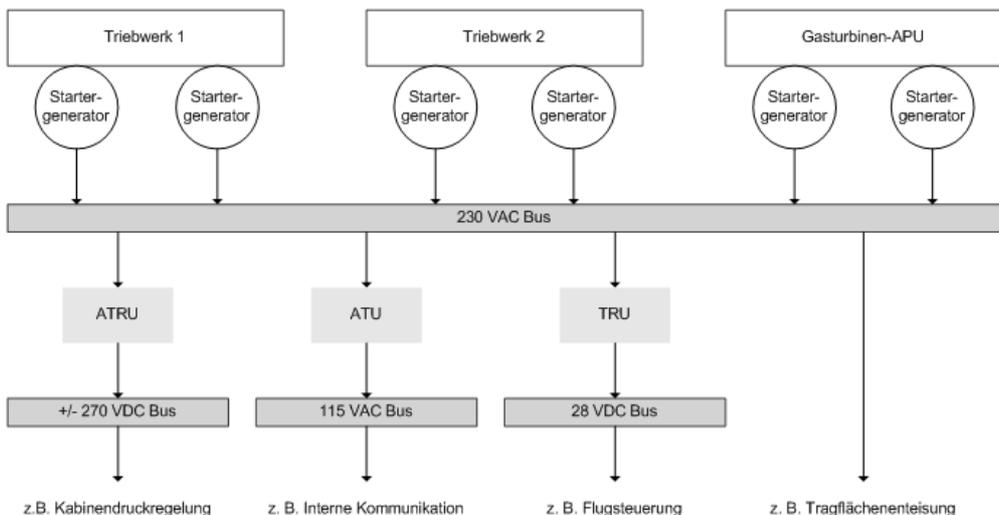


Abbildung 5-4: Bordnetz des Basisflugzeuges (nach [29; 154]): Auto-Transformer Rectifier Unit, ATU: Auto-Transformer Unit, TRU: Transformer Rectifier Unit

Entsprechend der Untersuchungsziele tritt in der modifizierten Flugzeugversion „BZ“ ein fortschrittliches Brennstoffzellensystem an die Stelle der konventionellen Gasturbinen-APU. Die Brennstoffzellen-APU ist auch während des Fluges in Betrieb und teilt sich die Strombedarfsdeckung mit den Triebwerksgeneratoren. Für die Art und Weise der Bordnetzimplementierung bietet es sich beispielsweise an, dass die Gleichstrom produzierende Brennstoffzellen-APU die Primärversorgung des ± 270 VDC-Netzes übernimmt. Unter Beibehaltung der sonstigen

Bordnetzstruktur ergibt sich damit ein auf AC und DC basiertes Hybridsystem (s. **Abbildung 5-5**).

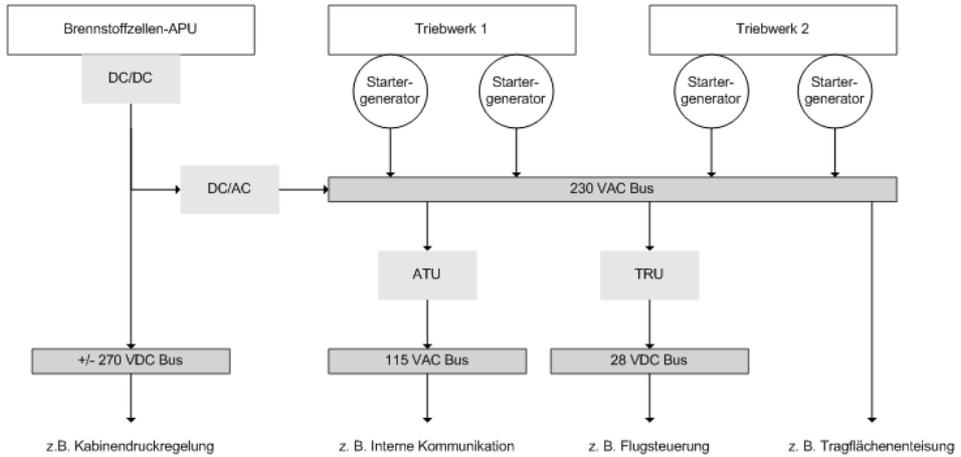


Abbildung 5-5: Bordnetz des Modells „BZ“

Entsprechend **Abbildung 5-6** wird den Stacks vor Einspeisung in das ± 270 VDC-Netz ein DC/DC-Wandler nachgeschaltet (vgl. Kapitel 3.3.7). Erzeugt die Brennstoffzellen-APU über eine Turbokompressor-/Expander-Einheit zusätzlichen Strom, wird die entstehende Wechselspannung mit Hilfe eines Gleichrichtertransformators ebenfalls zu ± 270 VDC umgewandelt.

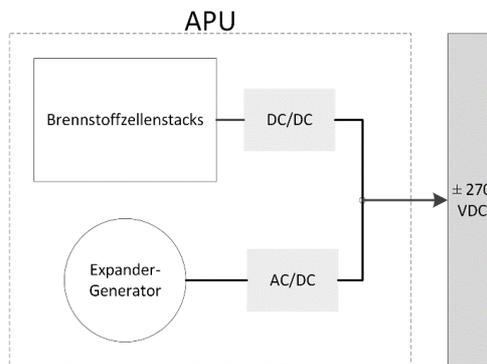


Abbildung 5-6: Netzeinspeisung der APU

5.5.5 Struktur des Wasserversorgungssystems

Die Wassergrundversorgung an Bord umfasst die Konsumenten Bordküche, Handwaschbecken und Toiletten. Die Komfortvarianten des Flugzeugs zeichnen sich zudem durch eine Dusche für die 16 First Class Gäste und aktive Luftbefeuchtung aus. Als Vorbild für Nutzungsdauer und Wasserverbrauch der Borddusche dient der Airbus A380, das erste Linienflugzeug mit optionalen Duschen für die First Class (vgl. [49]). Für die aktive Luftbefeuchtung wird angenommen, dass die gesamte Kabine inklusive der Economy Class befeuchtet wird. Zielwert hierfür ist eine relative Luftfeuchtigkeit von 25 % (bei 24 °C) in Flughöhen über 33.000 ft (≈ 10.058 km).

Abbildung 5-7 zeigt eine schematische Übersicht über das Wassersystem im Simulink-Modell. Das Abwasser aus den Bordküchen, Handwaschbecken und der Dusche wird als sogenanntes „Grauwasser“ bezeichnet und über einen beheizten Auslass (Drain Mast) abgelassen. Das „Schwarzwasser“ aus den Toiletten wird hingegen in einem gesonderten Tank gesammelt und am Boden entsorgt. Im Falle einer vorhandenen Brennstoffzellen-APU mit überschüssiger Wasserproduktion wird das Wasser durch Mineralisierung zu Trinkwasser aufbereitet oder im mineralfreien Zustand für die Luftbefeuchtungsanlage genutzt. Nicht benötigtes Produktwasser wird zur Gewichtseinsparung abgelassen, wobei die Art und Weise nicht weiter spezifiziert wird. Da das Wasser keine Mineralien enthält, eignet es sich prinzipiell zur Triebwerkseinspritzung.

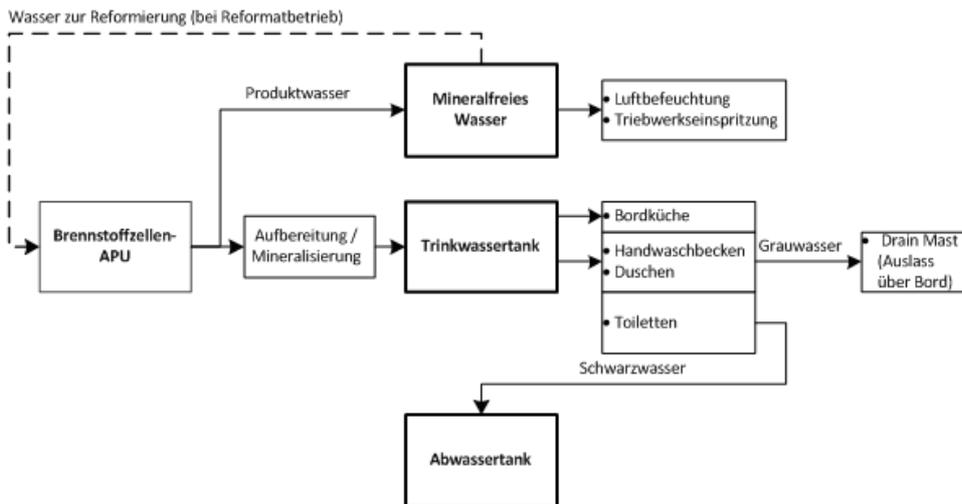


Abbildung 5-7: Wassersystem des simulierten Flugzeugs

5.5.6 Ausgewählte Flugmissionen

Für die Simulationen werden zwei verschiedene Streckenlängen gewählt, die im vorgesehenen Reichweitenradius des Flugzeugmodells liegen. Die Streckenlängen entsprechen den Flugentfernungen Frankfurt-Kairo (FRA-CAI) und Frankfurt-Singapur (FRA-SIN) und sind damit gemäß der Einteilung nach der Luftverkehrsabgabe mittellang und lang (s. Anhang). Die 2.920 km (± 1.577 nm) lange Mittelstrecke wird laut Annahme dreimal hintereinander geflogen, woraus sich inklusive Abfertigung und Nachtwartung eine Gesamtbetriebsdauer des Flugzeugs von ca. 20 Stunden ergibt. Die Langstrecke mit einer Entfernung von 10.277 km (± 5.549 nm) hat mit insgesamt 18 Stunden eine nur geringfügig kürzere Flugzeugbetriebsdauer. Es ist zu erwarten, dass sich die unterschiedlichen Flugmissionen unterschiedlich auf den Energiebedarf für die Bordenergieversorgung auswirken. Bei häufigerem Bodenbetrieb wie im Fall der dreifach geflogenen Mittelstrecke sind die Betriebsphasen der APU insgesamt länger, wodurch die Stromerzeugungseffizienz der APU an Bedeutung gewinnt. Bei der Schuberzeugung nehmen verschiedene Streckenlängen zudem Einfluss auf den stündlichen Verbrauch der Triebwerke. Auf die Streckenlänge bezogen ist der Verbrauch auf einer Kurzstrecke wegen der anteilmäßig längeren Steigflugphase höher als bei einer mittellangen Strecke. Langstrecken haben durch die hohe Kerosinmenge an Bord ebenfalls einen im Vergleich zur Mittelstrecke höheren Verbrauch pro Flugmeile (s. z.B. Abbildung A-4, Anhang).

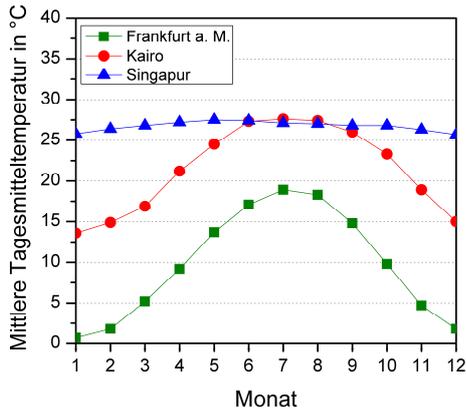
Als Flugzeitpunkt wird der Juni gewählt (s. Bild a der **Abbildung 5-8**), da hohe Temperaturen eine Herausforderung bei der Erzielung einer geschlossenen Wasserbilanz im Brennstoffzellensystem darstellen können. Die mittlere Tagesmitteltemperatur der Standorte Kairo und Singapur liegt bei je 27 °C, in Frankfurt bei 17 °C. Die lokale Startuhrzeit und die Flugdauer sind realen Flugplänen entnommen.

Tabelle 5-3: Fluginformationen zu den gewählten Verbindungen

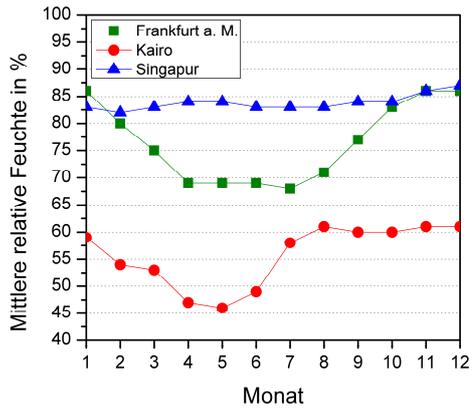
Strecke	Entfernung	Flugzeit (Blocktime)	Anzahl Flüge/Tag	Gesamtbetriebsdauer	Monat	Ortszeit Start
Mittelstrecke: Frankfurt-Kairo	2.920 km (1.577 nm)	3,47 h	3	19,5 h	Juni	12.35 Uhr
Langstrecke: Frankfurt-Singapur	10.277 km (5.549 nm)	11,6 h	1	17,7 h	Juni	12.35 Uhr

Durch Implementierung der Tagesmitteltemperaturverläufe (s. Bild c der Abbildung 5-8) in das Simulink-Modell werden die Umgebungsbedingungen für die Bodenbetriebsphasen des Flugzeugs realistisch nachempfunden. Relevant sind diese Informationen in Hinblick auf die Kondensatmenge, die für eine festgelegte Kondensatorfläche aus den Abgasströmen der Brennstoffzellen-APU gewonnen werden können. Die Leistung der Flugzeugklimaanlage zur Kabinenlufttemperierung wird hingegen nicht betrachtet.

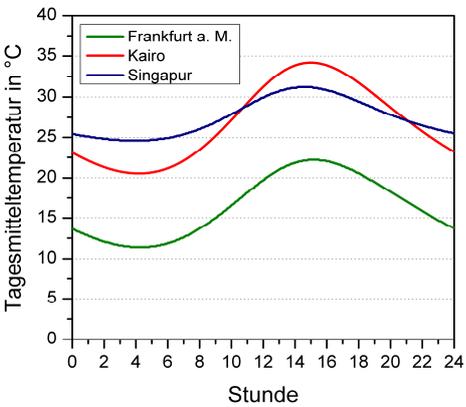
Inwiefern die relative Feuchte der Umgebungsluft ebenfalls Einfluss auf den APU-Betrieb hat, wird anhand der höchst unterschiedlichen Bedingungen der Standorte untersucht. Wie Bild b zeigt, liegt die mittlere monatliche relative Luftfeuchte in Kairo und Singapur trotz ähnlicher Temperaturen um 34 % auseinander. Frankfurt a. M. als Standort mit den niedrigsten Durchschnittstemperaturen weist den niedrigsten Wassergehalt in der Luft auf (s. Bild d). Grundsätzlich hat die relative Luftfeuchte für den Betrieb einer HT-PEFC nicht die gleiche Bedeutung wie für eine Niedertemperatur-PEFC mit zu befeuchtender Membran. Es ist aber nicht auszuschließen, dass sich die Luftfeuchte unter anderem in den Katalytbrennertemperaturen bemerkbar macht. Des Weiteren kann die Kondensatgewinnung durch die Frischluftkonditionierung gegebenenfalls Vorteile bei der Gesamtwasserbilanz bieten.



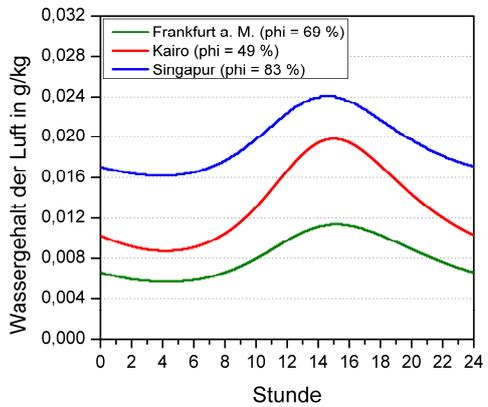
a) Mittlere Tagesmitteltemperaturen



b) Mittlere relative Feuchte



c) Tagesmitteltemperaturen im Monat Juni



d) Wassergehalt im Monat Juni

Abbildung 5-8: Klimatische Durchschnittswerte für die Standorte Frankfurt am Main, Kairo und Singapur [43]

5.6 Erstellung der dynamischen Profile

Im Unterschied zur statischen Simulation an einem bestimmten Betriebspunkt beinhaltet eine dynamische Simulation zeitlich variierende Eingangparameter. Bei einem Flugzeug als Simulationsgegenstand ist ein Flugprofil mit Vorgaben für Flughöhe und -geschwindigkeit einzuhalten. In direkter Abhängigkeit zu diesen Parametern stehen die Größen Luftwiderstand und Schubkraft, die ihrerseits zur Berechnung des Kerosinverbrauchs benötigt werden. Mit Blick auf die Bewertung der Brennstoffzellen-APU sind weiterhin Bedarfsprofile für Bordstrom und Wasser zweckmäßig, um eine möglichst wirklichkeitsnahe Bewertungsgrundlage zu schaffen. Dieses Kapitel gibt detailliert die Vorgehensweise bei der Erstellung der genannten Profile wieder und erläutert die getroffenen Annahmen und Vereinfachungen.

5.6.1 Flugprofil

Die Flugprofile für die beiden gewählten Flugstrecken beschreiben den zeitabhängigen Verlauf von Flughöhe und Geschwindigkeit und werden aus einer Datendatei (M-File) an das Simulink-Modell übertragen. Zur Erstellung der Flugprofile wurde die Simulationssoftware Piano-X [135] verwendet. Die von Piano-X berechneten Flugleistungen ermöglichten zudem eine Überprüfung des in Simulink erstellten flugmechanischen Modells. Piano-X ist ein Analysetool zur Bewertung subsonischer Verkehrsflugzeuge hinsichtlich ihrer umwelt- und flugleistungsspezifischen Eigenschaften. Anhand der Nutzervorgaben für Beladung und Flugentfernung führt das Tool entlang eines Flugprofils detaillierte Berechnungen zu Kerosinverbrauch und Triebwerksemissionen durch, wobei eine umfangreiche Datenbank die Modellierung sowohl real existierender als auch projektierter Flugzeugmodelle erlaubt.

Die Erstellung der ins Simulink-Modell implementierten Flugprofile wurde auf Basis der Boeing 787-8 mit einem Leergewicht von 114.532 kg vorgenommen (Piano-X-Version von 2008). Weitere Vorgaben waren die Flugentfernungen von 1.577 nm (FRA-CAI) bzw. 5.549 nm (FRA-SIN) sowie eine Beladung von 22.990 kg. Alle sonstigen bei Piano-X voreingestellten Werte für die B787-8 sind unverändert übernommen (s. Anhang). Die resultierenden Höhen- und Geschwindigkeitsprofile in Höhenfuß und konstanter berichtigter Geschwindigkeit (Calibrated Air Speed, CAS) sind in **Abbildung 5-9** dargestellt. Auch wenn die optimale Flughöhe gewichtsabhängig ist, gelten die Flugprofile im Simulink-Modell ausnahmslos für alle untersuchten Flugzeugkonfigurationen und Startmassen. Für höhere Startgewichte ist der Kerosinverbrauch in Relation zur Transportleistung damit ungünstiger als für geringere Gewichte und wird entsprechend überschätzt. Zudem ist die Annahme, dass für die untersuchte Bandbreite an Startmassen stets genügend Schubkraft für die festgelegten Flugprofile zur Verfügung gestellt werden kann, nicht in allen Fällen zutreffend. Für die hier gesetzten Simulationsziele ist die gewählte Vorgehensweise dennoch legitim, insofern die Größenordnung der Ungenauigkeit eingeschätzt werden kann.

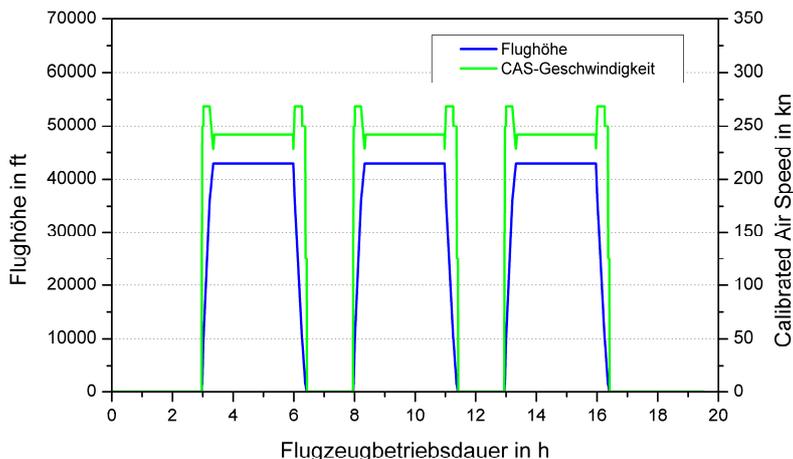


Abbildung 5-9: Profil der Flugmission Frankfurt a.M. – Kairo (FRA-CAI)

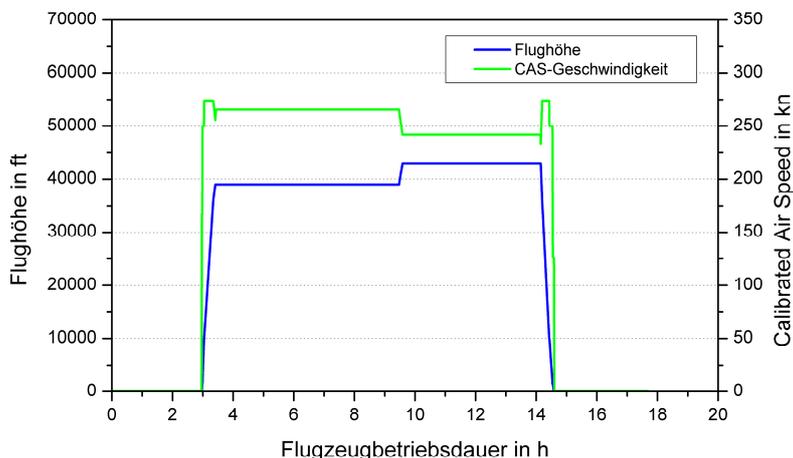


Abbildung 5-10: Profil der Flugmission Frankfurt a.M. – Singapur (FRA-SIN)

Zur Einordnung des Mehrverbrauchs, der durch die Verwendung eines konstanten Flugprofils bei unterschiedlichen Flugzeuggewichten entsteht, geben die in **Tabelle 5-4** zusammengefassten Simulationsergebnisse einen Hinweis. Sowohl mit dem Simulink-Modell als auch mit Piano-X wurde das Leergewicht des Flugzeugs für beide definierten Flugstrecken variiert und die getankte sowie die verbrauchte Kerosinmenge abgeglichen. Das Mindestgewicht von 114 t gilt für die Basisvariante des Flugzeugs mit konventioneller APU. Das Maximalgewicht von 128 t (FRA-SIN) bzw. 129 t (FRA-CAI) resultiert aus dem abgeschätzten Höchstgewicht für eine Brennstoffzellen-APU zuzüglich Wasserstofftank (siehe Massenbilanz Kapitel 5.11). Summiert mit der angenommenen Nutzlast von 22.990 kg ergibt sich jeweils das Leertankgewicht, welches als Basis für die Treibstoffkalkulation dient (s. Kapitel 5.8.2.2). Bei einem

Leertankgewicht von 137,5 t stimmen die Ergebnisse zu über 99 % überein, wobei die bestehenden Abweichungen auf unterschiedlich hoch angesetzte Kerosinreserven zurückzuführen sind. Bei den maximalen Leertankgewichten von 152 t (FRA-CAI) und 151 t (FRA-SIN) liegt der Kerosinverbrauch bei Piano-X um 3 % niedriger. Wie zuvor erläutert, ist die Ursache in einem gewichtsangepassten, verbrauchsärmeren Höhenprofil zu finden (s. **Abbildung 5-11**). Für die Simulationsauswertungen in Kapitel 5.10 bedeutet dies, dass der Treibstoffverbrauch für Flugzeuge mit hohem Leertankgewicht bis zu 3 % hoch angesetzt ist. Bei der Ergebnisanalyse ist diese Tatsache entsprechend zu berücksichtigen.

Tabelle 5-4: Vergleich des Kerosinbedarfs (Antrieb) bei Simulink und Piano-X

Streckenlänge	Leertankgewicht in kg	Leertankgewicht (ZFW) in kg	Getanktes Kerosin (inkl. Reserve) in kg			Verbrauchtes Kerosin (ohne Taxi) in kg		
			Piano-X	Simulink	%	Piano-X	Simulink	%
1.577 nm	114.532	137.522	18.405	18.580	99,1	13.804	13.889	99,4
	125.000	147.990	19.552	20.177	96,9	14.692	15.074	97,5
	128.864	151.854	20.162	20.791	97,0	15.063	15.531	97,0
5.549 nm	114.532	137.522	57.302	57.250	99,9	50.806	50.420	99,2
	125.000	147.990	61.110	62.630	97,6	54.224	55.145	98,3
	128.001	150.991	62.460	64.257	97,2	55.264	56.579	97,7

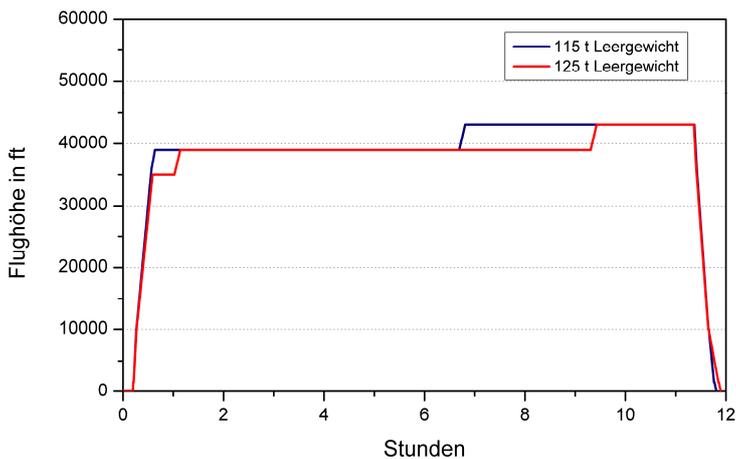


Abbildung 5-11: Variation des vertikalen Flugprofils mit dem Flugzeugleertgewicht

5.6.2 Strombedarfsprofil

Der zu einem Zeitpunkt bestehende Bedarf an elektrischer Bordenergie hängt von den jeweilig benötigten Flugzeugsystemen und den Umgebungsbedingungen ab. Zur Erstellung eines hypothetischen Bedarfsprofils dienen die Annahmen der NASA-Studie „NASA/CR—2006-214458/VOL1“ [216] als Anhaltswert. Gegenstand der im Jahr 2006 abgeschlossenen Studie war die Bewertung verschiedener Systemkonfigurationen einer Brennstoffzellen-APU für ein

More-Electric-Langstreckenflugzeug. Die flugzeugspezifischen Daten des in der Studie betrachteten Flugzeugs basieren auf einer Boeing 777-200ER. Für den aus Flugzeugabfertigung und Wartungsarbeiten bestehenden Bodenbetrieb wurde in der Studie von einer vollständigen Deckung des Strombedarfs über die APU ausgegangen. **Abbildung 5-12** beinhaltet die als Säulendiagramm veranschaulichten Festlegungen der Studie zu Strombedarf und Dauer der einzelnen Phasen des Bodenbetriebszyklus, die für das Simulink-Modell übernommen werden.

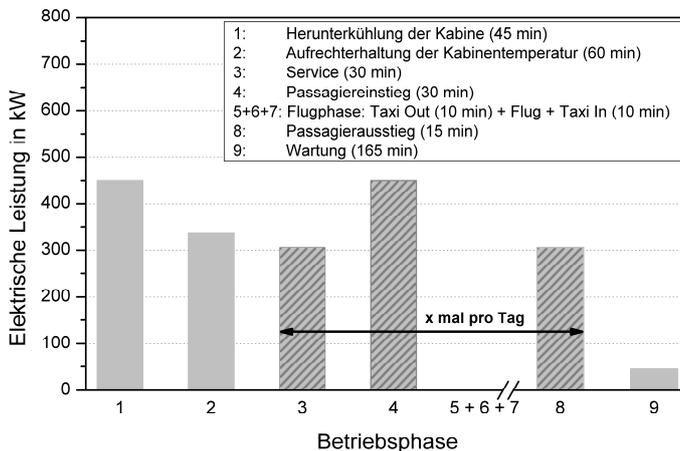


Abbildung 5-12: APU-Leistung im Bodenbetrieb (nach [216])

Nach Beendigung des Abfertigungsprozesses folgen der Rollvorgang auf die Startbahn („Taxi Out“) und die eigentliche Flugphase. Mit dem Triebwerksstart kurz vor Verlassen der Parkposition übernehmen im Referenzflugzeug die Hauptgeneratoren die Stromversorgung und die Gasturbinen-APU erfüllt die Funktion eines Backup-Systems. In den simulierten Flugzeugvarianten mit Brennstoffzellensystem wird die APU auch während des Fluges betrieben und die Last zwischen der APU und den Hauptgeneratoren aufgeteilt. Laut der vom DOE-Forschungsprojekt MT001 [29] veröffentlichten Zahlen zum Bordstrombedarf einer Boeing 787, siehe **Tabelle 5-5**, ist in Reiseflughöhe ein Wert von ca. 776 kW realistisch. 23 % dieses Bedarfs entfallen auf 115 V Wechselspannung und weitere 4 % auf 28 V Gleichspannung. Die am +/- 270 VDC-Bussystem angeschlossenen Verbraucher verursachen in der Studie 33 % der Gesamtlast.

Der in **Tabelle 5-5** aufgeführte Strombedarf für den Reiseflug wird für das Simulink-Flugzeug weitgehend übernommen. Eine abweichende Annahme besteht darin, dass die Tragflächenenteisung im Reiseflug inaktiv ist, womit der entsprechende Beitrag am Gesamtstrombedarf entfällt. Der Aufwand für De-Icing in den Steig- und Sinkflugphasen wird nach [210] mit 75 kW veranschlagt. Für die Abschätzung eines vollständigen Stromprofils über alle Phasen der Flugmission vom Triebwerksstart bis zum Ende des „Taxi In“ wird erneut auf die bereits zitierte NASA-Studie zurückgegriffen. Deren Annahmen zu ausgewählten Flugmissionspunkten exklusive Eisschutz sind in Abbildung A-6 des Anhangs dargestellt und dienen als Vorbild

für den qualitativen Verlauf des Stromprofils. Die nach beschriebener Vorgehensweise angefertigten fiktiven Stromprofile für die beiden Flugmissionen einschließlich Bodenbetrieb sind in **Abbildung 5-13** und Abbildung A-7 wiedergegeben und für alle Simulationsläufe der Flugzeuge mit Brennstoffzellen-APU vorgesehen. Der Leistungsbedarf für Flugzeuge mit Gasturbinen-APU wird um 40 kW (vgl. [241]) höher angesetzt, damit der zusätzliche Aufwand für die zur Tankinertisierung notwendige Luftzerlegung Berücksichtigung findet.

Tabelle 5-5: Nettostrombedarf einer Boeing 787 im Reiseflug nach [29]

Spannungsart	Verbraucher	Strombedarf
± 270 VDC	Umgebungskontrollsystem / Druckregelung	240 kW
	Hydraulikpumpen	30 kW
	Gerätekühlung	30 kW
	Umgebungskontrollsystem / Fans	24 kW
115 VAC	Internes Kommunikationssystem	34 kW
	Sonstiges	119 kW
28 VDC	Flugsteuerung	11 kW
	Sonstiges	16 kW
230 VAC	Tragflächenenteisung	60 kW
	Bordküchen	120 kW
	Treibstoffpumpen	32 kW
	Frachtraumklimatisierung	60 kW
		776 kW

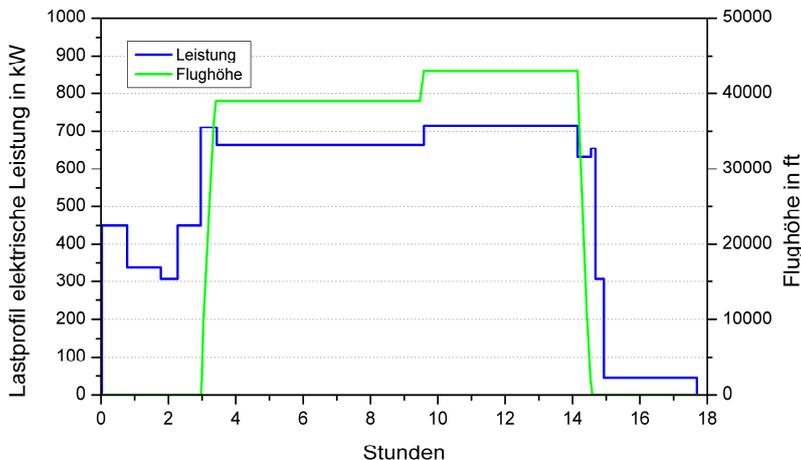


Abbildung 5-13: Bedarfsprofil der elektrischen Leistung für die Flugmission FRA-SIN (Flugzeug mit Brennstoffzellen-APU)

Hinsichtlich der Implementierung des Brennstoffzellensystems und der Lastaufteilung zwischen APU und Generator bieten sich verschiedene Optionen an. Wie in Kapitel 5.5.4 beschrieben, übernimmt die APU während des Fluges vollständig und ausschließlich die Versorgung des ± 270 VDC-Bus. Würden zwecks größerer Triebwerksentlastung weitere Verbraucher an das ± 270 VDC-Bussystem angebunden, z.B. die verbrauchsintensiven Bordküchen

(hier mit 120 kW beziffert), so entfielen im Reiseflug ca. 62 % der Gesamtlast auf die APU. Mit der Annahme, dass diese Lastaufteilung repräsentativ für die gesamte Flugphase ist, resultieren die in **Abbildung 5-14** und **Abbildung A-8** (Anhang) aufgeführten Stromprofile. Die maximal zu erbringende Nettoleistung der APU beträgt somit 450 kW am Boden und höchstens 444 kW in Reiseflughöhe. Nach der obigen Lastaufteilung muss die Brennstoffzellen-APU auf der Langstrecke insgesamt 6.318 kWh und auf der dreifach geflogenen mittellangen Strecke 7.066 kWh Strom bereitstellen. Auf konventionelle Weise erzeugt werden 3.053 kWh (FRA-SIN) bzw. 2.853 kWh (3x FRA-CAI).

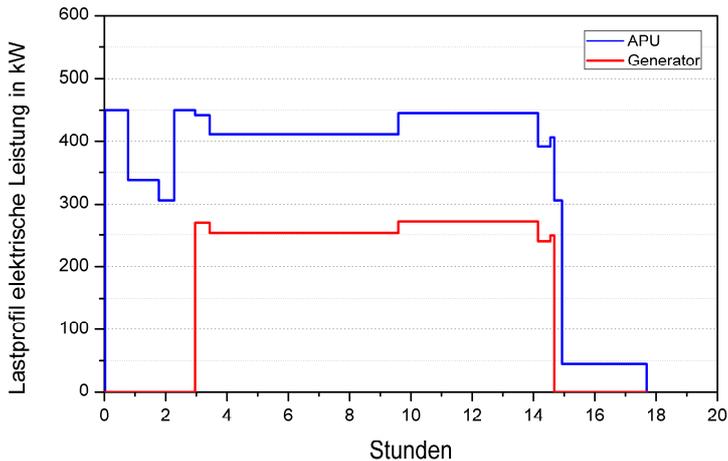


Abbildung 5-14: Lastaufteilung zwischen APU und Generatoren (FRA-SIN)

5.6.3 Wasserbedarfsprofil

Der insgesamt zu erwartende Wasserverbrauch hängt von der jeweiligen Flugzeugkonfiguration und der Passagierzahl ab. Die Wasserkonsumenten bzw. Abwasserproduzenten, die in den Simulationsrechnungen Berücksichtigung finden, wurden bereits in Kapitel 5.5.5 erwähnt und sollen zwecks Erstellung eines Bedarfsprofils eingehender betrachtet werden. Bei der Basisconfiguration begrenzt sich die bereitzustellende Wassermenge auf den Grundbedarf durch Handwaschbecken, Toiletten und die Bordküchen. Scholz [198, S.12.98] nennt diesbezüglich Werte von 0,11 L/PAX/h, 0,07 L/PAX/h und 0,02 L/PAX/h, welches bei 242 Passagieren einem durchschnittlichen Trinkwasserverbrauch von 48,4 kg/h gleichkommt. Im Simulink-Modell wird hier vereinfachend von einem konstanten Verbrauchswert ab Erreichen der Reishöhe bis zum Beginn des Sinkflugs ausgegangen. Für die zusätzliche Borddusche bei den Komfortvarianten des Flugzeugs ist ein zyklischer Betrieb realistischer, wodurch zwangsläufig Bedarfsitzen entstehen (s. **Abbildung 5-15**). Als Vorbild für die Borddusche dient die A380 der Fluglinie Emirates (s. Quelle [49]). Den Passagieren der First Class steht demzufolge eine Duschennutzungsdauer von 25 Minuten zur Verfügung, wobei der eigentliche Duschvorgang auf maximal 5 Minuten begrenzt ist. Sofern die Dusche nur in Reishöhe genutzt wird und zeitlich ausgelastet ist, das heißt jeder der duschenden Gäste die ihm zur Verfügung stehende Nutzungszeit in Anspruch nimmt, sind auf der Strecke Frankfurt-Kairo sechs Duschgänge 120

möglich. Für die Langstrecke Frankfurt-Singapur wird der Sonderfall simuliert, dass alle 16 First-Class-Gäste die Dusche nutzen. Bei einem Volumenstrom von 5 kg/min und maximaler Dushdauer von 5 Minuten liegt der Wasserverbrauch pro Duschgang entsprechend bei 25 kg. Zuzüglich der 13,77 kg/h für die Kabinenluftbefeuchtung bei stationären Bedingungen (siehe Kapitel 5.5.3.2) liegt der zu erwartende Durchschnittsverbrauch von Mittel- und Langstrecke damit bei 120 bzw. 100 kg/h (s. **Tabelle 5-6**).

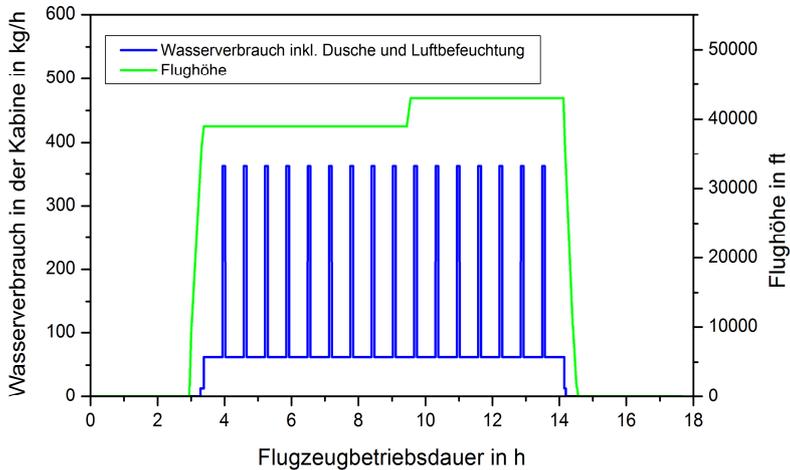


Abbildung 5-15: Wasserverbrauch in der Kabine inkl. Kabinenbefeuchtung

Tabelle 5-7 liefert den Gesamtwasserverbrauch, der aus den getroffenen Annahmen für die beiden definierten Flugstrecken resultiert. Auf der Langstrecke werden zur Deckung des Grundbedarfs 520 kg Wasser benötigt. Der Zusatzkomfort durch Duschen und Luftbefeuchtung führt zu einer Verdoppelung der erforderlichen Wassermenge. Auf der Kurzstrecke sind 128 kg im Basisfall und 317 kg bei der Komfortvariante erforderlich. Da Flugzeuge insbesondere in sehr heißen Gebieten nicht immer mit qualitativ hochwertigem Trinkwasser versorgt werden können, wird angenommen, dass am Tag eine nur einmalige Wasserversorgung stattfindet. Des Weiteren wird in den Simulationen eine 45-minütige Wasserreserve von 36 kg zur Grundversorgung mitgeführt. Ausschließlich bei der Flugzeugkonfiguration mit reformatbetriebener Brennstoffzellen-APU wird die vorgehaltene Wasserreserve sicherheitshalber auf 81 kg erhöht, um den Eigenbedarf des Reformierungssystems kurzzeitig während des Fluges überbrücken zu können.

Tabelle 5-6: Spezifischer Wasserbedarf in der Kabine

Verwendung	Spezifischer Wasserbedarf	Anmerkung
Handwaschbecken	0,11 kg/PAX/h	
Bordküche	0,02 kg/PAX/h	Bedarf nur in Reishöhe, Anzahl PAX: 242
Toilette	0,07 kg/PAX/h	
Dusche	5 L/min 300 kg/h	Bedarf nur in Reishöhe Duschgänge: 6 Mittelstrecke, 16 Langstrecke Volumenstrom Wasser : 5 L/min Duschdauer: 5 min
Luftbefeuchtung	13,77 kg/h	oberhalb von 33.000 ft

Tabelle 5-7: Wasserverbrauch für die Strecken Frankfurt-Kairo und Frankfurt-Singapur (242 PAX)

Flugzeugvariante	Verwendung	Wasserbedarf in kg	
		Mittelstrecke Frankfurt-Kairo 3x	Langstrecke Frankfurt-Singapur
Basis	Handwaschbecken	70 x 3	286
	Toiletten	45 x 3	182
	Bordküchen	13 x 3	52
	Summe	128 x 3 = 384	520
Komfort (Referenz+BZ)	Handwaschbecken	70 x 3	286
	Toiletten	45 x 3	182
	Bordküchen	13 x 3	52
	Dusche	150 x 3 (6 Duschgänge/Flug)	400 (16 Duschgänge)
	Luftbefeuchtung	39 x 3	150
	Summe	317 x 3 = 951	1.070

5.7 Modellierung und Dimensionierung eines HT-PEFC-Systems für die APU-Anwendung

5.7.1 Untersuchte Systemkonfigurationen

Zur Evaluierung der HT-PEFC-Technologie bei verschiedenen Randbedingungen werden der konventionellen Gasturbinen-APU vier alternative HT-PEFC-Systemarchitekturen gegenübergestellt. Die Differenzierungsmerkmale der untersuchten Systeme sind der verwendete Brennstoff und der Betriebsdruck (s. **Tabelle 5-8**). Als Brennstoff wird wahlweise reiner Wasserstoff oder an Bord erzeugtes Kerosinreformat eingesetzt, wobei sich der Wasserstoffbetrieb durch eine vergleichsweise geringe Komplexität des Brennstoffzellensystems auszeichnet, auf der anderen Seite jedoch eine aufwändige und gewichtsintensive Wasserstoffspeicherung erfordert. Reformat bietet den Vorteil einer besseren Verfügbarkeit an Bord, bedarf aber eines Brenngaserzeugungssystems und lässt geringere Stackwirkungsgrade erwarten. Bezüglich des Systemdrucks werden Szenarien mit und ohne zusätzliche Druckbeaufschlagung simuliert, wobei im letztgenannten Fall der Betriebsdruck dem jeweilig vorhandenen Kabinendruck des Flugzeugs entspricht. In Flughöhe bedeutet dies eine verringerte Zellspannung, allerdings erspart es den Kompressionsaufwand und ermöglicht leichtere Konstruktionen.

Tabelle 5-8: Übersicht über die simulierten Systemkonfigurationen der HT-PEFC-APU

Systembezeichnung	Brenngas	Systemdruck
System I-A	Wasserstoff	Kabinenniveau
System I-B	Wasserstoff	Erhöhtes Niveau
System II-A	Reformat	Kabinenniveau
System II-B	Reformat	Erhöhtes Niveau

Das nachfolgende Kapitel 5.7.2 erläutert die wesentlichen Details zum Aufbau der Systeme.

5.7.2 Grundlegender Aufbau der HT-PEFC-Systeme

Kernkomponenten der vier simulierten Systeme (s. **Tabelle 5-9**) sind die HT-PEFC-Stacks und der nachgeschaltete Brenner zur Oxidation der anodenseitig ausgetragenen Restbrenngase. Weiterhin in jedem System vorhanden sind luftgekühlte Kondensatoren (Kapitel 5.7.6) zur Wassergewinnung aus den Brennstoffzellenabgasen. Die einfachste Systemarchitektur, die sich im Wesentlichen auf die genannten Elemente beschränkt, wird für eine wasserstoffbetriebene APU ohne zusätzliche Druckbeaufschlagung benötigt. Im Falle von Kerosinreformat als eingesetztem Brennstoff erweitert sich das HT-PEFC-System um die Brenngaserzeugung (Kapitel 5.7.7). Für den Druckbetrieb wird ferner eine Turbokompressor/Expander-Einheit (Kapitel 5.7.4) benötigt, die das Druckniveau im System ausgehend vom Kabinendrucklevel anhebt.

Das Prozessdesign hängt von den Betriebsbedingungen der Einzelkomponenten ab und bestimmt die Effizienz der APU sowie die Nutzungsoptionen für die Abgas- und Wärmeströme. Für das weitere Vorgehen werden in den folgenden Unterkapiteln 5.7.2.1 und 5.7.2.2 Entwürfe zum Prozessdesign jeder Systemkonfigurationen erstellt und anhand von Grundfließbildern

visualisiert. Die Festlegungen zum Prozessablauf und den einzelnen Betriebsparametern werden iterativ und unter Vorgriff der nachfolgenden Kapitel 5.7.3 bis 5.7.7 getroffen und basieren auf den Stoff- und Energiebilanzen der Teilkomponenten unter zuvor gewählten Betriebsbedingungen. Der resultierende Wirkungsgrad des APU-Systems bildet letztendlich die Grundlage für die Dimensionierung der wichtigsten Systemkomponenten.

Tabelle 5-9: Übersicht über die wesentlichen Systemkomponenten der HT-PEFC-APU

Systemkomponente	System			
	I-A	I-B	II-A	II-B
HT-PEFC-Stacks	X	X	X	X
Katalytbrenner	X	X	X	X
Brenngaserzeugungssystem			X	X
Turbokompressor/Expander		X		X
Luftgekühlte Kondensatoren	X	X	X	X

Folgende Punkte werden im Vorfeld als prozessdesignunabhängige Randbedingungen definiert:

- Vor Eintritt in den Brenner wird das Anodenabgas von 160 °C auf konstante 60 °C abgekühlt, um Temperaturspitzen und die Gefahr der vorzeitigen Zündung zu vermeiden. Das bei dem Abkühlvorgang auskondensierte Wasser wird abgeschieden und gesammelt.
- Die dem Brenner zugeführte Luft beträgt ebenfalls 60 °C. Bei niedrigerer Temperatur besteht die Gefahr der Kondensatbildung im Eduktgemisch. Bei höherer Temperatur ist eine größere Luftzahl erforderlich, damit die Brenntemperatur nicht ansteigt.
- Die Luftzahl im Brenner wird so gewählt, dass die adiabate Verbrennungstemperatur 950 °C nicht überschreitet. Bei Temperaturen oberhalb von 950 °C besteht die Gefahr des Sinterns der Katalysatoren. Eine weitere Temperaturgrenze wird durch die Werkstoffauswahl des Druckbehälters wirksam. Durch Einrechnung der Wärmeströme im Reaktor ergibt sich die Maximaltemperatur im Katalysator aus der maximal erlaubten Wandtemperatur des Druckbehälters von 650 °C. Unter Einhaltung des Temperaturlimits soll die Luftzahl so klein wie möglich sein, um die Kompressorleistung zu minimieren und die Wasserkondensation zu vereinfachen.
- Unter der Voraussetzung, dass die Abgasströme des APU-Systems die Anforderungen an ein Inertgas erfüllen (Sauerstoffkonzentration $\leq 12\%$), sollen sie zur Tankinertisierung eingesetzt werden.
- Im Falle des druckbeaufschlagten Systems soll die technische Strömungsleistung des Expanders weitgehend maximiert werden. Dies erfordert möglichst hohe Werte für Volumenstrom und Temperatur

5.7.2.1 Wasserstoffbetrieb

Die Edukt- und Produktzusammensetzung einer wasserstoffbetriebenen HT-PEFC unter den in Kapitel 5.7.3.1 gewählten Betriebsbedingungen sind in **Tabelle 5-10** zusammengefasst. Für die zugeführte Kabinenluft wird hier vom maximal möglichen Wassergehalt ausgegangen, das heißt 100 % relativer Feuchte bei 15 °C. Basierend auf den experimentellen Ergebnissen von Wannek et al. [244] wird weiterhin angenommen, dass 20 % des Produktwasseraustrags auf der Anodenseite erfolgt, sodass das Anodenabgas bei Brennstoffzellenaustritt zu ca. 52 mol-% aus Wasserdampf besteht. Im Produktstrom auf der Kathodenseite ergeben sich damit ein molarer Wassergehalt von ca. 17 % und ein molarer Sauerstoffgehalt von ca. 10 %. Sogar ohne Einrechnung der Luftfeuchte wäre die molare Sauerstoffkonzentration hinreichend gering, um die Kathodenabluft zur Tankinertisierung nutzen zu können. Inwieweit dies auf der Anodenseite zutrifft, hängt von der Prozessführung ab. Das Anodenabgas kann theoretisch zum Anodeneingang zurückgeführt werden, um auf diese Weise die Brenngasausnutzung zu verbessern. In der Praxis erfordern das ausgetragene Produktwasser und angesammelter, von der Kathodenseite diffundierter Stickstoff entsprechende Maßnahmen zur Sicherstellung einer gleichbleibenden Gasqualität. Es wird daher festgelegt, dass der Restwasserstoff stattdessen thermisch genutzt wird und das Brennerabgas ebenfalls für die Tankinertisierung zur Verfügung steht. Inwiefern dies möglich ist, hängt vom gewählten Oxidationsmittel zur katalytischen Umsetzung des Restwasserstoffes ab. Prinzipiell eignen sich hierfür sowohl die Kabinenluft als auch die sauerstoffabgereicherte Kathodenabluft, wobei letztgenannter Alternative durch die zweifache Nutzung als Oxidationsmittel eine Einsparung an Frischluft und Verdichterleistung sowie verbesserte Inertgaseigenschaften bedeutet.

Tabelle 5-10: Edukt- und Produktzusammensetzung einer wasserstoffbetriebenen HT-PEFC (Relative Luftfeuchte = 100 % bei 15 °C)

		Anodenseite ($u_1=1,2$)		Kathodenseite ($\lambda=2$)	
		Eintritt	Austritt	Eintritt	Austritt
Anteil der Gaskomponenten in mol-%	H ₂	100	48,04	-	-
	N ₂	-	-	76,77	72,53 (87,21)
	O ₂	-	-	20,59	9,73 (11,7)
	Ar	-	-	0,92	0,87 (1,04)
	CO ₂	-	-	0,04	0,04 (0,04)
	H ₂ O	-	51,96	1,68	16,84 (0,0)

Die in **Tabelle 5-11** zusammengefassten Edukt- und Produktzusammensetzungen werden erzielt, wenn die Brennstoffzellenabgase vor Eintritt in den Brenner auf 60 °C heruntergekühlt und auskondensiertes Wasser abgeschieden worden ist. Die Luftzahlen sind so gewählt, dass sich die Brennertemperatur unterhalb von 950 °C bewegt. Mit einer Sauerstoffkonzentration von maximal 5 mol-% kann das Brennerabgas genauso wie die noch verbliebene Kathodenabluft bedenkenlos zur Tankinertisierung eingesetzt werden. Die hochkalorige Abwärme ist zudem im APU-System oder für die Flugzeuginfrastruktur nutzbar. Neben Eduktstromvorwärmung und Heißwasserbereitstellung bietet sich insbesondere die Beheizung des Drain Mast (s. Kapitel 5.5.5) an, um Eisbildung beim Ablassen von Wasser zu verhindern. Zur weiteren Abkühlung der Produktströme unter den Taupunkt sind separate Kondensatoren

mit Luftkühlung die technisch einfachste Lösung, vor allem in Hinblick auf die niedrigen Außentemperaturen während des Fluges. Das gewonnene Wasser wird abgeschieden und für das bordeigene Trinkwassersystem genutzt. Das Grundfließbild für den Betrieb ohne Druckbeaufschlagung, System I-A, ist in **Abbildung 5-16** dargestellt.

Tabelle 5-11: Zusammensetzung von Brenneredukt und –produkt (max. Wassergehalt in der Luft)

Flug 0,8 bar		Eintritt (60 °C, ohne Kondensat)			Austritt (914 °C)
		Anodenabgas	Kathodenabluf	Gemisch ($\lambda = 1,5$)	
Anteil der Gaskomponenten in mol-%	H ₂	75,07	-	11,06	-
	N ₂	-	72,53	61,85	65,47
	O ₂	-	9,73	8,29	2,93
	Ar	-	0,87	0,74	0,78
	CO ₂	-	0,04	0,03	0,03
	H ₂ O	24,93	16,84	18,03	30,79
Boden 1 bar		Eintritt (60 °C, ohne Kondensat)			Austritt (918 °C)
		Anodenabgas	Kathodenabluf	Gemisch ($\lambda = 1,5$)	
Anteil der Gaskomponenten in mol-%	H ₂	80,31	-	11,17	-
	N ₂	-	72,53	62,45	66,14
	O ₂	-	9,73	8,37	2,96
	Ar	-	0,87	0,75	0,79
	CO ₂	-	0,04	0,03	0,03
	H ₂ O	19,69	16,84	17,23	30,08
Boden 2 bar		Eintritt (60 °C, ohne Kondensat)			Austritt (911 °C)
		Anodenabgas	Kathodenabluf	Gemisch ($\lambda = 1,7$)	
Anteil der Gaskomponenten in mol-%	H ₂	90,03	-	10,89	-
	N ₂	-	78,52	69,02	72,99
	O ₂	-	10,53	9,26	4,03
	Ar	-	0,94	0,83	0,87
	CO ₂	-	0,04	0,04	0,04
	H ₂ O	9,97	9,97	9,97	22,06

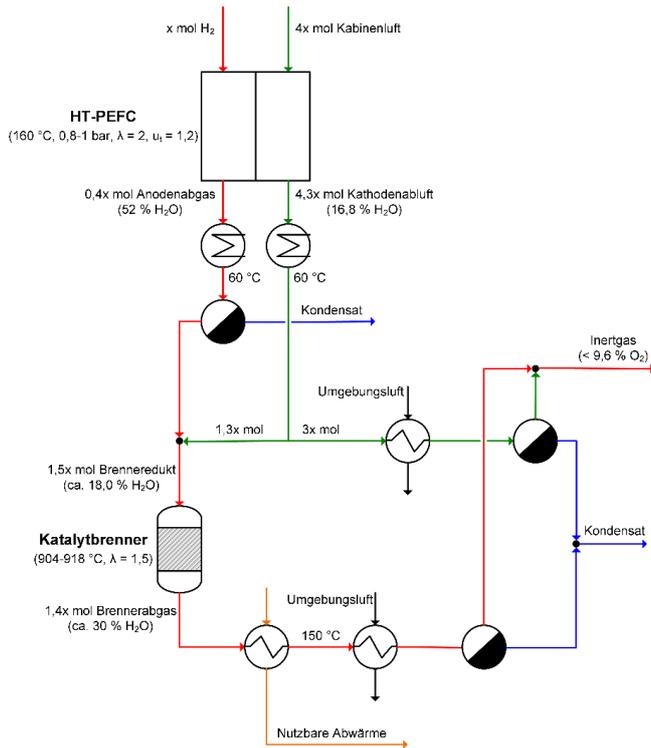


Abbildung 5-16: Grundfließbild des wasserstoffbetriebenen HT-PEFC-Systems ohne Druckbeaufschlagung (System I-A)

Im druckbeaufschlagten System wird unter identischen Temperaturbedingungen eine größere Produktwassermenge aus den Brennstoffzellenabgasen abgeschieden. Bei Eintritt in den Brenner liegt der molare Wasseranteil des 60 °C warmen Eduktgases somit bei nur 10 %, sodass die Luftzahl entsprechend angepasst werden muss. Bei einem Wert von 1,7 verlässt das Abgas den Brenner mit 911 °C und einem molaren Wasseranteil von 22 %. Vorausgesetzt, dass die anschließende Produktwasserkondensationen noch vor der Gasentspannung stattfindet und in Anbetracht der Tatsache, dass die Expanderleistung von Eintrittsmenge und -zustand des entspannten Gases bestimmt wird, hat die Kondensatorfläche direkten Einfluss auf die Bruttoleistung des Systems und der damit einhergehenden Stoffströme (s. **Abbildung 5-17**). Zur Erzielung einer möglichst großen Expanderleistung ist es daher sinnvoll, einen Teil der beim Abkühlprozess freiwerdenden Abwärme zur Wiederaufheizung des entfeuchteten Brennerabgases zu nutzen.

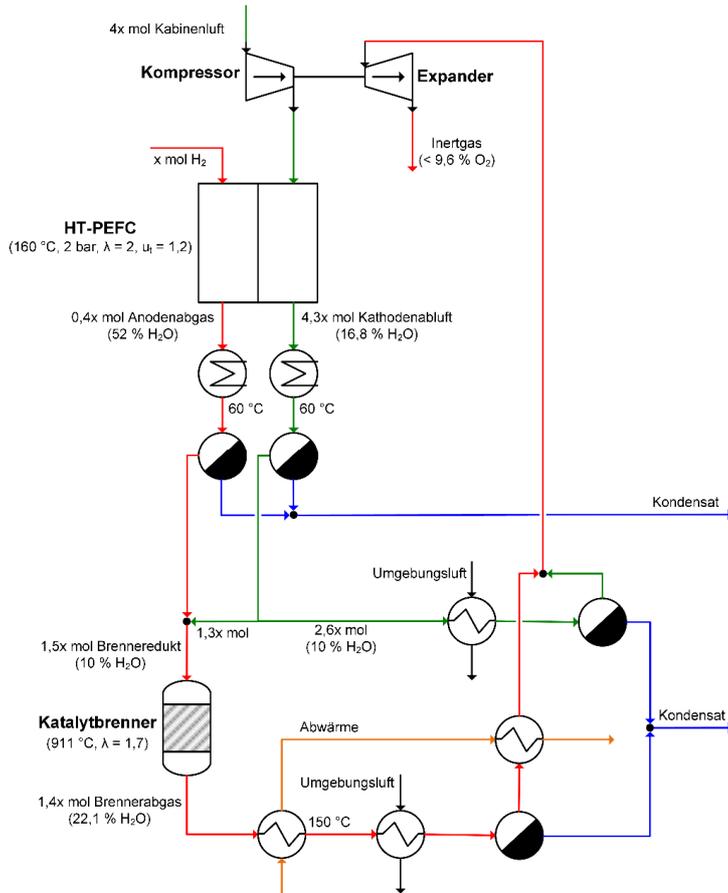


Abbildung 5-17: Grundfließbild des wasserstoffbetriebenen HT-PEFC-Systems mit Druckbeaufschlagung (System I-B)

Wie hoch der Temperatureinfluss auf die Expanderleistung bereits im Bodenbetrieb ist, zeigt Abbildung A-9 des Anhangs. Der dort beispielhaft aufgetragene Zuwachs der technischen Strömungsleistung gilt für die Entspannung von 2 bar auf 1 bar und den Grenzfall, dass die Temperatur der kühlenden Außenluft 55°C beträgt. Die Austrittstemperatur der entfeuchteten Gase aus den beiden luftgekühlten Kondensatoren beträgt bei den nach Kapitel 5.7.6 festgelegten Kondensatorflächen etwa 70°C . Eine Temperaturerhöhung um 200°C bewirkt in diesem Fall eine Zunahme der technischen Strömungsleistung von ca. 50 %. Für das weitere Vorgehen wird daher festgelegt, dass 60 % der Abwärme, die bei der Abkühlung des Brennerabgases auf gewählte 150°C entstehen, zur Wiederaufheizung desselben genutzt wird.

5.7.2.2 Reformatbetrieb

Reformat enthält neben Wasserstoff vor allem Stickstoff, Kohlendioxid und Wasser und wird vor Eintritt in die HT-PEFC so konditioniert, dass der Kohlenmonoxidanteil 1 % nicht überschreitet. Die in **Tabelle 5-12** aufgeführte Reformatzusammensetzung ist Ergebnis des in Kapitel 5.7.7 beschriebenen Reformierungsprozesses mit 1-Dodecen ($C_{12}H_{24}$) als Modellkraftstoff. Mit den in Kapitel 5.7.3.1 festgelegten Werten von $u_1=1,2$ und $\lambda=2$ für Wasserstoffnutzungsgrad und Luftzahl wird der Wasserstoffanteil im anodenseitig zugeführten Reformat von ca. 31 % auf ca. 7 % reduziert, währenddessen die Kathodenluft auf knapp 9 % Sauerstoff abgereichert wird. Der prozentuale Wassergehalt der ausgetragenen Restgase beträgt ca. 33 % auf der Anoden- und ca. 20 % auf der Kathodenseite.

Tabelle 5-12: Edukt- und Produktzusammensetzung einer reformatbetriebenen HT-PEFC (Relative Luftfeuchte = 100 % bei 15 °C)

		Anodenseite ($u_1=1,2$)		Kathodenseite ($\lambda=2$)	
		Eintritt	Austritt	Eintritt	Austritt
Anteil der Gaskomponenten in mol-%	H ₂	31,28	7,05	0	0
	CO	1,0	1,35	0	0
	CO ₂	14,84	20,08	0,04	0,04
	CH ₄	0,17	0,23	0	0
	H ₂ O	24,34	32,92	1,68	20,19
	N ₂	28,04	37,92	76,77	69,60
	O ₂	0	0,0	20,59	9,33
	Ar	0,34	0,45	0,92	0,83

In Übereinstimmung zum wasserstoffbetriebenen Prozess wird das Anodenabgas nach Abkühlung und Kondensatabscheidung bei 60 °C katalytisch nachoxidiert (s. auch Kapitel 5.7.6). Bedingt durch den geringen prozentualen Anteil brennbarer Komponenten ist es allerdings nicht notwendig sauerstoffabgereicherte Kathodenabluft zur Begrenzung der Brennertemperatur zu verwenden, womit diese vollständig als Inertgas für die Tankinertisierung zur Verfügung steht. Die Oxidation der im Anodenabgas enthaltenen Reaktanten Restwasserstoff, Kohlenmonoxid und Methan führt mit normaler Kabinenluft als Oxidationsmittel und leichter Übers-töchiometrie ($\lambda = 1,1$) im Betriebsdruckbereich von 0,8 bis 2 bar zu adiabaten Brennertemperaturen von 645 °C bis 731 °C. Um sicherzustellen, dass die katalytische Reaktion trotz des CO-Anteils problemlos beim Startvorgang zündet, wird der Brenner entsprechend vorgewärmt.

Wie **Tabelle 5-13** zeigt, enthält das Eduktgemisch ca. 7 % Wasserstoff, ca. 1,3 % Kohlenmonoxid und ca. 0,2 % Methan an brennbaren Komponenten sowie einen Wassergehalt von 8-20 %, je nach Systemdruck bzw. Kondensatorleistung. Bei vollständiger Umsetzung der Komponenten erhöhen sich der Kohlendioxidanteil des Gemisches auf ca. 20 % und der Wasseranteil auf 16-27 %.

Tabelle 5-13: Zusammensetzung von Brennerredukt und –produkt

Flug 0,8 bar		Eintritt (60 °C)			Austritt (645,2 °C)
		Anodenabgas	Kabinenluft	Gemisch ($\lambda = 1,1$)	
Anteil der Gaskomponenten in mol-%	H ₂	7,89	0	6,18	0
	CO	1,51	0	1,18	0
	CO ₂	22,46	0,04	17,60	19,71
	CH ₄	0,26	0	0,21	0
	H ₂ O	24,93	0,94	19,73	27,32
	N ₂	42,43	77,35	50,01	51,92
	O ₂	0	20,75	4,50	0,42
	Ar	0,51	0,93	0,60	0,62
Boden 1 bar		Eintritt (60 °C)			Austritt (675,2 °C)
		Anodenabgas	Kabinenluft	Gemisch ($\lambda = 1,1$)	
Anteil der Gaskomponenten in mol-%	H ₂	8,44	0	6,50	0
	CO	1,62	0	1,25	0
	CO ₂	24,03	0,04	18,52	20,79
	CH ₄	0,28	0	0,21	0
	H ₂ O	19,69	1,68	15,55	23,38
	N ₂	45,0	76,77	52,61	54,73
	O ₂	0	20,59	4,73	0,45
	Ar	0,54	0,92	0,63	0,65
Boden 2 bar		Eintritt (60 °C)			Austritt (730,7 °C)
		Anodenabgas	Kabinenluft	Gemisch ($\lambda = 1,1$)	
Anteil der Gaskomponenten in mol-%	H ₂	9,46	0	7,09	0
	CO	1,82	0	1,36	0
	CO ₂	26,94	0,04	20,20	22,76
	CH ₄	0,31	0	0,23	0
	H ₂ O	9,97	1,68	7,90	16,13
	N ₂	50,89	76,77	57,37	59,91
	O ₂	0	20,59	5,16	0,49
	Ar	0,61	0,92	0,69	0,72

Die Wasserbilanz des Systems ist im Idealfall geschlossen, das heißt die gesamte im Reformierungsprozess benötigte Menge wird aus den Abgasstoffströmen zurückgewonnen. Wie in den wasserstoffbetriebenen System I-A und I-B sollen auch hier luftgekühlte Kondensatoren zum Einsatz kommen, wodurch die Schließung des Wasserkreislaufs bei hohen Außentemperaturen eine Herausforderung darstellen kann. Das abgekühlte und entfeuchtete Brennerabgas wird in die Umgebung abgegeben, da der hohe Gehalt des im Kerosin löslichen Kohlendioxids die Nutzung als Inertgas beschränkt. Die Modellierung der Systeme II-A ohne und II-B mit Druckbeaufschlagung erfolgt somit nach den in **Abbildung 5-18** und **Abbildung 5-19** gezeigten Fließbildern.

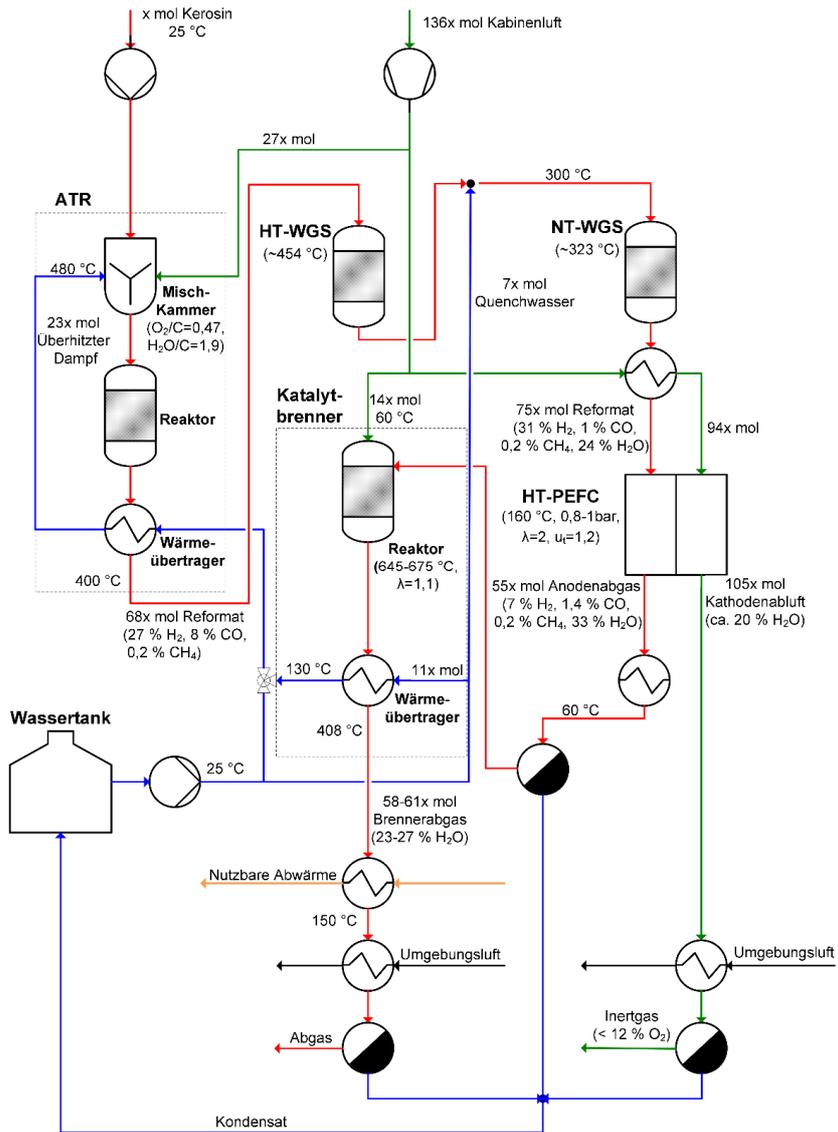


Abbildung 5-18: Grundfließbild des reformatbetriebenen HT-PEFC-Systems ohne Druckbeaufschlagung (System II-A)

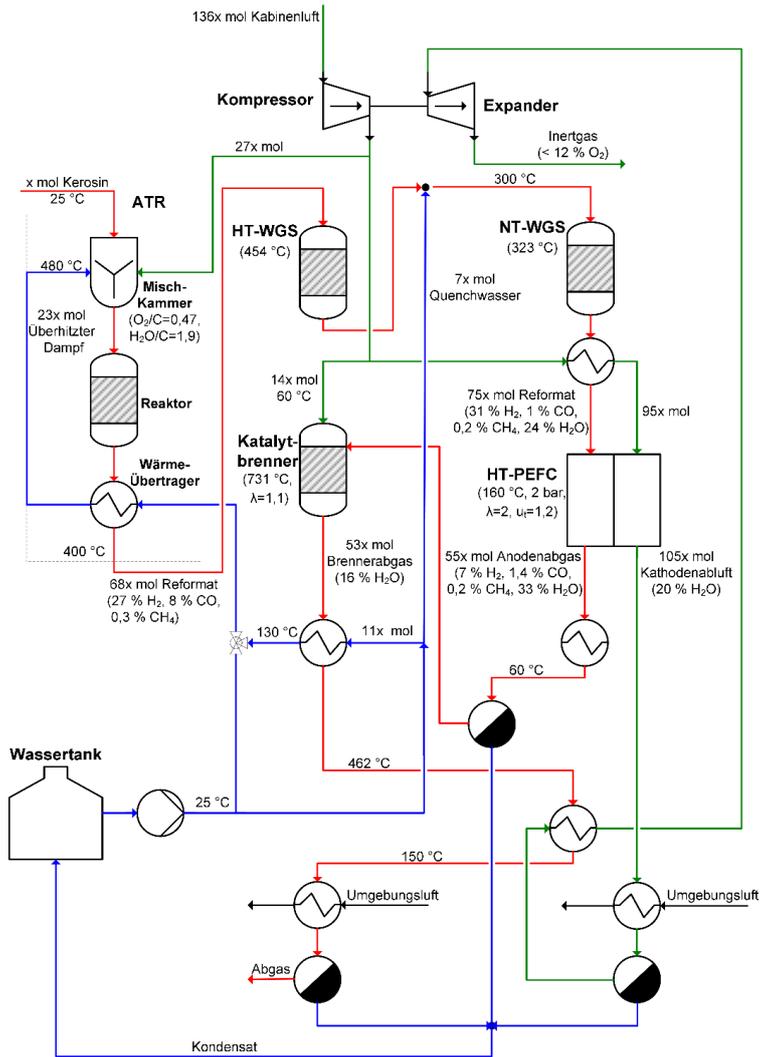


Abbildung 5-19: Grundfließbild des reformatbetriebenen HT-PEFC-Systems mit Druckbeaufschlagung (System II-B)

5.7.3 HT-PEFC-Stacks

5.7.3.1 Wahl der Betriebsbedingungen

Grundlegendes zu den Betriebsbedingungen von Brennstoffzellen wurde in Kapitel 3.3.4 erläutert. Für die HT-PEFC-Simulationen mit Wasserstoff und Reformat werden die Betriebsparameter unter den Gesichtspunkten Wirkungsgrad und Lebensdauer, sowie nach den spezifischen Anforderungen des Flugzeugsystems festgelegt:

- Bei der Betriebstemperatur ist mit Blick auf den Wirkungsgrad und die thermische Integrierbarkeit der HT-PEFC in das Flugzeugsystem ein hoher Level vorteilhaft. Wichtigster temperaturlimitierender Faktor ist die Lebensdauer der Membran-Elektroden-Einheit, sodass die Temperatur nach den Empfehlungen des MEA-Herstellers gewählt wird.
- Bei der Festlegung des Betriebsdrucks besteht die Herausforderung darin, eine geeignete Balance zwischen Zellwirkungsgrad, peripheren Verlusten und Systemgewicht zu finden. Mit dem Druck steigt der Zellwirkungsgrad und damit auch die Leistungsdichte der Stacks. Dem entgegen stehen die Verdichterleistung und aufwändigere, druckfeste Konstruktionen. Wie im vorherigen Kapitel beschrieben, werden daher zwei verschiedene Szenarien simuliert.
- Für die Luftzahl wird unter Voraussetzung einer ausreichenden Reaktantenversorgung ein kleiner Wert bevorzugt, um die durch Lüfter bzw. Kompressoren verursachten energetischen Verluste zu minimieren. Des Weiteren ist im Simulationsmodell vorgesehen, dass das in der Kathodenabluft enthaltene Produktwasser auskondensiert und als Nutzwasser zur Verfügung gestellt wird. Mit steigendem Luftüberschuss wird die Kondensation erschwert, was sich unvorteilhaft auf Baugröße und Gewicht des Kondensators auswirkt.
- Der Brenngasnutzungsgrad (s. Glg. 3-26) ist idealerweise so gewählt, dass der Stackwirkungsgrad durch ein optimales Verhältnis von Zellwirkungsgrad und Brennstoffverbrauch maximiert wird (vgl. Kapitel 3.3.4). Ein zu hoher Brennstoffverbrauch ist aufgrund der gravimetrischen und volumetrischen Eigenschaften des Wasserstofftanks insbesondere bei einem wasserstoffbetriebenen System zu vermeiden. Mit einem zu klein gewählten Brenngasnutzungsgrad wiederum kann die Reaktantenversorgung der Zellen bis zu einer Unterversorgung verschlechtert werden und im Falle eines Brenngaserzeugungssystems außerdem dazu führen, dass die Abwärme aus der katalytischen Verbrennung des Anodenrestgases nicht für die Bereitstellung des notwendigen Wasserdampfes ausreicht.

Tabelle 5-14: Gewählte Betriebsbedingungen für die HT-PEFC-Stacks

Betriebsparameter	
Brenngas	H ₂ / Reformat
Temperatur T	160 °C
Systemdruck p	Kabinendruck / 2 bar
Brenngasnutzungsgrad u_t	1,2
Luftzahl λ	2

In **Tabelle 5-14** sind Werte aufgeführt, die sich an obigen Auswahlkriterien orientieren und die sich gemäß der Literatur als geeignet für die spezifischen Eigenschaften der HT-PEFC (s. Kapitel 3.3.6) erwiesen haben. Der Verlauf der Strom-Spannungs-Kennlinie bei diesen Betriebsbedingungen ist Ausgangspunkt für die Wahl des Auslegungspunkts und die Stackdimensionierung (s. nachfolgende Kapitel).

5.7.3.2 Beschreibung und Analyse der verwendeten Strom-Spannungs-Kennlinien

Reale Grundlage für die HT-PEFC-Simulationen sind experimentelle Messdaten zweier baugleicher Shortstacks, die im Rahmen einer Dissertation am IEK-3 (s. [18]) entwickelt worden sind. Dass beide Stacks nicht nur hinsichtlich ihrer Konstruktion, sondern auch in ihrem Betriebsverhalten übereinstimmen, konnte durch entsprechende Messungen bestätigt werden [18, S.135]. Informationen zum Design der Stacks sind in Tabelle A-6 des Anhangs zusammengefasst.

Abbildung 5-20 zeigt die Strom-Spannungs-Kennlinien der Stacks für die in Kapitel 5.7.3.1 gewählten Betriebsbedingungen. Einer der beiden Stacks wurde mit Wasserstoff, der andere mit Reformat betrieben. Hier ist anzumerken, dass entgegen realer Bedingungen kein feuchtes, sondern trockenes synthetisches Reformat verwendet worden ist. Der Einfluss des anodenseitig zugeführten Wassers kann Ergebnissen von Wannek et al. [245] zufolge allerdings als verhältnismäßig gering betrachtet werden. Als Begründung weisen Wannek et al. darauf hin, dass das Wasser zwar zu einer verbesserten Leitfähigkeit der Phosphorsäure führt, es andererseits aber auch die Konzentration des Wasserstoffs im Gasgemisch mindert.

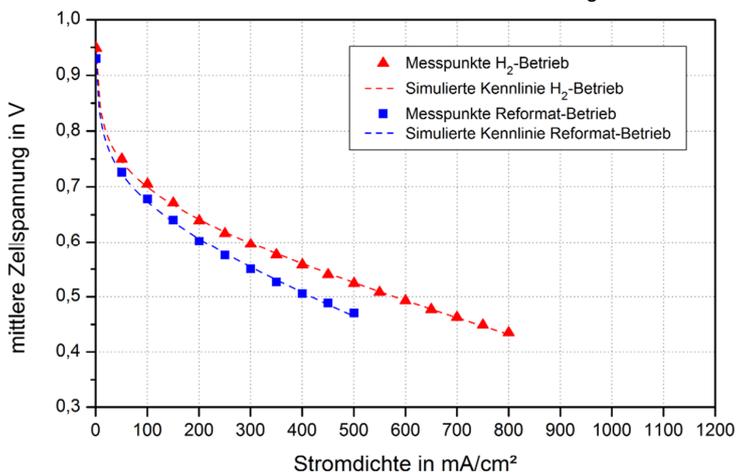


Abbildung 5-20: Strom-Spannungs-Kennlinien von fünfzelligem HT-PEFC-Stacks ($\vartheta = 160 \text{ }^\circ\text{C}$, $p = 1 \text{ bar}$, $\lambda = 2$, $u = 1,2$)

Erwartungsgemäß weichen die beiden Spannungsverläufe erkennbar voneinander ab. Mit $0,52 \text{ V}$ wurde im Wasserstoffbetrieb eine um 10% höhere Zellspannung bei 500 mA/cm^2 gemessen als im Reformatbetrieb. Eine Reaktantenunterversorgung, die sich durch ein schnelles

Abknicken der Kennlinien äußern würde, trat bei den eingestellten Stromdichten von maximal 800 mA/cm² im Wasserstoffbetrieb bzw. 500 mA/cm² im Reformatbetrieb nicht auf. Der Fit der Messdaten lässt sich mittels einer vereinfachten Form der Glg. 3-22 mit hoher Genauigkeit (> 99 %) realisieren, wie die in der Grafik dargestellten Linien zeigen. Eine Vereinfachung besteht darin, die wenig ausgeprägten Konzentrationsüberspannungen über eine lineare Funktion zu beschreiben (vgl. hier auch [125]):

$$\eta_{\text{Konz}} \approx r_{\text{Konz}} \times j \quad \text{Glg. 5-1}$$

Des Weiteren werden die reversible offene Zellspannung und die konstanten Terme der $E = E_{\text{OC,rev}} - A \times \ln\left(\frac{j + j_{\text{Cross}}}{j_0}\right) - r_{\Omega} \times j + \frac{R \times T}{n \times F} \ln\left(1 - \frac{j}{j_l}\right)$ Glg. 3-22 zu einer effektiven offenen Zellspannung E_{OC} zusammengefasst (siehe hierzu auch [131]; S.59f.):

$$E_{\text{OC}} = E_{\text{OC,rev}} - A \times \ln\left(\frac{j_{\text{Cross}}}{j_0}\right) = E_{\text{OC,rev}} + A \times \ln j_0 - \underbrace{A \times \ln j_{\text{Cross}}}_{\approx 0} \quad \text{Glg. 5-2}$$

$$E_{\text{OC}} \approx E_{\text{OC,rev}} + A \times \ln j_0$$

Es folgt ein einfach zu handhabender Ausdruck, der sich sehr gut zur Approximation der experimentellen Werte eignet. Nur für sehr kleine Stromdichten < 1 ist die Gleichung aufgrund des logarithmischen Terms nicht geeignet:

$$E = E_{\text{OC}} - A \times \ln j - (r_{\Omega} + r_{\text{Konz}}) \times j \quad \text{für } j \geq 1 \quad \text{Glg. 5-3}$$

Die gefitteten Konstanten für die Kennlinien, siehe **Tabelle 5-15**, liegen in der erwarteten Größenordnung (vgl. z.B. mit [125; 131]):

Tabelle 5-15: Gefittete Konstanten der Stackkennlinien

Konstante	Wasserstoff	Reformat
E_{OC} (V)	0,95138	0,93000
A (-)	0,04959	0,04861
$r_{\Omega} + r_{\text{Konz}}$ (kΩ*cm ²)	$2,35 \times 10^{-4}$	$3,27 \times 10^{-4}$

Der Vergleich mit experimentellen Daten anderer Forschergruppen bzw. Brennstoffzellenhersteller erlaubt eine Einordnung der Stackleistung in den derzeitigen Stand der Technik und gibt Aufschluss über das Optimierungspotential. **Abbildung 5-21** gibt einen Überblick über die Ergebnisse von Charakterisierungsmessungen, die sowohl von Einzelzellen als auch von Stacks mit bis zu 25 Zellen stammen. Alle Ergebnisse basieren auf identischen Betriebsbedingungen hinsichtlich Gasart, Temperatur, Druck, Luftzahl und Gasnutzungsgrad produziert. Sonstige Parameter wie aktive Fläche pro Zelle, Stackdesign, Materialien etc. variieren.

Wie die Grafik zeigt, weisen alle Einzelzellen bzw. Stacks mit Membran-Elektroden-Einheiten des Herstellers BASF (siehe Kurven 1 bis 5) sich ähnelnde Spannungsverläufe auf, die mit einer maximalen Abweichung von ca. 7 % bei 500 mA/cm² verhältnismäßig nah beieinander

liegen. Zum Vergleich deutet die Kurve Nr. 6 bei gleicher Stromdichte auf eine um mindestens 8 % geringere Leistungsfähigkeit der Brennstoffzelle hin. Die Kennlinie des 16-zelligen Stacks von VW lässt mit dem flacheren Spannungsabfall bei niedrigen Stromdichten und dem deutlichen Abknicken ab 900 mA/cm² ebenfalls ein abweichendes Betriebsverhalten erkennen.

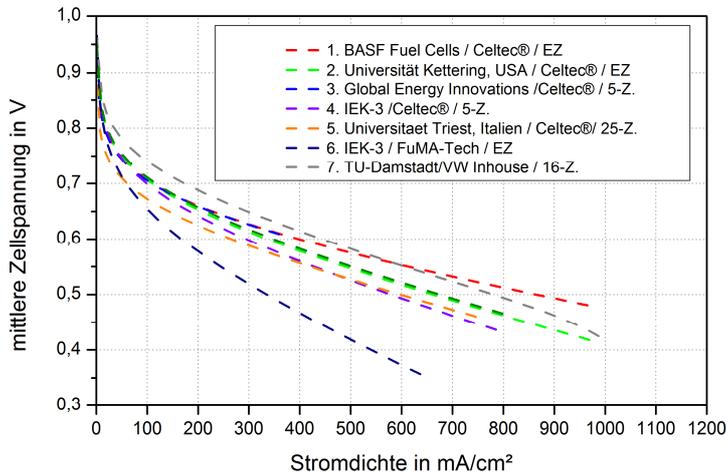


Abbildung 5-21: HT-PEFC-Kennlinien für H₂/Luft ($\zeta = 160$ °C, $p = 1$ bar, $\lambda = 2$, $u=1,2$)

Die Grafik vermittelt einen Eindruck darüber, inwieweit die Höhe der Spannungsverluste von der Membran-Elektroden-Einheit abhängt und in welchem Ausmaß andere Faktoren wie Stackdesign oder -materialien den Kennlinienverlauf beeinflussen. Im konkreten Vergleich mit der Kennlinie Nr. 7 ist die zu bewertende Kennlinie Nr. 4 im Bereich der Aktivierungsüberspannungen verlustreicher, welches für eine geringere Elektrodenaktivität der MEA spricht. Gegenüber der Einzelzellmessung Nr. 1 besitzt die Stackkennlinie trotz identischer MEA ein beinahe doppelt so großes Gefälle im linearen Bereich. Der flächenspezifische Widerstand liegt nach Tabelle 5-15 bei > 2 k Ω cm². Laut Angaben des MEA-Herstellers sind Ohmsche Widerstände, die deutlich über dem normalen Wertebereich (gemäß BASF Fuel Cells bei $0,7 \cdot 10^{-4}$ – $1 \cdot 10^{-4}$ k Ω cm² für graphitische Bipolarplatten) liegen, erfahrungsgemäß auf große Kontaktwiderstände zwischen MEA und Bipolarplatte zurückzuführen (vgl. [197]). Abhilfe schaffen könnte in diesem Fall ein größerer Anpressdruck. Weitere mögliche Ursachen für den höheren Spannungsabfall sind größere elektrische Widerstände von Zellkomponenten wie Stromabnehmer etc. sowie vermehrt auftretende lokale Stofftransportwiderstände, z.B. aufgrund des Designs der Strömungskanäle in den Reaktantenflowfields. Zusammenfassend bleibt damit festzuhalten, dass die Kennlinie des Shortstacks nach dem heutigen Stand der Technik sowohl bei der Elektrodenaktivität als auch bei Elektronenleitfähigkeit und Stofftransport deutlich verbessert werden kann.

In Anbetracht des bestehenden Optimierungspotentials bei dem betrachteten Shortstack und der noch jungen HT-PEFC-Technologie insgesamt ist es sinnvoll, verschiedene Szenarien des Kennlinienverlaufs zu simulieren und die Auswirkung einer Kennlinienoptimierung auf das Ge-

samtsystem Flugzeug zu quantifizieren. Wie zuvor beschrieben, besteht eine effizienzsteigernde Maßnahme aus der Verbesserung der Elektrodenaktivität bzw. der Austauschstromdichte. Die Austauschstromdichte der realen Kennlinien errechnet sich nach Glg. 5-2 zu den in **Tabelle 5-16** aufgeführten Werten. Für Details zur Berechnung der erforderlichen theoretischen Zellspannung nach der Nernst-Gleichung (Glg. 3-15) wird auf den Anhang verwiesen.

Tabelle 5-16: Berechnete Werte für die theoretische Zellspannung und die Austauschstromdichte

Konstante	Wasserstoff	Reformat
$E_{OC,rev}$ (V)	1,1377	1,1216
j_0 (mA/cm ²)	0,023	0,019

Der Effekt einer erhöhten Austauschstromdichte auf den Kennlinienverlauf ist in **Abbildung 5-22** am Beispiel eines wasserstoffbetriebenen Stacks gezeigt (Reformatkennlinien sind im Anhang zu finden). Bei einem angenommenen Vergrößerungsfaktor von 3,5 wird die Zellspannung ausgehend von der realen Kennlinie (Stack „A“) angehoben und verbessert sich bei 500 mA/cm² von 0,53 V auf ca. 0,59 V. Eine hypothetische Reduktion der Verluste im Ohmschen Kennlinienbereich um 15 % bewirkt eine weitere Erhöhung der Zellspannung auf 0,61 V (Stack „C“). Beide Effekte kombiniert ergibt das Kennlinienverhalten des fiktiven optimierten Stacks „D“.

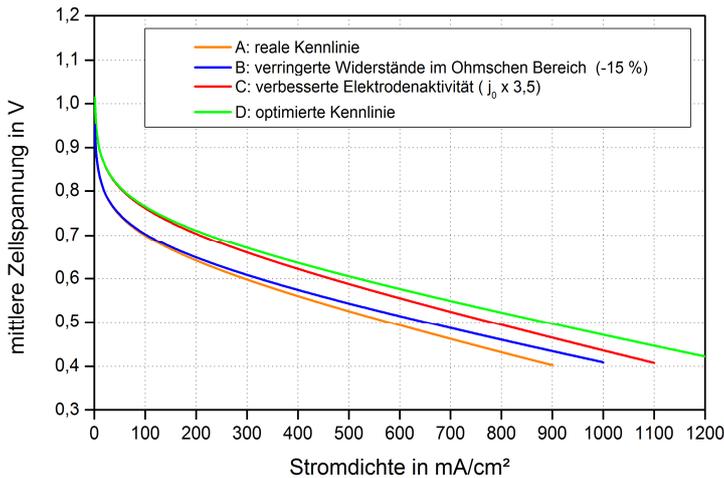


Abbildung 5-22: Kennlinienoptimierung am Beispiel des H₂/Luft-Stacks ($\vartheta = 160$ °C, $p = 1$ bar, $\lambda = 2$, $u = 1,2$)

Als Konsequenz der Kennlinienoptimierung verringert sich die notwendige Zellzahl, die zur Bereitstellung der geforderten Systemleistung erforderlich ist. In welchem Ausmaß sich eine vergrößerte APU-Effizienz auf den Kerosinverbrauch im Flugzeug auswirkt, soll anhand der Simulationsergebnisse gezeigt werden. Für eine realistische Simulation des Brennstoffzellenbetriebs in Reisehöhe ist allerdings zu beachten, dass der Kabinendruck lediglich bei 0,8 bar

liegt. Entsprechend der Erläuterungen in Kapitel 3.3.2 ist daher eine Absenkung der Zellspannung zu erwarten. Bei einem druckbeaufschlagten System muss im Gegenzug die Wirkungsgradverbesserung in geeigneter Weise in den Kennlinienverläufen berücksichtigt werden. Wie aus Glg. 3-17 bekannt, verhält sich die reversible offene Zellspannung proportional zum Logarithmus des Druckverhältnisses. Da dies ebenfalls für die Aktivierungsüberspannung gilt, stellt der Ausdruck

$$E(p_2) = E(p_1) + \frac{R \times T}{n \times F} \ln\left(\frac{p_2}{p_1}\right) + b \times n \left(\frac{p_2}{p_1}\right) \quad \text{Glg. 5-4}$$

meistens eine ausreichend genaue Formel zur Beschreibung der Druckabhängigkeit der Zellspannung dar (vgl. [131, S.104]). Nimmt der Druck auch erkennbar Einfluss auf das Kennliniengefälle im Ohmschen Bereich, wie in **Abbildung 5-23**, spricht dies für ein Inertgaspolster an der kathodenseitigen Elektrodengrenzfläche, welches den Reaktantentransport behindert und dem infolgedessen durch Druckerhöhung entgegengewirkt werden kann (vgl. [124]). Die in der Abbildung dargestellten HT-PEFC-Kennlinien der Firma Sartorius und der Kettering University, USA, wurden bei jeweils zwei unterschiedlichen Systemdrücken aufgenommen. Die Kennlinien des höheren Drucks sind nicht nur jeweils nach oben verschoben, sondern zeichnen sich auch durch einen flacheren Verlauf aus.

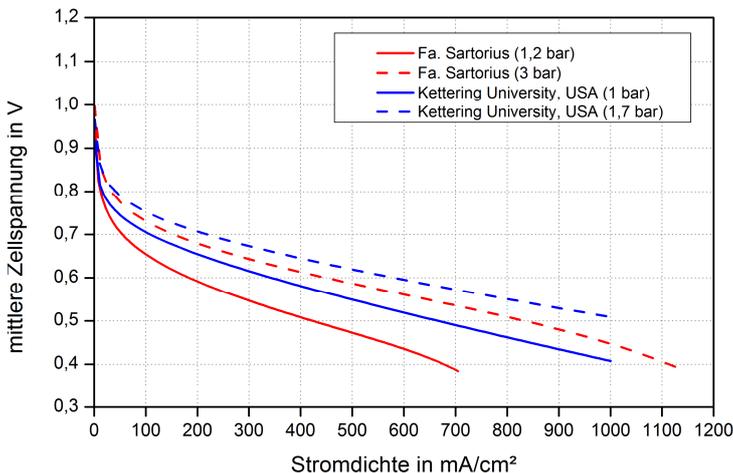


Abbildung 5-23: Auswirkung einer Druckerhöhung auf die HT-PEFC-Kennlinien

Mangels eigener durchgeführter Druckversuche wird für die HT-PEFC-Modellierung unterstellt, dass die Shortstacks in gleichem Ausmaß auf Druckänderung reagieren wie die Stacks in **Abbildung 5-23**. Zur Berücksichtigung des abnehmenden Kennliniengefälles im Ohmschen Bereich wird ein zusätzlicher Term der Form

$$c \times n \left(\frac{p_2}{p_1}\right) \times j \quad \text{für } p_1 \text{ und } p_2 \leq 2 \text{ bar}$$

als hinreichende Beschreibungsformel verwendet. Es wird davon ausgegangen, dass der zugrundeliegende Effekt im simulierten Druckbereich auftritt, was aber nicht auch für höhere Drücke gelten muss. Die entsprechend angepassten Konstanten b und c für die erweiterte Glg. 5-4 sind in **Tabelle 5-17** aufgeführt:

Tabelle 5-17: Angepasste Konstanten zur Beschreibung der Druckabhängigkeit

Konstante	Wert
b	0,055228
c	0,00011624

Basierend auf den realen Kennlinien für Atmosphärendruck lässt sich mit den beschriebenen Formeln ein wirklichkeitsnahes Betriebsverhalten der Shortstacks bei verschiedenen Leistungsdichten simulieren. In **Abbildung 5-24** sind beispielhaft die Kennlinien der wasserstoffbetriebenen Stacks A und D für Normaldruck (1 bar), minimalen Kabinendruck (0,8 bar) und den gewählten Druck bei zusätzlicher Druckbeaufschlagung (2 bar) dargestellt. Als Referenz für die Zellspannung bei 2 bar ist die Kennlinie eines Stacks der Volkswagen AG eingefügt. Sie liegt zwischen den berechneten Kennlinien der Stacks A und D, welches für die Eignung der verwendeten Berechnungsformeln spricht.

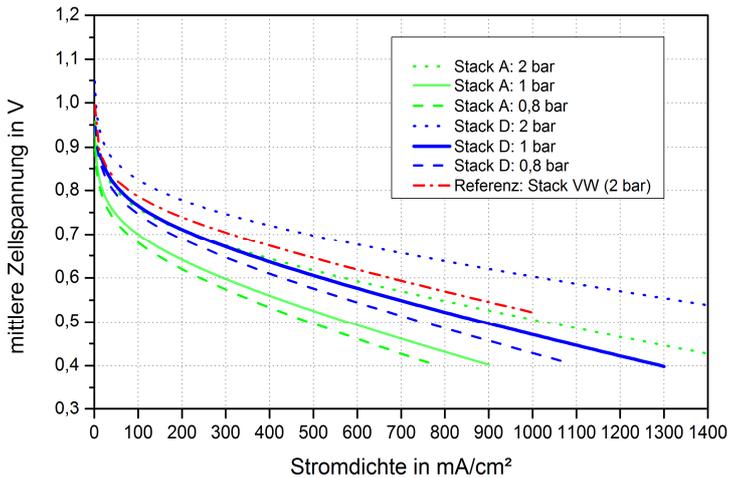


Abbildung 5-24: Simulierte Kennlinien des H_2 /Luft-Stacks bei 160 °C und verschiedenen Systemdrücken

5.7.3.3 Wahl des Auslegungspunkts

Bei der Stackauslegung ist aus ökologischer und ökonomischer Sicht der Gesamtenergieverbrauch des Flugzeugs das entscheidende Kriterium. Die energetische Bilanzierung erfolgt dabei in zwei unterschiedlichen Bilanzräumen. Die Energieeffizienz des Bilanzraums APU hängt ausschließlich vom Wirkungsgrad der APU-Komponenten ab. Im zweiten Bilanzraum, dem Flugzeug, wird der Triebwerksverbrauch in hohem Maß vom Gewicht bestimmt. Eine Stackauslegung ausschließlich nach dem Wirkungsgradaspekt führt daher nicht zwangsläufig auch zu einem Verbrauchsminimum des Flugzeugs. Hierzu folgende Überlegungen:

- Ein Auslegungspunkt bei hohem Stackwirkungsgrad ist vorteilhaft hinsichtlich des zur Stromerzeugung benötigten Brennstoffbedarfs, geht aber zu Lasten des Stackgewichts. Zumindest im Falle des wasserstoffbetriebenen Systems sind auf der anderen Seite signifikante Gewichtseinsparungen beim Tank möglich.
- Bezüglich des Wasserhaushalts ist zu berücksichtigen, dass ein Stackbetrieb bei geringem Wirkungsgrad eine größere Produktwassermenge produziert. Je mehr Wasser direkt in Reishöhe erzeugt werden kann, desto geringer ist die Menge, die im verbrauchsintensiven Steigflug an Bord mitgeführt werden muss.

Zur Identifikation des optimalen Auslegungspunkts und zur Ermöglichung von Aussagen über Relevanz und Zusammenspiel einzelner Einflussgrößen auf die Gesamtenergiebilanz des Flugzeugs, werden zwei Auslegungsvarianten verglichen. Für die „Wirkungsgradvariante“ wird der Auslegungspunkt bei einer möglichst hohen Zellspannung gewählt. Wie in **Abbildung 5-25** dargestellt, wird hier ein Wert von 0,65 V gewählt. Bei der sogenannten „Leistungsdichteveriante“ erfolgt die Systemauslegung bei 0,55 V. Der Zellwirkungsgrad nach Glg. 3-25 beträgt bei diesen Lastpunkten 51,9 % bzw. 43,9 % (s. Anhang).

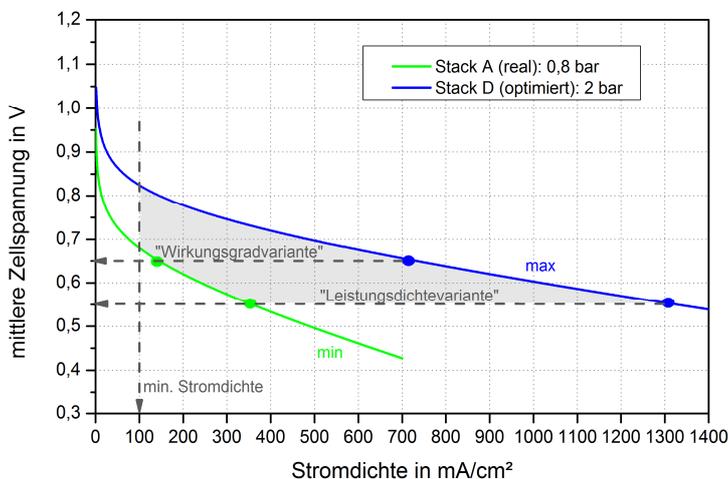


Abbildung 5-25: Gewählte Auslegungspunkte für die H₂/Luft-Stacks

Die Zelleistung am Auslegungspunkt variiert mit dem jeweilig simulierten Kennlinienverlauf und bedeutet damit eine große Bandbreite an untersuchten Leistungsdichten bei identischem

Wirkungsgrad. Im dynamischen Flugzeugbetrieb werden die Stacks nicht an einem stationären Lastpunkt betrieben, sondern nach dem in Kapitel 5.6.2 vorgegebenen Lastprofil. Für die Stackdimensionierung (s. Kapitel 5.7.3.5) wird diesbezüglich festgelegt, dass das Spannungsniveau des Auslegungspunktes im Normalfall nicht unterschritten werden soll. Des Weiteren beinhaltet das Simulink-Modell eine teilweise Abschaltung der Stacks bei Stromdichten $< 100 \text{ A/cm}^2$, um das Auftreten hoher Aktivierungsüberspannungen zu vermeiden. Die Gesamtlast wird entsprechend auf die verbliebenen Stacks verteilt. Der aus diesen Festlegungen resultierende Betriebsbereich ist anhand der grau schraffierten Fläche veranschaulicht. Die untere Begrenzung wird von der Kennlinie des Stacks A bei 0,8 bar Kabinendruck gebildet, die obere von der Kennlinie eines druckbeaufschlagten Stacks D. Die weitere Vorgehensweise besteht aus der Bestimmung der maximalen APU-Bruttoleistung, um im nachfolgenden Schritt die Stackdimensionierung vornehmen zu können.

5.7.3.4 Berechnung der Brennstoffzellenleistung

Die von den Brennstoffzellen zu erbringende Gesamtleistung P_{Stacks} entspricht der nach außen abgegebenen Systemleistung P_{Sys} zuzüglich des Stromeigenbedarfs P_{aux} und der Verlustleistung aus der Spannungsregulierung im DC/DC-Wandler. Bei einem System ohne zusätzliche Druckbeaufschlagung besteht der Eigenbedarf hauptsächlich aus der vergleichsweise geringen Förderleistung von Lüfter und Kerosinpumpe und wird in den Simulationen vernachlässigt:

$$P_{\text{Stack}} \approx \frac{P_{\text{Sys}}}{\eta_{\text{DC/DC}}}$$

Bei Systemen mit Druckbeaufschlagung dominiert die von Druckverhältnis und Luftmenge (s. auch Anhang) abhängige Kompressorleistung den elektrischen Eigenverbrauch. Da die Stoffströme von der Stackleistung bestimmt werden, besteht zwischen Stack- und Systemleistung der in **Abbildung 5-26** veranschaulichte iterative Zusammenhang

$$P_{\text{Stacks}} = \frac{P_{\text{Sys}} + P_{\text{aux}}(P_{\text{Stacks}})}{\eta_{\text{DC/DC}}}$$

welcher im Simulink-Modell über eine algebraische Schleife gelöst wird.

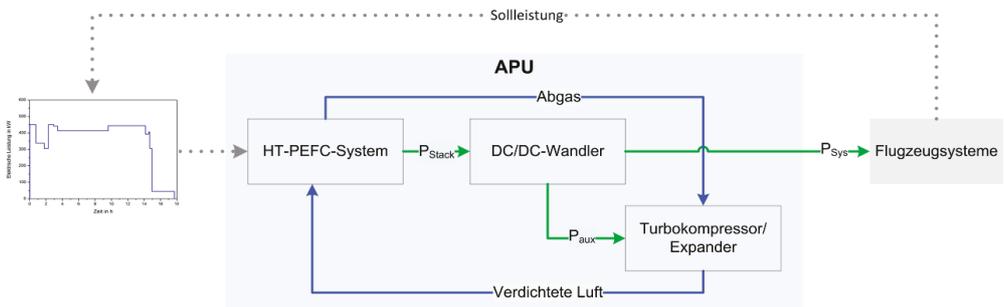


Abbildung 5-26: Definition von Stack- und Systemleistung

Gemäß der Festlegung in Kapitel 5.7.3.3 soll die Zellspannung des Auslegungspunktes im normalen Lastzyklus nicht unterschritten werden. Bei fehlender Druckbeaufschlagung ist die Zellspannung höhenabhängig, weshalb die niedrigste Zellspannung im Flug zu erwarten ist. Wie dem Lastprofil aus Kapitel 5.6.2 entnommen werden kann, wird im Flug eine maximale Nettoleistung gefordert. Unter Berücksichtigung der Verluste durch die Spannungsregulierung ergibt sich damit am Auslegungspunkt eine Stackleistung von 467 kW. In einem druckbeaufschlagten System hingegen variiert die Zellspannung ausschließlich mit der Last. Ob deren Maximalwert am Boden oder im Flug auftritt, hängt dabei von der Leistung der Kompressor/Expander-Einheit ab. Die Kurvenverläufe der **Abbildung 5-27** zeigen den prinzipiellen Zusammenhang zwischen Stromeigenbedarf und Flughöhe. Bis zum Erreichen des endgültigen Kabinendrucks nimmt die bei der Luftkompression zu überwindende Druckdifferenz während des Steigflugs zu. Da der kontinuierlich fallende Umgebungsdruck gleichzeitig zu einer Vergrößerung der Expanderleistung führt, ergibt sich bei 8.000 ft ein Leistungsmaximum. Der exakte Kurvenverlauf ist zum einen von der zu komprimierenden Luftmenge und somit von der Zellspannung abhängig, und zum anderen vom Eintrittszustand des im Expander entspannten Gases und damit von der Dimensionierung der vorgeschalteten Kondensatoren. Die beispielhaft gewählten Graphen in der Abbildung gelten für 450 kW Systemleistung bei 0,55 V und 0,65 V Zellspannung und den in Kapitel 5.7 festgelegten Kondensatorflächen. Dass der Eigenbedarf des reformatbetriebenen Systems im Vergleich zum wasserstoffbetriebenen System höher liegt, resultiert aus dem zusätzlichen Luftbedarf für die Reformierung und aus der Entspannung des Brennerabgases im Expander (vgl. Kapitel 5.7.2).

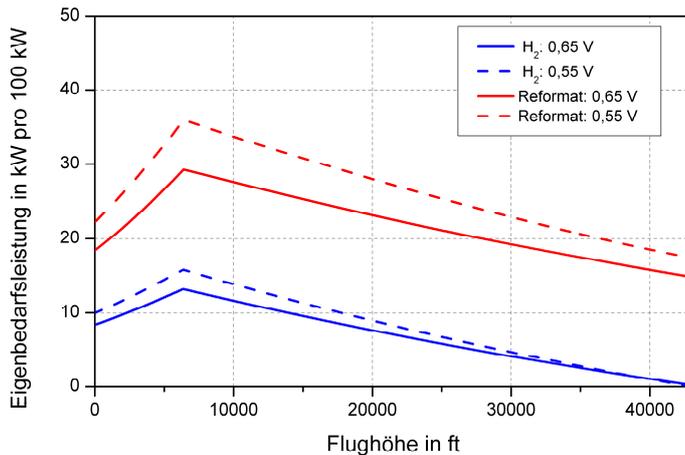


Abbildung 5-27: Eigenbedarfsleistung pro 100 kW APU-Leistung bei 2 bar Betriebsdruck in Abhängigkeit von der Flughöhe ($\eta_{\text{Kompressor}}=\text{konst.}$)

Die Bruttoleistung über das gesamte Lastprofil (Kapitel 5.6.2) ist in **Abbildung 5-28** für Wasserstoffbetrieb und **Abbildung A-11** (s. Anhang) für Reformatbetrieb dargestellt. Bei 0,55 V, dem Auslegungspunkt nach der „Leistungsvariante“, beträgt die Maximalleistung 521 kW im Wasserstoffbetrieb und 579 kW im Reformatbetrieb. Bei der „Wirkungsgradvariante“ mit 0,65 V Zellspannung sind maximal 514 kW Stackleistung im Wasserstoffbetrieb und 560 kW

im Reformatbetrieb erforderlich (s. Überblick in **Tabelle 5-18**). Die nachfolgende Stackdimensionierung erfolgt so, dass der Auslegungspunkt den Punkt minimaler Zellspannung darstellt, wie beispielhaft in **Abbildung 5-29** dargestellt.

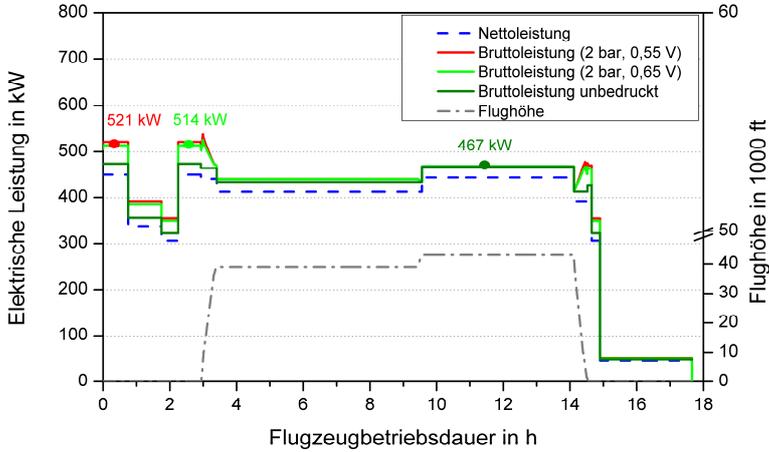


Abbildung 5-28: Benötigte Bruttogleistung am Auslegungspunkt (H_2 -Betrieb)

Tabelle 5-18: Auslegungsleistung in Abhängigkeit von Brennstoff, Druckniveau und Lastpunkt

		Wasserstoffbetrieb	Reformatbetrieb
Kein Druckbetrieb		467 kW	467 kW
Druckbetrieb (2 bar)	Auslegungskonzept 1 (0,55 V)	521 kW	579 kW
	Auslegungskonzept 2 (0,65 V)	514 kW	560 kW

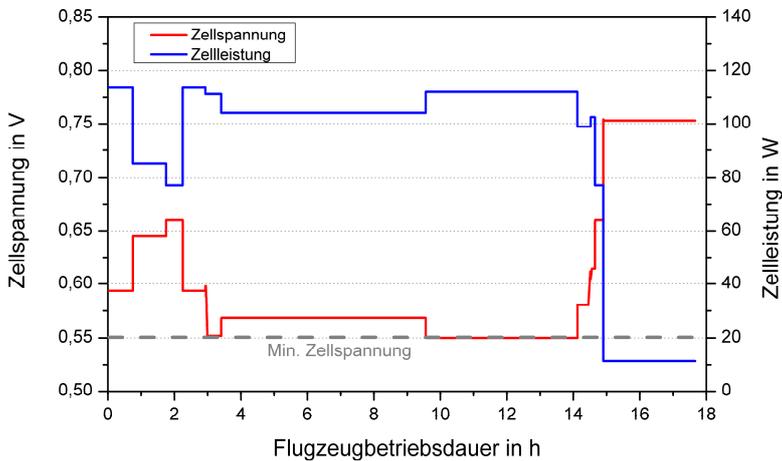


Abbildung 5-29: Beispielhafter Verlauf der Zellspannung über der Stackbetriebsdauer (H_2 -Betrieb, Drucklos, Stackkonzept 1, Kennlinie D)

5.7.3.5 Stackdimensionierung und -design

Die benötigte Anzahl an Zellen bzw. Stacks hängt von der erwünschten APU-Leistung (s. Kapitel 5.7.3.4), von der Strom-Spannungs-Kennlinie (s. Kapitel 5.7.3.2), vom Auslegungsbetriebspunkt (s. Kapitel 5.7.3.3) und letztlich von der aktiven Zellfläche A ab:

$$P_{\text{Stacks, Auslegung}} = P_{\text{Zelle, Auslegung}} \times n_{\text{Zellen}} = E_{\text{Z, Auslegung}} \times \frac{I}{A} \times n_{\text{Zellen}}$$

Zur Begrenzung des Montageaufwands und des Gesamtgewichts ist eine möglichst große Zellfläche bei geringer Gesamtzellanzahl wünschenswert. Mit zunehmendem Wert steigt allerdings die Gefahr einer inhomogenen Temperatur- und Reaktantenverteilung, sodass die aktive Fläche mit Blick auf die institutseigenen Erfahrungen in der Stackentwicklung auf 350 cm^2 begrenzt wird. Die Wahl der Zellanzahl pro Stack hat nicht unwesentlichen Einfluss auf die in der Luftfahrtanwendung relevanten Leistungsdichte. Eine geringe Zellanzahl ist zwar vorteilhaft bei Stackassemblierung und Brennstoffzellenbetrieb, nicht aber in Bezug auf die Gesamtsumme gewichtsintensiver Bauteile wie Endplatten.

Tabelle 5-19 beinhaltet die Abschätzungen zum Gewicht eines 300-zelligen Stacks. Stückzahl- und werkstoffbedingt haben die Bipolarplatten den größten Einfluss auf das Gesamtgewicht. Diese verfügen beidseitig, das heißt auf Anoden- und auf Kathodenseite, über Strömungsstrukturen (Flowfields) zur Reaktantenverteilung und bestehen derzeit gewöhnlich aus einem graphitischen Komposit (hier mit Phenolharz, Dichte = $1,97 \text{ g/cm}^3$). Die Gesamtplattendicke setzt sich additiv aus den Kanaltiefen und der Restwandstärke zusammen, wobei letztgenannte zur Vermeidung fertigungstechnischer Probleme sowie haarrissbedingten Bauteilversagens während Montage und Betrieb eine Mindestdicke von 1 mm möglichst nicht unterschreiten sollte [76, S.14; 127, S.16]. Mit einer üblichen Kanaltiefe von $0,1 \text{ cm}$ ergibt sich damit eine Gesamtdicke der Bipolarplatte von $0,3 \text{ cm}$.

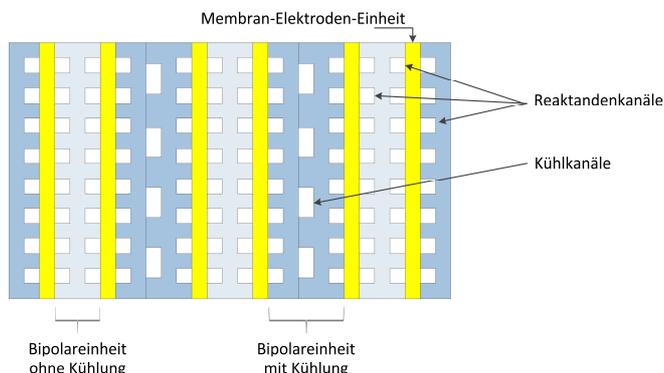


Abbildung 5-30: Schematische Darstellung der Anordnung graphitischer Bipolarplatten

Sofern zusätzlich eine Kühlfunktion integriert ist, dies wird für jeden zweiten Fall angenommen, ist die Bipolarplatte zweiteilig ausgeführt. Wie schematisch in **Abbildung 5-30** dargestellt, be-

sitzt die kathodenseitige Halbplatte neben dem Reaktantenflowfield ein Flowfield für das Kühlmedium (Wärmeträgeröl). Hinsichtlich des zu erwartenden Druckverlustes sind für die Kühlkanäle eine Tiefe von 1 mm angemessen (s. [18]), sodass für eine Bipolarplatte mit Kühlfunktion eine Gesamtdicke von 5 mm resultiert. Die Berechnung des Gesamtvolumens wird unter Berücksichtigung eines 2,5 cm breiten Dichtungsrandes vorgenommen. Ferner wird zur Abschätzung des Kanalvolumens ein Kanal-/Stegbreite-Verhältnis von 1 für alle Flowfields angesetzt. Insgesamt ergeben sich unter obigen Annahmen damit Massen von 263 g bzw. 429 g für Platten ohne und mit Kühlkanälen. Bezüglich der Ölzuführung wird davon ausgegangen, dass sich interne Strömungsverteiler (Manifolds) technisch ohne Dichtungsschwierigkeiten realisieren lassen, sodass das Gewicht einer ansonsten notwendigen Ölhaube eingespart wird.

Für die beiden Endplatten wird anstatt des im Prototypenbau üblicherweise eingesetzten Aluminiums eine Magnesiumgusslegierung als Werkstoff vorgesehen. Infolge der geringeren Dichte von 1,8 g/cm³ anstelle von 2,7 g/cm³ lässt sich das Gewicht allein durch den Materialwechsel um 30 % reduzieren. Eine weitere Gewichtsreduzierung um 50 % ohne Verlust von Steifigkeit ist zudem durch eine geeignete Rippenstruktur realisierbar [18, S.148]. Mit einer angenommenen Mindestdicke von 3 cm für nicht massenoptimierte Endplatten ergibt sich damit ein Gewicht von 1.838 g für optimierte Einzelplatten.

Zuzüglich der Stromabnehmerplatten aus 0,2 cm dickem, goldbeschichtetem Edelstahl mit je 899 g und den Membran-Elektroden-Einheiten mit je 23 g addiert sich das Gewicht aller aufgeführten Komponenten in der erforderlichen Stückzahl zu 116 kg. Für die restlichen Stackbestandteile wie Zuganker, Verschraubungen, Dichtungen, Anschlussstutzen etc. werden weitere 5 % veranschlagt, sodass ein Gesamtgewicht von 122 kg resultiert. Die erhöhten Materialanforderungen bei Druckbetrieb werden mit einem Zuschlag von 10 % berücksichtigt.

Tabelle 5-19: Gewichtsabschätzung für einen 300-zelligen HT-PEFC-Stack mit graph. BP-Platten

Komponente	Material	Grundfläche in cm ²	Dicke in cm	Kanalvolumen in cm ³	Gewicht in g/Stück	Anzahl pro Stack
MEA	Gewebe	562	0,08 [167]	-	23	300
Bipolarplatte o. Kühlfunktion	Graphitkomposit mit Phenolharz	562	0,3 (Kanaltiefe:0,1)	35	263	150
Bipolarplatte mit Kühlfunktion:	Graphitkomposit mit Phenolharz	562	0,5 (Kanaltiefen:0,1)	63,1	429	150
Stromabnehmerplatte	1.4571, beschichtet	562	0,2	-	899	2
Endplatte	Magnesium- Gusslegierung	680	3	-	1838	2
Σ Gewicht :		116 kg				
Zuschlag für sonstige Komponenten:		5 % (Zuganker, Verschraubungen, Dichtungen etc.)				
Druckzuschlag:		10 %				
Gesamtgewicht:		122 kg / 134 kg (ohne / mit Druckzuschlag)				

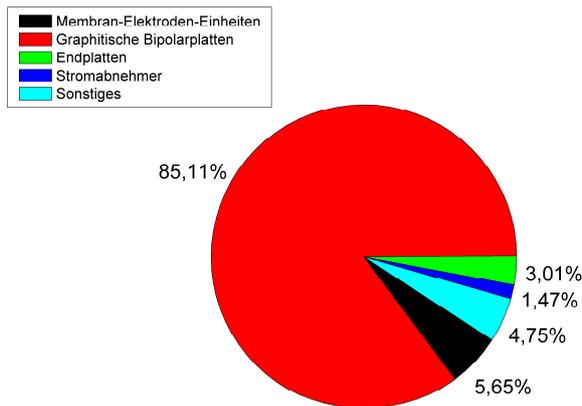


Abbildung 5-31: Anteil der Stackkomponenten am Gesamtgewicht (300-Zeller mit graphitischen Bipolarplatten)

Abbildung 5-31 verdeutlicht, dass die graphitischen Bipolarplatten mit einem Gewichtsanteil von 85 % den limitierenden Faktor beim Stackleistungsgewicht darstellen. Die Endplatten spielen bei der hier vorliegenden Zellzahl von 300 eine gewichtstechnisch eher untergeordnete Rolle. Anders verhält sich dies bei Einsatz metallischer Bipolarplatten. Mit entsprechender Fertigungstechnik („Hydroforming“) ist es möglich, Bipolarplatten aus 0,01 cm dünner Edelstahlfolie mit tief ausgeformten Kanälen von 0,08 cm herzustellen. Da die Bleche beidseitig Strömungsstrukturen aufweisen, kann der Innenraum zweier zusammengeschweißter Einzelbleche für das Kühlmedium genutzt werden. Konstruktionstechnisch besteht an dieser Stelle eine gewisse Herausforderung, da die Flowfieldstrukturen von Reaktanten- und Kühlseite nicht unabhängig voneinander gestaltet werden können. Hier wird angenommen, dass ein entsprechend optimiertes Design vorliegt. Bei der Materialauswahl würde sich aus vielerlei Hinsicht Aluminium eignen, da es wünschenswerte Eigenschaften wie geringe Werkstoffdichte, hohe Festigkeit und leichte Verarbeitbarkeit besitzt [144]. In der chemisch aggressiven Brennstoffzellenumgebung ist für Metalle allerdings eine korrosionsbeständige Beschichtung mit guter Leitfähigkeit sowie geringen Korrosionsraten unabdingbar. Bislang war es nicht möglich eine ebensolche Beschichtung zu vertretbaren Kosten herzustellen. Wegen möglicher Kontaktkorrosion bei nicht 100 %iger Deckung ist das Beschichten insbesondere bei Aluminium sehr aufwändig und kostspielig [89], sodass das Gewicht der Bipolarplatten im Folgenden mit beschichtetem Edelstahl als Werkstoff abgeschätzt wird. Das vermutete Potential metallischer Bipolarplatten spiegelt sich unter anderem in aktuellen Entwicklungsprojekten wie dem vom Bundesministerium für Wirtschaft und Energie geförderten „Ekolyser“-Projekt wider. Das vom IEF-3 koordinierte Verbundvorhaben mit Partnern aus Forschung und Industrie hat die Entwicklung kostengünstiger und nachhaltiger Materialien zum Ziel. Ein wichtiges Arbeitspaket stellt die Entwicklung metallischer Bipolarplatten dar (Details siehe [72]).

Die Gewichtsbilanz in **Tabelle 5-20** zeigt, dass hier eine Umstellung auf metallische Bipolarplatten aus 0,02 cm dicken Metallfolien das Stackgewicht um mehr als 40 % reduziert. Der Gewichtsanteil der Bipolarplatten hat sich auf ca. 77 % verringert, das heißt, zur weiteren Steigerung des Leistungsgewichts müsste ein weiterer Materialwechsel der Stackkomponenten

erfolgen oder die Zellzahl pro Stack weiter erhöht werden (s. **Abbildung 5-32**). Hinsichtlich des Stackvolumens hat der Einsatz metallischer Bipolarplatten mit den hier getroffenen Annahmen eine Verbesserung um 40 % bewirkt.

Tabelle 5-20: Gewichtsabschätzung für einen 300-zelligen HT-PEFC-Stack mit metall. BP-Platten

Komponente	Material	Grundfläche in cm ²	Dicke in cm	Gewicht in g/Stück	Anzahl pro Stack
MEA	Gewebe	562	0,08 [167]	23	300
Bipolarplatte (2 Bleche)	Edelmetall, beschichtet	562	Blech: 0,02 Kanal: 0,08 Gesamt: 0,2	180	300
Stromabnehmer- platte	1.4571, beschichtet	562	0,2	899	2
Endplatte	Magnesium-Gusslegierung	680	3	1.838	2
Σ Gewicht :		66 kg			
Zuschlag für sonstige Komponenten:		5 % (Zuganker, Verschraubungen, Dichtungen etc.)			
Druckzuschlag:		10 %			
Gesamtgewicht:		69 kg / 76 kg (ohne / mit Druckzuschlag)			

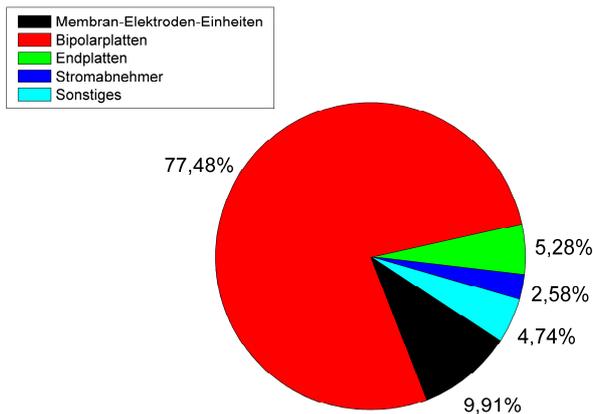


Abbildung 5-32 Anteil der Stackkomponenten am Gesamtgewicht (300-Zeller mit metallischen Bipolarplatten)

Tabelle 5-21 liefert einen Überblick über die berechneten Stackzahlen, die für die vier verschiedenen Stackszenarien A bis D in Abhängigkeit vom Auslegungspunkt und dem Systemdruck benötigt werden. Die Stacks eines Szenarios erreichen im Auslegungspunkt exakt die gewünschte Maximalleistung, wodurch die Stackzellzahl geringfügig um maximal 5 % vom Wert 300 abweichen kann.

Tabelle 5-21: Festgelegte Werte für die Anzahl an Stacks und Zellen pro Stack (H_2 -Betrieb)

			Anzahl Stacks	Zellen pro Stack	Spez. Leistung in kW/kg		
					graphiti- sche BBP	metallische BBP	
Druck: Kabinenni- veau (0,8-1 bar)	Leistungsdichtevariante (467 kW bei $E_z=0,55$ V)	Stack	A	23	295	0,17	0,30
			B	21	294	0,19	0,32
			C	15	309	0,25	0,43
			D	14	298	0,28	0,48
	Wirkungsgradvariante (467 kW bei $E_z=0,65$ V)	Stack	A	47	301	0,08	0,14
			B	44	302	0,09	0,15
			C	26	295	0,15	0,26
			D	24	294	0,16	0,28
Druck: 2 bar	Leistungsdichtevariante (521 kW bei $E_z=0,55$ V)	Stack	A	11	312	0,34	0,59
			B	10	286	0,41	0,71
			C	8	311	0,47	0,82
			D	7	292	0,57	0,99
	Wirkungsgradvariante (514 kW bei $E_z=0,65$ V)	Stack	A	20	299	0,19	0,34
			B	17	307	0,22	0,38
			C	12	303	0,32	0,55
			D	10	308	0,37	0,65

Tabelle 5-22 Festgelegte Werte für die Anzahl an Stacks und Zellen pro Stack (Reformat-Betrieb)

			Anzahl Stacks	Zellen pro Stack	Spez. Leistung in kW/kg		
					graphiti- sche BBP	metallische BBP	
Druck: Kabinenni- veau (0,8-1 bar)	Leistungsdichtevariante (467 kW bei $E_z=0,55$ V)	Stack	A	31	298	0,12	0,22
			B	28	300	0,14	0,24
			C	21	302	0,18	0,32
			D	19	299	0,20	0,35
	Wirkungsgradvariante (467 kW bei $E_z=0,65$ V)	Stack	A	65	300	0,06	0,10
			B	61	300	0,06	0,11
			C	35	303	0,11	0,19
			D	32	304	0,12	0,21
Druck: 2 bar	Leistungsdichtevariante (579 kW bei $E_z=0,55$ V)	Stack	A	19	306	0,22	0,39
			B	17	292	0,26	0,46
			C	14	306	0,30	0,53
			D	12	300	0,36	0,63
	Wirkungsgradvariante (560 kW bei $E_z=0,65$ V)	Stack	A	33	295	0,13	0,22
			B	29	298	0,14	0,25
			C	21	289	0,21	0,36
			D	18	291	0,24	0,42

Für ein HT-PEFC-System ohne zusätzliche Druckbeaufschlagung variiert die berechnete Stackanzahl zwischen 14 und 47. Wie die Tabelle zeigt, bewirkt die Druckbeaufschlagung auf 2 bar beinahe eine Verdoppelung der spezifischen Leistung, infolgedessen sich die Anzahl benötigter Stacks in etwa halbiert. Die maximal erreichbare spezifische Leistung eines druckbeaufschlagten Stacks mit graphitischen Bipolarplatten liegt bei 0,57 kW/kg für 0,55 V Zellspannung. Stacks mit metallischen Bipolarplatten erreichen im Druckbetrieb eine hohe spezifische Leistung von knapp 1 kW/kg und erfüllen damit die langfristige Zielvorgabe.

Zum Vergleich seien veröffentlichte Stackdaten der Göttinger Firma Sartorius [191] genannt (s. Anhang Tabelle A-9). Demnach erzielte zum Zeitpunkt der Veröffentlichung ein 60-Zeller mit einer aktiven Zellfläche von 152 cm² und graphitischen Bipolarplatten eine spezifische Leistung von 0,16 kW/kg bei 0,5 V. Im Falle weiterer Materialoptimierung mit resultierender Stromdichtensteigerung von 0,7 auf 0,8 A/cm² und Erhöhung der Zellzahl auf 80 wird eine spezifische Leistung von 0,25 kW/kg als Ausblick gegeben. Wie Abbildung 5-22 des Kapitels 5.7.3.2 gezeigt hatte, erreichen die Stacks A bis D im Wasserstoffbetrieb und ohne Druckbeaufschlagung Stromdichten von ca. 0,6-0,9 A/cm² bei 0,5 V. Bei 350 cm² aktiver Zellfläche und einem zu Sartorius identischen Verhältnis von aktiver Fläche und Zellanzahl wäre dies gleichbedeutend mit ca. 12–18 kW Leistung pro Stack und entspräche nach den Gewichtsabschätzungen in Tabelle 5-19 und Tabelle 5-20 einer spezifischen Leistung von 0,24-0,36 kW/kg. Die gegenübergestellten Daten zeigen somit, dass die Schätzwerte für die Gewichte der Stackkomponenten in einer realistischen Größenordnung liegen.

5.7.4 Turbokompressor/Expander-Einheit

Die Herstellung eines erhöhten Systemdruckniveaus wird mit einer Turbokompressor/Expander-Einheit realisiert. Wie in **Abbildung 5-33** dargestellt, sind Kompressor und Expander über dieselbe Welle mit dem Antrieb gekoppelt. Die zu verdichtende Luft unterliegt bei Eintritt in den Kompressor den jeweilig herrschenden Kabinenbedingungen (T_{Kabine} , p_{Kabine} , φ_{Kabine}) und bewegt sich dementsprechend in einem Druckbereich zwischen 0,8 und 1 bar. Im Expander wird Abgas auf den Flugzeugumgebungsdruck entspannt, wodurch eine Reduktion der Stackbruttoleistung erreicht wird. Sollte die gewonnene Expanderleistung den Verdichtungsaufwand übersteigen, wird im Generatorbetrieb zusätzlich Strom in das Bordnetz eingespeist. Für die Berechnung der Strömungsleistung P_t (siehe Anhang) wird sowohl für den Kompressor als auch den Expander ein durchschnittlicher isentroper Wirkungsgrad η_{is} von 70 % angenommen (vgl. [131, S.107]). Die Strömungsleistung entspricht allerdings noch nicht der Leistung, die letztlich an der An- bzw. Abtriebswelle des Motorgenerators übertragen wird. Die hierfür verantwortlichen Reibungsverluste in den Lagern und Dichtungselementen sowie zwischen den rotierenden Teilen und dem Gehäuse und den sonstigen gehäusefesten Innenteilen finden über den mechanischen Wirkungsgrad η_{mech} Berücksichtigung [25, S.1461; 131, S.314]. Des Weiteren wird zum Ausgleich von Druckverlusten innerhalb des HT-PEFC-Systems ein um 25 % erhöhter Kompressionsaufwand veranschlagt:

$$P_{\text{Welle}} = \frac{P_{t, \text{Kompressor}}}{\eta_{\text{mech, Kompressor}}} \times 1,25 + P_{t, \text{Expander}} \times \eta_{\text{mech, Expander}}$$

Bei einer Nettoleistung größer Null, das heißt wenn $P_{\text{Kompressor}} > |P_{\text{Expander}}|$, ist der angekoppelte Motorgenerator im Antriebsmodus, bei negativer Nettoleistung wird Strom generiert. Die elektrischen Verluste des Motorgenerators eingeschlossen, resultieren die benötigte Antriebsleistung P_{Motor} bzw. die produzierte Strommenge $P_{\text{Generator}}$, die sich gemäß der Festlegung in Kapitel 5.7.3.4 mit der peripheren Leistung P_{aux} decken:

$$P_{\text{aux}} = P_{\text{Motor}} = \frac{P_{\text{Welle}}}{\eta_{\text{el,Motor}}} \quad \text{für } P_{\text{Welle}} > 0$$

$$P_{\text{aux}} = P_{\text{Generator}} = P_{\text{Welle}} \times \eta_{\text{el,Generator}} \times \eta_{\text{AC/DC}} \quad \text{für } P_{\text{Welle}} < 0$$

Der mechanische Wirkungsgrad η_{mech} wird in beiden Fällen auf 98 % festgelegt (vgl. mit [131, S.314]). Ein Wirkungsgrad von $\eta_{\text{el}} = 90\%$ für einen Elektromotor der Leistungsklasse um 50 kW ist ebenfalls eine realistische Annahme [131, S.107; 181, S.879]. Für die Spannungswandlung von Wechselstrom auf Gleichstrom wird der Wirkungsgrad auf 95 % geschätzt.

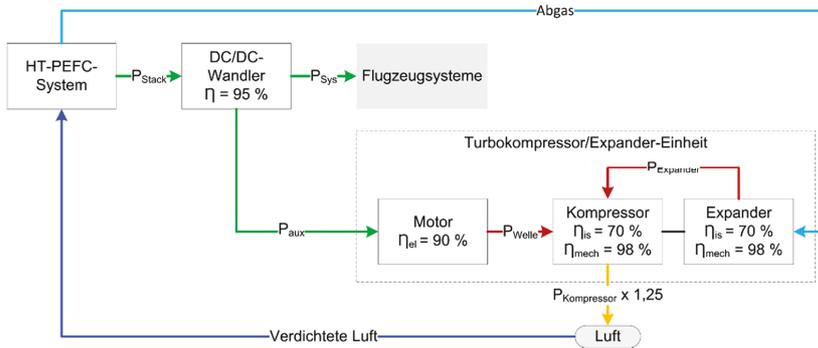


Abbildung 5-33: Turbokompressor/Expander-Einheit im Antriebsmodus

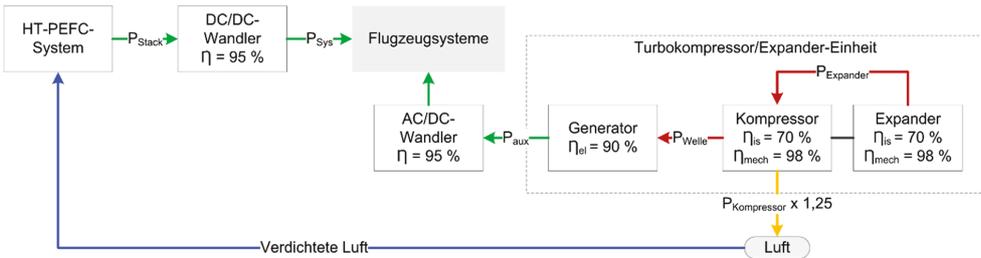
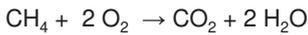
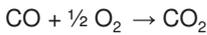
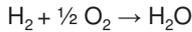


Abbildung 5-34: Turbokompressor/Expander-Einheit im Generatormodus

5.7.5 Katalytbrenner

Der in der Brennstoffzelle nicht umgesetzte Anteil an Wasserstoff sowie die bei Reformatbetrieb zusätzlich vorhandenen brennbaren Anodengaskomponenten CO und CH₄, werden in einem nachgeschalteten Brenner katalytisch zu H₂O und CO₂ oxidiert und damit thermisch verwertet (siehe auch Kapitel 3.3.7):



Es wird ein Umsatz von 100 % angenommen. Als Oxidationsmittel wird dem Katalytbrenner je nach HT-PEFC-System (s. Kapitel 5.7.1) sauerstoffabgereicherte Kathodenabluft oder Kabinenluft zugeführt. Die Menge des zu oxidierenden Restwasserstoffs hängt vom gewählten Brenngasnutzungsgrad u_t (s. Kapitel 5.7.3.1) auf der Anodenseite ab:

$$\dot{n}_{\text{H}_2, \text{Rest}} = \dot{n}_{\text{H}_2, \text{zugeführt}} - \dot{n}_{\text{H}_2, \text{umgesetzt}} = \dot{n}_{\text{H}_2, \text{umgesetzt}} \times (u_t - 1)$$

Die in Reformat vorhandenen Konzentrationen an CO und CH₄ werden vom thermodynamischen Gleichgewicht im Niedertemperatur-WGS-Reaktor bestimmt. Mit dem so ermittelten stöchiometrischen Sauerstoffbedarf

$$\dot{n}_{\text{O}_2, \text{stöch.}} = 0,5 \times \dot{n}_{\text{H}_2, \text{Rest}} + 0,5 \times \dot{n}_{\text{CO}} + 2 \times \dot{n}_{\text{CH}_4}$$

und der gewählten Luftzahl λ errechnet sich der Gesamtsauerstoffbedarf zu

$$\dot{n}_{\text{O}_2, \text{Brenner}} = \sum_i \frac{\dot{n}_{\text{O}_2, \text{stöch.}} \times \lambda_{\text{Brenner}}}{y_{\text{O}_2}}$$

Aus den in Kapitel 5.7.2 aufgeführten Gründen besitzen der eintretende Gasstrom und die zugeführte Verbrennungsluft eine Temperatur von 60 °C. Die Luftzahl ist so festgelegt, dass der Werkstoff keinen Temperaturen oberhalb von 950 °C ausgesetzt wird. Die adiabate Verbrennungstemperatur für das Eduktgemisch $n_1 \dots n_j$ und die Produkte $n_k \dots n_l$ ergibt sich aus der Enthalpiebilanz:

$$H_{\text{ein}}(333,15\text{K}) = H_{\text{aus}}(T_{\text{adiabat}})$$

$$H_{\text{ein}} = \sum_i \dot{n}_i \times h_i(333,15\text{K})$$

$$H_{\text{aus}} = \sum_k \dot{n}_k \times h_k(T_{\text{adiabat}})$$

Abbildung 5-35 zeigt sowohl für das wasserstoff- wie auch für das reformatbetriebene HT-PEFC-Systeme die berechneten Verläufe der adiabaten Verbrennungstemperatur in Abhängigkeit von der Luftzahl. Beide Verläufe gelten für ein 1 bar Betriebsdruck. Im Reformatbetrieb liegt die Temperatur bei stöchiometrischem Sauerstoffverhältnis bei ca. 700 °C und fällt mit steigender Luftzahl verhältnismäßig flach ab. Im Gegensatz dazu müssen im reinen Wasserstoffbetrieb adiabate Verbrennungstemperaturen von ca. 1.200 °C bei stöchiometrischem Verhältnis erwartet werden. Um die festgelegte Maximaltemperatur von 950 °C zu unterschreiten, sind Luftzahlen von mindestens $\lambda=1,5$ erforderlich.

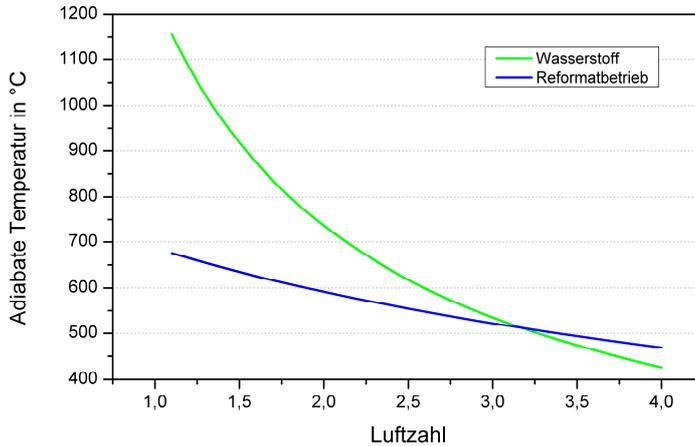


Abbildung 5-35: Die Brenner Temperatur in Abhängigkeit von der Luftzahl
(Eintrittstemperatur in den Brenner: 60 °C, Druck: 1 bar)

5.7.6 Kondensatoren

Zwecks Produktwassergewinnung werden die aus dem Brennstoffzellensystem austretenden Produktstoffströme, das heißt Brennerabgas und Kathodenabluft, gekühlt und partiell entfeuchtet. Da aufgrund der technischen Einfachheit luftgekühlte Kondensatoren vorgesehen sind, hängt die Kondensatmenge unweigerlich von den örtlichen Wetterbedingungen am Start-/Zielflughafen und von der Flughöhe ab. Für klimatisch heiße Gebiete wird eine maximale Umgebungstemperatur von 55 °C als Grenzfall angenommen. In Reisehöhe herrschen demgegenüber konstante Lufttemperaturen von minus 56 °C, wobei für die Temperatur innerhalb des Flugzeugrumpfes von einem Minimalwert von 5 °C ausgegangen wird.

Der Kondensationsvorgang kann in zwei verschiedene Teilprozesse unterteilt werden (vereinfacht in **Abbildung 5-36** dargestellt). Im ersten Teilprozess wird die Temperatur T_{ein} des eintretenden ungesättigten Gases mit dem molaren Wasseranteil $y_{\text{H}_2\text{O}}$ bis zur jeweiligen Taupunkttemperatur $T_{\text{Kond}}(y_{\text{H}_2\text{O}})$ reduziert. Der zweite Teilprozess mit Abkühlung des Gases auf die Austrittstemperatur T_{aus} ist mit einem Phasenwechsel verbunden, das heißt der Wärmetentzug erfolgt entlang der Taulinie unter teilweiser Kondensation des enthaltenen Wassers. Üblicherweise werden die beschriebenen Vorgänge getrennt voneinander betrachtet und die einzelnen Wärmeübertragungsflächen zu einer Gesamtfläche addiert. Im Folgenden werden die beiden Flächenanteile daher durch die Bezeichnungen $A_{\text{Kühl}}$ und A_{Kond} unterschieden.

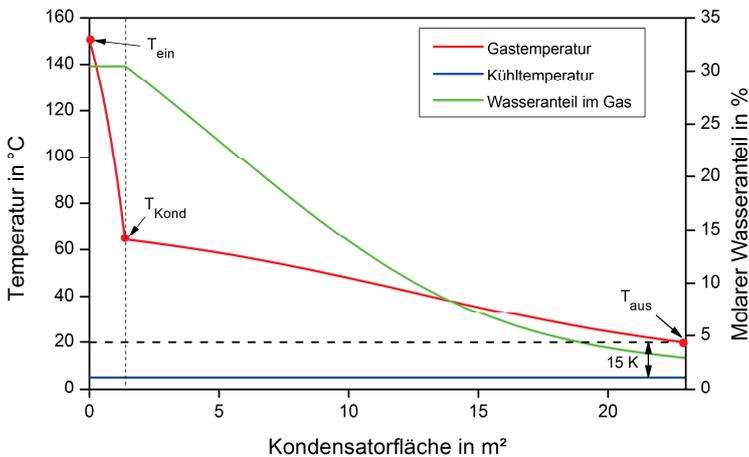


Abbildung 5-36: Vereinfachter Temperaturverlauf über der Kondensatorfläche am Auslegungspunkt (Kondensator auf der Brennerseite, 0,55 V, Kabinendruck, 43.000 ft Flughöhe)

Die Wärmemenge, die bei der Abkühlung auf den Taupunkt frei wird, ergibt sich aus der Enthalpiedifferenz des ein- und austretenden Stoffstroms:

$$\dot{Q}_{\text{Kühl}} = \dot{n} \times (h_{\text{ein}} - h_{\text{Kond}})$$

Für einen Wärmeübertrager mit dem Wärmedurchgangskoeffizienten k lässt sich die hierfür erforderliche Wärmeübertragungsfläche $A_{Kühl}$ aus dem Zusammenhang

$$\dot{Q} = k \times A \times T_{\text{mittel}}$$

ermitteln, wobei die mittlere Temperaturdifferenz T_{mittel} den logarithmischen Mittelwert der örtlichen Temperaturdifferenzen an den beiden Wärmeübertragenden a und b darstellt:

$$T_{\text{mittel,Kühl}} = \frac{\Delta T_a - \Delta T_b}{\ln \frac{\Delta T_a}{\Delta T_b}} = \frac{(T_{\text{ein}} - T_{\text{Kühl}}) - (T_{\text{Kond}} - T_{\text{Kühl}})}{\ln \left(\frac{T_{\text{ein}} - T_{\text{Kühl}}}{T_{\text{Kond}} - T_{\text{Kühl}}} \right)}$$

Im zweiten Kondensatorteil mit der Fläche A_{Kond} wird das Gas entlang der Taulinie abgekühlt und der Wassergehalt durch Kondensatabscheidung stetig reduziert:

$$T_{\text{mittel,Kond}} = \frac{(T_{\text{Kond}} - T_{\text{Kühl}}) - (T_{\text{aus}} - T_{\text{Kühl}})}{\ln \left(\frac{T_{\text{Kond}} - T_{\text{Kühl}}}{T_{\text{aus}} - T_{\text{Kühl}}} \right)} = \frac{T_{\text{Kond}} - T_{\text{Kühl}} - 15\text{K}}{\ln \left(\frac{T_{\text{Kond}} - T_{\text{Kühl}}}{15\text{K}} \right)}$$

Im dynamischen Betrieb erfolgt die Berechnung der Austrittstemperatur T_{aus} für die zuvor festgelegte Fläche iterativ aus den jeweilig auftretenden Eingangsstoffströmen:

$$\dot{Q}_{\text{Kond}} = \dot{n} \times (h_{\text{Kond}} - h_{\text{aus}}) = k \times A_{\text{Kond}} \times \frac{T_{\text{Kond}} - T_{\text{aus}}}{\ln \left(\frac{T_{\text{Kond}} - T_{\text{Kühl}}}{T_{\text{aus}} - T_{\text{Kühl}}} \right)} \rightarrow T_{\text{aus}}$$

Die Menge des gebildeten Kondensats entspricht der Differenz des Wasserdampfpartialdrucks bei Eintritt und Austritt des Gasstroms:

$$\dot{n}_{\text{Kond}} = \dot{n}_{\text{Gas}} \times (y_{\text{H}_2\text{O}}(T_{\text{Kond}}) - y_{\text{H}_2\text{O}}(T_{\text{aus}})) = \dot{n}_{\text{Gas}} \times \left(\frac{p_{\text{H}_2\text{O},s}(T_{\text{Kond}}) - p_{\text{H}_2\text{O},s}(T_{\text{aus}})}{p} \right)$$

Für die Dimensionierung der luftgekühlten Kondensatoren sind die Auslegungsbedingungen bezüglich Stackleistung, Zellwirkungsgrad, Kühltemperatur und Systemdruck festzulegen. Hierbei sei nochmals angemerkt, dass sich dies nur auf die aus dem Brennstoffzellensystem austretenden Abgasströme bezieht. Kühlapparate innerhalb des Systems, z.B. zur Abkühlung des Anodenabgases auf 60 °C, werden als Teil der „Balance of Plant“ behandelt und finden so in der Massenbilanz entsprechende Berücksichtigung. Für die hier betrachteten Kondensatoren werden folgende Überlegungen angestellt:

- Zur Erzielung eines hohen Entfeuchtungsgrads bei vergleichsweise kleiner Kondensatorgröße sind der Taupunkt des im Gas enthaltenen Wassers sowie der Temperaturgradient zwischen Abgas und Kühlmedium möglichst hoch. Dies bedeutet, dass unter Druckbeaufschlagung und unter Flugbedingungen das günstigste Verhältnis von abgeführter Wärmemenge zu Wärmeübertragungsfläche besteht.

- Da bei abnehmender Temperaturdifferenz zwischen Kühlmedium und Gas die Kühlleistung pro Flächeneinheit sinkt, muss die Wärmeübertragungsfläche bzw. die Kondensatordimension zugunsten eines geringen Flugzeuggewichts geeignet begrenzt werden.
- Bei Druckbeaufschlagung steht die erforderliche Stackleistung in direkter Abhängigkeit zu den Kondensatorflächen, da diese Gastemperatur und Wassergehalt im Expandereintritt bestimmen. Je höher die Temperatur des eintretenden Gases, desto größer ist die Expanderleistung.
- Die zu entfeuchtende Produktgasmenge steigt mit der Stackleistung und fällt mit dem Zellwirkungsgrad. Eine Stackauslegung nach der „Leistungsvariante“ erfordert daher kleinere Kondensatorflächen als bei der „Wirkungsgradvariante“.
- Die „Worst Case“-Bedingung für die Wassergewinnung ist eine zu hohe Umgebungstemperatur in Bodennähe, wodurch im Reformatbetrieb der Wassereigenbedarf nur unzureichend gedeckt wird. Ist die Kühltemperatur im Vergleich zum Taupunkt zu hoch, ist die Kondensatausbeute auch bei theoretisch unendlich großer Kondensatorfläche nicht ausreichend.

Nach obigen Überlegungen wird der Auslegungsbetriebspunkt der drucklos betriebenen Stacks zur Kondensatordimensionierung gewählt, das heißt als Randbedingungen gelten 0,55 V bzw. 0,65 V Zellspannung, 444 kW Systemleistung und 43.000 ft Reishöhe (vgl. Kapitel 5.7.3.3). Die Kondensatorfläche wird so festgelegt, dass unter Auslegungsbedingungen eine Temperaturdifferenz von 15 K am Kondensatoraustritt herrscht. Im Falle der Systeme mit Druckbeaufschlagung resultiert aus den so berechneten Kondensatorflächen die insgesamt benötigte Stackleistung, die ihrerseits Grundlage für die Stackdimensionierung ist. Die Kondensatorfläche ist am Auslegungsbetriebspunkt entsprechend leicht überdimensioniert ($\Delta T_{\text{aus}} < 15 \text{ K}$). **Tabelle 5-23** fasst die Auslegungsparameter, den Eintrittszustand des Gases, die berechneten Wärmeübertragungsflächen, sowie die abgeschätzten Werte für Gewicht und Volumen der Kondensatoren zusammen. So lässt sich feststellen, dass mit Druckbeaufschlagung die Wärmeübertragungsfläche um mindestens 30-40 % reduziert werden kann. Zudem werden beim Systemauslegungskonzept „Wirkungsgrad“ um 20 % kleinere Wärmeübertragungsflächen benötigt als bei der Alternative „Leistungsdichte“. Insgesamt umfassen die errechneten Kondensatorflächen Werte von 14-19 m² im Falle des Brennerabgases und 13-27 m² bei der Kathodenabluft.

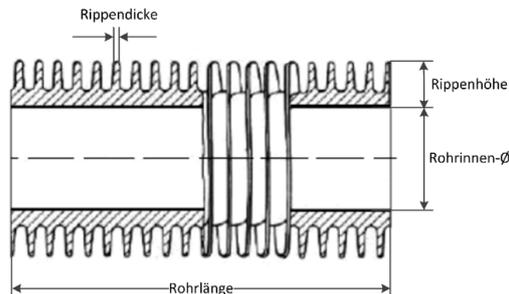


Abbildung 5-37: Darstellung eines Rippenrohr-Kondensators

Die Abschätzungen der Kondensatorabmaße und -gewichte gelten für Rippenrohre aus Edelstahl 1.4571 (s. **Abbildung 5-37**) mit 4,5 mm hohen und 0,3 mm breiten Rippen, einer Rohrwanddicke von 1 mm und einem Rohrrinnendurchmesser von 16,5 mm (Details s. Anhang). Die Volumenangaben für die Rohrbündel ergeben sich mit einer gewählten Rohrlänge von 1 m und einem angenommenen Rohrzischenabstand von 20 mm.

Tabelle 5-23: Dimensionierung der luftgekühlten Kondensatoren

Auslegungsparameter	Flugzustand	Höhe 43.000 ft, Kabinenluftfeuchte 25 % bei 24 °C, Kabinendruck 0,8 bar							
	Kühltemperatur in °C	5							
	Temperaturdifferenz	15							
	$T_{\text{aus}} - T_{\text{Kühl}}$ in K								
	Wärmedurchgangs-koeffizient in kW/(m ² K)	0,15							
	APU-Nettoleistung in kW	444							
Wasserstoffbetrieb									
Eintrittszustand des Gasstroms		Kein Druckbetrieb				Druckbetrieb			
		Kathodenseite		Brennerseite		Kathodenseite		Brennerseite	
	Eintrittstemperatur in °C	60		150		60		150	
	Systemdruck in bar	0,8		0,8		2		2	
	Wassergehalt in mol-%	16,8		30,8		9,97		22,1	
Taupunkttemperatur in °C	51,3		64,4		71,1		78,2		
Auslegungsvariante (1: Leistungsdichte, 2: Wirkungsgrad)									
		1	2	1	2	1	2	1	2
Wärmeübertragerfläche in m²		26,7	22,5	22,8	19,3	15,3	12,9	16,5	13,9
Abgeschätztes Gewicht in kg		56	47	48	41	32	27	35	29
Abgeschätztes Volumen in L		84	71	72	61	49	41	52	44
Reformatbetrieb									
Eintrittszustand des Gasstroms		Kein Druckbetrieb				Druckbetrieb			
		Kathodenseite		Brennerseite		Kathodenseite		Brennerseite	
	Eintrittstemperatur in °C	160		150		160		150	
	Systemdruck in bar	0,8		0,8		2		2	
	Wassergehalt in mol-%	~20		27,3		19,6		16,0	
Taupunkttemperatur in °C	55,0		61,9		75,5		70,6		
Auslegungsvariante (1: Leistungsdichte, 2: Wirkungsgrad)									
		1	2	1	2	1	2	1	2
Wärmeübertragerfläche in m²		46,5	39,3	39,0	33,0	50,7	41,8	24,7	20,4
Abgeschätztes Gewicht in kg		97,9	82,8	82,1	69,5	106,8	88,0	52,0	43,0
Abgeschätztes Volumen in L		147	124	123	104	160	131	78	64

Inwieweit auch bei 55 °C Grenztemperatur eine luftgekühlte Kondensation möglich ist, lassen bereits die Taupunkttemperaturen in der Tabelle erahnen. Ohne Druckbeaufschlagung kann Kondensat ausschließlich aus dem Abgasstrom des Brenners gewonnen werden, nicht aber von Seiten der Kathodenabluft. Druckbeaufschlagung erhöht den Taupunkt immerhin soweit, dass mindestens 15 K Temperaturdifferenz zur Kühltemperatur entsteht. Eine geschlossene

oder positive Wasserbilanz des Brenngaserzeugungssystems ist dann möglich, wenn die Summe der gewonnenen Kondensatströme den Bedarf des Reformers und der nachfolgenden Wassergas-Shift-Stufen deckt bzw. übersteigt. Zur Veranschaulichung sind in **Abbildung 5-38** Bedarfs- und Ist-Werte für verschiedene Betriebspunkte und Umgebungsbedingungen gegenübergestellt. Die dargestellte Kondensatmenge beinhaltet zusätzlich das Kondensat, welches vor Eintritt in den Katalytbrenner aus dem Anodenabgas abgeschieden worden ist. Nicht enthalten ist hingegen Kondensat aus der flugzeugeigenen Klimaanlage.

Bei 30 °C Umgebungstemperatur und einem Betriebsdruck von 2 bar übersteigt die gewonnene Wassermenge von 125 cl/kWh deutlich den Bedarf von 97 kWh und gewährleistet so auch bei 450 kW Nettoleistung eine ausreichende Versorgung des Brenngaserzeugungssystems. Bei 50 °C Außentemperatur ist dies nicht mehr der Fall, da die Kondensatproduktion auf 93 cl/kWh abfällt. Ein geschlossener Kreislauf kann jedoch wieder hergestellt werden, wenn die Leistung der APU reduziert wird und damit die Wärmeübertragungsfläche relativ zum Gasstrom zunimmt. Bei 300 kW Leistung unter Druckbetrieb ist somit auch bei 55 °C eine ausreichende Wasserversorgung gegeben. Der Verzicht auf zusätzliche Druckbeaufschlagung würde an diesem Betriebspunkt hingegen zu einer Reduktion der Kondensationsleistung führen, sodass Kühltemperaturen von max. 40 °C erforderlich wären.

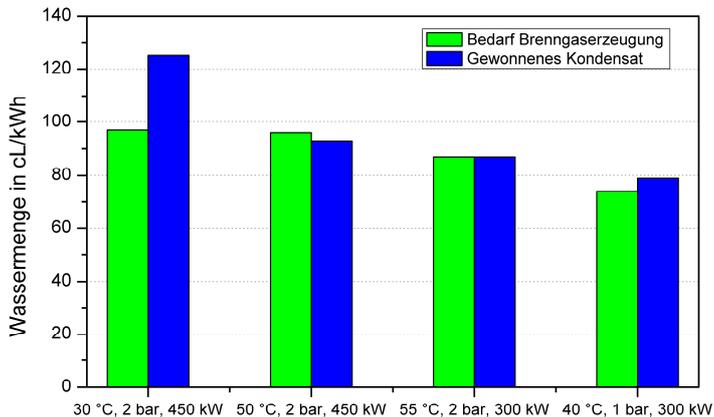


Abbildung 5-38: Wasserbilanz für ausgewählte Betriebspunkte einer reformerbetriebenen Brennstoffzellen-APU (System II)

Wird das Kondensat, welches bei der Frischluftentfeuchtung in der Klimaanlage produziert wird, in die Wasserbilanz einbezogen, kann das Ergebnis deutlich anders ausfallen. Je höher die relative Feuchte der eingesaugten Frischluft ist, desto mehr Wasser wird im Falle einer Taupunktunterschreitung auskondensiert. Dieser Effekt wird aufgrund der Wasseraufnahmekapazität der Luft mit steigender Umgebungstemperatur größer (vgl. Kapitel 5.7.6). Als Fazit lässt sich festhalten, dass es von den Außenbedingungen und von der APU-Leistung abhängt, ob im Bodenbetrieb ein wasserautarker Reformierungsbetrieb möglich ist. Für den Anwendungsfall Flugzeug wäre es gegebenenfalls zweckmäßig, bei sehr hohen Außentemperaturen zuvor produziert Wasser als Reserve vorzuhalten.

5.7.7 Brenngaserzeugungssystem

Für die Nutzung von Kerosinreformat als Brennstoff ist den Brennstoffzellenstacks ein System zur Gaserzeugung und –aufbereitung vorgeschaltet, welches im Wesentlichen einen autothermen Reformier sowie zwei Wassergas-Shift-Stufen umfasst. Es wird davon ausgegangen, dass der Schwefelgehalt im Kerosin langfristig auf einem für die HT-PEM tolerierbaren Niveau begrenzt sein wird, sodass eine zusätzliche Entschwefelungseinheit nicht erforderlich ist. Das Modell des in Simulink dargestellten Reformierungsprozesses ist in **Abbildung 5-39** wiedergegeben. Der autotherme Reformier nach realem Vorbild untergliedert sich in die Bauteilsektionen Mischkammer, Katalysator und internen Wärmeübertrager und wird entsprechend abschnittsweise betrachtet.

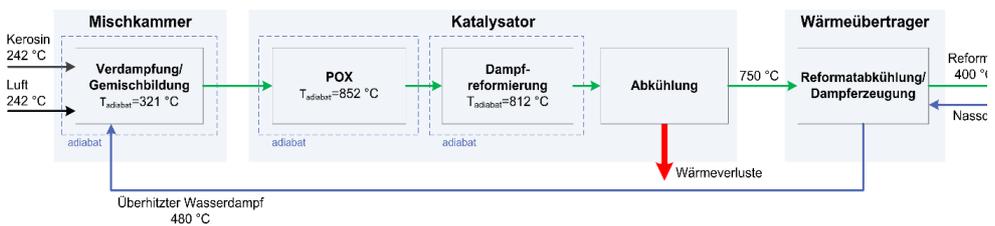
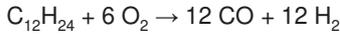


Abbildung 5-39: Modellierung des Reformierungsprozesses von schwefelfreiem Kerosin (Temperaturwerte für $O_2/C=0,47$, $H_2O=1,9$)

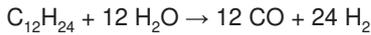
In der Mischkammer erfolgt die Gemischbildung aus den Reaktanten Kerosin, Wasserdampf und Luft, wobei das fein zerstäubt eingedüste Kerosin durch den 480 °C heißen Wasserdampf in die Gasphase übertritt. Luft und Kerosin werden dem Reformier bei Raumtemperatur zugeführt, sind bei Mischkammereintritt aber durch Wärmeabgabe entlang der Strömungszuführung auf deutlich höhere Temperaturen vorgewärmt. Als Randbedingung für die Mischkammer wird angenommen, dass keinerlei chemische Vorreaktionen auftreten und sich die Mischkammertemperatur daher aus der bekannten Gemischzusammensetzung adiabatisch errechnen lässt (s. Anhang). Für die Verhältnisse Sauerstoff/Kohlenstoff und Wasser/Kohlenstoff haben sich in den experimentellen Versuchen Werte von 0,47 bzw. 1,9 als geeignet zur Vermeidung unerwünschter Nebenprodukte erwiesen, womit sich eine Mischkammertemperatur von 321 °C ergibt. Als Modellkraftstoff dient 1-Dodecan mit der Summenformel $C_{12}H_{24}$, welches die durchschnittliche Elementarzusammensetzung von konventionellem Jet-A1 in guter Näherung beschreibt. Die resultierende Eduktgemischzusammensetzung ist in **Tabelle 5-24** aufgeführt.

Für den Reformierungsprozess im Katalysator wird vom idealen Fall ausgegangen, dass der Kraftstoff zu 100 % umgesetzt und die partielle Oxidation und die Dampfreformierung streng sequentiell ablaufen. Beide Reaktionen werden als jeweils adiabate Vorgänge betrachtet, in denen mit Hilfe der Nebenreaktionen Wassergas-Shift (Glg. 3-32) und Methanisierung (Glg. 3-33) die jeweilige Gleichgewichtszusammensetzung erreicht wird. Zur Berechnung der Gleichgewichtskonstanten K wird in Übereinstimmung mit den Experimenten stets ein Betriebsdruck von 1,5 bar absolut verwendet. Diese Vereinfachung erlaubt eine bessere Ver-

gleichbarkeit der Ergebnisse und wird der Tatsache gerecht, dass die in Realität sehr komplexen katalytischen Reaktionsmechanismen nur näherungsweise abgebildet werden können. Für die partielle Oxidation mit der Reaktionsgleichung



errechnet sich die adiabate Temperatur damit zu ca. 851 °C. Die anschließende Dampfreformierung mit der Gleichung



führt im Gleichgewichtszustand zu einer adiabaten Temperatur von ca. 812 °C, wobei die reale Temperatur am Katalysatorende aufgrund von Wärmeverlusten niedriger anzusetzen ist. Die experimentell per Thermoelementmessung ermittelten Temperaturwerte liegen um 750 °C und werden für die Modellierung übernommen. Da die Gasanalysen in den Experimenten zudem zeigten, dass das Reformat nach Verlassen des Reformers eine deutlich höhere Methankonzentration aufweist als theoretisch nach dem chemischen Gleichgewicht der Methanisierungsreaktion zu erwarten, wird die Produktzusammensetzung über einen vergrößerten Reaktionsquotienten ($Q > K$) angepasst. Aus dieser Vereinfachung folgt die in **Tabelle 5-24** zusammengefasste Reformatzusammensetzung mit 27 % Wasserstoff, 8 % Kohlenmonoxid und 0,2 % Methan, die auch während der Abkühlung auf 400 °C im internen Wärmeübertrager des Reformers unverändert bleibt. Mit der abgeführten Wärmemenge von -12,2 kJ pro mol Reformat bzw. pro 68 mol Kerosin wird Wasser in Form von Nassdampf auf 480 °C überhitzt und so für die autotherme Reformierung bereitgestellt:

$$\dot{Q}_{WT,ATR} = \sum_i \dot{n}_i \times (h_i(750\text{ °C}) - h_i(400\text{ °C})) = \underbrace{\dot{n}_{\text{Reformat, ATR}}}_{\sim 68 \dot{n}_{\text{Kerosin}}} \times \left(-12,2 \frac{\text{kJ}}{\text{mol}} \right)$$

Tabelle 5-24: Gemischzusammensetzung im Autothermen Reformier

		Eintritt T _{Mischkammer} = 321 °C H ₂ O/C=1,9 O ₂ /C=0,47	Austritt T= 400 °C, Q _{WGS} = K _{WGS} (750 °C) = 1,26 Q _{Methan} = 0,057. > K _{Methan.} (750 °C)
Anteil der Gemischkomponenten in mol-%	C ₁₂ H ₂₄	1,95	0
	H ₂	0	27,2
	CO	0	8,2
	CO ₂	0,02	9,2
	CH ₄	0	0,2
	H ₂ O	45,4	24,0
	N ₂	41,1	30,8
	O ₂	11,0	0
	Ar	0,5	0,4

Da gemäß der obigen Tabelle der CO-Gehalt im Reformat den Toleranzlevel der HT-PEFC um ein Vielfaches überschreitet, wird der prozentuale Anteil in den nachfolgenden beiden Wassergas-Shift (WGS)-Stufen auf 1 % reduziert. In der ersten Stufe, dem Hochtemperatur-

WGS-Reaktor, wird bei 400 °C Eintrittstemperatur und chemischem Gleichgewicht eine Senkung der CO-Konzentration auf ca. 3,3 % erreicht, währenddessen der H₂-Anteil auf ca. 32 % erhöht wird (s. **Tabelle 5-25**). Die adiabate Endtemperatur liegt bei ca. 455 °C.

Tabelle 5-25: Gemischzusammensetzung im adiabaten Hochtemperatur-WGS-Reaktor

		Eintritt T=400 °C	Austritt T _{adiabat} = 455 °C Q _{WGS} = K _{WGS} = 7,2
Anteil der Gemischkomponenten in mol-%	H ₂	27,2	32,2
	CO	8,2	3,3
	CO ₂	9,2	14,1
	CH ₄	0,2	0,2
	H ₂ O	24,0	19,1
	N ₂	30,8	30,8
	O ₂	0	0
	Ar	0,4	0,4

Zur weiteren Verschiebung der Gleichgewichtslage in Produktichtung wird Wasser von 25 °C in den Reformatstrom eingespritzt und eine Abkühlung auf 300 °C erzielt. Die erforderliche Menge von 0,098 mol H₂O pro mol Reformat resultiert aus der adiabaten Energiebilanz:

$$\dot{n}_{\text{H}_2\text{O}} = \frac{\sum_i \dot{n}_i \left(h_i(T_{\text{HT-WGS,Austritt}}) - h_i(T_{\text{NT-WGS, Eintritt}}) \right)}{h_{\text{H}_2\text{O}}''(T_{\text{NT-WGS, Eintritt}}) - h_{\text{H}_2\text{O}}'(T_{\text{Quench}})}$$

Für die anschließende WGS-Reaktion im Niedertemperaturreaktor wird der gewünschte CO-Gehalt von 1 % als Randbedingung gewählt, woraus sich die in **Tabelle 5-26** aufgeführte Produktzusammensetzung ergibt (Q < K). Die adiabate Austrittstemperatur beläuft sich auf ca. 323 °C.

Tabelle 5-26: Gemischzusammensetzung im adiabaten Niedertemperatur-WGS-Reaktor nach Quenchen auf 300 °C (T_{H₂O, Quench}=25 °C)

		Eintritt T= 300 °C	Austritt (ca. 323 °C, 1 % CO) Q < K ~ 29,3
Anteil der Gemischkomponenten in mol-%	H ₂	29,3	31,3
	CO	3,0	1,0
	CO ₂	12,8	14,8
	CH ₄	0,2	0,2
	H ₂ O	26,3	24,3
	N ₂	28,0	28,0
	O ₂	0	0
	Ar	0,3	0,3

Pro mol Kerosin werden ca. 23,5 mol Wasserstoff erzeugt. Der anteilige Energieinhalt des

Kerosins (Heizwert $\sim 43,26$ MJ/kg für Jet A-1, s. Kapitel 3.1.1.3), der für die Verstromung in der Brennstoffzelle damit letztlich genutzt wird, beträgt nach der Wirkungsgraddefinition in Glg. 3-42 ca. 77 %. Der abschließende Konditionierungsschritt vor der Nutzung als HT-PEFC-Brenngas ist die Abkühlung des Reformats auf die Stacktemperatur von 160 °C. Die freigesetzte Wärmemenge von ca. $5,4$ kJ kann zur Vorwärmung der Kathodenzuluft genutzt werden:

$$\dot{Q}_{WT} = \sum_i \dot{n}_i \times (h_i(324 \text{ °C}) - h_i(160 \text{ °C})) \approx 75 \times \dot{n}_{\text{Kerosin}} \times \left(-5,4 \frac{\text{kJ}}{\text{mol}} \right)$$

Der zur Reformierung benötigte Wasserdampf wird in den internen Wärmeübertragern von Katalytbrenner und autothermem Reformer erzeugt. Die Abwärme des Brennerabgases wird genutzt, um einen Anteil x der Gesamtwassermenge zu verdampfen und auf 130 °C leicht zu überhitzen:

$$\dot{Q}_{WT, \text{Brenner}} = \dot{n}_{\text{H}_2\text{O}} \times x \times (h''(130 \text{ °C}) - h'(25 \text{ °C})) = \dot{n}_{\text{H}_2\text{O}} \times x \times 47,43 \frac{\text{kJ}}{\text{mol}}$$

Bei der Zusammenführung mit dem restlichen, kalten Wasser wird Nassdampf gebildet, der im autothermen Reformer weiter auf 480 °C überhitzt wird (s. **Abbildung 5-40**). Wie oben beschrieben, wird bei der Abkühlung des Reformats auf 400 °C ein Wärmestrom von $12,2$ kJ pro mol Reformat übertragen. Pro mol aufzuheizenden Wassers entspricht dies bei den gegebenen Reformierungsbedingungen einer Wärmemenge von ca. $36,1$ kJ. Da das System insgesamt 60 kJ Wärme pro mol Wasser zur Dampferzeugung bereitstellen muss,

$$\dot{Q}_{\text{Dampferzeugung}} = \dot{n}_{\text{H}_2\text{O}} \times (h''(480 \text{ °C}) - h'(25 \text{ °C})) = \dot{n}_{\text{H}_2\text{O}} \times 60,07 \frac{\text{kJ}}{\text{mol}},$$

ist der Wert für den im Brenner verdampften Wasseranteil x damit auf $0,49$ festgelegt. Eine Variation dieses Wertes würde unweigerlich zu einer Veränderung der Reformateintrittstemperatur in die Hochtemperatur-WGS-Stufe führen. In Realität kann eine Temperaturminderung infolge von Wärmeverlusten in den Rohrverbindungen damit gut ausgeglichen werden, insbesondere bei variierender Last. Im Modell bleiben die Wärmeverluste in den Rohren sowie anlagenspezifische Merkmale wie Begleitheizungen etc. unberücksichtigt, sodass die im System auftretenden Temperaturen sich nur geringfügig mit der Eduktzusammensetzung ändern.

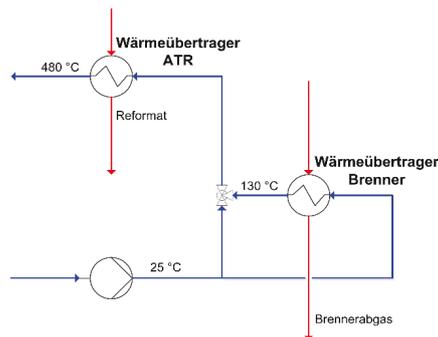


Abbildung 5-40: Wasserdampfbereitstellung im Reformierungsprozess

5.8 Modellierung von Energie-/Stoffströmen an Bord

Wesentliches Kriterium für die Evaluierung der Brennstoffzellen-APU ist der Gesamtenergiebedarf des Flugzeugs im Vergleich zu den Flugzeugvarianten „Basis“ und „Referenz“. Folglich muss nicht nur der Brennstoffumsatz der APU, sondern auch der Energiebedarf des Antriebs in die Betrachtung einbezogen werden. Dieser steht in direkter Abhängigkeit zum Flugzeuggewicht, welches sich im Verlaufe des Fluges zwangsläufig reduziert. Um das Gesamtgewicht entlang der Zeitachse beschreiben zu können, bedarf es mathematischer Modelle für die instationären Flugzeugmassen (in diesem Fall Kerosin, Wasser und gegebenenfalls Wasserstoff). Es lassen sich damit zwei Modellebenen unterscheiden, für die im Folgenden die Bezeichnungen „Flugzeugsystemebene“ und „Triebwerksebene“ gewählt werden (s. **Abbildung 5-41**). In der Systemebene werden die relevanten Stoffströme aus der Sekundärenergieversorgung, der Klimaanlage und dem Wassersystem betrachtet. Der Antrieb liegt außerhalb des Bilanzrahmens, das heißt die Leistungsdichte der APU bzw. die Gesamtmasse des Flugzeugs hat keinen Einfluss auf die betrachteten Größen. Die Informationen aus der Systemebene beschränken sich demzufolge auf den Wasserhaushalt im Flugzeug und den Brennstoffverbrauch für die Bordenergieversorgung. Die Triebwerksebene liefert als zusätzliche Informationen die für den Antrieb benötigte Kerosinmenge und die Dauer für die Erstinertisierung der Tanks. Sie beinhaltet ein flugmechanisches Modell, mit dem aus dem errechneten Flugzeuggewicht und den Vorgaben des Flugprofils die erforderliche Schubkraft für den Vortrieb und der daraus resultierende Triebwerksverbrauch berechnet werden.

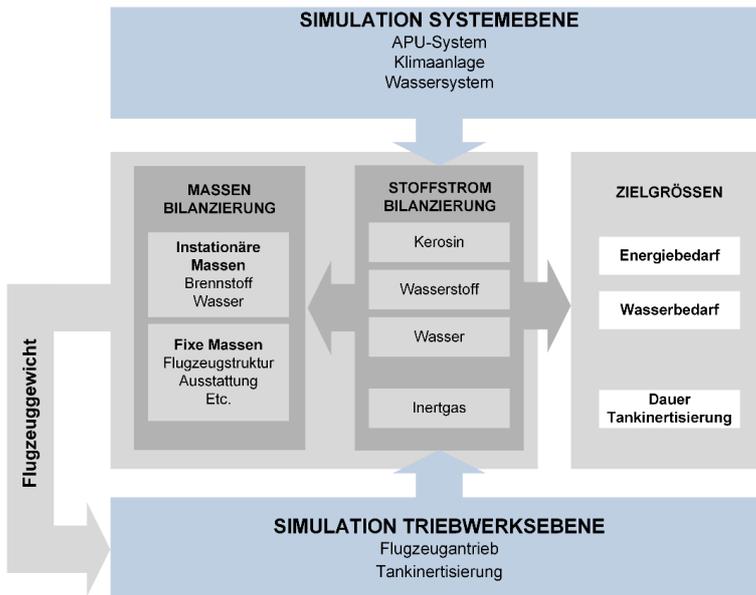


Abbildung 5-41: Schematischer Überblick über das Simulationsmodell

5.8.1 Flugzeugsystemebene

5.8.1.1 Sekundärenergieversorgung

Die Betrachtung der bordautonomen Energieversorgung beschränkt sich auf die Hauptgeneratoren und die APU, wobei letztere je nach modellierter Flugzeugvariante als Gasturbine oder als Brennstoffzellensystem ausgeführt ist. Im Fall des Referenzflugzeuges mit Gasturbinen-APU wird in Anlehnung an die Literatur (s. Kapitel 3.2.3.2) ein über die Betriebszeit gemittelter Stromerzeugungswirkungsgrad von 15 % angesetzt. Gemäß der Wirkungsgraddefinition

$$\eta_{el,GT-APU} = \frac{P_{el}}{\dot{m}_B \cdot x_{H_U}} = 15\% \quad \text{Glg. 5-5}$$

ergibt sich damit pro 100 kW APU-Leistung P_{el} ein Kerosinbedarf von 56,4 kg/h. Beim Alternativsystem Brennstoffzellen-APU, s. Kapitel 5.7, variiert der Wirkungsgrad mit dem verwendeten Brenngas, dem Energieeigenbedarf und dem Betriebspunkt der Brennstoffzellenstacks. Reformatbetrieb führt aufgrund der verlustbehafteten Brenngasaufbereitung und wegen des reformatbedingten Zellspannungsabfalls zwangsläufig zu einem geringeren APU-Wirkungsgrad als der Betrieb mit direkter Wasserstoffnutzung. Im Vergleich zum Referenzsystem Gasturbinen-APU sind im Bodenbetrieb dennoch Verbrauchsvorteile zu erwarten. **Abbildung 5-42** stellt Wirkungsgrad sowie Kerosinverbrauch pro 100 kW APU-Leistung an ausgewählten Betriebspunkten gegenüber.

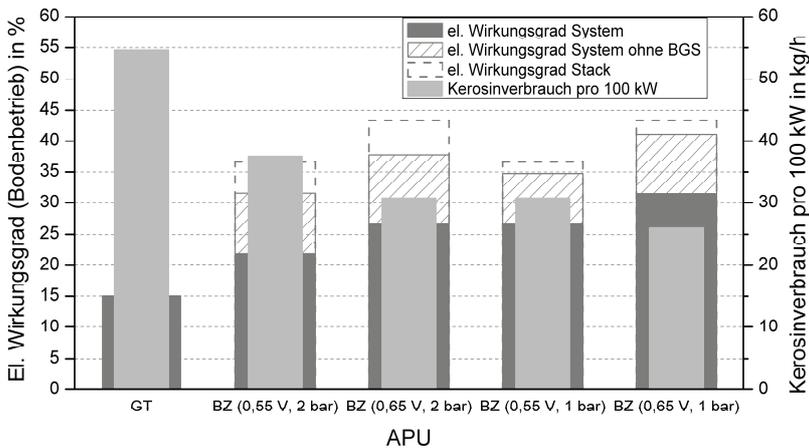


Abbildung 5-42: Reformatbetriebene Brennstoffzellen-APU an ausgewählten Betriebspunkten (Bodenbetrieb)

Bei 0,65 V Zellspannung und 83,3 % Brenngasnutzung wird ein Stackwirkungsgrad (s. Glg. 3-26) von 43,2 % erzielt (vgl. Tabelle A-8 Anhang). Unter Einbeziehung der DC/DC-Spannungsregulierung mit angenommenen 95 % Wirkungsgrad (s. Kapitel 5.7.4) sinkt der Wert auf 41,1 %. Zuzüglich der Brenngaserzeugung mit $\eta_{BGS}=76,7\%$ (s. Kapitel 5.7.7) beläuft sich der Systemwirkungsgrad (Glg. 3-27) für atmosphärischen Betrieb am Boden auf insgesamt 31,5 %. In Relation zur Gasturbine ist der Kerosinverbrauch von 26 kg/h pro 100 kW damit

etwas weniger als halb so hoch. Bei Verringerung der Zellspannung auf hier exemplarisch gewählte 0,55 V sinkt der Verbrauchsvorteil auf ca. 44 %. Besteht ein zusätzlicher Stromerzeugenbedarf durch Druckbeaufschlagung auf 2 bar, bedeutet dies weitere energetische Einbußen von ca. 10 %. Der Systemwirkungsgrad von 22 % ist allerdings auch in diesem Fall höher als bei der Gasturbine.

Bei der Stromerzeugung über die Hauptgeneratoren hängen der Wirkungsgrad des Triebwerks und demzufolge auch der Mehrverbrauch für die Wellenleistungsentnahme vom jeweiligen Flugzustand und von der Höhe der entnommenen Wellenleistung ab. Eine exakte Modellierung erfordert somit für jeden Zeitpunkt der Flugmission Kenntnisse vom spezifischen Verbrauch in Abhängigkeit von Flughöhe, Fluggeschwindigkeit und Schubkraft sowie Informationen zum Einfluss der Wellenleistungsentnahme auf das Triebwerksverhalten (vgl. mit Kapitel 3.2.3.1). Da entsprechende Daten nicht vorliegen und ein dergleichen hoher Detaillierungsgrad für die angestrebten Simulationsziele auch nicht als relevant erachtet wird, werden an dieser Stelle vereinfachende Annahmen getroffen. Ein erster Anhaltspunkt für den Mehrbedarf durch Stromerzeugung ist der effektive thermische Triebwerkswirkungsgrad des Kerntriebwerks η_{th} , der für Turbofans bei ca. 50 % im Reiseflug liegt [79, S.23]. Vorausgesetzt, dass der Einfluss der Wellenleistungsentnahme auf den thermischen Triebwerkswirkungsgrad im betrachteten Flugzustand vernachlässigbar gering ist (vgl. Kapitel 3.2.3.1), lässt sich der Gesamtwirkungsgrad des Stromerzeugungsprozesses damit wie folgt abschätzen:

$$\eta_{el,Gen} = \underbrace{\eta_{th} \times \eta_{mech}}_{\eta_{Welle}} \times \eta_{Getriebe} \times \eta_{Generator} \quad \text{Glg. 5-6}$$

Für den mechanischen Wirkungsgrad, der die Reibungsverluste in Lagern etc. erfasst, kann ein Wert von 99 % angesetzt werden (vgl. [242, S.230]). Werden des Weiteren 97 % bzw. 93 % für die Wirkungsgrade von Getriebe und Stromgenerator veranschlagt (vgl. [242, S. 231; 186, S.142]), bewegt sich der errechnete Gesamtwirkungsgrad der Stromerzeugung in einer Größenordnung von 45 %. Dieser überschlägige Wert beschränkt sich auf den Reiseflug und ist ungeachtet des Kerosinmehrbedarfs, der infolge des zusätzlichen Treibstoffgewichts an Bord entsteht. Eine weitere Orientierungshilfe zur Abschätzung der Stromerzeugungseffizienz sind die Untersuchungsergebnisse von [45] zur Wellenleistungsentnahme bei Triebwerken (s. Kapitel 3.2.3.1). In **Abbildung 5-43** beispielhaft dargestellt ist der pro 100 kW Wellenleistungsentnahme verursachte prozentuale Mehrverbrauch eines Zweiwellentriebwerks der 300 kN-Schubklasse bei typischen Reiseflugbedingungen (0,8 Ma, 39.000 ft). Gemäß der Grafik reduziert sich der prozentuale Mehrverbrauch von ca. 1,13 % bei 30 kN Schub auf ca. 0,39 % bei 50 kN. Der sinkende Einfluss der Wellenleistungsentnahme auf den Kerosinverbrauch ist dabei nicht ausschließlich auf die höhere Triebwerksleistung, sondern auch auf eine zunehmende Effizienz der Wellenleistungsentnahme zurückzuführen. Übertragen auf die Basisvariante des Simulink-Flugzeugs mit 14,8 g/kN*s spezifischem Normalverbrauch und einem Durchschnittsschub von 34 kN (1.577 nm) bzw. 40 kN (5.549 nm) bei obigen Flugbedingungen würde dies pro 100 kW entnommener Wellenleistung einen Kerosinmehrbedarf von 0,0048 kg/s bzw. 0,0042 kg/s bedeuten (s. Tabelle A-12). Unter Einbeziehung der Verluste in Getriebe und Generator (s. o.) entspräche dies Stromerzeugungswirkungsgraden von 38 % bzw. 43 %, unberücksichtigt des zusätzlichen Schubbedarfs.

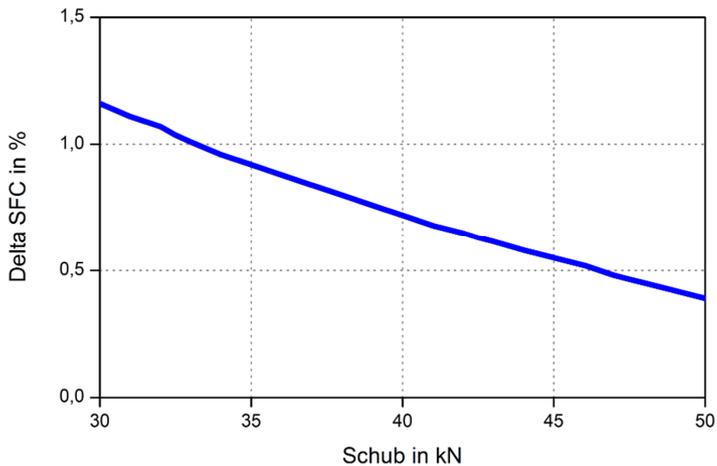


Abbildung 5-43: Mehrverbrauch eines Zweiwellen-Strahltriebwerks der 300 kW Schubklasse pro 100 kW Wellenleistungsentnahme (39.000 ft, 0,8 Ma)[46]

Wie erläutert, sind zahlreiche triebwerksspezifische Differenzierungen erforderlich, um die Effizienz der generatorbasierten Stromerzeugung entlang eines Flugprofils abzubilden. Für das Simulink-Modell wird zugunsten einer handhabbaren Modellkomplexität ein konstanter Stromerzeugungswirkungsgrad von 40 % ($=0,00449$ kg/s pro 100 kW Wellenleistung bzw. $0,005787$ kg/s pro 100 kW Nettoleistung) angenommen, der als Durchschnittswert über alle Flugphasen und Flugzustände zu betrachten ist. Der genannte Wert deckt sich in der Größenordnung sowohl mit den obigen Überschlagsrechnungen als auch mit den in Kapitel 3.2.3.1 genannten Zahlen. Der durch die Konstanz des Wirkungsgrades entstehende Fehler ist tolerierbar. Selbst bei Abgabe von 1.000 kW elektrischer Leistung läge der Verbrauchsunterschied im Falle von 5 % Wirkungsgradabweichung lediglich bei ca. 30 kg/h. Bei durchschnittlich ca. 4.500 kg/h zur Schuberzeugung im Reiseflug würde sich die Verbrauchsungenauigkeit damit im Bereich von < 1 % bewegen.

Nach Festlegung der Stromerzeugungswirkungsgrade sind für das Simulink-Modell auch Annahmen zu den energetischen Verlusten im Bordnetz zu treffen, die vor allem durch Leitungswiderstände und Spannungskonditionierung bedingt sind. Da die Bordnetzintegration einer Brennstoffzellen-APU Modifikationen hinsichtlich Art und Anzahl der Spannungswandler und Verkabelungen sowie der angeschlossenen Verbraucher erfordert, kann die Bordnetzarchitektur Einfluss auf das Bewertungsergebnis der Brennstoffzellen-APU nehmen. Die Erstellung eines optimalen Integrationskonzeptes ist jedoch nicht Ziel dieser Untersuchungen. Beide Bordnetzkonfigurationen finden identisch Berücksichtigung, indem Verluste und Massen der Bordnetzelemente nicht in die Berechnungen einbezogen werden. Einzige Ausnahmen bilden der DC/DC-Wandler zur Spannungsregulierung der Brennstoffzellenstacks und der AC/DC-Wandler des Stromgenerators, die als APU-zugehörig betrachtet werden und deren Wirkungsgrad mit jeweils 95 % angenommen werden (vgl. [161, S.267; 55, S.8-3; 131, S.335f.; 6; 140, S.33]).

5.8.1.2 Umgebungskontrollsystem (Klimaanlage)

Die Flugzeugklimaanlage (engl. Environmental Control System (ECS), deutsch auch „Umgebungskontrollsystem“) stellt im Wesentlichen die Frischluftzufuhr, Druckregelung und Temperierung der Kabine sicher. Im konventionellen Flugzeugdesign wird die Frischluft in der Regel als Zapfluft aus den Triebwerksverdichtern entnommen und mit Hilfe sogenannter Air Conditioning Packs auf die Kabinenbedingungen konditioniert [96; 132; 209]. In dem hier betrachteten zapfluffreien Flugzeugmodell übernehmen pro Pack zwei elektrisch angetriebene Kompressoren die Luftzuführung und Kabinenbedruckung (s. **Abbildung 5-44**) (vgl. [147, S.386]). Die Frischluft findet über gesonderte Einlassöffnungen Eintritt und verlässt den Kompressor mit ca. 1 bar und 90 °C. Im Anschluss an die Verdichtung wird der Ozongehalt katalytisch reduziert, bevor in einem Wärmeübertrager eine erste Abkühlung mit Stauluft folgt. Eine weitere Temperaturverringerng auf ca. 15 °C wird durch Expansion auf Kabinendruck mit einer Kühlturbine („Air Cycle Machine“) erzielt, die zur zusätzlichen Steigerung der Druckdifferenz mit einem Kompressor gekoppelt ist (vgl. [147; 209, S.388, [38, S.12.23]). Sofern während des Abkühlprozesses Kondensatbildung auftritt, wird das überschüssige Wasser nach Austritt aus der Turbine per Niederdruckabscheider (nicht abgebildet) entfernt, um luftfeuchtebedingte Schäden an Elektronik, Isolierung und Flugzeugstruktur zu verhindern (vgl. [38, S.12.24.]). Zumindest während des Fluges ist der Wassergehalt der zugeführten Frischluft allerdings so gering, dass aus Komfortgründen umgekehrt eine Befeuchtung der Luft erfolgt (s. Kapitel 5.5.3.2). Die Frischluft ist damit ausreichend konditioniert für die anschließende Gemischbildung mit rezyklierter, gefilterter Kabinenluft. Aufgrund der hohen Wärmeproduktion in der Kabine genügen bereits 18 °C als Eintrittstemperatur, damit in der Kabine eine Temperatur von 24 °C erzielt wird (vgl. [138]). Die Aufrechterhaltung des gewünschten Kabinendrucklevels erfolgt durch kontrolliertes Entweichen von Abluft über ein Ablassventil in der hinteren unteren Rumpfsektion [96].

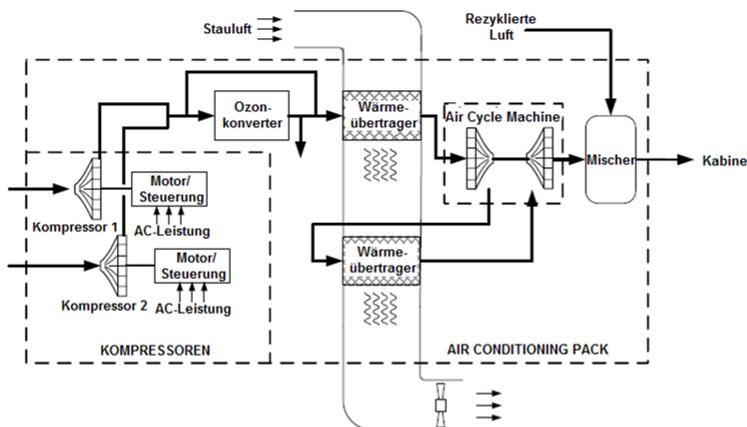


Abbildung 5-44: Schematische Darstellung eines elektrisch betriebenen Umgebungskontrollsystems [147, S.387]

Gemäß der FAA- bzw. JAA-Regularien muss die Auslegung des Frischluftsystems auf mindestens 0,55 lb/min (=0,25 kg/min) pro Person erfolgen, was in Reisehöhe einem Frischluft-

volumen von ca. 10 ft³/min bzw. 0,28 m³/min entspricht [65]. Der Anteil rezyklierter Luft beträgt üblicherweise um 50 % (vgl. [96; 132]), sodass insgesamt ca. 20 ft³/min bzw. 0,57 m³/min pro Passagier bereitgestellt werden. Im Fall der hier festgelegten Passagieranzahl von 242 bedeutet dies einen Gesamtluftdurchsatz von ca. 140 m³/min. Mit einem geschätzten Kabinenvolumen von 350 m³ (s. Anhang) liegt die Kabinenverweilzeit damit bei 2,5 min und in der richtigen Größenordnung (vgl. [96; 138]).

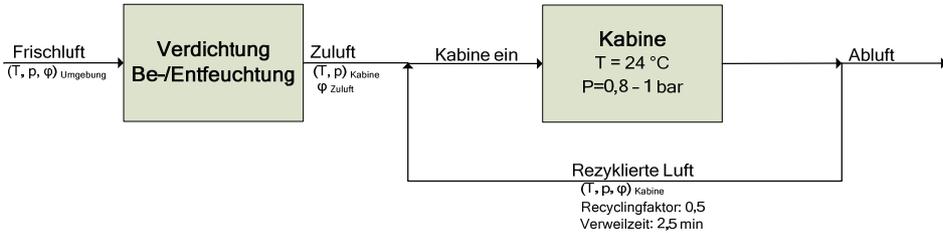


Abbildung 5-45: Schematische Darstellung zur Frischluftversorgung

Abbildung 5-45 zeigt anhand einer einfachen schematischen Darstellung die relevanten Luftströme, die im Simulink-Modell erfasst werden. Der Zustand der Frischluft hinsichtlich Temperatur, Druck und relative Luftfeuchte hängt von den lokal herrschenden Klima- und Wetterbedingungen in der Stratosphäre ab. Für den Bodenbetrieb am Start/Ziel-Flughafen werden entsprechend gemittelte Wetterdaten für den jeweiligen Reisezeitpunkt verwendet. Als atmosphärische Bedingungen während des Fluges wird die ISA-Standardatmosphäre zugrunde gelegt (s. Kapitel 5.5.6). Zur besseren Unterscheidung von der frisch angesaugten Umgebungsluft gilt für die fertig konditionierte Frischluft im Folgenden die Bezeichnung „Zuluft“. Diese ergibt nach der Mischung mit der rezyklierten Luft die eintretende Kabinenluft. Die austretende nicht rezyklierte Luft erhält die Bezeichnung „Abluft“.

Die Zielgrößen der Stoffstrommodellierung sind die anfallenden Kondensatmengen, die benötigten Wassermengen zur Luftbefeuchtung, die relative Feuchte der Kabinenluft und der herrschende Kabinendruck. Abgesehen vom Wassergehalt wird die Luftzusammensetzung vereinfachend als konstant angenommen, das heißt die atembedingte Sauerstoffreduktion in der Kabinenluft wird vernachlässigt. Der maximal mögliche Wassergehalt in der Luft, das heißt der Sättigungspartialdruck, ist temperaturabhängig und kann mit Hilfe der Dampfdruckkurve errechnet werden. Hierzu eignet sich beispielsweise die Funktion von Wagner und Pruss [240] (Parameter a_1 bis a_6 siehe Anhang):

$$p_{\text{H}_2\text{O,S}} = p_{\text{H}_2\text{O,krit.}} \cdot \exp \left[\frac{T_{\text{krit.}}}{T} \left(a_1 \cdot \tau + a_2 \cdot \tau^{1.5} + a_3 \cdot \tau^3 + a_4 \cdot \tau^{3.5} + a_5 \cdot \tau^4 + a_6 \cdot \tau^{7.5} \right) \right]$$

$$\text{mit } \tau = 1 - \frac{T}{T_{\text{krit.}}}$$

Die relative Luftfeuchte ϕ beschreibt das Verhältnis vom Wasserdampfpartialdruck zum Sättigungsdampfdruck [137, S.96]:

$$\phi = \frac{p_{H_2O}}{p_{H_2O,S}(T)}$$

Der Wasserdampfpartialdruck p_{H_2O} ist bekannt aus dem molaren Wasseranteil y_{H_2O} in der feuchten Luft:

$$p_{H_2O} = \frac{n_{H_2O}}{n_{tr.Luft} + n_{H_2O}} \cdot p = y_{H_2O} \cdot p$$

Wird die enthaltene Wassermasse auf die trockene Luftmasse bezogen, so erhält man die sogenannte Beladung x [137, S.96]:

$$x = \frac{\dot{m}_{H_2O}}{\dot{m}_{tr.Luft}} = \frac{M_{H_2O}}{M_{tr.Luft}} \times \frac{p_{H_2O}}{p - p_{H_2O}} = 0,622 \times \frac{p_{H_2O,S}(T)}{(p/\phi) - p_{H_2O,S}(T)}$$

Anhand des in **Abbildung 5-46** gezeigten h,x -Diagramms bzw. Mollier-Diagramms für feuchte Luft bei 1 bar lässt sich die Frischluftkonditionierung für beispielhaft gewählte Werte veranschaulichen. Punkt 1 sei hier mit einer Temperatur von 35 °C und einer relativen Luftfeuchte von 60 % der Frischluftzustand im Bodenbetrieb. Wie das Diagramm zeigt, besteht in diesem Fall eine Wasserbeladung von 0,021 kg Wasser pro kg trockener Luft. Die maximale Wassermenge nach der Kondensatabscheidung in den Air Conditioning Packs bei 15 °C ist mit 0,011 kg etwa halb so groß und entspricht bei 24 °C in der Kabine einer relativen Feuchte von 57 % (Punkt 3).

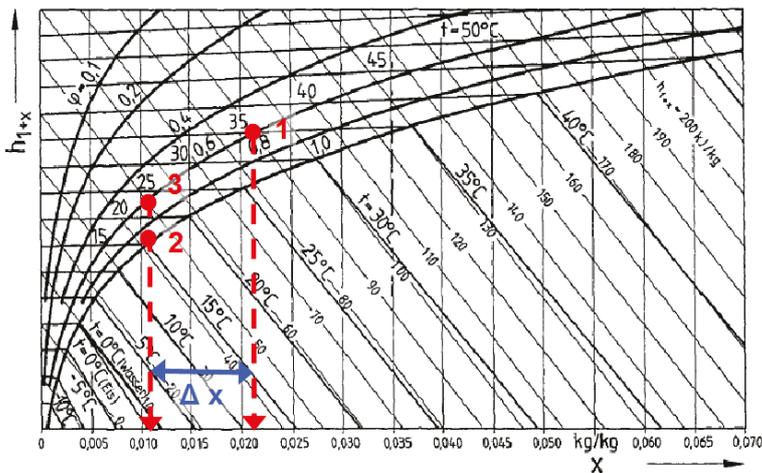


Abbildung 5-46: Schiefwinkliges Mollier-Diagramm der feuchten Luft für 1 bar [77, S.207]

Mit steigender Flughöhe und fallendem Kabinendruck sinkt der Wasserdampfpartialdruck. Die geringen Außentemperaturen in großer Höhe bedeuten zudem eine stark verminderte Wasseraufnahmekapazität der Luft. In einer Höhe von 43.000 ft liegt die Außentemperatur bei -56,5 °C und der Außendruck bei 0,16 bar. Eine relative Luftfeuchte von angenommenen 20 %

entspricht den obigen Berechnungsvorschriften zufolge einer Wasserbeladung von $2,3 \cdot 10^{-5}$ kg/kg. Ohne die Flüssigkeitsabgabe durch die Flugzeuginsassen und ohne zusätzliche Luftbefeuchtung würde sich in der Kabine damit auf Dauer eine relative Luftfeuchtigkeit von nur ca. 0,1 % einstellen (s. Anhang). Mit entsprechender Berücksichtigung der genannten Quellterme ergibt sich das in **Abbildung 5-47** veranschaulichte Stoffstromgleichgewicht, wobei sich die Zahlen auf den stationären Zustand in Reishöhe beziehen.

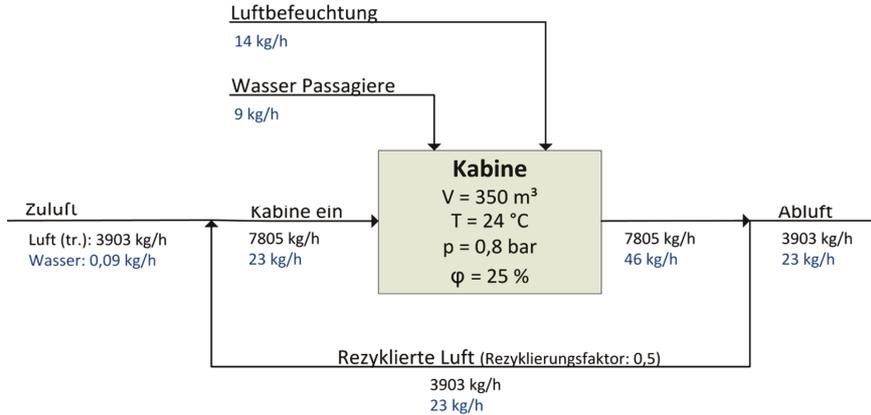


Abbildung 5-47: Stoffströme in der Kabine (in Reishöhe)

Für die angestrebte relative Luftfeuchte von 25 % im Reiseflug errechnet sich der Wasserdampfpartialdruck in der Kabine zu 0,00746 bar. Entsprechend der idealen Gasgleichung

$$\dot{m}_{\text{H}_2\text{O}} = \frac{p_{\text{H}_2\text{O}} \times V}{R_{\text{H}_2\text{O}} \times T \times \Delta t_{\text{Verweil}}}$$

bedeutet dies bei 350 m³ freien Kabinenvolumen und 2,5-minütiger Verweilzeit in der Kabine einen Wasserdurchsatz von 46 kg/h. Geschätzte 9 kg/h des Wassers entstehen in der vollbesetzten Maschine allein durch Atmung und insensibler Abgabe über die Haut ($\dot{m}_{\text{H}_2\text{O},\text{PAX}}$). Weitere 23 kg/h werden über die rezyklierte Kabinenabluft zugeführt ($f_{\text{Recycle}} \cdot \dot{m}_{\text{H}_2\text{O},\text{aus}}$). Die restlichen 14 kg/h zur gezielten Luftbefeuchtung müssen aus dem Trinkwasserreservoir bereitgestellt werden ($\dot{m}_{\text{H}_2\text{O},\text{Befeuchtung}}$). Die zeitliche Änderung des Wassergehaltes in der Kabine kann dann mit Hilfe folgender Differentialgleichung ausgedrückt werden (ausführlicher im Anhang):

$$\begin{aligned} \frac{dm_{\text{H}_2\text{O},\text{Kabine}}}{dt} &= \dot{m}_{\text{H}_2\text{O},\text{ein}} + \dot{m}_{\text{H}_2\text{O},\text{Befeuchtung}} + \dot{m}_{\text{H}_2\text{O},\text{PAX}} - \dot{m}_{\text{H}_2\text{O},\text{aus}} \\ &= \dot{m}_{\text{H}_2\text{O},\text{Zuluft}} + f_{\text{Recycle}} \times \dot{m}_{\text{H}_2\text{O},\text{aus}} + \dot{m}_{\text{H}_2\text{O},\text{Befeuchtung}} + \dot{m}_{\text{H}_2\text{O},\text{PAX}} - \dot{m}_{\text{H}_2\text{O},\text{aus}} \\ &= \frac{m_{\text{tr.Luft},\text{Kabine}}}{\Delta t_{\text{Verweil}}} \times \left(f_{\text{Recycle}} \times x_{\text{Zuluft}} + (f_{\text{Recycle}} - 1) \times x_{\text{Kabine}} \right) + \dot{m}_{\text{H}_2\text{O},\text{Befeuchtung}} + \dot{m}_{\text{H}_2\text{O},\text{PAX}} \text{ mit} \\ m_{\text{tr.Luft},\text{Kabine}} &= \frac{p \times V}{R_{\text{allg}} \times T} \times \frac{M_{\text{Luft}} \times M_{\text{H}_2\text{O}}}{(M_{\text{H}_2\text{O}} + M_{\text{Luft}} \times x)} \end{aligned}$$

Als Anfangsbedingung für den Zustand in der Kabine wird eine relative Luftfeuchte von 55 % angesetzt, was einer Wasserbeladung von 0,01 g/g tr. Luft entspricht. **Abbildung 5-48** zeigt den zeitlichen Verlauf der Kabinenluftfeuchte ohne und mit aktiver Befeuchtung. Ohne zusätzliche Luftbefeuchtung sinkt der Wert des eintretenden Luftstroms während des Fluges auf 5 % ab. Durch die Flüssigkeitsabgabe der Passagiere stellt sich damit innerhalb der Kabine eine relative Luftfeuchte von 10 % ein. Im Falle der aktiven Luftbefeuchtung, welche für Höhen oberhalb von 33.000 ft angenommen wird, erfolgt ein stetiger Anstieg der Kabinenluftfeuchte auf 25 %. Der Kabinendruck im Simulink-Modell entspricht bis zum Erreichen einer Flughöhe von 6.000 ft dem ISA-Druck (s. Kapitel 5.9) und wird oberhalb dieses Levels konstant gehalten. Hier besteht dahingehend eine Vereinfachung, dass in Realität der Druckabfall deutlich langsamer erfolgt. **Tabelle 5-27** fasst die stationären Zustände in der Kabine für Luft- und Bodenbetrieb nochmals zusammen.

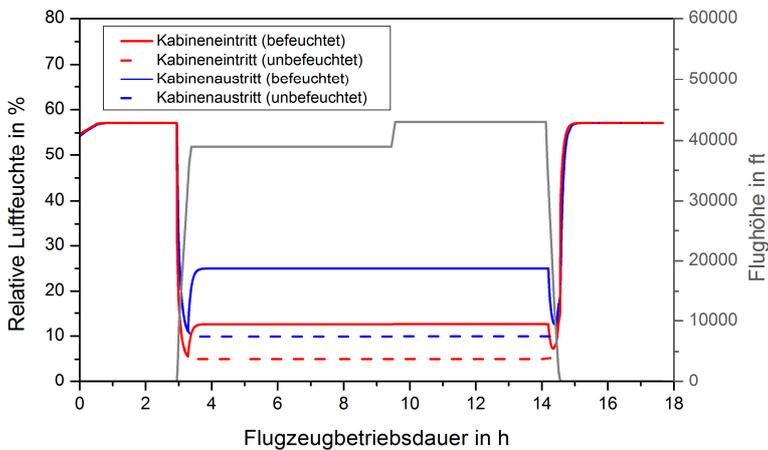


Abbildung 5-48: Relative Luftfeuchte bei 24 °C in der Flugzeugkabine mit und ohne zusätzliche Luftbefeuchtung

Tabelle 5-27: Relative Luftfeuchte und Druck in der Kabine

	Kabinendruck	Rel. Luftfeuchte in %	Wasserbeladung der tr. Luft in g/kg	Molarer Wasseranteil in der Luft in %
Boden				
Nach Entfeuchtung	ISA-Druck	Max. 57,3 (24 °C, 1,013 bar) (=100 % bei 15 °C)	Max. 10,65	Max. 1,68
Flug (stationär)				
Ohne Befeuchtung	ISA-Druck, min. 0,8 bar	9,9 (24 °C, 0,8 bar)	2,32	0,37
Mit Befeuchtung		25 (24 °C, 0,8 bar)	5,86	0,93

5.8.1.3 Wassersystem

Die Erfassung der Stoffströme aus Wasserproduktion und -verbrauch ist relevant für die Quantifizierung der zu tankenden Wassermenge und für die Bilanzierung der Flugzeugmasse. Die Struktur des Wassersystems wurde bereits in Kapitel 5.5.5 erläutert, die Verbrauchszahlen der einzelnen Wasserkonsumenten sind in Kapitel 5.6.3 zusammengefasst.

Die zu einem Zeitpunkt an Bord befindliche Wassermenge, im Folgenden mit dem Zusatz „on board“ versehen, setzt sich additiv aus dem Inhalt in den Frischwassertanks und dem Abwassertank zusammen. Das Grauwasser sowie nicht benötigtes Produktwasser aus dem Brennstoffzellensystem werden abgelassen und gehen daher nicht in die Massenbilanz der Wassertanks ein:

$$m_{\text{H}_2\text{O, on board}} = m_{\text{H}_2\text{O, frisch}} + m_{\text{H}_2\text{O, schwarz}}$$

Die zu tankende Frischwassermenge hängt von der Flugzeugkonfiguration ab, das heißt ohne bordeigene Wasserproduktion durch eine Brennstoffzellen-APU muss die gesamte benötigte Frischwassermenge zuzüglich einer Reserve bereits ab dem Take-Off mitgeführt werden. Der durchschnittliche Trinkwasserverbrauch an Bord beträgt nach Kapitel 5.6.3 ca. 100 kg/h. Die in den APU-Abgasströmen enthaltene Wassermenge in Abhängigkeit von APU-Wirkungsgrad (s. Glg. 3-27) und Nettoleistung ist in **Abbildung 5-49** anhand von 3D-Oberflächen visualisiert. Das rote Gitternetz beschreibt die produzierte Wassermenge bei direkter Wasserstoffumsetzung. Das blaue Gitternetz beinhaltet die Brenngaserzeugung, d.h. der Gesamtwirkungsgrad bezieht sich auf den kalorischen Wert von Kerosin ($\text{C}_{12}\text{H}_{24}$).

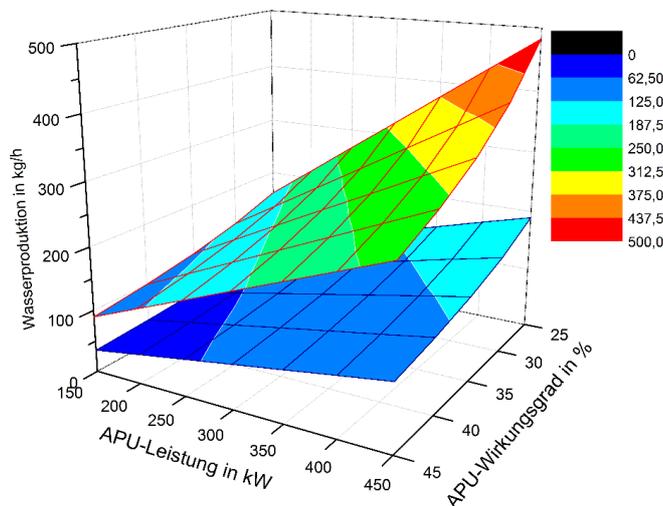


Abbildung 5-49: Nettomeenge an Produktwasser des HT-PEFC-Systems.

Rotes Gitter: Wasserstoff, blaues Gitter: Kerosin

Bei 25 % Wirkungsgrad für ein HT-PEFC-System einschließlich Brenngaserzeugung wird ab 250 kW Mindestleistung eine Wassermenge produziert, die zur theoretischen Deckung des

Wasserbedarfs ausreicht. Praktisch hängt die nutzbare Wassermenge zusätzlich von der Kondensationsleistung ab. Werden beispielsweise nur 80 % der Produktwassermenge auskondensiert, dann sind bereits ca. 300 kW Leistung zur Bedarfsdeckung notwendig. Andersherum muss der Wirkungsgrad bei 450 kW APU-Leistung unterhalb von 38 % liegen, damit ausreichend Wasser in das Trinkwassersystem eingespeist werden kann.

Ist die APU-Leistung dauerhaft zu niedrig bzw. ist der Systemwirkungsgrad sehr hoch ist es möglich, dass der bestehende Wasserbedarf an Bord nicht vollständig gedeckt werden kann. Der ungünstigste Fall besteht aber in einer negativen Wasserbilanz des Brenngaserzeugungssystems als Folge einer unzureichenden Kondensatorleistung. Da ein Eigenbedarf für die Kerosinreformierung besteht, fungiert die APU dann nicht als Wasserlieferant, sondern als zusätzlicher Wasserverbraucher. Um den Schwankungen in Wasserproduktion und -verbrauch zu begegnen, muss stets eine geeignete Menge im Frischwassertank vorgehalten werden. Getankt werden bei überschüssiger Wasserproduktion ausschließlich eine Reserve von 36 kg zur 45-minütigen Deckung des Grundbedarfs zuzüglich einer 5-minütigen Reserve für die Brenngaserzeugung (s. Tabelle A-13 Anhang). Während des Fluges wird die vorgehaltene Frischwassermenge dann auf einem relativ konstanten Level gehalten, sodass das Tankvolumen im Vergleich zum Referenzflugzeug geringer ausfällt. Als Obergrenze für den Tankinhalt im Flug werden 112 kg angesetzt, welches dem einstündigen Trinkwasserbedarf der Kabine (Komfortvariante) entspricht. Wie bereits vorher erläutert, wird das darüber hinaus produzierte Wasser abgelassen. Ist durch unzureichende Wasserproduktion der APU insgesamt ein Wasserdefizit zu erwarten, wird die entsprechende Differenz am Flughafen getankt. Ein Limit für den maximalen Tankinhalt während des Fluges existiert in diesem Fall nicht. Die zeitliche Änderung der Tankinhalte von Frischwasser und Abwasser kann mit Hilfe folgender Differentialgleichungen beschrieben werden:

Frischwassertank:

$$\frac{dm_{\text{H}_2\text{O-Tank, frisch}}}{dt} = \dot{m}_{\text{H}_2\text{O, Kondensat}} - \dot{m}_{\text{H}_2\text{O, grau}} - \dot{m}_{\text{H}_2\text{O, schwarz}} - \dot{m}_{\text{H}_2\text{O, Befeuchtung}}$$

mit Anfangsbedingung: $m_{\text{H}_2\text{O-Tank, frisch}}(t = 0) = m_{\text{H}_2\text{O, getankt}}$

Abwassertank:

$$\frac{dm_{\text{H}_2\text{O-Tank, Abwasser}}}{dt} = \dot{m}_{\text{H}_2\text{O, schwarz}}$$

mit Anfangsbedingung: $m_{\text{H}_2\text{O-Tank, Abwasser}}(t = 0) = 0$

Abbildung 5-50 zeigt anhand eines Beispiels den qualitativen Verlauf der Mengenprofile in den Flugzeugtanks, wenn die Trinkwasserversorgung über eine wasserstoffbetriebene Brennstoffzellen-APU mit Wasserüberproduktion realisiert wird. Infolge des gesammelten Schwarzwassers steigt die Gesamtwassermenge im Laufe des Fluges stetig an, auf der Langstrecke bis ca. 300 kg. Im Frischwassertank bleibt der Wasserlevel vergleichsweise konstant mit ge-

ringen Schwankungen infolge des zyklischen Duschbetriebs. In der Basis- und Referenzkonfiguration, siehe **Abbildung 5-51**, ist die anfängliche Frischwassermenge 10 bzw. 20 mal höher und nimmt dann kontinuierlich bis auf die Reservemenge ab.

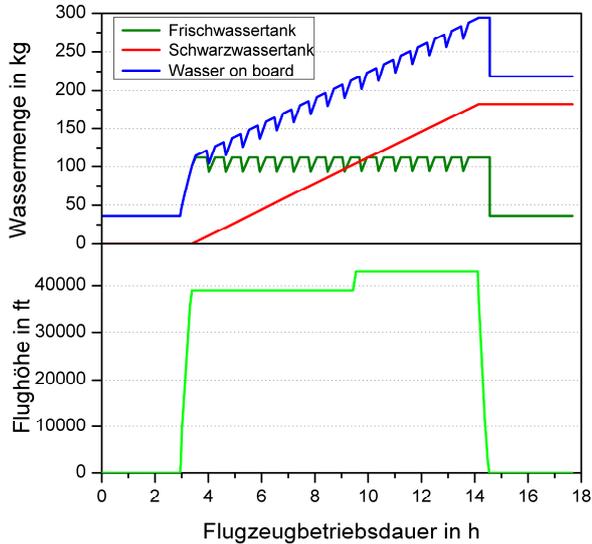


Abbildung 5-50: Wassermenge an Bord bei einer wasserstoffbetriebenen APU (Beispiel: Langstrecke, kein Druckbetrieb)

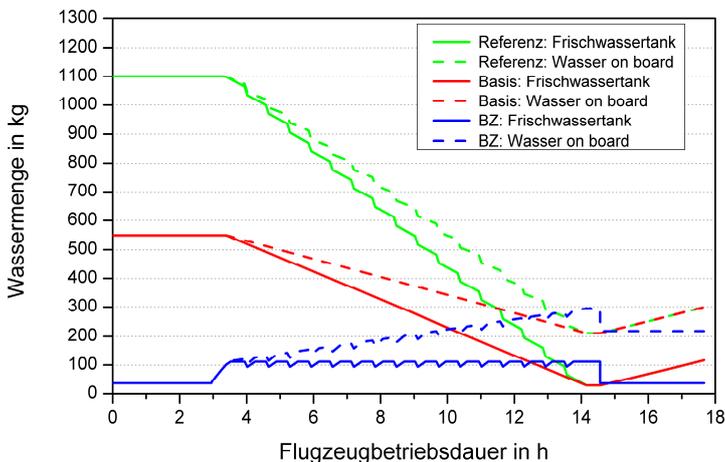


Abbildung 5-51: Vergleich der Wassermenge von Basis-, Brennstoffzellen (BZ)- und Referenzvariante (Wasserstoffbetrieb)

Die Betankung des Flugzeugs mit Wasser erfolgt für beide Flugmissionen vor dem ersten Flug. Bei Mehrfachflügen ist keine Nachbetankung zwischen zwei Flügen vorgesehen.

5.8.2 Triebwerksebene

5.8.2.1 Beschreibung des flugmechanischen Modells

Das in Matlab/Simulink erstellte Teilmodell zur Berechnung des Schubs und des Treibstoffverbrauchs basiert auf dem in Kapitel 3.5.4 vorgestellten BADA-Modell mit der B787-8 als Flugzeugvorlage. Da die Datenverfügbarkeit für das genannte Flugzeugmodell zum Zeitpunkt der Modellerstellung gering war, sind die Widerstandskoeffizienten für das simulierte „More Electric Aircraft“ anhand des Flugzeugmodells B767-300ER abgeschätzt. Die B767-300ER hat eine vergleichbare Größe, verfügt jedoch über kleinere Tragflächen mit geringerer Streckung Λ (s. **Tabelle 5-28**). Bei identischem Gewicht wird daher bei der B787 mehr Auftrieb erzeugt, wodurch der c_w -Wert (s. Glg. 3-45) sinkt. Die Widerstandspolare verläuft entsprechend steiler. Zudem ist für das Simulink-Flugzeug ein deutlich niedrigerer schubspezifischer Verbrauch realistisch, da die Triebwerke der B787-8 laut Herstellerangaben 15 % effizienter gegenüber denen der B767 sind [31].

Tabelle 5-28: Vergleich der Flugzeugmodelle B767-300ER und B787-8

	B767-300ER	B787-8
Maximales Startgewicht in kg	181.400 [17]	227.930 [219]
Höhe in m	16 [218]	16 [219]
Länge in m	55 [218]	57 [219]
Spannweite b in m (ohne Winglets)	47,6 [218]	58,7 [136]
Flügelfläche S in m ²	328 [17]	360 [136]
Streckung Λ in m ² /m ²	8,0	9,6
Faktor k im Reiseflug	~0,049 (BADA) [17]	~0,040 (nach Glg. 3-47)
Nullwiderstandskoeffizient c_{w0} im Reiseflug	~0,014 (BADA) [17]	~0,013 [136]

Allein durch Konstanthaltung der Widerstandskoeffizienten in jeder Flugphase und durch fehlende Berücksichtigung der Triebwerkscharakteristik entstehen Ungenauigkeiten bei der Widerstandsberechnung. Insbesondere bei höheren Reisegeschwindigkeiten treten in Realität Trimmwiderstände und Kompressibilitätseffekte auf, welche den Widerstand zusätzlich erhöhen. Zur groben Näherung der Widerstandspolaren der B787 wird der c_w -Wert der B767 im Simulink-Modell um 10 % reduziert. Umgerechnet auf die Tragflächen der größeren B787 bedeutet die Verminderung des c_w -Wertes einen flacheren Kurvenverlauf der Widerstandspolaren und im Diagramm eine Verschiebung nach links. Im relevanten Widerstandsbereich des Simulink-Flugzeugs, der sich aus dem Mindestgewicht von ca. 140 t ergibt (vgl. Kapitel 5.11.3) und im Reiseflug Gleitzahlen \mathcal{E} von ca. 20 aufweist, kann die Widerstandspolare der Software Piano-X (s. Kapitel 5.6.1) mit ausreichend hoher Genauigkeit angenähert werden. **Abbildung 5-52** zeigt beide Kurvenverläufe für eine Reiseflughöhe von 43.000 ft und der Machzahl 0,85. Die im Simulink-Modell verwendeten Werte von c_{w0} und k sind im Anhang aufgeführt.

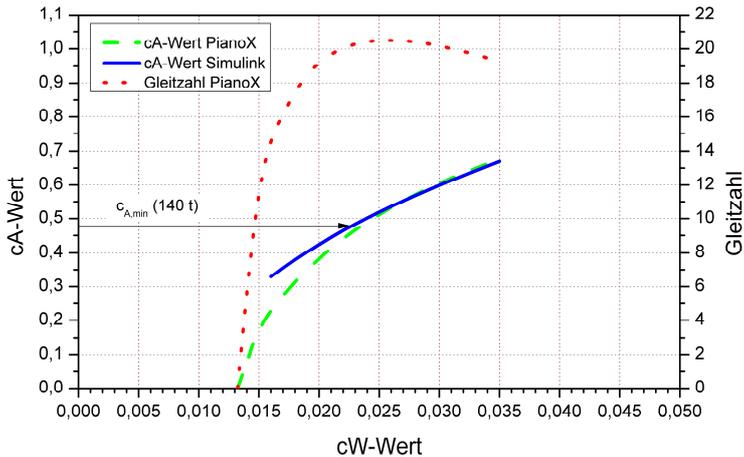


Abbildung 5-52: Widerstandspolare und Gleitzahl im Reiseflug bei $Ma=0,85$ und 43.000 ft Höhe (Flugzeugmodell B787-8)

Hinsichtlich des spezifischen Kraftstoffverbrauchs ist ebenfalls eine Anpassung der B767-Daten notwendig. Anhand **Abbildung 5-53** ist offensichtlich, dass eine Reduktion um 15 % zu einer sehr guten Übereinstimmung mit den Werten der Software Piano-X führt. Beim BADA-Modell wird der spezifische Verbrauch vereinfacht als konstant für eine bestimmte Fluggeschwindigkeit angenommen, während reale Triebwerke ein Verbrauchsoptimum aufweisen. Deutliche Unterschiede beider Modelle hinsichtlich des Kerosinverbrauchs sind allerdings nur bei sehr hohem Flugzeuggewicht zu erwarten.

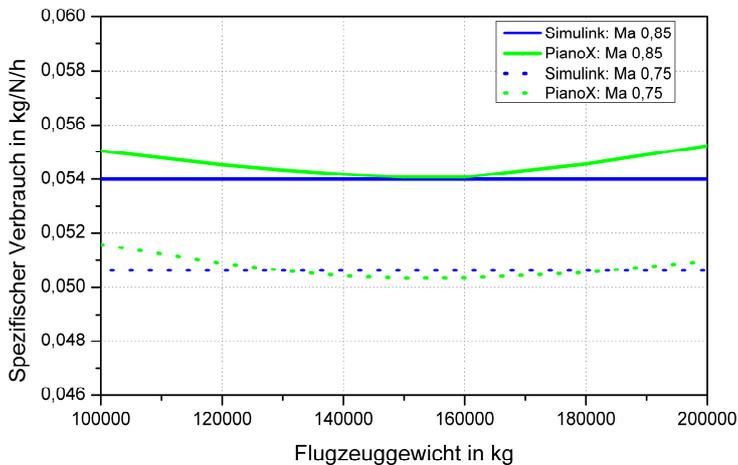


Abbildung 5-53: Vergleich des spezifischen Kraftstoffverbrauchs bei 43.000 ft

Die resultierenden Verläufe von Schubkraft und Kerosinverbrauch hängen vom gewählten Profil für Flughöhe und Geschwindigkeit sowie vom Startgewicht ab und sind für die Strecke Frankfurt-Kairo in **Abbildung 5-54** dargestellt. Bei einem angenommenen Leergewicht von

110 t wird während des Take-Offs eine Schubkraft von mehr als 250 kN pro benötigt. Bis zum Erreichen der Reiseflughöhe bei 43.000 ft fällt der Schubbedarf auf 34 kN pro Triebwerk ab. Entsprechend sinkt der Kerosinverbrauch von anfänglich über 3 kg/s auf ca. 0,5 kg/s pro Triebwerk. Im Sinkflug befinden sich die Triebwerke im Leerlauf und verbrauchen in Abhängigkeit des Höhenlevels eine Mindestmenge. Bei der Landung ergibt sich kurzzeitig ein erneuter Schubbedarf für das Abbremsen mittels Umkehrschub. Dass die Ergebnisse des Simulink-Modells eine hohe Übereinstimmung mit den Analysedaten von Piano-X haben, demonstriert die Eignung des Simulink-Flugzeugs als realistische Grundlage zur Bewertung der Brennstoffzellen-APU. Je höher das Leergewicht bzw. das Startgewicht des Flugzeugs bei einer bestimmten APU-Konfiguration ist, desto höher sind die benötigte Schubkraft und der Verbrauch (vgl. auch Kapitel 5.8.2.1).

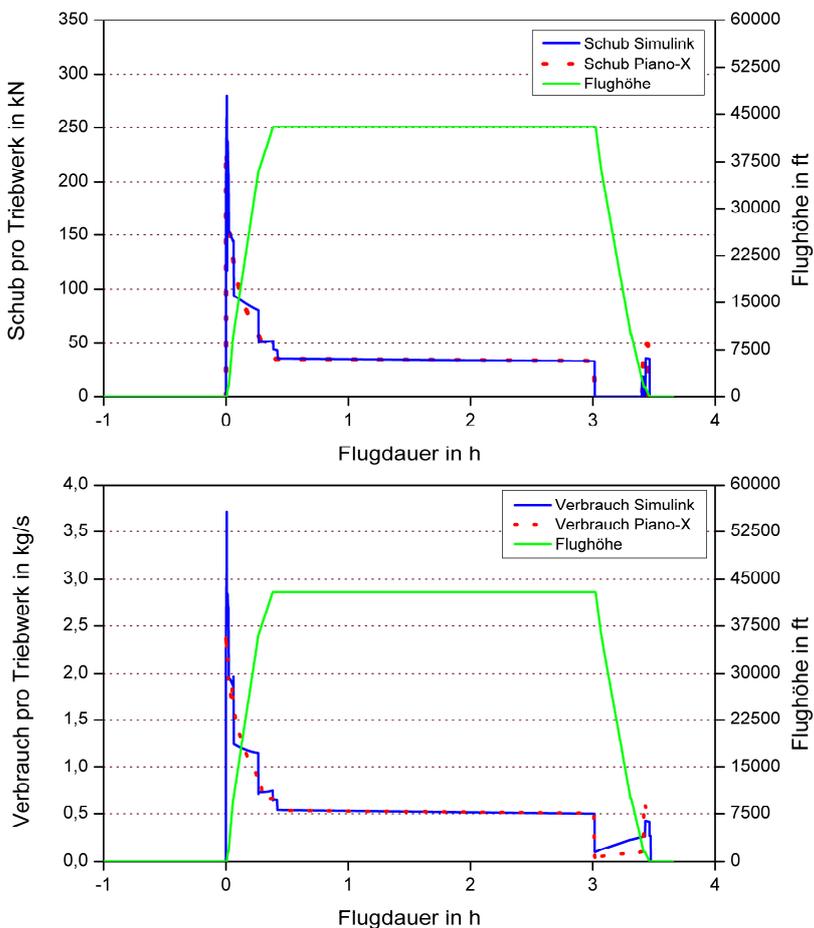


Abbildung 5-54: Schubkraft und Kerosinverbrauch pro Triebwerk auf der Strecke Frankfurt-Kairo (110 t Leergewicht)

5.8.2.2 Treibstoffbedarf und -versorgung

Die zu tankende Treibstoffmenge für den Flugzeugantrieb beinhaltet den regulär erwarteten Verbrauch für die geplante Flugmission („Trip Fuel“) sowie verschiedene Reservezuschläge, die in Anlehnung an JAR-OPS 1 [62] gewählt werden (vgl. [7]):

- Contingency Fuel (Streckenreserve): 5 % Trip Fuel
- Alternate Fuel (Zuschlag zum Ausweichflughafen): 0,5 h
- Final Reserve Fuel (Zuschlag für Warteschleifen): 0,5 h

Die Kalkulation des regulären Verbrauchs erfolgt in Abhängigkeit vom Flugprofil, von der Flugzeit und vom Flugzeuggewicht. Laut [84] liegt die pro Flugstunde benötigte Menge an Treibstoff in einer Größenordnung von 2,5-4,5 % des Startgewichts („Take-Off Weight“, TOW), welches dem Gewicht des beladenen, unbetankten Flugzeugs („Zero Fuel Weight“, ZFW) zuzüglich des Treibstoffs entspricht. Die empfohlene Faustformel lautet entsprechend

$$\text{Verbrauch} = \sim 3 \% \times \text{TOW} \times \text{Flugstunden} \quad \text{Glg. 5-7}$$

Im Idealfall entspricht der bei Zielankunft vorhandene Resttreibstoff im Tank exakt der Reserve. Für eine möglichst hohe Genauigkeit bei der Treibstoffkalkulation ist es daher zweckmäßig, die obige Formel für das Simulink-Modell so zu verfeinern, dass genannte Bedingung in guter Näherung erfüllt wird. In den Simulationsläufen konnte der folgende Ansatz als geeignete Näherungsformel ermittelt werden:

$$\text{Verbrauch} = (B_1 \times \text{ZFW}^3 + B_2 \times \text{ZFW}^2 + B_3 \times \text{ZFW} + B_4) \times \text{TOW} \times \text{Flugstunden} \quad \text{Glg. 5-8}$$

Die anzupassenden Koeffizienten B_1 bis B_4 sind abhängig von der Flugmission und in Tabelle A-14 des Anhangs für die Flugprofile FRA-SIN und FRA-CAI zusammengefasst. Sie sind das Ergebnis vorläufiger Simulationen mit der Flugzeugbasisvariante ohne Grauwasserablass und ohne zusätzlichen Kerosinverbrauch durch Stromgenerierung. Zusätzlicher Treibstoff für das Rollen zum Flugfeld (Taxi In) findet an dieser Stelle ebenfalls keine Berücksichtigung, da der Triebwerksverbrauch erst ab dem Take-Off simuliert wird. Die bei der Treibstoffkalkulation verwendete Flugzeit bezieht sich daher nur auf den Zeitraum Start-Landung („Blockzeit“). Die Genauigkeit der Treibstoffkalkulation für diese Randbedingungen liegt bei > 99,9 %.

Die Gewichtsbeiträge des Kerosins zum Take-Off-Gewicht sind in **Abbildung 5-55** in Abhängigkeit vom Leertankgewicht (ZFW) aufgetragen. Abzüglich der Reserve beträgt der prozentuale Anteil des Kerosins am Take-Off-Gewicht ca. 26 % auf der Langstrecke und ca. 9 % auf der Mittelstrecke. Pro zusätzliche Tonne an Mehrgewicht steigt der Verbrauch auf der Langstrecke um durchschnittlich ca. 421 kg, währenddessen auf der Mittelstrecke ein Verbrauchszuwachs von ca. 107 kg zu erwarten ist. Der genaue Betrag hängt vom Flugzeuggewicht ab, da dieses die Gleitzahl des Flugzeugs (s. Kapitel 3.5.1) und damit auch das Verhältnis des aufzuwendenden Kerosins zum Flugzeuggewicht beeinflusst. Bei der optimalen Gleitzahl ist der Kerosinverbrauch im Vergleich zur transportierenden Masse am geringsten und die erzielbare Reichweite maximal.

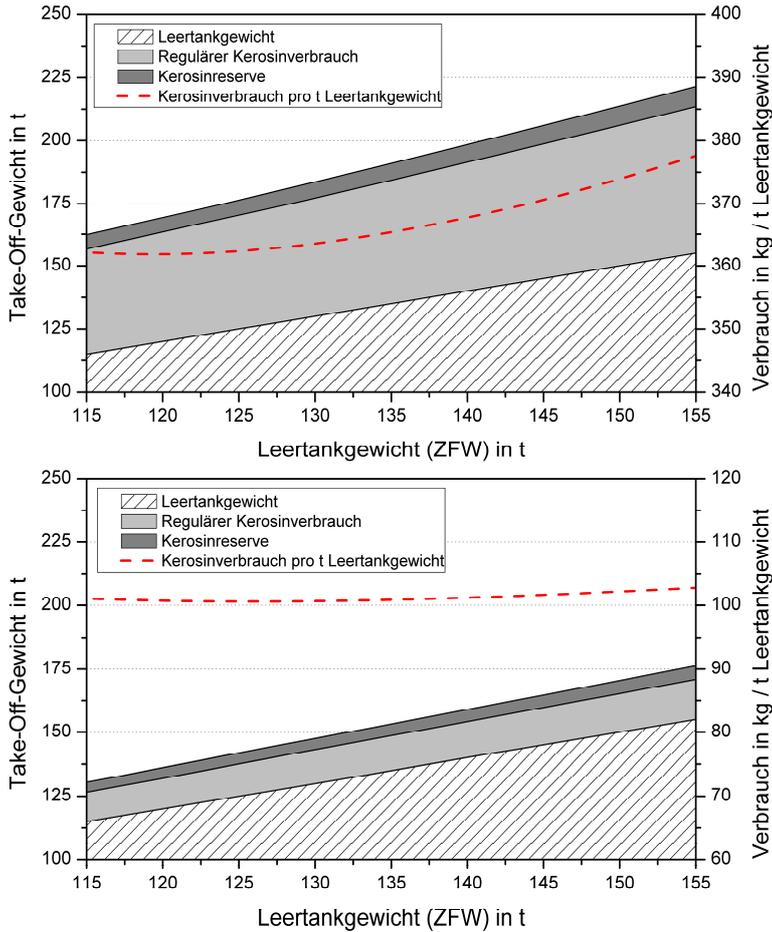


Abbildung 5-55: Take-off-Gewicht und Verbrauch pro t Leertankgewicht
(Oben: Langstrecke (5549 nm), Unten: Mittelstrecke (1577 nm))

Wie sich der durchschnittliche Verbrauch in Abhängigkeit von der Flugstrecke verhält, ist in der nachfolgenden **Abbildung 5-56** dargestellt. Bei einem Leertankgewicht von 115 t liegt der Durchschnittsverbrauch auf ähnlich hohem Level bei ca. 7,4 kg. Das Take-Off-Gewicht ist zwar für die Strecke FRA-CAI um 28 t geringer, allerdings ist der zeitliche Anteil der verbrauchsintensiven Steigflugphase größer (s. **Abbildung 5-57**). Mit zunehmendem Leertankgewicht entwickelt sich für die Strecke FRA-CAI ein Vorteil gegenüber der Langstrecke, da der streckenbezogene Verbrauch auf der Langstrecke stärker überproportional ansteigt. Bei 150 t ergibt sich eine Differenz von 0,4 kg.

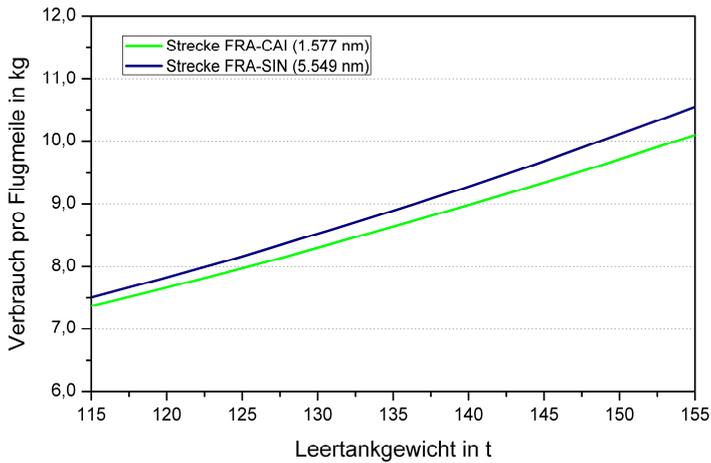


Abbildung 5-56: Vergleich des Kerosinverbrauchs pro Flugmeile

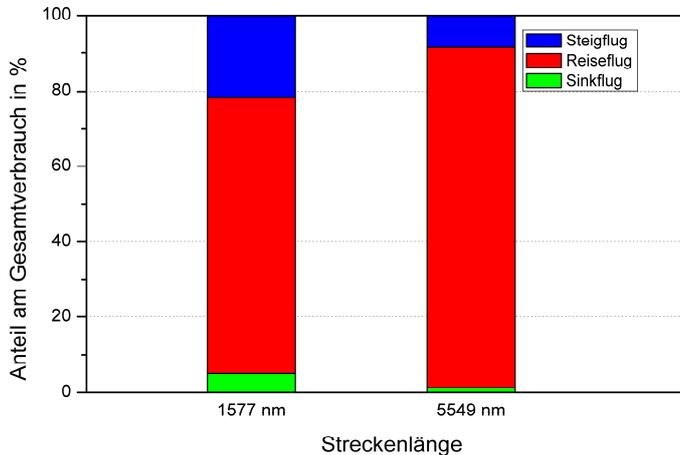


Abbildung 5-57: Prozentualer Kerosinverbrauch nach Flugphasen

Insofern die bordeigene Stromerzeugung auf Kerosinnutzung basiert, muss dies in geeigneter Weise bei der Treibstoffkalkulation eingerechnet werden. Für die Bordenergieversorgung ergeben sich aus den zuvor festgelegten Stromerzeugungswirkungsgraden (Kapitel 5.8.1.1 und Kapitel 5.7) und dynamischen Profilen (Kapitel 5.6) die in **Tabelle 5-29** zusammengefassten Kerosinverbrauchswerte. Im Fall der Langstrecke FRA-SIN entsprechen diese Werte gleichzeitig den getankten Mengen. Bei der dreifach geflogenen Strecke FRA-CAI reduziert sich die pro Flug zu tankende Menge auf ein Drittel. In der Basis- sowie der Referenzkonfiguration beträgt der Gesamtverbrauch für die Strecke FRA-SIN 2.439 kg und für die dreifach geflogene Strecke FRA-CAI 2.971 kg. Auch auf die Gesamtbetriebszeit bezogen ist der Kerosinbedarf auf der Mittelstrecke höher, welches an dem höheren Anteil an APU-Betrieb liegt. Bei der Brennstoffzellenkonfiguration fällt die Differenz geringer aus, da im Bodenbetrieb die vergleichsweise ineffiziente Gasturbinen-APU von einem HT-PEFC-System ersetzt wird. In der

Luft wird die Last zwischen den Triebwerksgeneratoren und der Brennstoffzellen-APU aufgeteilt, sodass pro Flugmission insgesamt nur noch ca. 600 kg Kerosin auf konventionellem Weg verstromt werden. Der Kerosinverbrauch für ein reformatbetriebenes Brennstoffzellensystem variiert mit der Systemauslegung und der Brennstoffzellenkennlinie. Der Gesamtkerosinbedarf für eine Flugmission kann entsprechend höher oder niedriger ausfallen als bei rein konventioneller Stromerzeugung, wie die Tabellenwerte zeigen. Der benötigte Kerosinbedarf für die Stromerzeugung wird zum errechneten Triebwerksverbrauch addiert. Das zusätzliche Gewicht findet stets beim Leertankgewicht Berücksichtigung. Dies nach eigener Festlegung allerdings nur zu 50 %, da die Treibstoffmasse als variable Größe während des Fluges abnimmt. Die Betankung der Treibstofftanks erfolgt im Simulink-Modell spätestens 60 Minuten vor dem Triebwerksstart. Gemäß **Abbildung 5-58** wird mit dem Tanksignal die Tankfüllung auf den zuvor berechneten Wert hochgesetzt und zeitgleich die Inertisierung (Kapitel 5.8.2.3) gestartet.

Tabelle 5-29: Kerosinbedarf für die Bordstromversorgung (Wirkungsgrade: 15 % GT-APU, 40 % TW/Generator, BZ-APU variabel)

Flugzeugtyp	Flugmission	TW + Generatoren	GT-APU	BZ-APU (Reformat)	Summe
Basis/Referenz	FRA-SIN	1.666 kg	773 kg	-	2.439 kg
	FRA-CAI (3 x)	1.530 kg (3 x ~510 kg)	1.430 kg	-	2.960 kg
Brennstoffzelle	FRA-SIN	636 kg	-	Min. 1.609 kg Max. 2.208 kg	Min. 2.245 kg Max. 2.844 kg
	FRA-CAI (3 x)	594 kg (3 x ~198 kg)	-	Min. 1.791 kg (3 x ~597 kg) Max. 2.499 kg (3 x ~833 kg)	Min. 2.385 kg Max. 3.093 kg

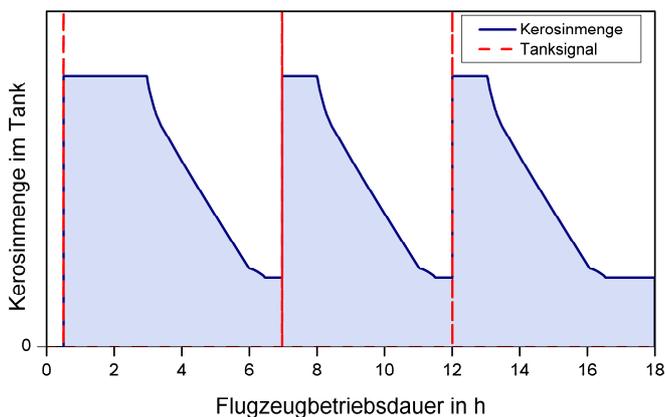


Abbildung 5-58: Kerosinmenge im Tank auf der Kurzstreckenmission

5.8.2.3 Tankinertisierung

Der Zweck der Tankinertisierung wurde in Kapitel 5.5.3.3 eingehend erläutert. Als inert werden die Treibstofftanks ziviler Flugzeuge dann erachtet, wenn der molare Sauerstoffanteil im Tankleerraum 12 % nicht überschreitet. Reduziert werden kann ein zu hoher Wert durch Verdünnung mit einem geeigneten Inertgas. Zu klärende Fragen bei der Nutzung von Brennstoffzellenabgasen betreffen vor allem die Dauer für die Erstinertisierung und die Aufrechterhaltung der Inertgasatmosphäre während des Fluges. Insbesondere während des Sinkflugs wird das Inertisierungssystem gefordert, da die Treibstofftanks nahezu geleert sind und durch den Druckausgleich Luft einströmt.

Es wird vorausgesetzt, dass die Erstinertisierung der Tanks erst nach der Treibstoffbetankung stattfindet, das heißt das zu inertisierende Volumen entspricht der gesamten Tankkapazität (hier 126,9 m³) abzüglich des getankten Kerosinvolumens. Der Tankleerraum vor der Inertisierung enthält laut Annahme eine normale Luftatmosphäre mit vernachlässigbar geringem Kerosindampfanteil und einer Sauerstoffkonzentration $y_{\text{O}_2, \text{Luft}}$ von ca. 21 %. Die quantitative Sauerstoffmenge $n_{\text{O}_2, \text{Tank}}$ ist über das ideale Gasgesetz bekannt:

$$n_{\text{O}_2, \text{Tank}}(t=0) = \frac{p \times V_{\text{Leervolumen}}}{R_{\text{Luft}} \times T} \times y_{\text{O}_2, \text{Luft}}$$

Die Dauer für die Erstinertisierung hängt vom Inertgasstrom und der Sauerstoffkonzentration im Inertgas ab. Zur deren Berechnung wird die folgende Differentialgleichung verwendet:

$$y_{\text{O}_2, \text{Kerosin tank}} = \frac{n_{\text{O}_2, \text{Kerosin tank}}(t=0) + \int \left(y_{\text{O}_2, \text{Inertgas}} \times \sum_i \dot{n}_{i, \text{Inertgas}} \right) dt}{\sum_i \left(n_{i, \text{Luft, Tank}}(t=0) + \int \dot{n}_{i, \text{Inertgas}} dt \right)}$$

Obiger Zusammenhang ist in **Abbildung 5-59** grafisch dargestellt und liefert die Inertisierungsdauer pro 100 m³ Volumen, die für eine Reduktion des Sauerstoffgehalts von anfänglich 21 mol-% aufgewendet werden muss. Bei einem Inertgasstrom $\sum_i \dot{n}_{i, \text{Inertgas}}$ von 20 mol/s mit 10,5 mol-% Sauerstoff werden beispielsweise 20 Minuten für die Erstinertisierung benötigt. Die Erhöhung des Sauerstoffanteils auf 11,5 % verlängert die Inertisierungsdauer auf 61 Minuten. Eine Halbierung des Inertgasstroms auf 10 mol/s bedeutet eine weitere Zunahme auf 123 Minuten.

Generell hängt die Höhe des Inertgasstroms von der APU-Leistung, vom APU-Wirkungsgrad und vom Brenngas ab. Wie in Kapitel 5.7.2 beschrieben, werden im Wasserstoffbetrieb sowohl die Kathodenabluft als auch das Brennerabgas zur Inertisierung genutzt, währenddessen bei Reformatnutzung nur die CO₂-freie Kathodenabluft als Inertgas in Frage kommt. Der Sauerstoffgehalt im Inertgas wird von den Luftzahlen in Kathode und Brenner, sowie von der Kondensationsleistung der luftgekühlten Kondensatoren bestimmt. Anhand der in **Abbildung 5-60** und **Abbildung A-15** (Anhang) enthaltenen 3D-Flächendiagramme lässt sich die produzierte Inertgasmenge der simulierten HT-PEFC-Systeme abschätzen. Bei 35 % Wirkungsgrad und

450 kW Leistung beispielsweise liegt der produzierte Inertgasstrom in einer Größenordnung von ca. 20 mol/s im Wasserstoff- bzw. ca. 12 mol/s im Reformatbetrieb.

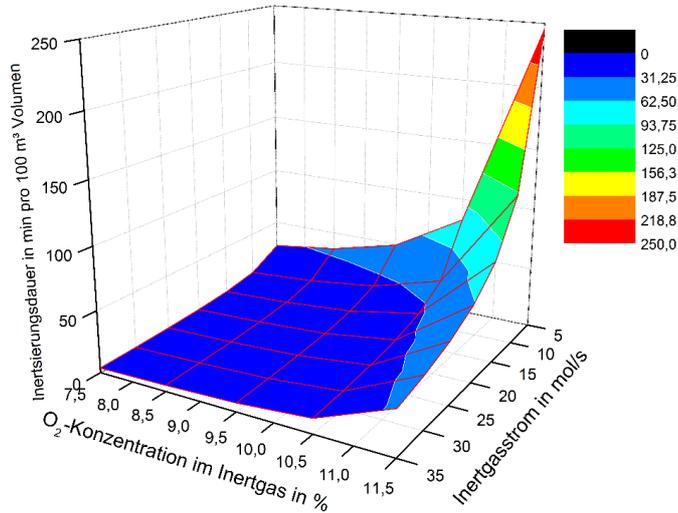


Abbildung 5-59: Inertisierungsdauer in Abhängigkeit von Menge und Sauerstoffkonzentration des Inertgases

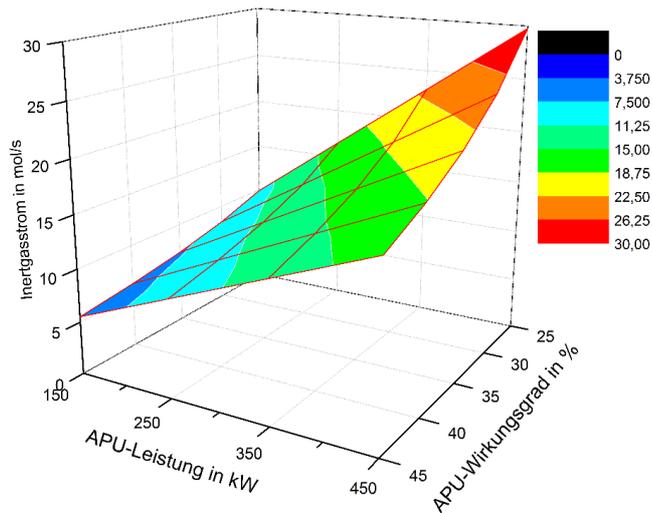


Abbildung 5-60: Größenordnung der Inertgasmenge in Abhängigkeit von APU-Leistung und -Wirkungsgrad (H₂-betriebenes HT-PEFC-System)

Im Simulink-Modell erfolgt die Erstinertisierung nach der Betankung (s. **Abbildung 5-61**). Die maximal verfügbare Inertgasmenge wird in die Tanks geleitet, um eine möglichst kurze Inertisierungsdauer zu erzielen und die Inertisierungsphase vor dem Triebwerksstart abzuschließen. Nach der Erstinertisierung hängt der benötigte Inertgasstrom ausschließlich vom Kero-

sinverbrauch des Flugzeugs und von den Druckverhältnissen ab. So führt der hohe Kerosinverbrauch während des Take-Offs zu einem vermehrten Bedarf an Inertgas, wie der Peak in **Abbildung 5-62** andeutet. Während des Steigfluges ist keine Inertgaszufuhr notwendig, da der Druck in den Tanks mit dem Umgebungsniveau absinkt. Auf Reise Flughöhe mit konstantem Druckniveau muss so viel Inertgas zugeführt werden, wie das Kerosinvolumen abnimmt. Zur Berechnung des Kerosinvolumens wird im Simulink-Modell auf den in Abbildung A-16 (s. Anhang) aufgetragenen Dichteverlauf von Jet-A1 zurückgegriffen. Bei einer angenommenen Mindesttemperatur von -40°C in den Tanks liegt die Dichte demnach bei ca. 840 kg/m^3 . Da sich der Triebwerksverbrauch in Reisehöhe bei ca. 1 kg/s bewegt (vgl. Kapitel 5.8.2), müssen entsprechend lediglich ca. $1,2\text{ l/s}$ bzw. $0,01\text{ mol/s}$ Inertgas zur Befüllung des steigenden Tankleervolumens bereitgestellt werden. Erst im Sinkflug ist wegen des Druckausgleichs erneut ein vermehrter Bedarf an Inertgas in einer Größenordnung von 3 mol/s zu erwarten.

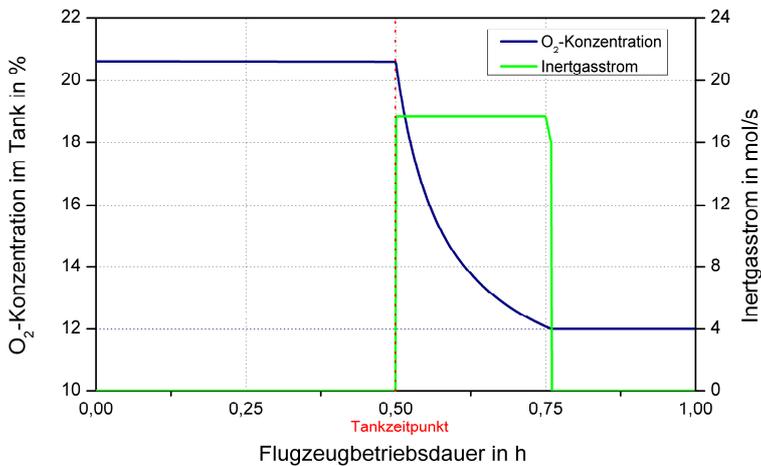


Abbildung 5-61: Erstinertisierung der Flugzeugtanks

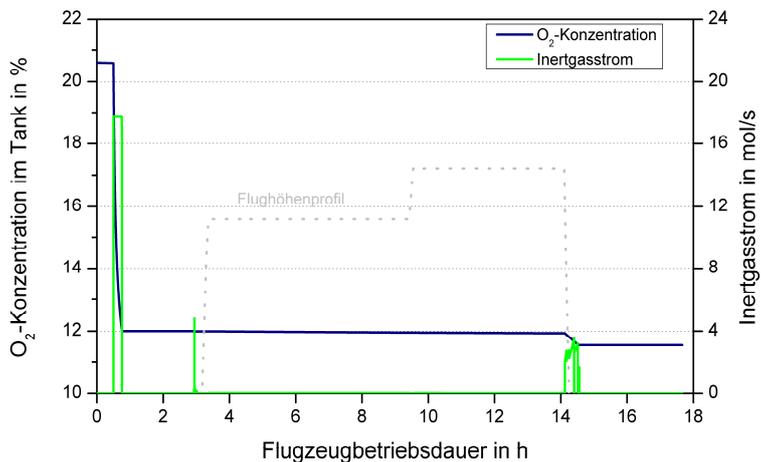


Abbildung 5-62: Zeitliche Verläufe von Sauerstoffkonzentration und Inertgasstrom

5.9 Modellierung der Umgebungsluft

Kenntnis über die umgebenden atmosphärischen Bedingungen ist nicht nur für die Flugleistungsberechnungen erforderlich, sondern auch für die Ermittlung der Brennstoffzelleneffizienz und bei der Wasserbilanzierung Voraussetzung. Das höhenabhängige Druckniveau in der Kabine hat merkbaren Einfluss auf die Zellspannung; die Außentemperatur und die Luftfeuchte sind derweil entscheidend für die Gesamtmenge an gewinnbarem Kondensat. Nicht in den Simulationen berücksichtigt wird indes der Zusammenhang zwischen dem Strombedarf der APU zur Klimatisierung und den Außentemperaturen.

Die mittlere molare Zusammensetzung der Atmosphäre ist in des Anhangs wiedergegeben und wird bis auf Ausnahme des Wassergehalts als konstant vorausgesetzt. Zur Darstellung von Temperatur und relativer Feuchte der in Bodennähe befindlichen Luft werden die durchschnittlichen monats- und tageszeitabhängigen Wetterdaten des jeweiligen Flughafenstandortes (s. Kapitel 5.6.1) verwendet. Die mathematische Beschreibung der höhenabhängigen Temperatur- und Druckprofile erfolgt über die Internationale Standardatmosphäre („ISA“) des ICAO (s. **Abbildung 5-63**). Diese Normatmosphäre (ISO 2533) ist ein idealisiertes Modell der Atmosphäre, das in der Luftfahrt allgemeine Gültigkeit und Verbindlichkeit besitzt, und bis zu einer Höhe von 32 km der U.S. Standardatmosphäre von 1976 (s. [153]) entspricht.

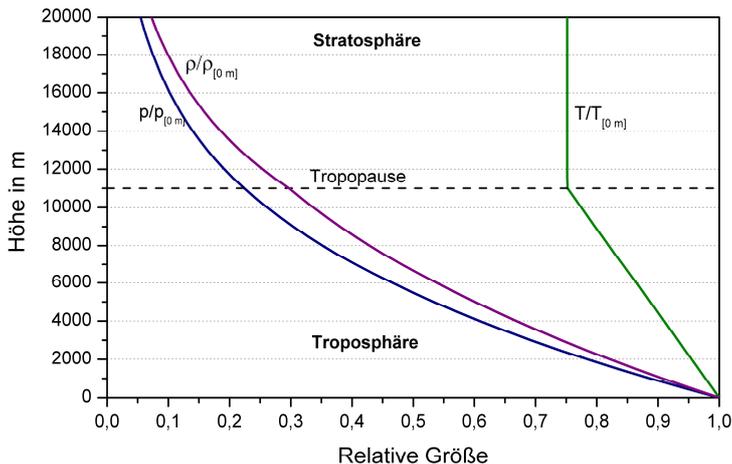


Abbildung 5-63: Die Internationale Standardatmosphäre (ISA)

Die ISA liefert eine hypothetische vertikale Verteilung von Temperatur, Druck und Luftdichte, die näherungsweise repräsentativ für die ganzjährlichen Mittelwerte in mittlerer geographischer Breite ist und damit eine international einheitliche Bezugsbasis für den Vergleich von Flugleistungs- und Triebwerksparametern sowie für die Kalibrierung von Messinstrumenten darstellt [194, S.88]. Für den Luftverkehr lässt sich die Atmosphäre in zwei Regionen, die erdnahe Troposphäre und die darüber liegende Stratosphäre, unterteilen. Die Troposphäre reicht vom mittleren Meeresspiegelniveau bei 1,01325 bar Luftdruck bis zur Tropopause in 11.000 m bzw. 36.089,24 ft. Die Temperatur beträgt bei Meeresspiegelniveau 15 °C und sinkt mit 6,5 K pro 1.000 m Höhenzunahme zu einer Tiefsttemperatur von -56 °C. In der Stratosphäre ist die

Temperatur konstant bei -56 °C . Die Berechnungsformeln für Druck, Luftdichte und Temperatur sind in Tabelle A-16 des Anhangs zusammengefasst.

Bezüglich des atmosphärischen Wassergehalts besteht in der ISA die Annahme absoluter Trockenheit ($\varphi = 0\%$). Realitätsnäher sind die in Abbildung A-17 (Anhang) gezeigten Messergebnisse von Myhre et al. [150]. Die globale relative Feuchtigkeit liegt demzufolge im Jahresdurchschnitt bei ca. 80 % am Boden und fällt mit zunehmender Höhe ab, bis die Luft in der typischen Flughöhe im Durchschnitt nur noch ca. 20 % relative Feuchte aufweist. Bei der Modellierung wird dieser Wert vereinfacht für alle $H > 0\text{ m}$ angesetzt.

5.10 Simulationen auf der Flugzeugsystemebene

Die ganzheitliche Energiebilanzierung des Flugzeugs erfolgt gemäß Kapitel 5.8 über zwei verschiedene Betrachtungsebenen. Die hier diskutierte „Flugzeugsystemebene“ beinhaltet antriebsunabhängige Stoffströme, die in Zusammenhang mit der Brennstoffzellen-APU stehen. Die gewonnenen Simulationsergebnisse sind Voraussetzung für die Massenbilanzierung und die Quantifizierung des Kerosinverbrauchs auf der „Triebwerksebene“.

5.10.1 Zieldefinition

Die zentralen Informationen, die aus den Simulationen im Bilanzraum „Flugzeugsystemebene“ gewonnen werden sollen, sind

- der Direktverbrauch an Wasserstoff bzw. Kerosin für die Sekundärenergieversorgung und
- der Frischwasserbedarf im Flugzeug

in Abhängigkeit vom Brennstoffzellensystem I-A, I-B, II-A oder II-B (s. Kapitel 5.7.2). Aus den Simulationsergebnissen für die beiden Flugmissionen FRA-SIN und FRA-CAI lassen sich Regressionsfunktionen über den zu erwartenden Brennstoff- bzw. Wasserbedarf aufstellen, welche ihrerseits die Kalkulationsgrundlage für die zu tankenden Mengen und die Dimensionierung des Wasserstofftanks bilden. Für jeden Simulationslauf kann mit diesen Informationen ein realistisches Startgewicht ermittelt werden. Abgesehen von der Massenbilanzierung geben die hier erhaltenen Ergebnisse zusätzlich Aufschluss über die Relevanz der betrachteten Einflussgrößen auf den direkten Energiebedarf für die Stromerzeugung. Nicht möglich sind allerdings Aussagen zur optimalen Stackauslegung für die APU-Anwendung im Flugzeug, da dies nur mit Berücksichtigung der Leistungsdichte möglich ist. Hierzu wird auf das Kapitel 5.12 verwiesen.

5.10.2 Simulationsplanung und -durchführung

Die vier definierten Systemkonfigurationen unterscheiden sich hinsichtlich des verwendeten Brennstoffs (I = Wasserstoff, II = Reformat) und bezüglich des Betriebsdrucks (A = ohne Druckbeaufschlagung, B = mit Druckbeaufschlagung). Die Effizienz bzw. der Brennstoffverbrauch jeder Konfiguration hängt vom Kennlinienverlauf und vom Auslegungspunkt ab. Damit gibt es für jeden der beiden untersuchten Brennstoffe jeweils vier verschiedene veränderliche Parameter:

- Systemkonfiguration A / B (mit / ohne Druckbeaufschlagung)
- Stackauslegungsvariante
- Höhe der Austauschstromdichte und
- Ausmaß der ohmschen Widerstände.

Jeder der vier Faktoren wird gemäß untenstehender Tabelle auf zwei Stufen variiert, sodass sich insgesamt $2^4 = 16$ mögliche Versuchspunkte ergeben. Die Auswahl der Faktorstufen

resultiert aus den in Kapitel 5.7.2 getroffenen Festlegungen zum Systemdesign und zu den Kennlinienverläufen.

Tabelle 5-30: Veränderliche Faktoren für die Simulationen auf Flugzeugsystemebene

Faktor	Faktorstufe	
	Unten (-)	Oben (+)
1: Betriebsdruck	Kabinendruck	2 bar
2: Stackauslegungsvariante	Leistungsdichte	Wirkungsgrad
3: Austauschstromdichte	Nicht optimiert	Optimiert (Faktor 3,5)
4: Widerstände im Ohmschen Kennlinienbereich	Reduziert (Faktor 0,85)	Nicht reduziert

Zur Reduktion des Simulationsaufwands wird pro Flugstrecke und Brennstoff jeweils ein teilfaktorieller 2^{4-1} -Versuchsplan erstellt. Insgesamt ergeben sich damit 4 Versuchspläne mit jeweils 8 Versuchspunkten und den Zielgrößen Wasserstoffbedarf, Kerosinverbrauch und gewonnene Kondensatmenge (s. **Tabelle 5-31**). Die Versuchspläne haben eine Auflösung von IV (vgl. Kapitel 3.6.1), das heißt die Haupteffekte sind mit den 3-Faktor-Wechselwirkungen vermenget. Wie die Simulationsergebnisse (s. Kapitel 5.10.3) zeigen werden, sind bereits die 2-Faktor-Wechselwirkungen sehr klein. Die 3-Faktor-Wechselwirkungen sind daher in jedem Fall vernachlässigbar und die Haupteffekte sicher bestimmbar. Anderenfalls hätte der Teilfaktorplan mit zusätzlichen Simulationen nachträglich auf einen Vollfaktorplan erweitert werden können.

Tabelle 5-31: Plan- und Auswertematrix

		Faktor		-	+
	x_1	Systemdruck	0,8	2	
	x_2	Auslegungskonzept	1	2	
	x_3	Optimierungsfaktor Austauschstromdichte	1	3,5	
	x_4	Optimierungsfaktor Widerstände r_i	0,85	1	

Planmatrix					Matrix der unabhängigen Variablen								
	x_1	x_2	x_3	x_4	0	x_1	x_2	x_3	x_4	x_1x_2	x_1x_3	x_2x_3	x_1x_4
	x_1	x_2	x_3	x_4	$x_1x_2x_3x_4$					x_3x_4	x_2x_4	x_1x_4	
													$x_1x_2x_3$
1	-1	-1	-1	-1	1	-1	-1	1	-1	1	1	1	-1
2	1	-1	-1	1	1	1	-1	-1	-1	-1	-1	1	1
3	-1	1	-1	1	1	-1	1	-1	-1	1	1	-1	1
4	1	1	-1	-1	1	1	1	1	-1	-1	-1	-1	-1
5	-1	-1	1	1	1	-1	-1	1	1	-1	-1	-1	1
6	1	-1	1	-1	1	1	-1	-1	1	1	1	-1	-1
7	-1	1	1	-1	1	-1	1	-1	1	-1	1	1	-1
8	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1

Das Kerosin für APU-System II ist laut Annahme schwefelarm und wird, wie bereits in Kapitel 5.7, über die Summenformel $C_{12}H_{24}$ beschrieben. Unabhängig vom Herstellungspfad des Kraftstoffs wird damit von einem Aromatenanteil ausgegangen. Das Szenario eines rein paraffinischen Kerosins, welches für den Flugzeugantrieb zwar nicht zulässig ist, allerdings ausschließlich für die APU verwendet werden könnte, ist ebenfalls denkbar. Da sich die Aromatenfreiheit aber mehr auf die Langlebigkeit des Reformers auswirkt als auf die Gesamtbilanz des Flugzeugs, wird auf eine gesonderte Simulation verzichtet.

5.10.3 Simulationsergebnisse und Auswertung

Die Auswertematrizen mit den Simulationsergebnissen sind im Anhang zu finden. In den folgenden Unterkapiteln werden die Ergebnisse graphisch veranschaulicht und die Effekte der Einflussgrößen beschrieben. Die Regressionspolynome für die Zielgrößen sind am Kapitelende zusammengefasst.

5.10.3.1 HT-PEFC-System I (Wasserstoffbetrieb)

Der absolute und der leistungsbezogene Wasserstoffverbrauch ist für beide Flugmissionen in **Abbildung 5-64** dargestellt. Auf der Langstrecke FRA-SIN werden durchschnittlich 494 kg über die APU umgesetzt, wobei die Werte innerhalb der Versuchsreihe um maximal 85 kg variieren. Auf der dreifach geflogenen mittellangen Strecke FRA-CAI liegt der Gesamtwasserstoffverbrauch bei durchschnittlich 556 kg mit einer Variationsbreite von 109 kg. Bezogen auf den erzeugten Nettostrom von 7.066 kWh für 3x FRA-CAI bzw. 6.318 kWh für FRA-SIN (vgl. Kapitel 5.6.2) werden somit im Mittel 7,8 kg/100 kWh bzw. 7,9 kg/100 kWh Wasserstoff benötigt. Dies entspricht einem mittleren Systemwirkungsgrad von ca. 38 %.

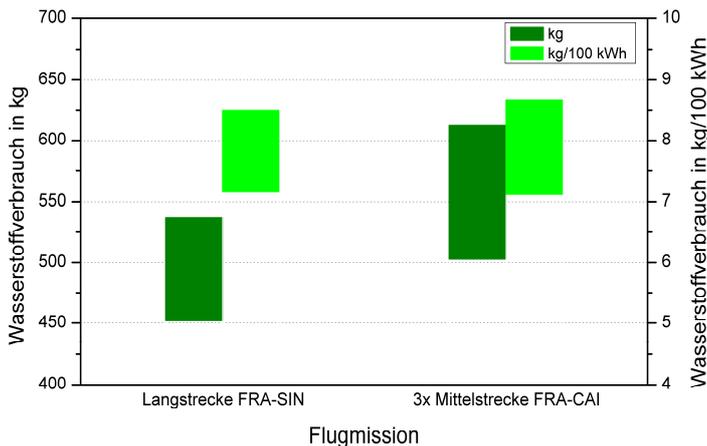


Abbildung 5-64: Absoluter und leistungsbezogener Wasserstoffverbrauch beim HT-PEFC-System I

Mit jedem Kilogramm umgesetzten Wasserstoff werden gemäß der Stöchiometrie 9 Kilogramm Wasser produziert. Folglich müssen die aus den APU-Abgasströmen gewonnenen Kondensatmengen in einer Größenordnung von 4.500 kg liegen. Die Ergebnisse in **Abbildung 5-65** mit Durchschnittswerten von 4.246 kg (FRA-SIN) und 4.721 kg (3x FRA-CAI) bestätigen dies. Auch bei erhöhtem Komfort durch Duschen und Luftbefeuchtung kann der maximale Frischwasserbedarf von 1.070 kg (FRA-SIN) bzw. 951 kg (3x FRA-CAI) (s. Kapitel 5.6.3) damit allein über die APU um mehr als das Vierfache gedeckt werden. Das überschüssige Wasser kann gegebenenfalls zur Triebwerkseinspritzung etc. sinnvoll genutzt werden. Bezogen auf die Nettoleistung werden durchschnittlich 67 cl/kWh erzeugt.

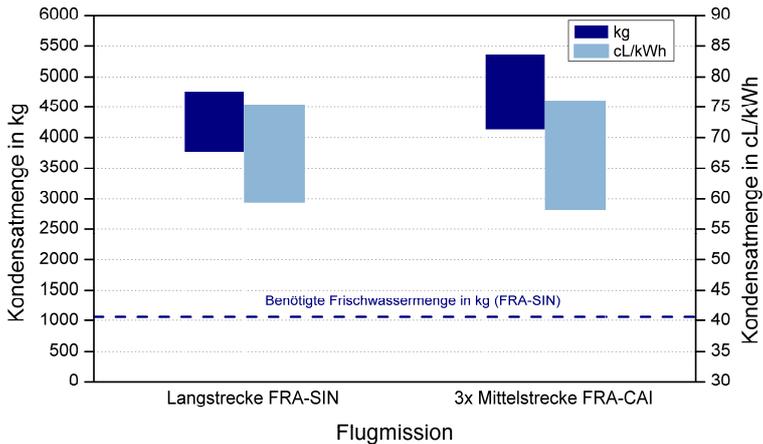


Abbildung 5-65: Absolute und leistungsbezogene Kondensatmenge beim HT-PEFC-System I

Der Einfluss der einzelnen Parameter x_1 bis x_4 (vgl. Kapitel 5.10.2) auf die Zielgrößen Wasserstoffverbrauch und Kondensatmenge wird über den Wert des Effektes beschrieben. Werden die Effekte auf den Ergebnismittelwert der Zielgrößen bezogen, erleichtert dies die Auftragung im selben Diagramm. In **Abbildung 5-66** dargestellt sind die relativen Effekte der Hauptfaktoren und 2-Faktor-Wechselwirkungen, die im Folgenden diskutiert werden.

Den bei weitem größten Einfluss auf den Wasserstoffverbrauch und die gewonnene Kondensatmenge hat in dem betrachteten Versuchsraum das Auslegungskonzept für die Stacks (Faktor 2). Die Wahl der „Wirkungsgradvariante“ mit 0,65 V Zellspannung im Auslegungspunkt führt gegenüber der „Leistungsvariante“ mit 0,55 V Zellspannung zu einer Wasserstoffersparnis von ca. 15 %. Entsprechend wird 15 % weniger Wasser produziert.

Die zweitwichtigste Einflussgröße auf beide Zielgrößen ist der Betriebsdruck (Faktor 1). Bei einer Systemkonfiguration mit Druckbeaufschlagung auf 2 bar steigt der Wasserstoffverbrauch um 1,7 % auf der Flugmission FRA-SIN und 4 % auf der Flugmission FRA-CAI (3x) an. Grund für die Differenz zwischen beiden Flugmissionen ist der unterschiedlich hohe zeitliche Anteil an Bodenbetrieb. Während des Bodenbetriebs ist der energetische Aufwand für die Druckerzeugung vergleichsweise hoch, wohingegen während des Fluges die Kompressionsarbeit über den gekoppelten Expander kompensiert wird (vgl. Kapitel 5.7.4). Vorausgesetzt ist hier die Annahme, dass die Entspannung der APU-Abgase von Kabinendruck auf Umgebungsdruck stattfindet. Bei hinreichend langer Strecke kann mit Druckbeaufschlagung daher insgesamt ein Verbrauchsvorteil erzielt werden, allerdings nicht bei den hier betrachteten Flugmissionen. Hinsichtlich der gewonnenen Kondensatmenge ist Druckbeaufschlagung aufgrund der Taupunktanhebung hingegen stets vorteilhaft. In System B mit Druckbeaufschlagung auf 2 bar wird entsprechend 8 % (FRA-SIN) bzw. 11 % (FRA-CAI) mehr Kondensat erzeugt als in System A.

Die Höhe der Elektrodenaustauschstromdichte (Faktor 3) ist die drittwichtigste der betrachteten Einflussgrößen, allerdings mit weit geringerem Effekt als die zuvor genannten Faktoren.

Der relative Effekt auf den Wasserstoffverbrauch ist leicht negativ. Eine Verbesserung der Austauschstromdichte um den Faktor 3,5 erzielt eine Steigerung der APU-Effizienz um 1 %. In gleichem Ausmaß wird weniger Kondensat produziert. Der Einfluss der Druckanhebung auf die Austauschstromdichte zeigt sich im Wechselwirkungseffekt 1-3, allerdings nur marginal. Die Verminderung des Kennliniengefälles im Ohmschen Bereich (Faktor 4) um 15 % zeigt sogar keinerlei Effekt auf die Zielgrößen.

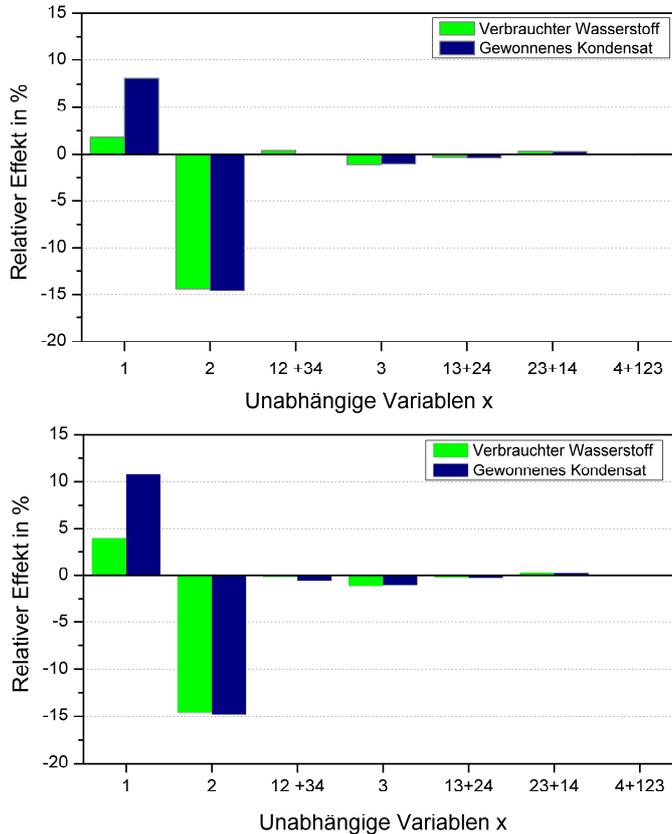


Abbildung 5-66: Relativer Effekt der unabhängigen Variablen x (mit 1: Betriebsdruck, 2: Stackkonzept, 3: Austauschstromdichte, 4: Ohmscher Widerstand) auf Wasserstoffverbrauch und Kondensatproduktion (Oben: FRA-SIN, Unten: 3x FRA-CAI)

Als wichtiges Fazit lässt sich festhalten, dass im wasserstoffbetriebenen System I eine Druckbeaufschlagung auf 2 bar keine Einsparungen beim Wasserstoffverbrauch bewirkt, sondern im Gegenteil zu einem Mehrverbrauch führt. Der Wirkungsgrad, der durch den Stackbetrieb bei hohen Zellspannungen erzielt werden kann, wird in beiden Flugmissionen durch Druckbeaufschlagung drastisch reduziert.

5.10.3.2 HT-PEFC-Systeme II (Reformatbetrieb)

Im Vergleich zum wasserstoffbetriebenen HT-PEFC-System I besitzt das reformatbetriebene System II eine komplexere Systemkonfiguration mit Brenngaserzeugungseinheit sowie einen steileren Kennlinienabfall der Brennstoffzellenstacks. Entsprechend höher ist der Bruttostrombedarf (vgl. Kapitel 5.7.3.4) bzw. umso niedriger ist der Systemwirkungsgrad.

Der Brennstoffverbrauch der reformatbetriebenen APU ist für beide Flugmissionen in **Abbildung 5-67** aufgetragen. Durchschnittlich werden auf der Flugmission FRA-SIN 1.885 kg und auf der Flugmission 3x FRA-CAI 2.116 kg Kerosin für die APU benötigt. Die Werte variieren innerhalb der Versuchsreihe um maximal 599 kg (FRA-SIN) bzw. 707 kg (3x FRA-CAI). Auf den erzeugten Nettostrom von 6.318 kWh (FRA-SIN) bzw. 7.066 kWh (3x FRA-CAI) bezogen liegt der Kerosinverbrauch für beide Flugmissionen bei durchschnittlich ca. 30 kg/100 kWh und variiert innerhalb der Versuchsreihen um 10 kg/100 kWh. Mit einem Kerosinheizwert von 42,3 MJ/kg gerechnet, entspricht dies einem durchschnittlichen Systemwirkungsgrad von 27 %.

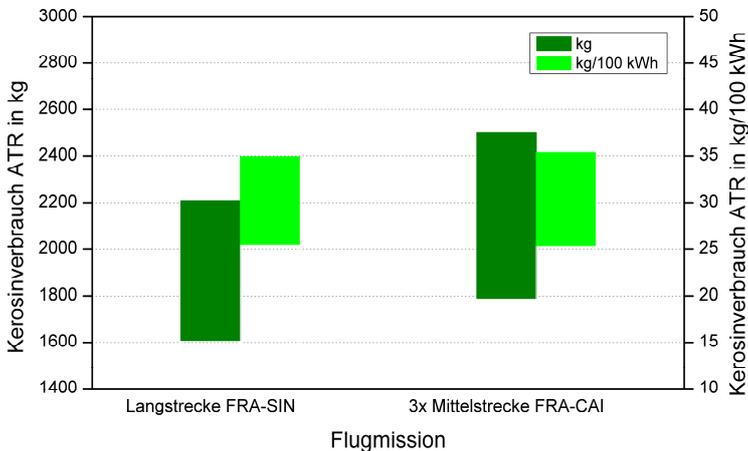


Abbildung 5-67: Absoluter und leistungsbezogener Kerosinverbrauch beim HT-PEFC-System II

Pro Kilogramm umgesetzten Kerosins werden nach der Stöchiometrie 1,3 kg Wasser produziert, das heißt die APU-Abgasströme enthalten eine theoretisch nutzbare Gesamtwassermenge von ca. 2.600 kg. Die letztlich gewonnenen Kondensatmengen sind in **Abbildung 5-68** veranschaulicht und liegen bei durchschnittlich 1.885 kg auf der Langstrecke und 2.116 kg auf der Mittelstrecke mit Variationsbreiten von 599 kg (FRA-SIN) und 707 kg (FRA-CAI). Die benötigte Trinkwassermenge von 1.070 kg kann damit von allen Systemkonfigurationen gedeckt werden. Die leistungsbezogene Kondensatmenge ist mit durchschnittlich 30 cl/kWh nur etwa halb so groß wie beim wasserstoffbetriebenen System I, was aus dem Wassereigenbedarf des Brenngaserzeugungssystems resultiert.

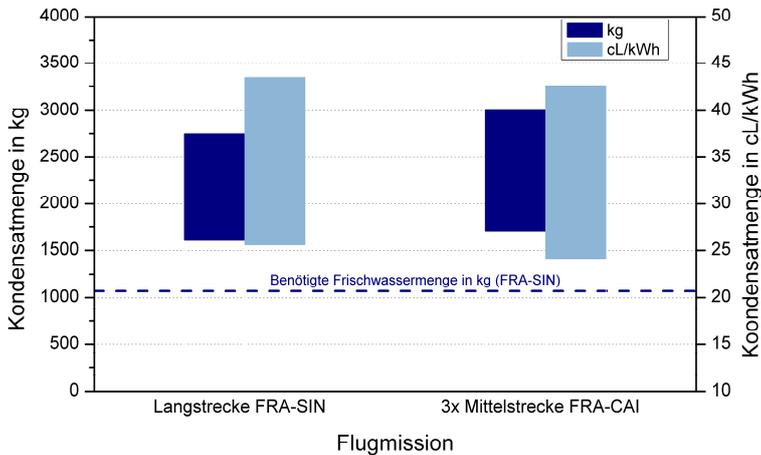


Abbildung 5-68: Absolute und leistungsbezogene Kondensatmenge beim HT-PEFC-System II

Die relativen Haupt- und 2-Faktor-Wechselwirkungseffekte der vier Einflussfaktoren auf Kerosinverbrauch und Kondensatmenge sind in **Abbildung 5-69** zusammengefasst. Die Ergebnisse beider Flugmissionen sind ähnlich und beinhalten keine relevanten Unterschiede. Eine Gegenüberstellung der Ergebnisse des Systems I zeigt jedoch wesentliche Abweichungen.

Im Unterschied zu System I ist nicht nur das Auslegungskonzept (Faktor 1) entscheidend für den Brennstoffverbrauch, sondern in gleichem Maße auch der Betriebsdruck. Die insgesamt zu komprimierenden Luftströme sind durch das zusätzliche Brenngaserzeugungssystem größer und wirken sich entsprechend stärker auf den Energieeigenbedarf des Systems aus. Lag der druckbedingte Verbrauchszuwachs in System I bei durchschnittlich nur 1,7 % (FRA-SIN) bzw. 4 % (FRA-CAI), siehe Kapitel 5.10.3.1, so sind es in System II 14,8 % bzw. 16,3 %. Allein vom Effizienzstandpunkt aus betrachtet ist Druckbeaufschlagung auf 2 bar daher in beiden Systemen nicht sinnvoll. Für die Wasserbilanz wirkt sich Druckbetrieb hingegen sehr positiv aus. Die gewonnene Kondensatmenge steigt durch die Taupunktanhebung prozentual um durchschnittlich 35,6 % bzw. 38,7 % an.

Das Ausmaß des durch Druckbetrieb hervorgerufenen Mehrverbrauchs hängt im Gegensatz zu System II offenkundig vom Stackauslegungskonzept ab und spiegelt sich im negativen Wechselwirkungseffekt der Faktoren 1 und 2 wider. Dieser sagt aus, dass Druckbetrieb bei der Wirkungsgradvariante zu weniger Effizienzeinbußen führt als bei der Leistungsvariante. Auch hier sind die zu komprimierenden Luftströme eine schlüssige Erklärung. Bei der Wirkungsgradvariante sind die benötigten Luftmengen geringer und infolgedessen der Kerosinmehrabedarf kleiner.

Eine Verbesserung der Austauschstromdichte (Faktor 3) um den Faktor 3,5 im Vergleich zur angenommenen Realkennlinie hat einen ähnlich hohen Effekt auf den Kerosinverbrauch wie bei System I, das heißt ca. 1 %. Der Effekt, der durch Reduktion des Ohmschen Widerstands (Faktor 4) um 15 % entsteht, ist ebenso wie in System I vernachlässigbar.

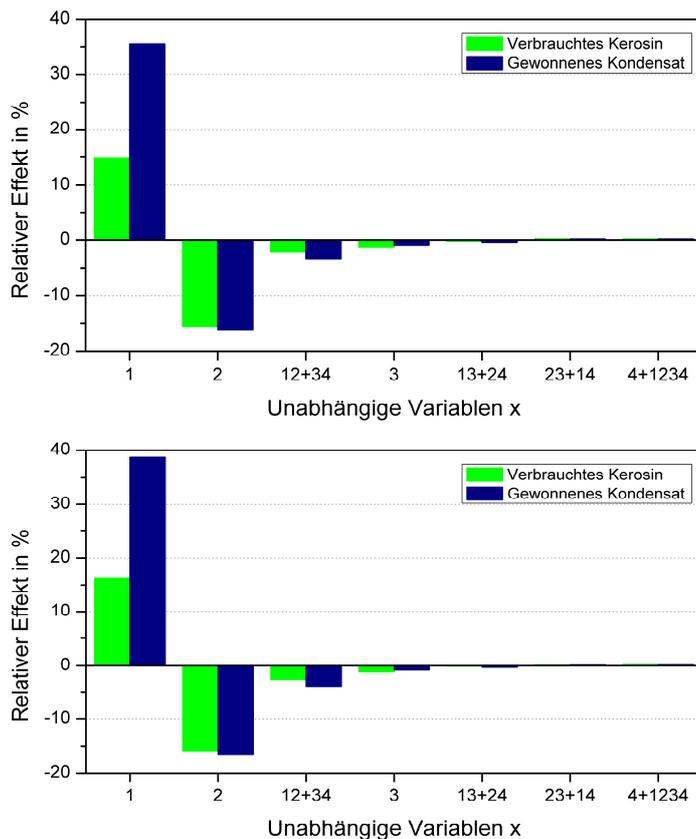


Abbildung 5-69: Relativer Effekt der unabhängigen Variablen x (mit 1: Betriebsdruck, 2: Stack-konzept, 3: Austauschstromdichte, 4: Ohmscher Widerstand) auf die Kondensatproduktion und den Kerosinverbrauch (Oben: FRA-SIN, Unten: 3x FRA-CAI)

5.10.4 Zusammenfassung und Fazit

Ziel der Simulationen war die Quantifizierung des Brennstoffverbrauchs und der produzierten Wassermenge für jedes der vier APU-Systeme I-A, I-B, II-A und II-B. Der ermittelte Brennstoffverbrauch geht als Eingangsgröße in die auf Triebwerksebene stattfindenden Simulationen (Kapitel 5.12). Als Teilkomponente des Flugzeugs geht die Brennstoffmenge in die Massenbilanz und damit in die Berechnung des Schubbedarfs ein. Bei System II beschränkt sich der Beitrag zum Flugzeuggewicht auf die für die APU-Versorgung vorgesehene Kerosinmasse. Im Falle des Systems I werden sowohl das Wasserstoffgewicht als auch das davon abhängige Gewicht des Wasserstofftanks berücksichtigt. Die Regressionspolynome zur Berechnung der jeweils benötigten Brennstoffmenge sind in **Tabelle 5-32** zusammengefasst. Je nach Faktorstufe besitzen die Faktoren x in den Polynomen den Wert -1 oder $+1$.

Bei der zweiten Zielgröße, der Kondensatmenge, sollte mit Hilfe der Simulationen überprüft werden, ob der Trinkwasserbedarf des Flugzeugs gedeckt werden kann. Dies war bei allen Systemkonfigurationen der Fall, sodass kein weiteres Wasser an Bord mitgeführt werden muss. Diese Größe geht entsprechend nicht in weitere Kalkulationen ein.

Tabelle 5-32: Regressionspolynome für den Brennstoffverbrauch der APU

Faktor x	Faktorstufe	
	Unten (-)	Oben (+)
1: Betriebsdruck	Kabinendruck	2 bar
2: Stackauslegungsvariante	Leistungsdichte	Wirkungsgrad
3: Austauschstromdichte	Nicht optimiert	Optimiert (Faktor 3,5)
4: Widerstände im Ohmschen Kennlinienbereich	Reduziert (Faktor 0,85)	Nicht reduziert

Strecke	Syst.	Brennstoffverbrauch (H ₂ / Kerosin) in kg
FRA-SIN	I	$y_1 = 493,9 + 4,3 x_1 - 35,4 x_2 + 1,0 x_1 x_2 - 2,8 x_3 - 0,7 x_1 x_3 + 0,8 x_2 x_3$
	II	$y_1 = 1885,5 + 139,5 x_1 - 146,4 x_2 - 19,2 x_1 x_2 - 11,6 x_3 - 2,0 x_1 x_3 + 1,9 x_2 x_3 + 1,8 x_4$
3 x FRA-CAI	I	$y_1 = 555,8 + 11,1 x_1 - 40,6 x_2 - 3,0 x_3 - 0,6 x_1 x_3 + 0,7 x_2 x_3$
	II	$y_1 = 2115,8 + 172,2 x_1 - 167,5 x_2 - 27,0 x_1 x_2 - 11,9 x_3 - 0,9 x_1 x_3 + 1,2 x_2 x_3 + 2,0 x_4$

5.11 Massenbilanzierung

5.11.1 Brennstoffzellen-APU

Die Gesamtgewichte aller Stacks der Kennlinien A-D für jede Systemkonfiguration basieren auf den in Kapitel 5.7.3.5 beschriebenen Annahmen und sind in **Tabelle 5-33** aufgeführt. Mit Blick auf die Zielvorgabe der NASA werden für alle peripheren Systemkomponenten des Brennstoffzellensystems inklusive Brenngaserzeugung 1 kg/kW veranschlagt (vgl. Kapitel 3.2.4.2). Ist aufgrund von Wasserstoffbetrieb kein Brenngaserzeugungssystem vorhanden, wird für die gesamte Balance of Plant ein um 80 % geringeres Gewicht angesetzt. Der Gewichtszuschlag für Druckbetrieb beträgt in beiden Systemen 30 %. Mit den Auslegungsleistungen nach Kapitel 5.7.3.4 ergeben sich so die in **Tabelle 5-34** zusammengefassten Werte.

Tabelle 5-33: Gesamtgewicht aller Brennstoffzellenstacks pro Systemkonfiguration

Systemkonfiguration mit den Stacks A-D (A: reale Kennlinie, B: verbesserte Austauschstromdichte, C: verringerte Ohmsche Widerstände, D: optimierte Kennlinie)				Gewicht in kg			
				H ₂		Reformat	
				Graph. BBP	Metall. BBP	Graph. BBP	Metall. BBP
Druck: Kabinenniveau (0,8-1 bar)	Leistungsdichteveriante E _z =0,65 V 467 kW	Stack	A	2.759	1.578	3.757	2.147
			B	2.513	1.437	3.416	1.951
			C	1.881	1.074	2.578	1.472
			D	1.697	970	2.309	1.320
	Wirkungsgradvariante E _z =0,65 V 467 kW	Stack	A	5.747	3.286	7.929	4.530
			B	5.401	3.085	7.441	4.251
			C	3.119	1.784	4.307	2.462
			D	2.872	1.642	3.953	2.257
Druck: 2 bar	Leistungsdichteveriante E _z =0,55 V H ₂ : 521 kW Reformat: 579 kW	Stack	A	1.532	874	2.598	1.483
			B	1.282	734	2.223	1.271
			C	1.110	634	1.914	1.093
			D	915	524	1.610	920
	Wirkungsgradvariante E _z =0,65 V H ₂ : 514 kW Reformat: 560 kW	Stack	A	2.673	1.529	4.354	2.491
			B	2.330	1.331	3.867	2.210
			C	1.624	928	2.717	1.556
			D	1.376	785	2.344	1.342

Tabelle 5-34: Gewicht der Balance of Plant

Systemkonfiguration		Gewicht in kg	
		H ₂	Reformat
Druck: Kabinenniveau (0,8-1 bar)	Leistungsdichteveriante (E _z =0,55 V)	93	467
	Wirkungsgradvariante (E _z =0,65 V)	93	467
Druck: 2 bar	Leistungsdichteveriante (E _z =0,55 V)	136	753
	Wirkungsgradvariante (E _z =0,65 V)	134	728

Gemäß Tabelle 5-33 ermöglicht eine Verbesserung der Austauschstromdichte um den Faktor 3,5 eine Gewichtseinsparung von durchschnittlich ca. 10 %. Weitere ca. 35 % Gewichtsreduktion lassen sich durch eine 15 %-ige Verminderung der Ohmschen Widerstände erzielen. In die weitere Analyse werden ausschließlich die beiden Grenzfälle, die optimierte Kennlinie und die reale Kennlinie, einbezogen. Da das APU-Gewicht neben dem Wasserstofftank die Schlüsselrolle für die Simulationsergebnisse in Kapitel 5.12.3 spielt, lohnt sich eine detailliertere Betrachtung der Zusammenhänge in Hinblick auf das Gesamtgewicht. Veranschaulichen lässt sich der Gewichtseinfluss der vier Variablen Betriebsdruck (Faktor 1), Auslegungskonzept (Faktor 2), U,j-Kennlinie (Faktor 3) und Bipolarplattenmaterial (Faktor 4) durch Auftragung der Effekte in einem Säulendiagramm. Ein negativer Wert bedeutet, dass eine Umstellung von der unteren zur oberen Faktorstufe zu einer Gewichtseinsparung führt. Ein positiver Wert führt im Gegenteil zu einem Gewichtszuwachs. **Abbildung 5-70** und **Abbildung 5-71** zeigen die Haupt- und Wechselwirkungseffekte der Variablen in absteigender Reihenfolge der Betragsgrößen für die in **Tabelle 5-35** zusammengefassten Faktorstufen.

Tabelle 5-35: Einflussgrößen auf das APU-Gewicht mit ihren Faktorstufen

Faktor	Faktorstufe	
	Unten (-)	Oben (+)
1: Betriebsdruck	Kabinendruck	2 bar
2: Stackauslegungskonzept/-variante	Leistungsdichte	Wirkungsgrad
3: Kennlinie	Kennlinie A	Kennlinie D
4: Bipolarplattenmaterial (BPP-Material)	Metallisch	Graphitisch

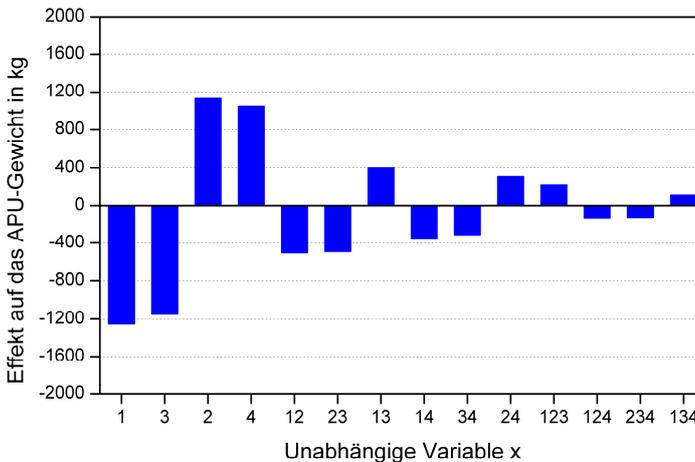


Abbildung 5-70: Effekte der unabhängigen Variablen x (mit 1: Betriebsdruck, 2: Stackkonzept, 3: Kennlinie, 4: BPP-Material) auf das APU-Gewicht (wasserstoffbetriebenes System I)

Beim wasserstoffbetriebenen System I sind die Haupteffekte aller vier Einflussfaktoren von ähnlicher Größe bei etwa 1.200 kg. Druckerhöhung und Kennlinienverbesserung führen durch-

schnittlich zu Gewichtseinsparungen, währenddessen die Anhebung der Auslegungszellspannung sowie der Einsatz graphitischer anstelle metallischer Bipolarplatten einen Gewichtszuwachs bedeuten. Die Wechselwirkungseffekte sind ausnahmslos kleiner als die Haupteffekte, betragen aber bis zu einem Drittel derer Größe. Der durch Druckbeaufschlagung erzielte Gewichtsvorteil wird daher keineswegs kompensiert, wenn die Faktorstufe des Faktors 2 gleichzeitig erhöht wird. Der negative Wechselwirkungseffekt 12, schwächt den Haupteffekt 2 ab. Bei der Wirkungsgradvariante mit 0,65 V Zellspannung am Auslegungspunkt ist der Aufwand für die Luftkomprimierung bzw. die zu erbringende Stackleistung geringer als bei der weniger effizienten Leistungsdichteveriante mit 0,55 V Zellspannung. Entsprechend höher ist bei der Wirkungsgradvariante das druckbedingte Einsparpotential bei Stackanzahl und -gewicht. Ähnliche Wechselwirkungen existierten zwischen den Faktoren 1 und 3 sowie zwischen den Faktoren 2 und 3. Der positive 2-Faktor-Wechselwirkungseffekt 13 sagt aus, dass die Druckbeaufschlagung bei Kennlinie A eine stärkere Gewichtseinsparung bewirkt als bei der optimierten Kennlinie D. Die Kennlinienoptimierung wiederum hat beim Wirkungsgradkonzept einen größeren Einfluss auf das Gewicht als beim Leistungsdichtekonzept, wie der negative 2-Faktor-Wechselwirkungseffekt 23 zeigt. Beide Zusammenhänge sind in den Kennlinienverläufen aus Abbildung 5-24 (Kapitel 5.7.3.2) zu erkennen. Die 2-Faktor-Wechselwirkungen mit dem Faktor 4 sind hingegen konstruktionsbedingt. Bei den schwereren graphitischen Bipolarplatten wirkt sich eine Verminderung der Stackanzahl stärker auf das Gesamtgewicht aus als bei den leichteren metallischen Bipolarplatten. Bei den reformatbetriebenen APUs zeigt sich hinsichtlich der Effektrichtungen ein identisches Bild wie bei System I, siehe **Abbildung 5-71**. Allerdings weichen die Relevanzreihenfolge der Faktoren und die Effektgrößen ab. Obwohl der durch Druckerhöhung hervorgerufene Haupteffekt nur unwesentlich kleiner ist, stellt dieser den Faktor mit dem geringsten Einfluss dar. Der Faktor Kennlinienoptimierung mit einem negativen Haupteffekt von ca. 1.600 kg ist hingegen bedeutendste Einflussgröße auf das APU-Gewicht. Ursachen für diese Abweichungen sind der steilere Zellspannungsabfall und der höhere Eigenstrombedarf bei Druckbetrieb.

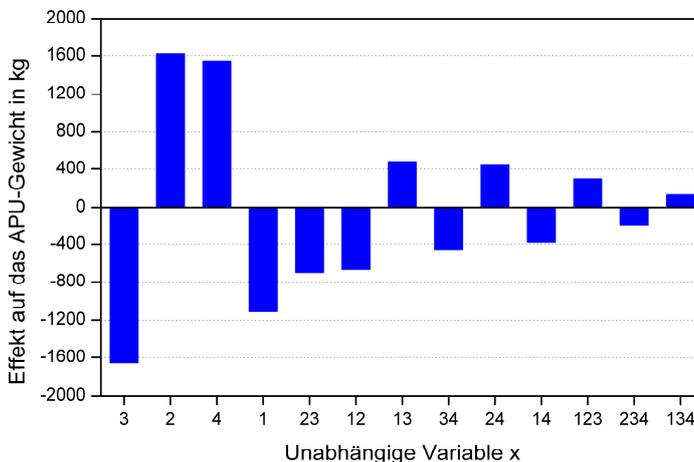


Abbildung 5-71: Effekte der unabhängigen Variablen x (mit 1: Betriebsdruck, 2: Stackkonzept, 3: Kennlinie, 4: BPP-Material) auf das APU-Gewicht (reformatbetriebenes System II)

5.11.2 Wasserstofftank

Auf Grundlage der Ausführungen in Kapitel 3.4.2 wird davon ausgegangen, dass die kryogene Flüssiggasspeicherung mit Blick auf Speicherdichte, Sicherheit und Tankgeometrie die einzige praktikable Speicherform für Wasserstoff in Luftfahrtanwendungen ist. Langfristig können Metallhydride eventuell eine interessante Alternative darstellen, insofern ein Speicher material mit deutlich verbesserten Gewichtseigenschaften bei ausreichender Reaktionskinetik gefunden wird. Bei der gravimetrischen Speicherdichte des angenommenen Kryogentanks werden zwei verschiedene Szenarien simuliert. Ein konventioneller Tank aus gewichtsintensivem Edelstahl bildet den „Worst Case“. Einen Anhaltswert für die gravimetrische Speicherdichte liefert hier der Wasserstofftank des BMW Hydrogen 7 vom Hersteller Magna Steyr (s. auch **Abbildung 5-72** und Kapitel 3.4.2).



Abbildung 5-72: Kryogentank des BMW Hydrogen 7 [139]

Ein zweiter Tank aus Kompositwerkstoff beschreibt ein mögliches Zukunftsszenario mit deutlich geringerem Gewicht. Vorbild ist der im Storhy-Projekt vorgestellte Demonstrationstank mit einer gravimetrischen Speicherdichte von 5,9 kWh/kg bei 10 kg Wasserstoffkapazität (s. **Abbildung 5-73**). Der Tank hat eine komplexe Form, der an das verfügbare Platzangebot im PKW angepasst ist.

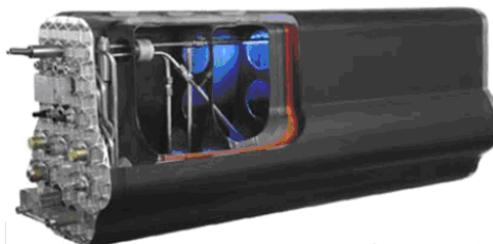


Abbildung 5-73: Komplexer Freiformtank von Magna-Steyr für 10 kg Wasserstoff [139]

Die gewichts- und volumenspezifischen Wasserstoffkapazitäten der beiden Kryogentanks sind in **Tabelle 5-36** aufgeführt. An dieser Stelle erneut der Hinweis, dass die Tanks für die Automobilanwendung konzipiert worden sind und für größere Wasserstoffkapazitäten, zumindest

im Fall des Komposittanks, keine Erfahrungswerte existieren.

Tabelle 5-36: Daten zu den Speichertanks von Wasserstoff (33,33 kWh/kg)

	Tank 1 (Edelstahl)	Tank 2 (Komposit)
Gravimetrische Energiedichte in kWh/kg	2	5,9
Spezifisches Leertankgewicht in kg/ kg H ₂	15,7	4,6
Anteil H ₂ am Gesamtgewicht in %	6	18
Volumetrische Energiedichte in kWh/L	1,2	1,2
Volumetrische Energiedichte in kg H ₂ /100 L	3,6	3,6

Gemäß den Simulationsergebnissen werden Wasserstoffmengen zwischen 452 bis 537 kg auf der Langstrecke und insgesamt zwischen 503 und 612 kg auf den drei Mittelstreckenflügen umgesetzt (vgl. Kapitel 5.10.3.1). Als Reserve wird ein pauschaler Zuschlag von 30 kg angesetzt. Insofern aus praktischen Gründen oder aus mangelnder Verfügbarkeit vor Ort nur einmal pro Tag Wasserstoff getankt werden soll, liegt das zu erwartende Tankgewicht somit bei maximal 10.083 kg (Edelstahl) bzw. 2.954 kg (Komposit), siehe **Tabelle 5-37**. Das Volumen des Wasserstofftanks beläuft sich unter Annahme der oben genannten Daten auf ca. 18 m³ und erfordert wegen mangelndem Raumangebots im Flugzeugheck ein Eingreifen in die Flugzeugarchitektur. Nach Angaben von Peters und Westenberger [172] erzwingen bereits Volumina ab 6 m³ bauliche Veränderungen. Diese Problematik muss in der Gesamtbeurteilung des Wasserstoffeinsatzes berücksichtigt werden. Für die Simulationen wird dennoch angenommen, dass der Einbau eines Wasserstofftanks ohne Reduzierung der Passagieranzahl realisiert werden kann.

Tabelle 5-37: Gewicht des Wasserstofftanks für die verschiedenen Brennstoffzellenkonfigurationen

Systemkonfiguration			Gewicht des H ₂ -Tanks in kg				
			FRA-SIN		FRA-CAI (3x)		
			Edelstahl	Komposit	Edelstahl	Komposit	
Druck: Kabinenniveau (0,8-1 bar)	Leistungsdichtevariante (467 kW bei E _Z =0,55 V)	Stack	A	8.775	2.571	9.703	2.843
			B	8.773	2.570	9.699	2.842
			C	8.684	2.544	9.605	2.814
			D	8.682	2.544	9.601	2.813
	Wirkungsgradvariante (467 kW bei E _Z =0,65 V)	Stack	A	7.609	2.229	8.421	2.467
			B	7.607	2.229	8.417	2.466
			C	7.567	2.217	8.368	2.452
			D	7.565	2.217	8.364	2.451
Druck: 2 bar	Leistungsdichtevariante (521 kW bei E _Z =0,55 V)	Stack	A	8.902	2.608	10.083	2.954
			B	8.900	2.608	10.080	2.953
			C	8.766	2.568	9.950	2.915
			D	8.764	2.568	9.946	2.914
	Wirkungsgradvariante (514 kW bei E _Z =0,65 V)	Stack	A	7.798	2.285	8.773	2.570
			B	7.796	2.284	8.769	2.569
			C	7.711	2.259	8.684	2.544
			D	7.709	2.259	8.681	2.543

5.11.3 Gesamtgewicht des Flugzeugs

Die erforderliche Treibstoffmenge für den Flugzeugantrieb errechnet sich nach Kapitel 5.8.2.2 aus dem Leertankgewicht des Flugzeugs. Dieses richtet sich wiederum nach der untersuchten Flugzeugkonfiguration „Basis“, „Referenz“ oder „Brennstoffzelle“ mit jeweils unterschiedlichen Szenarien hinsichtlich APU und Wasserbedarf. Nach Kapitel 5.5.2 darf das beladene Flugzeug eine zulässige Höchstgrenze von insgesamt 156.489 kg nicht überschreiten. Wie die untenstehende **Tabelle 5-38** zeigt, ist dies für keine der Flugzeugkonfigurationen der Fall. Das Leertankgewicht von maximal 152 t ergibt zusammen mit der nach Kapitel 5.8.2.2 errechneten Treibstoffmenge schließlich das Take-Off-Gewicht des Flugzeugs.

Tabelle 5-38: Flugzeuggewicht in Abhängigkeit von der APU-Konfiguration

Komponenten	Basis	Referenz	Brennstoffzelle
Grundgewicht	113.942 kg	s. links	s. links
APU inkl. BOP (s. Kapitel 3.2.3.2 und 5.11.1)	245 kg (Gew. tr.) [33] 490 kg (Gew. install.)	s. links	BZ-I: 659-5.841 kg BZ-II: 1.673-8.396 kg
APU-Generatoren (s. Kapitel 3.2.3.1)	2 x 50 kg ¹ ¹ 2 x 225 kVA , ~4,4 kW/kg	s. links	-
Tankinertisierung	91 kg [241]	s. links	-
Kondensatoren (s. Kapitel 5.7.6)	-	-	BZ-I: 56-104 kg BZ- II: 131-180 kg
Wasserstofftank (s. Kapitel 5.11.1)	-	-	Nur BZ-I: 2.451-10.083 kg (FRA-CAI) 2.217-8.902 kg (FRA-SIN)
Brennstoff zur Stromerzeugung (s. Kapitel 5.8.2.25.10.3.1)	Generatoren (Kerosin ²): 514 kg (1 x FRA-CAI) 1.666 kg (FRA-SIN) ² Zu 50% im ZFW berücksichtigt	s. links	BZ-I (Wasserstoff): 533-642 kg ⁶ (3 x FRA-CAI) 482-567 kg (FRA-SIN) BZ-II (Kerosin) ⁷ : 597-833 kg (1 x FRA-CAI) 1.609-2.208 kg (FRA-SIN) Generatoren (Kerosin) ⁷ : 198 kg (1 x FRA-CAI) 636 kg (FRA-SIN) ⁶ Betankung nur vor 1. Flug ⁷ Zu 50 % im ZFW berücksichtigt
Wasser (s. Kapitel 5.6.3)	420 kg ⁴ (3 x FRA-CAI) 556 kg (FRA-SIN) ⁶ Betankung nur vor 1. Flug	987 kg ⁵ (3 x FRA-CAI) 1.106 kg (FRA-SIN) ⁶ Betankung nur vor 1. Flug	BZ-I: 36 kg BZ-II: 81 kg
Passagiere + Gepäck	22.990 kg ¹ ¹ 95 kg pro PAX (vgl. [185])	s. links	s. links
Leertankgewicht (ZFW)* <small>*Bei der 1. Betankung</small>	138,3 t (FRA-CAI) 139,0 t (FRA-SIN)	138,9 t (FRA-CAI) 139,5 t (FRA-SIN)	139,4-151,9 t (FRA-CAI) 140,2-151,3 t (FRA-SIN)

Identisch für alle Konfigurationen sind ein Basisgewicht von 113.942 kg sowie eine Beladung von 22.990 kg. Hinzu kommen die Masse der APU und der Komponenten, die mit der jeweiligen APU-Technologie in funktionellem Zusammenhang stehen (Wasserstofftank, Wasserkondensatoren, APU-Generatoren, Tankinertisierungssystem). Weiterhin beim Leertankgewicht berücksichtigt werden im Simulink-Modell das mitgeführte Frischwasser und der zur Bordstromversorgung vorgesehene Brennstoff. Dies im Fall des Brennstoffs Kerosin allerdings nur zu 50 %, da dieser die wichtigste zeitlich variable Masse auf der Systemebene darstellt, die Treibstoffkalkulation aber auf der Annahme eines konstanten Leertankgewichts fußt. Keine Berücksichtigung bei der Treibstoffkalkulation findet hingegen jenes Kerosin, welches in den Konfigurationen „Basis“ und „Referenz“ für die Stromerzeugung über die Gasturbinen-APU aufgewendet wird. Die Gasturbinen-APU ist im Regelfall nur am Boden in Betrieb, sodass von keiner Extramitnahmemenge ausgegangen wird.

Eine weitere Annahme bezieht sich auf die notwendige Tankhäufigkeit. Während Wasserstoff und Frischwasser in ausreichender Menge für alle drei Mittelstreckenflüge mitgeführt wird, findet eine Auftankung des besser verfügbaren Kerosins vor jedem einzelnen Start statt.

5.12 Simulationen auf der Triebwerksebene

5.12.1 Zieldefinition

Ziel der Simulationen auf Triebwerksebene ist die Bewertung der HT-PEFC-Technologie für den speziellen Anwendungsfall Flugzeug-APU. Im Gegensatz zur „Flugzeugsystemebene“ (Kapitel 5.10), bei der ausschließlich die Energie- und Massenströme der APU betrachtet wurden, wird hier auch der Triebwerksverbrauch in die Bilanz eingeschlossen. Bewertungsmaßstab für die Flugzeugvariante „Brennstoffzelle“ sind die in Kapitel 5.5 definierten Alternativen „Basis“ und „Referenz“. Die Flugzeugvarianten unterscheiden sich sowohl bei der APU-Technologie als auch bei der Flugzeugausstattung. Die primären Bewertungskriterien zur Beurteilung der Brennstoffzellentechnologie sind die Mengen an Energieressourcen und Treibhausgasemissionen, welche mit der Herstellung und Nutzung aller an Bord eingesetzten Energieträger in direkten Zusammenhang stehen. Mit Begriffen der Ökobilanzierung entspricht dies den Wirkungskategorien „Kumulierter Energieaufwand“ (KEA) und „Klimawirkung“, siehe Kapitel 3.1.3. Die simulierten Flugzeugvarianten „Basis“ und „Referenz“ nutzen zur Schub- und Stromerzeugung ausschließlich fossiles Kerosin Jet-A1. Die Flugzeugvariante „BZ-I“ verfügt zusätzlich über regenerativ erzeugten Wasserstoff für die APU-Versorgung. Für das reformatbetriebene APU-System werden zwei verschiedene Szenarien bezüglich des Kraftstoffs betrachtet. Das erste Szenario besteht aus fossilem Hydrocracker-Kerosin, welches aufgrund seiner Schwefelarmut direkt ohne zusätzliche Entschwefelungseinheit einsetzbar ist (vgl. auch Kapitel 4.4). Das zweite Szenario ist Fischer-Tropsch-Kerosin, welches über Holzvergasung gewonnen wurde. Die Dauer für die Tankinertisierung des Flugzeugs ist ebenfalls, wenn auch mit untergeordneter Relevanz, Zielgröße bei den Simulationen. Hier soll vor allem ein qualitativer Vergleich zwischen reformatbetriebener und wasserstoffbetriebener Brennstoffzellen-APU gezogen werden. Die wesentlichen zu klärenden Fragen lauten wie folgt:

- Mit welchen Systemkonfigurationen hinsichtlich Druckniveau und Stackkonzept sind bei den Varianten „BZ“ die wenigsten Treibhausgasemissionen zu erwarten?
- Mit welchen Systemkonfigurationen hinsichtlich Druckniveau und Stackkonzept ist bei den Varianten „BZ“ der geringste Primärenergiebedarf zu erwarten?
- Inwieweit hängt die beste HT-PEFC-Systemkonfiguration hinsichtlich Primärenergie-/Treibhausgasbilanz von der gewählten Flugmission ab?
- Wie konkurrenzfähig sind die Flugzeugvarianten „BZ“ hinsichtlich Primärenergiebedarf und Treibhausgasemissionen?
- Kann die Primärenergie- /Treibhausgasbilanz durch Nutzung von BtL-Kerosin anstelle von fossilem Kerosin als Brennstoff für die HT-PEFC-APU verbessert werden? Falls ja, wieviel?
- Ist zur Optimierung der Primärenergie-/Treibhausgasbilanz Wasserstoff oder Kerosinreformat als APU-Brennstoff vorzuziehen?
- Für welche der Flugmissionen bietet der Einsatz eines HT-PEFC-Systems eher Vorteile bezüglich der Primärenergie-/Treibhausgasbilanz?
- Wie unterscheidet sich die Tankinertisierungsdauer der Systeme BZ-I und BZ-II?

5.12.2 Simulationsplanung und -durchführung

Auf die oben aufgeführten Zielgrößen „Kumulierter Energieaufwand“ und „Klimawirkung“ nehmen der APU-Wirkungsgrad und das Gewicht des Gesamtsystems Einfluss. Die identifizierten wesentlichen Systemparameter sind in **Tabelle 5-39** aufgeführt und lassen sich in zwei Kategorien einteilen. Die Faktorstufen der Faktoren 3 bis 5 hängen vom technischen Entwicklungsstand und -fortschritt ab. Hier besteht eine eindeutige Optimierungsrichtung, das heißt die Variation dieser Stufen dient der Gegenüberstellung von aktueller Situation und möglichem Zukunftsszenario. Die zu favorisierenden Faktorstufen der Parameter 1 und 2 sind auf der anderen Seite nicht bekannt, hier sollen die Simulationsergebnisse entsprechende Hinweise liefern. Jeder der aufgeführten Parameter nimmt Einfluss auf das Flugzeuggewicht. Die einzelnen Beiträge sind voneinander jedoch nicht unabhängig, da die zu tankende Kerosinmenge überproportional mit dem Gewicht ansteigt (vgl. Kapitel 5.8.2.2). Zwangsläufig besitzt jeder Faktor bei hohem Flugzeuggewicht einen höheren Einfluss auf die Energiebilanz als bei geringem Gewicht. Damit existieren zwischen den Parametern teils starke Wechselwirkungen, die eine entsprechend umsichtige Festlegung des Versuchsplans erfordern. Bei der Flugzeugkonfiguration mit dem wasserstoffbetriebenen APU-System I werden alle fünf in **Tabelle 5-39** aufgeführten Faktoren variiert. Für die Konfiguration mit dem reformatbetriebenen System II entfällt Faktor 5, sodass sich der Simulationsaufwand bei Verwendung von vollfaktoriellen Versuchsplänen halbiert. Um den Versuchsaufwand zu reduzieren bietet sich daher insbesondere bei System I ein teilfaktorieller Plan an. Ein 2^{5-1} -Plan ist nach Tabelle A-5 vom Lösungstyp V (s. Anhang), das heißt die Haupteffekte sind mit den 4-Faktor-Wechselwirkungen und die 2-Faktor-Wechselwirkungen mit den 3-Faktor-Wechselwirkungen vermengt. Insofern die 3-Faktor-Wechselwirkungen und höhergradige Wechselwirkungen vernachlässigt werden können, sind die Haupteffekte und die 2-Faktor-Wechselwirkungen eindeutig zuordenbar. Dieses ist hier jedoch nur bedingt der Fall, wie die Auswertung im Folgenden zeigen wird. Eine gleichzeitige Veränderung mehrerer (> 2) Faktoren wirkt zum Teil eindeutig effektverstärkend bzw. –schwächend. Für eine eindeutige Interpretation der Ergebnisse ist daher ein vollständiger Faktorplan verlässlicher. Aus diesem Grund wurde nach einer ersten vorläufigen Auswertung der zunächst teilfaktorielle 2^{5-1} -Plan zu einem vollständigen 2^5 -Plan erweitert (vgl. [193]). Der gesamte Simulationsumfang für die Flugzeugvariante „Brennstoffzelle“ besteht damit aus jeweils einem 2^5 -Plan und einem 2^4 -Plan pro Flugmission und 96 Versuchspunkten in Summe (siehe im Anhang). Als Vergleich dienen die Resultate, die pro Flugstrecke mit den Varianten „Basis“ und „Referenz“ erzielt werden.

Tabelle 5-39: Systemparameter

Faktor	Faktorstufe	
	Unten (-)	Oben (+)
1: Betriebsdruck	Kabinendruck	2 bar
2: Stackauslegungsvariante	Leistungsdichte	Wirkungsgrad
3: Kennlinie	Kennlinie A	Kennlinie D
4: Bipolarplattenmaterial	Metallisch	Graphitisch
5: Energiedichte H ₂ -Tank	2 kWh/kg	5,9 kWh/kg

5.12.3 Simulationsergebnisse

Die Versuchs- und Auswertematrizen der im Folgenden diskutierten Simulationen sind im Anhang zu finden. Die Auswertung umfasst neben graphischer Aufbereitung der relevanten Ergebnisse die Berechnung der Haupt- und Wechselwirkungseffekte. Diese sollen Aufschluss über generelle Zusammenhänge geben und bei der Identifizierung der wichtigsten Anforderungen an ein Brennstoffzellensystem unterstützen. Die Evaluierung der Brennstoffzellensysteme erfolgt über einen Vergleich mit den konventionellen Technologien am Kapitelende.

5.12.3.1 Flugzeugvariante BZ-I (Wasserstoffbetriebene APU)

Am Boden wird bei der Flugzeugvariante BZ-I ausschließlich der Energieträger Wasserstoff zur Bordstromversorgung genutzt. In der Luft findet hingegen eine Lastaufteilung zwischen der Brennstoffzellen-APU und den Triebwerksgeneratoren statt, sodass neben Wasserstoff auch Kerosin zur Stromerzeugung genutzt wird. Der zu Lasten der Generatoren gehende Verbrauch ist aus Kapitel 5.8.2.2 bekannt und beträgt 636 kg für die Langstrecke (FRA-SIN) und 594 kg für die dreifach geflogene Mittelstrecke (FRA-CAI). Dies entspricht in etwa einem Prozent der zur Deckung des Schubbedarfs notwendigen Menge, wie **Abbildung 5-74** zeigt. Die dort dargestellten Antriebswerte basieren auf der Annahme, dass der Wasserstoff für die APU-Versorgung nur einmal täglich getankt wird und der Wasserstofftank entsprechend groß dimensioniert ist. Der durchschnittliche Absolutverbrauch beträgt 53,8 t auf der Langstrecke (FRA-SIN) und 44,4 t auf der dreifach geflogenen Mittelstrecke (FRA-CAI). Der spezifische Kerosinverbrauch pro Passagier (PAX) auf 100 Flugkilometern beläuft sich auf durchschnittlich 2,2 kg (FRA-SIN) bzw. 2,1 kg (FRA-CAI) bei einer Spanne von ca. $\pm 0,2$ kg. In Litern umgerechnet entspricht dies einer Größenordnung von ca. 2,6 L/PAX/100 km. Dieses Verbrauchsniveau wird heutzutage noch nicht erzielt, seitens der Flugzeughersteller aber angestrebt. Noch 2007 kündigte Boeing einen Verbrauchswert von 2,5 L/PAX/100 km für die Boeing 787 an, vgl. Literaturquelle [70].

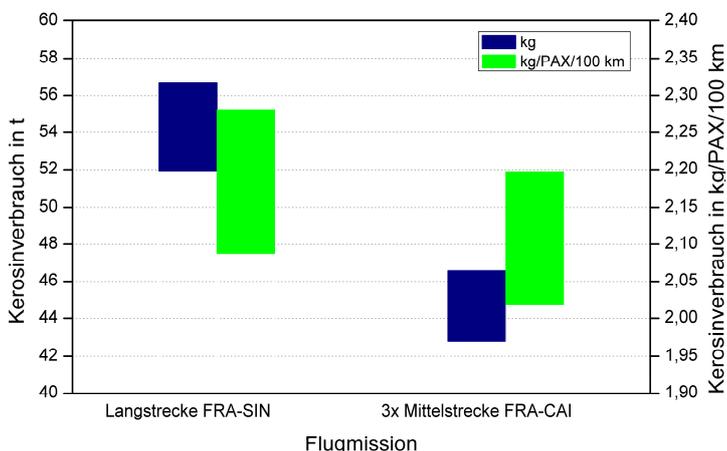


Abbildung 5-74: Absoluter und spezifischer Triebwerksverbrauch (nur Antrieb)

Der Verbrauch bei der Schuberzeugung ist nahezu linear von der Gesamtmasse von APU-System und Wasserstofftank abhängig, wie die Simulationsergebnisse in **Abbildung 5-75** anschaulich zeigen. Die dargestellten Datenpunkte geben die einzelnen Ergebnisse aller Simulationsläufe des Versuchsplans wieder. Das APU-Gewicht variiert je nach gewählter Faktorstufe der Variablen Betriebsdruck (Faktor 1), Auslegungskonzept (Faktor 2), U_j-Kennlinie (Faktor 3) und Bipolarplattenmaterial (Faktor 4) um $\pm 5,2$ t (vgl. Tabelle 5-33). Der Beitrag jeden Faktors zum Gesamtgewicht ist aus Kapitel 5.11 bekannt. Die Gewichtsbandbreite des Wasserstofftanks umfasst mehr als 7 t und richtet sich nach der benötigten Wasserstoffmenge und der jeweiligen Faktorstufe für die Tankenergiedichte (Faktor 5). Wie aus Kapitel 5.10.3.1 bekannt, ist der Wasserstoffbedarf seinerseits primär vom Auslegungspunkt bzw. Stackkonzept und dem Betriebsdruck abhängig. Der Auslegungspunkt bei hohem Zellwirkungsgrad verspricht zwar einen geringeren Wasserstoffverbrauch als die Leistungsdichtevariante, ist im Gegenzug allerdings mit einer größeren Stackanzahl verbunden. Ebenso bringt ein höherer Betriebsdruck zwar Nachteile beim Wasserstoffverbrauch und damit Tankgewicht mit sich, jedoch eindeutig Vorteile beim APU-Gewicht. Diese gegenläufigen Effekte lassen die Notwendigkeit von Fallunterscheidungen erwarten.

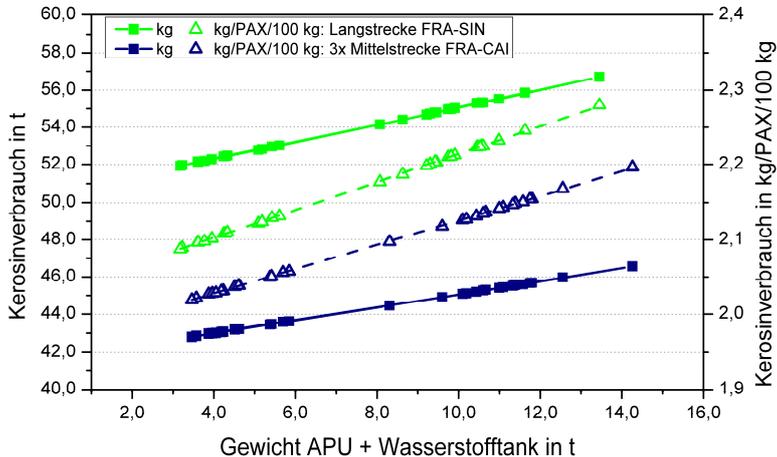


Abbildung 5-75: Triebwerksverbrauch in Abhängigkeit von APU- und H₂-Tankgewicht

Die absoluten und relativen Haupt- und Wechselwirkungseffekte in **Abbildung 5-76** (und Abbildung A-18 im Anhang) veranschaulichen die oben beschriebenen Zusammenhänge. Eindeutig ausschlaggebend für den Kerosinverbrauch ist die Tankenergiedichte mit einem negativen relativen Effekt von knapp 5 %. Mit identischen Vorzeichen wie bereits in der APU-Gewichtsanalyse aus Kapitel 5.11 folgen die Haupteffekte von Kennlinienverlauf, Betriebsdruck und Bipolarplattenmaterial. Der negative Effekt von Faktor 1 bedeutet, dass sich die Druckbeaufschlagung auf 2 bar trotz des Wasserstoffmehrverbrauchs und des größeren Tankgewichts verbrauchsreduzierend auf den Kerosinbedarf auswirkt. Die Wechselwirkung mit dem Tankgewicht ist dabei vernachlässigbar gering. Weniger eindeutig als der Druckeinfluss ist die Wirkung des Faktors 2, da dessen Wechselwirkungseffekte mehrheitlich größer sind als der eigentliche Haupteffekt. Hier erleichtert die alternative Auftragsweise in einem sogenannten

Wechselwirkungsdiagramm die Ergebnisanalyse. Ein entsprechendes Diagramm ist in **Abbildung 5-77** für die Langstreckenmission gezeigt. Für beide Stackauslegungsvarianten sind die Kerosinverbrauchswerte der unteren und der oberen Faktorstufe des jeweilig betrachteten Faktors über eine Gerade verbunden. Je größer die Steigung der Verbindungsgeraden zwischen den beiden Faktorstufen ist, desto stärker ist der Einfluss auf die jeweilige Zielgröße. Der Winkel zwischen den beiden Verbindungsgeraden gibt Aufschluss über die Effektstärke. Bei parallelem Geradenverlauf wäre keine Wechselwirkung, das heißt keine Effektverstärkung oder –schwächung bei gleichzeitiger Stufenvariation, vorhanden. Dies trifft hier nicht zu. Im Gegenteil, die sich kreuzenden Geraden weisen auf sogar sehr starke Wechselwirkungen hin.

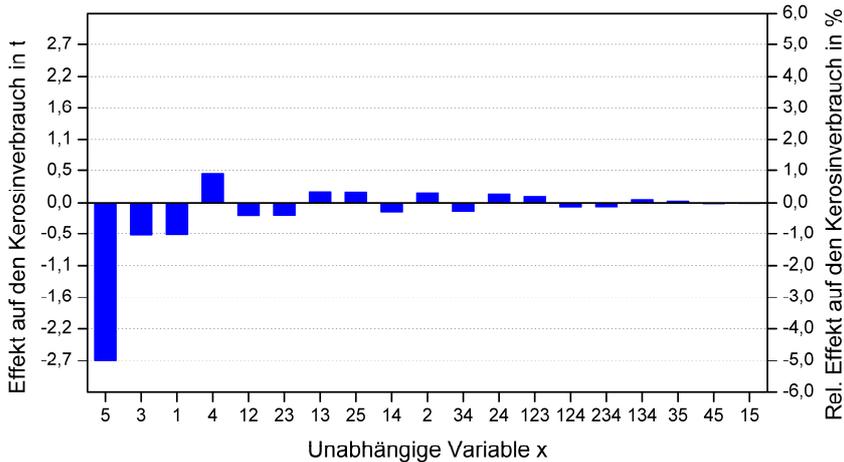


Abbildung 5-76: Effekte der unabhängigen Variablen x (mit 1: Betriebsdruck, 2: Stackkonzept, 3: Kennlinie, 4: BPP-Material) auf den Kerosinverbrauch (FRA-SIN)

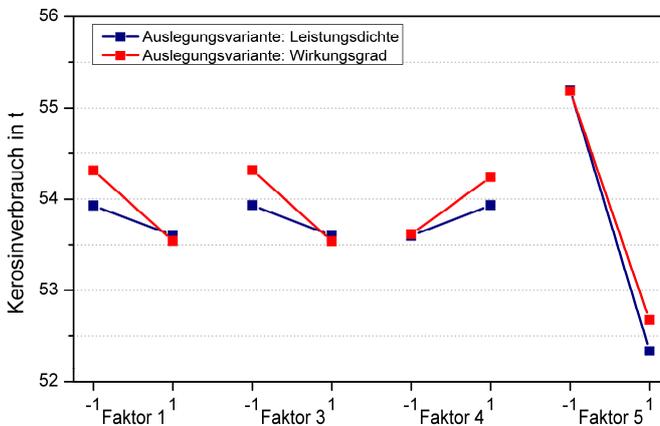


Abbildung 5-77: Wechselwirkungseffekte des Faktors 2 auf den Kerosinverbrauch (FRA-SIN)

Bezüglich der Wechselwirkung zwischen den Faktoren 1 und 2 kann die Aussage getroffen werden, dass die durch Druckerhöhung bewirkte Kerosineinsparung bei der Wirkungsgradvariante höher ausfällt als bei der Leistungsdichtevariante. Während im unbedruckten System,

das heißt bei der unteren Stufeneinstellung, durchschnittlich ein Vorteil für die Leistungsdichtevariante besteht, so entfällt dieser für das druckbeaufschlagte System. Ähnliches gilt für die Interaktion der Faktoren 2 und 3. Bei der realen Kennlinie verspricht die Leistungsdichtevariante durchschnittlich einen geringeren Kerosinverbrauch als die Wirkungsgradvariante. Bei Anhebung auf die obere Faktorstufe treffen sich auch hier beide Geradenenden, das heißt die Kennlinienoptimierung hebt den für die Leistungsdichtevariante bestehenden Verbrauchsvorteil auf. Auf die Wechselwirkung des Stackkonzepts mit dem Bipolarplattenmaterial, Wechselwirkungsfaktor 24, wurde bereits in Kapitel 5.11.1 eingegangen. Der Einsatz von graphitischem Material (obere Faktorstufe) anstelle von metallischem Material (untere Faktorstufe), würde bei der Wirkungsgradvariante einen größeren Gewichtszuwachs und einen klaren Verbrauchsnachteil gegenüber der Leistungsdichtevariante bedeuten. Bei metallischen Bipolarplatten hingegen ist kein eindeutiger Vorteil für eines der beiden Stackauslegungskonzepte erkennbar. Ähnliches gilt bei Verwendung eines Edelstahl tanks, siehe Wechselwirkungsfaktor 25. Bei der unteren Stufeneinstellung, das heißt bei Einsatz eines Edelstahl tanks, besitzt die Wirkungsgradvariante einen nur sehr geringen Verbrauchsvorteil. Der geringere Bedarf an Tankkapazität im Fall der Wirkungsgradvariante wird durch das höhere APU-Gewicht derselben nahezu vollständig kompensiert. Bei Einsatz eines Komposit tanks fällt das Ergebnis hingegen deutlicher und zugunsten der Leistungsdichtevariante aus. Der Anteil des Tanks am Gesamtgewicht ist geringer als bei der Wirkungsgradvariante, der Einfluss des APU-Gewichts entsprechend größer. Nur beim „Best case“-Szenario hinsichtlich Kennlinie und Bipolarplattenmaterial ist das APU-Gewicht auch bei Auslegung nach der Wirkungsgradvariante gering genug, um nicht zu Lasten des Gesamtgewichts zu gehen. Insgesamt lässt sich damit bis hierher festhalten, dass für alle simulierten Varianten der wasserstoffbetriebenen APU eine Druckbeaufschlagung auf 2 bar sinnvoll ist, um den Triebwerksverbrauch zu minimieren. Zum optimalen Stackauslegungskonzept kann indessen keine allgemeingültige Aussage gemacht werden, da dies von der jeweiligen Parameterkombination abhängt. **Tabelle 5-40** gibt für alle Kombinationen hinsichtlich Flugstrecke, Tankenergiedichte, Bipolarplattenmaterial und Kennlinie die Auslegungsoption mit dem niedrigsten Kerosinverbrauch wieder.

Tabelle 5-40: Minimierung des Triebwerkverbrauchs bei der Flugzeugvariante BZ-I

Energie-dichte H ₂ -Tank	Material Bipolar- platte	Kennlinie: A: real D: optimiert	Druck- betrieb (2 bar)	Auslegungs- variante 1: Leistungsdichte 2: Wirkungsgrad	Kerosinverbrauch in kg	
					FRA- SIN	3x FRA- CAI
Niedrig	Graphit	A	Ja	2	55.327	45.600
		D	Ja	2	54.673	45.109
	Metall	A	Ja	2	54.788	45.197
		D	Ja	2	54.397	44.903
Hoch	Graphit	A	Ja	1	52.433	43.211
		D	Ja	1	52.136	42.988
	Metall	A	Ja	1	52.139	42.989
		D	Ja	2	51.917	42.804

Der Triebwerksverbrauch allein ist allerdings noch keine hinreichende Bewertungsgrundlage zur Identifikation der besten Systemkonfigurationen. Auch wenn der Triebwerksverbrauch hierbei die entscheidende Größe darstellt, ist die Berücksichtigung aller eingesetzten Energieträger sinnvoll. Für die Flugzeugvariante mit dem wasserstoffbetriebenen HT-PEFC-System muss entsprechend das zur Stromerzeugung genutzte Kerosin und der verbrauchte Wasserstoff in die Bilanz einbezogen werden. Als Kenngrößen für die ökologische Evaluierung werden im Folgenden der kumulierte Energieaufwand (KEA) und die Treibhauspotential verwendet. Wie in Kapitel 3.1.3 beschrieben ist zur Bereitstellung von einem MJ fossilem Dieselkraftstoff ein Primärenergieaufwand von 0,2 MJ erforderlich. Inklusiv der Nutzung des Kraftstoffs, das heißt mit Einbeziehung des Energieeigengehalts, entspricht der kumulierte Energieaufwand damit 1,2 MJ. Dieser Wert ist aufgrund der Kraftstoffähnlichkeit ebenso realistisch für den Flugtreibstoff Jet-A1. Für die Wasserstoffbereitstellung wird das in Tabelle 3-6 beschriebene Windenergie-Szenario mit einem Primärenergieaufkommen von 0,9 MJ angenommen. 96 % dieses Bedarfs wird über regenerative Quellen gedeckt. Dieses Szenario stellt ein Ideal dar und bildet auf diese Weise die größtmögliche Konkurrenz zum reformatbetriebenen System. Die Treibhausgasemissionen, die während der Herstellung und Nutzung der Energieträger emittiert werden, entsprechen bei den angenommenen Herstellungspfaden 88,0 g CO₂-Äquivalente pro MJ Kerosin und 2,7 g CO₂-Äquivalente pro MJ Wasserstoff. Da die aus regenerativen Quellen stammenden Emissionen nicht eingerechnet werden, beschreibt das Treibhauspotential damit gleichzeitig den Anteil fossiler und nuklearer Primärenergie. Das Diagramm in **Abbildung 5-78** fasst den Kumulierten Energiebedarf und die Treibhausgasemissionen für alle Versuchspunkte der beiden Flugmissionen zusammen. Der Kumulierte Energiebedarf auf der Langstrecke beträgt durchschnittlich 2892 GJ, während auf der dreifach geflogenen Mittelstrecke 2403 GJ benötigt werden. Der Treibhausgasausstoß liegt bei durchschnittlich 208 t (FRA-SIN) bzw. 171 t (3x FRA-CAI).

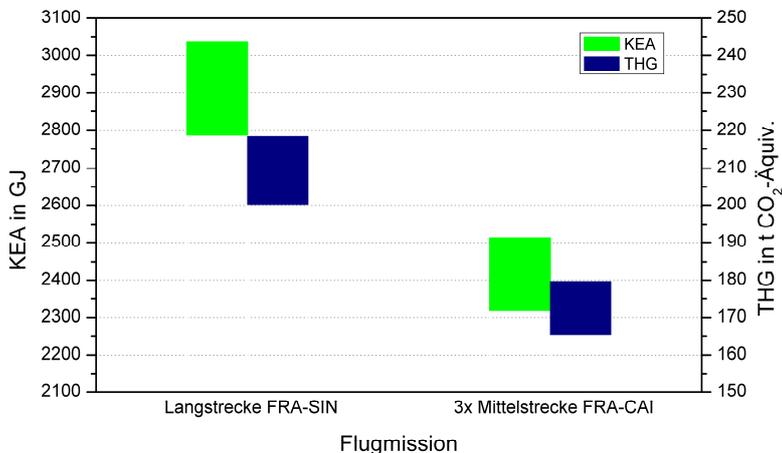


Abbildung 5-78: Primärenergiebedarf und Treibhausgasemissionen bei der Flugzeugvariante BZ-I

Soll eine Optimierung der APU unter dem Gesichtspunkt Primärenergiebedarf erfolgen, so liegt das Argument nahe, dass der Energieträger Wasserstoff aufgrund des gewählten Herstellungspfades über die unerschöpfliche Windenergie selbst unerschöpflich ist und daher nicht

in die Bilanz eingerechnet werden dürfe. Diesem Argument kann nur teilweise beigeplichtet werden, da zur Nutzung der Windenergie energetische Aufwendungen zur Produktion der Windräder etc. erforderlich sind. Diese Ressourcen sind hier nicht berücksichtigt, wären aber Bestandteil einer vollständigen Ökobilanz. Des Weiteren könnte der über Windenergie produzierte Strom für andere, effizientere Energienutzungspfade vorgesehen werden.

Wenn ausschließlich der Kerosinverbrauch als Kriterium für die APU-Optimierung dient, führt dies zwangsläufig zu anderen Ergebnissen, als wenn der Fokus auf den Primärenergiebedarf gerichtet wird. Der Wasserstoffverbrauch nimmt nun nicht mehr nur indirekt über das Gewicht Einfluss, sondern ist eine direkte Einflussgröße. Ein möglichst geringer Wasserstoffverbrauch wird zugunsten der Wirkungsgradvariante relevanter, wie auch der Vergleich von Tabelle 5-40 und **Tabelle 5-41** zeigt. Übereinstimmend ist in beiden Fällen Druckbetrieb vorzuziehen, doch gibt es Unterschiede hinsichtlich des zu empfehlenden Stackkonzepts. Nur bei hoher Tankenergiedichte und gleichzeitigem „Worst Case“ bezüglich Stackkennlinie und -gewicht ist für eine Primärenergieminimierung die Leistungsdichtevariante vorzuziehen. Das APU-Gewicht wäre andernfalls so hoch, dass es trotz der Gewichtseinsparungen beim Tank auf Kosten des Gesamtgewichts gehen würde. Bei allen anderen Kombinationen von Tankenergiedichte, Bipolarplattenmaterial und Kennlinie ist eine Minimierung des Wasserstoffverbrauchs eher zielführend hinsichtlich des Primärenergiebedarfs.

Tabelle 5-41: Minimierung des Kumulierten Energiebedarfs bei der Flugzeugvariante BZ-I

Energie- dichte H ₂ -Tank	Material Bipolar- platte	Kennlinie: A: real D: optimiert	Druck- betrieb (2 bar)	Auslegungs- variante 1: Leistungsdichte 2: Wirkungsgrad	KEA in GJ	
					FRA-SIN	3x FRA- CAI
Niedrig	Graphit	A	Ja	2	2.966	2.464
		D	Ja	2	2.932	2.438
	Metall	A	Ja	2	2.938	2.443
		D	Ja	2	2.917	2.427
Hoch	Graphit	A	Ja	1	2.823	2.349
		D	Ja	2	2.802	2.328
	Metall	A	Ja	2	2.807	2.332
		D	Ja	2	2.788	2.318

Eine Optimierung der APU-Konfiguration unter dem Blickwinkel Treibhausgasemissionen führt hingegen zu den gleichen Ergebnissen wie in Tabelle 5-40. Aufgrund des fast vollständig regenerativ erzeugten Wasserstoffs ist allein der Kerosinverbrauch des Triebwerks entscheidend. Der Wasserstoff beeinflusst das Ergebnis nur indirekt über das Gewicht des Wasserstofftanks und den daraus resultierenden Schubbedarf des Antriebs. Bei hoher Tankenergiedichte von 5,9 kWh/kg ist als Auslegungskonzept daher trotz höherem Wasserstoffverbrauch die Leistungsdichtevariante vorteilhafter (vgl. **Tabelle 5-42**). Dies muss allerdings nicht auch auf Wasserstoffherstellungspfade mit einem höheren Anteil nicht-regenerativer Rohstoffaufwendungen zutreffen.

Tabelle 5-42: Minimierung der Treibhausgasemissionen bei der Flugzeugvariante BZ-I

Energie- dichte H ₂ -Tank	Material Bipolar- platte	Kennlinie: A: real D: optimiert	Druck- betrieb (2 bar)	Auslegungs- variante 1: Leistungsdichte 2: Wirkungsgrad	THG in kg CO ₂ - Äquiv.	
					FRA- SIN	3x FRA- CAI
Niedrig	Graphit	A	Ja	2	213.201	176.031
		D	Ja	2	210.707	174.163
	Metall	A	Ja	2	211.148	174.496
		D	Ja	2	209.658	173.376
Hoch	Graphit	A	Ja	1	202.206	166.964
		D	Ja	1	201.074	166.112
	Metall	A	Ja	1	201.085	166.119
		D	Ja	2	200.219	165.384

Als Fazit zur Auslegung lässt sich für die wasserstoffbetriebene APU festhalten:

- Für beide Flugmissionen sind die identischen Auslegungsoptionen hinsichtlich Druckniveau und Stackkonzept zu empfehlen.
- Bei niedriger Tankenergiedichte ist stets die Wirkungsgradvariante mit Druckbeaufschlagung die beste Konfiguration. Dies gilt sowohl für die Primärenergie- als auch die Treibhausgasbilanz. Bei hoher Tankenergiedichte sind Fallunterscheidungen notwendig. Mit Blick auf die Treibhausgasemissionen ist eher die Leistungsdichtevariante mit Druckbeaufschlagung vorteilhaft. Soll der Primärenergiebedarf minimiert werden, so ist die Wirkungsgradvariante mit Druckbeaufschlagung meistens besser geeignet.

Neben der energetischen Bilanz der APU ist die Dauer für die Erstinertisierung der Tanks eine zu klärende Frage (s. Kapitel 5.5.3.3). **Abbildung 5-79** zeigt, dass auf der Langstrecke maximal 6,5 Minuten und auf der Mittelstrecke 13 Minuten benötigt werden, um den Sauerstoffgehalt auf 12 % zu senken. Der Inertgasstrom, der mit dem zugrunde gelegten APU-Lastprofil produziert wird, ist damit mehr als ausreichend, um die Inertisierung innerhalb kurzer Zeit vor dem Flugzeugstart abzuschließen.

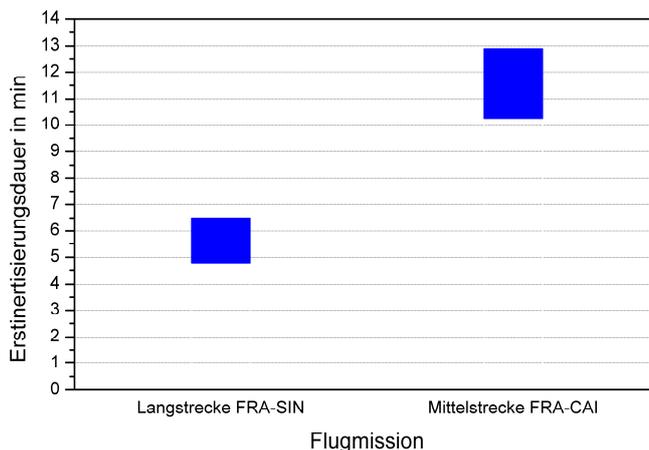


Abbildung 5-79: Erstinertisierungsdauer bei der Flugzeugvariante BZ-I

5.12.3.2 Flugzeugvariante BZ-II (Reformatbetriebene APU)

Im Gegensatz zur Flugzeugvariante BZ-I wird bei der Variante BZ-II ausschließlich Kerosin als Energieträger für die Schub- und Bordstromerzeugung verwendet. Der Gesamtkerosinbedarf unterteilt sich somit auf den Antrieb, die Triebwerksgeneratoren und die Brennstoffzellen-APU. Der Verbrauch, der zu Lasten der Triebwerksgeneratoren geht, beträgt 636 kg für die Flugmission FRA-SIN und 594 kg für die dreifach geflogene Mittelstrecke FRA-CAI (siehe Kapitel 5.8.2.2). Der APU-Verbrauch ist aus Kapitel 5.10.3.2 bekannt und liegt bei durchschnittlich 1,9 t (FRA-SIN) bzw. 2,1 t (3x FRA-CAI). Die Kerosinmenge für die Schuberzeugung ist in **Abbildung 5-80** dargestellt. Der Vergleich zeigt, dass dieser mit durchschnittlich 52,4 t (FRA-SIN) bzw. 42,9 t (3x FRA-CAI) rund 3 % niedriger ist als bei der Flugzeugvariante BZ-I. Die Ergebnisbandbreite ist durch den nicht benötigten Wasserstofftank allerdings um mehr als 1,5 t schmaler, sodass nicht allgemeingültig von einem höheren Verbrauch durch Einsatz des Systems I ausgegangen werden kann. Dies gilt insbesondere dann, wenn der Wasserstofftank aus Kompositmaterial gefertigt ist.

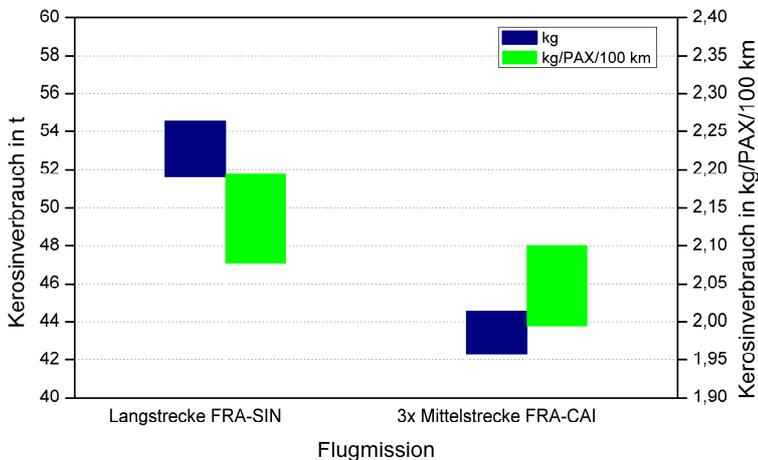


Abbildung 5-80: Absoluter und spezifischer Kerosinverbrauch für die Schuberzeugung

Die Haupt- und Wechselwirkungseffekte der Faktoren 1 bis 4 auf den Triebwerksverbrauch sind in **Abbildung 5-81** anhand der Langstrecke veranschaulicht und liefern hinsichtlich Effektrichtung und Relevanzreihenfolge ein nahezu identisches Ergebnis wie bei der Massenanalyse in Kapitel 5.11.1. Lediglich der Rang der Stackauslegungsvariante (Faktor 2) ist um eine Position nach hinten verschoben, da sich durch Umstellung von der Leistungsdichtevariante auf die Wirkungsgradvariante das Gewicht des zur Stromerzeugung mitgeführten Kerosins verringert. Die wichtigste Einflussgröße der vier variierten Faktoren ist die Kennlinie (Faktor 3), die bei entsprechender Optimierung zu einer Verbrauchsminderung von durchschnittlich 0,75 t beiträgt. Der kleinste Haupteffekt mit durchschnittlich 0,5 t Kerosineinsparung wird durch Erhöhung des Betriebsdrucks (Faktor 1) generiert. Die Haupteffekte werden zum Teil allerdings deutlich durch Faktorwechselwirkungen verstärkt oder abgeschwächt. So ist die betragsmäßige Summe der 2-Faktor-Wechselwirkungseffekte 12, 13 und 14 größer als der Hauptef-

fekt 1, was bedeutet, dass ein Wechsel auf die obere Faktorstufe nicht bei allen Parameterkombinationen zu einer Kerosinersparnis führt. Gleichmaßen gibt es trotz des positiven Haupteffekts von Faktor 2 Parameterkombinationen, in denen die Wirkungsgradvariante die verbrauchsärmere Alternative zur Leistungsdichtevariante ist.

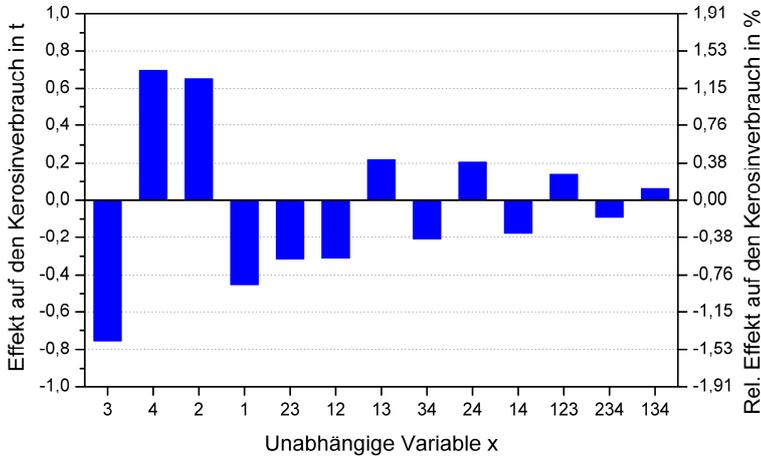


Abbildung 5-81: Effekte der unabhängigen Variablen x (mit 1: Betriebsdruck, 2: Stackkonzept, 3: Kennlinie, 4: BPP-Material) auf den Kerosinbedarf zur Schuberzeugung (FRA-SIN)

Inwieweit sich obiges Bild ändert, wenn der Kerosinbedarf für die Stromerzeugung mitberücksichtigt wird, zeigt **Abbildung 5-82**.

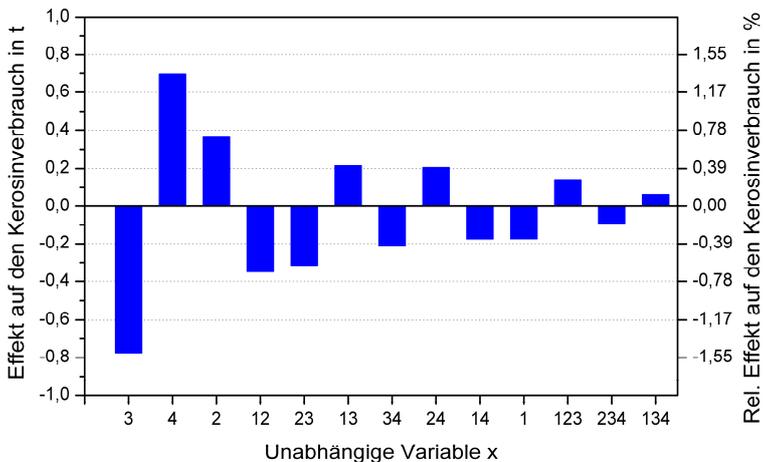


Abbildung 5-82: Effekte der unabhängigen Variablen x (mit 1: Betriebsdruck, 2: Stackkonzept, 3: Kennlinie, 4: BPP-Material) auf den gesamten Kerosinbedarf (FRA-SIN)

Der Haupteffekt des Faktors 2 ist um beinahe 50 % kleiner als bei ausschließlicher Betrachtung des Antriebs. Dies resultiert aus der höheren Gewichtung des APU-Verbrauchs für die Gesamtbilanz und erhöht die Attraktivität der Wirkungsgradvariante. Die APU trägt nicht mehr nur indirekt über das Gewicht zum Kerosinverbrauch bei, sondern ist direkte Einflussgröße.

Bei der mittellangen Strecke fällt der durch Druckbeaufschlagung gewonnene Vorteil im Durchschnitt noch kleiner aus als bei der Langstrecke, wie **Abbildung 5-83** zeigt. Mit einer Effektstärke von -0,04 % rangiert der Haupteffekt des Faktors 1 auf dem letzten Platz der Effektreihenfolge. Der zeitliche Anteil an Bodenbetriebsphasen ist höher als bei der Langstrecke, was sich durch den vorhandenen Kompressionsaufwand negativ auf die Verbrauchsbilanz der APU auswirkt. Der Verbrauchsvorteil des Antriebs, der im Gegenzug durch die Gewichtseinsparung generiert wird, ist zudem geringer als bei der Langstrecke (vgl. 5.8.2.2). Als Resultat gleichen sich Nutzen und Aufwand der Druckbeaufschlagung im Durchschnitt aus, was die Empfehlung von geeigneten Systemkonfigurationen erschwert. Es empfiehlt sich daher eine Einzelbetrachtung jedes Versuchspunkts für die Wahl geeigneter Faktorstufen von Druck und Stackkonzept.

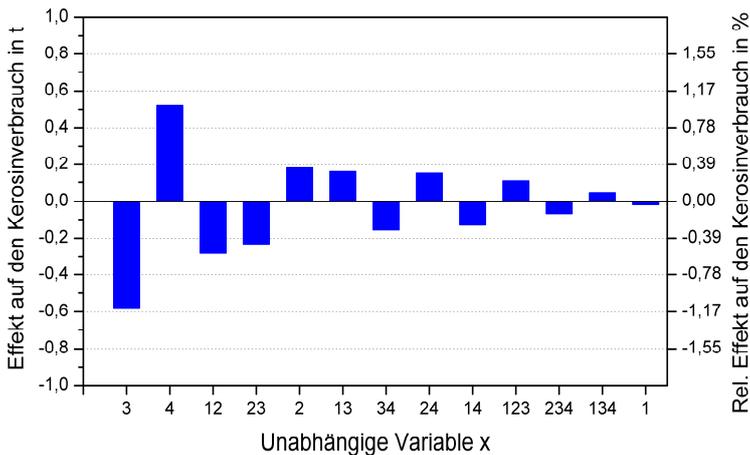


Abbildung 5-83: Effekte der unabhängigen Variablen x (mit 1: Betriebsdruck, 2: Stackkonzept, 3: Kennlinie, 4: BPP-Material) auf den gesamten Kerosinbedarf (FRA-CAI)

Wie bereits in Kapitel 5.12.3.1 werden für die Frage nach dem besseren Stackkonzept bzw. Druckniveau die Kriterien „Kumulierter Energiebedarf“ und „Klimawirkung“ herangezogen. Diese Kriterien erfordern Annahmen zu den Herstellungspfaden der genutzten Energieträger, wobei zwei verschiedene Szenarien untersucht werden. Im ersten Szenario wird davon ausgegangen, dass ausschließlich fossiles Kerosin an Bord verfügbar ist. Dieses liegt zum Teil oder ausschließlich in Form von schwefelarmem HC-Kerosin vor, für das dieselben Energieaufwendungen und Treibhausgasemissionen angenommen werden wie für konventionelles Kerosin. Wie bereits im vorigen Kapitel dienen die Zahlen der Tabelle 3-4 (s. Kapitel 3.1.3) als Berechnungsgrundlage. Im alternativen Szenario wird die APU nicht mit fossilem Kerosin, sondern mit holzbasiertem BtL-Kerosin versorgt. Die dort verwendeten Werte sind der Tabelle 3-5 entnommen. Die Ergebniszusammenfassung des ersten, „fossilen“, Szenarios ist in **Abbildung 5-84** dargestellt. Der aufzuwendende kumulierte Energiebedarf für Herstellung und Nutzung des Energieträgers Kerosin beträgt durchschnittlich 2.859 GJ (FRA-SIN) bzw. 2.374 GJ (3x FRA-CAI) und ist damit nur unwesentlich niedriger als bei der zuvor untersuchten Flugzeugvariante BZ-I mit wasserstoffbetriebenen HT-PEFC-System. In ähnlich geringem Ausmaß weichen die durchschnittlich emittierten Treibhausgasemissionen mit 209 t (FRA-SIN) und 173 t CO₂-Äquivalenten (3x FRA-CAI) ab. Die Differenz der Minimal- und Maximalwerte ist im

Vergleich zum Vorkapitel allerdings nur etwa halb so groß (vgl. mit Abbildung 5-78). Wie bereits oben erwähnt, hängt das Abschneiden gegenüber System I hinsichtlich Primärenergiebedarf und Klimawirkung daher insbesondere von den Faktorstufenkombinationen des Systems I ab. Die hinsichtlich Primärenergiebedarf und Treibhausgasemissionen vorteilhaftesten APU-Varianten in Abhängigkeit vom Bipolarplattenmaterial und der Kennlinie sind in **Tabelle 5-43** und **Tabelle 5-44** aufgeführt.

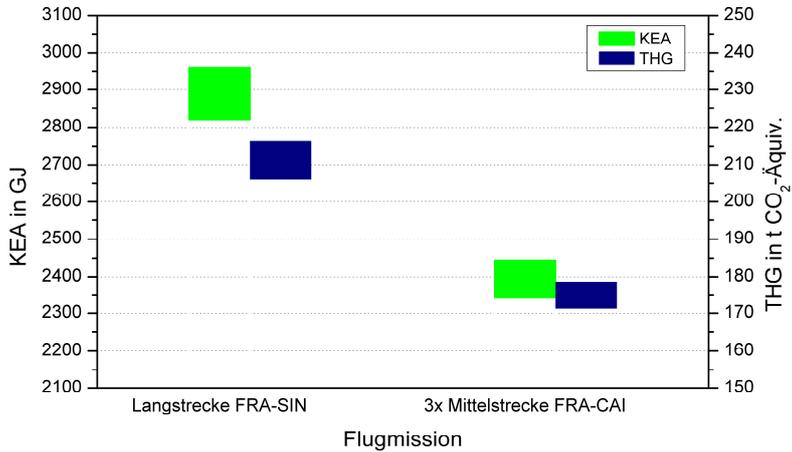


Abbildung 5-84: Kumulierter Energieaufwand und Treibhausgasemissionen bei ausschließlicher Nutzung von fossilem Kerosin bei der Flugzeugvariante BZ-II

Tabelle 5-43: Minimierung von KEA und THG für FRA-SIN (ausschließlich fossiles Kerosin)

Material Bipolarplatte	Kennlinie: A: real D: optimiert	Druckbetrieb (2 bar)	Auslegungsvariante 1: Leistungsdichte 2: Wirkungsgrad	KEA in GJ	THG in kg CO ₂ -Äquiv.
Graphit	A	Ja	1	2.877	210.243
	D	Nein	1	2.842	207.715
Metall	A	Nein	1	2.840	207.539
	D	Nein	1	2.819	206.047

Tabelle 5-44: Minimierung von KEA und THG für FRA-CAI (ausschließlich fossiles Kerosin)

Material Bipolarplatte	Kennlinie: A: real D: optimiert	Druckbetrieb (2 bar)	Auslegungsvariante 1: Leistungsdichte 2: Wirkungsgrad	KEA in GJ	THG in kg CO ₂ -Äquiv.
Graphit	A	Nein	1	2.387	174.419
	D	Nein	1	2.360	172.480
Metall	A	Nein	1	2.359	172.363
	D	Nein	1	2.343	171.228

Bei der Annahme von ausschließlich fossilem Kerosin an Bord ist die Minimierung des Kerosinverbrauchs gleichbedeutend mit der Minimierung des Kumulierten Energiebedarfs und der Treibhausgasemissionen. Wie zu sehen, sind für beide Flugstrecken die Leistungsdichtewariante und Betrieb ohne Druckbeaufschlagung vorteilhafter. Einzig beim pessimistischsten Szenario hinsichtlich Bipolarplattenmaterial und Kennlinie ist auf der Langstrecke Druckbetrieb sinnvoll. Die druckbedingte Einsparung an APU-Gewicht ist in diesem Fall so hoch, dass der Mehrverbrauch der APU überkompensiert wird. Im Vergleich zum wasserstoffbetriebenen System sind hier somit relevante Unterschiede feststellbar. Während sich Druckbeaufschlagung beim wasserstoffbetriebenen System für alle Versuchspunkte energie- und emissions einsparend auswirkt, wird dies bei Reformatbetrieb durch den höheren Kompressionsaufwand erschwert. Darüber hinaus ist im Gegensatz zum Wasserstoffbetrieb stets die leichtere, jedoch ineffizientere Leistungsdichtewariante das vorteilhaftere Stackkonzept, da für den APU-Kraftstoff kein zusätzlicher gewichtsintensiver Tank benötigt wird.

Im alternativen Kerosinszenario mit holzbasierem BtL als APU-Kraftstoff besteht hinsichtlich Primärenergiebedarf kein Unterschied zum rein fossilen Szenario. Der kumulierte Energieaufwand für die Herstellung über die Fischer-Tropsch-Synthese ist mit 1,2 MJ/MJ genauso hoch wie der Gesamtaufwand für Herstellung (0,2 MJ/MJ) und Nutzung (1 MJ/MJ) des fossilen Kerosins (vgl. Tabelle 3-5). Bei den emittierten Treibhausgasen mit Mittelwerten von 202 t (FRA-SIN) bzw. 166 t (3x FRA-CAI) liegt das Niveau hingegen um durchschnittlich 3,2 % bzw. 4,3 % niedriger (s. **Abbildung 5-85**).

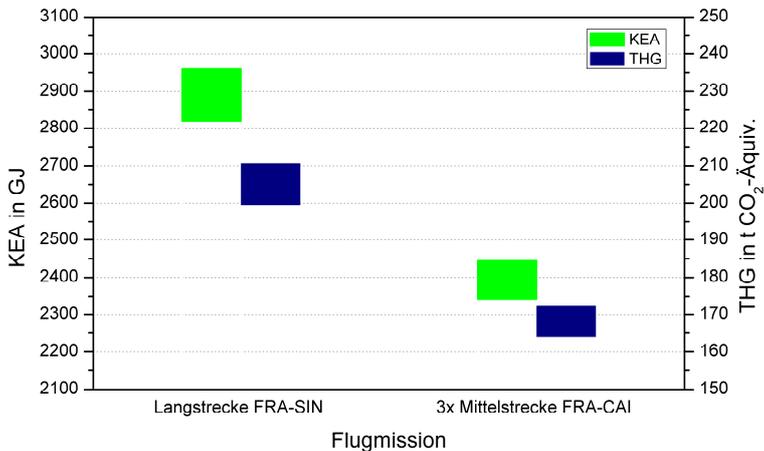


Abbildung 5-85: Kumulierter Energieaufwand und Treibhausgasemissionen bei Nutzung von BtL-Kerosin für die APU

Die Auslegungsoptionen, mit der die Treibhausgasemissionen am wirkungsvollsten reduziert werden können, sind in **Tabelle 5-45** zusammengefasst. Identisch zum rein fossilen Szenario ist auch hier die Leistungsdichtewariante das vorteilhaftere Stackkonzept. Wenig Übereinstimmung gibt es hingegen bei der Frage des Betriebsdrucks. Aufgrund des deutlich niedrigeren Treibhauspotentials des BtL ist hier mehrheitlich Druckbeaufschlagung die bessere Wahl. Die druckbedingte Kerosineinsparung durch Gewichts- und Schubreduktion überwiegt gegenüber

den Effizienzeinbußen der APU. Nur beim „Best Case“ mit metallischen Bipolarplatten und einer optimierten Kennlinie, das heißt bei verhältnismäßig leichtgewichtiger APU, lohnt sich Druckbeaufschlagung nicht. Der Mehrverbrauch der APU wäre in diesem Fall größer als die mögliche Kerosineinsparung des Antriebs.

Tabelle 5-45: Minimierung der Treibhausgasemissionen (APU wird mit BtL betrieben)

Material Bipolarplatte	Kennlinie: A: real D: optimiert	Druckbetrieb (2 bar)	Auslegungsvariante 1: Leistungsdichte 2: Wirkungsgrad	THG in kg CO ₂ -Äquiv.	
				FRA-SIN	3x FRA-CAI
Graphit	A	Ja	1	202.507	166.133
	D	Ja	1	200.790	164.859
Metall	A	Ja	1	200.614	164.715
	D	Nein	1	199.513	163.958

Damit sind als wesentliche Punkte für die APU-Auslegung festzuhalten:

- Für beide Flugmissionen stimmen die zu empfehlenden Auslegungsoptionen hinsichtlich Druckniveau und Stackkonzept weitgehend überein.
- Die Leistungsdichtevariante in Verbindung mit Druckbetrieb ist für beide Flugmissionen und Kerosintypen geeignet, um den Primärenergieaufwand und die Treibhausgasemissionen in den meisten Versuchspunkten zu minimieren.
- Durch die Verwendung von BtL-Kerosin anstelle von fossilem Kerosin lässt sich zwar nicht der kumulierte Energieaufwand reduzieren, die Treibhausgasemissionen werden allerdings merkbar verringert.

Die Leistungsfähigkeit der APU als Inertgaslieferant für die Kerosintankinertisierung (s. Kapitel 5.5.3.3) wird hier nicht als Kriterium für die APU-Auslegung behandelt, stellt allerdings einen weiteren Untersuchungsgegenstand bei den Simulationen dar. Die technische Eignung des Reformatgases hinsichtlich dessen Zusammensetzung wurde ausführlich in Kapitel 5.7.2.2 behandelt. Im Unterschied zum wasserstoffbetriebenen System I ist das als Inertgas einsetzbare Abgasvolumen allerdings deutlich kleiner, da ausschließlich die Kathodenabluft, nicht jedoch die Brennerabluft verwendet wird (siehe **Abbildung 5-86**). Die Dauer für die Erstinertisierung des Tanks erhöht sich damit um ein Vielfaches. Während beim Wasserstoffbetrieb durchschnittlich 6 Minuten auf der Langstrecke benötigt werden, sind es im Reformatbetrieb 20 Minuten. In beiden Fällen liegt die Dauer der Erstinertisierung jedoch weit unterhalb der Abfertigungsdauer des Flugzeugs und ist daher unkritisch. Auf der Mittelstrecke ist das zu inertisierende Tankleervolumen allerdings größer, sodass sich die Inertisierungsdauer im Fall von Wasserstoffbetrieb verdoppelt bzw. bei Reformatbetrieb sogar verdreifacht. In letztgenannten Fall muss gegebenenfalls ein zusätzliches Tankinertisierungssystem zur Verfügung stehen. Nach erfolgter Erstinertisierung ist zwischen den beiden Systemen I und II kein Unterschied mehr hinsichtlich der Inertisierungswirkung feststellbar. Zu jedem Zeitpunkt wird genügend Inertgas bereitgestellt, um die Sauerstoffkonzentration beim geforderten Maximalwert von 12 % zu halten.

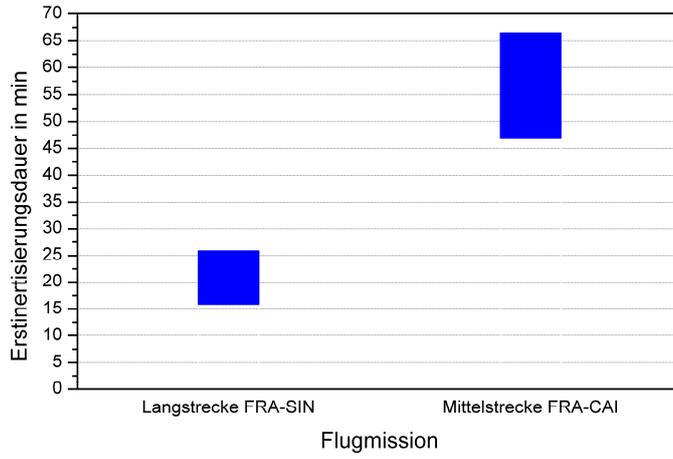


Abbildung 5-86: Erstinertisierungsdauer bei der Flugzeugvariante BZ- II

5.12.3.3 Flugzeugvarianten im Vergleich

In den vorangegangenen Kapiteln wurden die beiden brennstoffzellenbestückten Flugzeugvarianten „BZ-I“ und „BZ-II“ hinsichtlich ihres Primärenergiebedarfs und ihrer Treibhausgasemissionen untersucht. Die genannten Kriterien stellen einen Maßstab hinsichtlich Klimawirkung und Ressourcenverbrauch dar und bilden damit eine Vergleichsgrundlage zur Beurteilung verschiedener APU-Systeme. Anhand der definierten Bewertungsmaßstäbe konnten die für den Versuchsraum günstigsten APU-Konfigurationen ermittelt und in ihrer Anwendung als APU verglichen werden. Um zusätzlich eine Einschätzung zur technologischen Konkurrenzfähigkeit der Brennstoffzellen-APU geben zu können, werden im folgenden Kapitel beide Flugzeugvarianten „BZ-I“ und „BZ-II“ der etablierten Konkurrenz gegenübergestellt. Die Flugzeugvarianten „Basis“ und „Referenz“ basieren als Szenarien der nahen Zukunft auf konventioneller Stromerzeugungstechnologie und weichen untereinander nur geringfügig bei der Ausstattung ab (vgl. Kapitel 5.5.1). Abgesehen vom Stromerzeugungsprinzip und der Ausstattung unterscheiden sich die drei Flugzeugvarianten im Systemgewicht (Kapitel 5.11.3). Wie in den Kapiteln 3.5.2 und 5.6.1 erläutert, kann durch Anpassung der Flughöhenprofile an das jeweilige Flugzeuggewicht eine Kerosineinsparung erzielt werden. Da die beiden Flughöhenprofile für Mittel- und Langstrecke jedoch für alle simulierten Szenarien unverändert beibehalten wurde, ist die Konsequenz ein zusätzlicher Verbrauchsnachteil von bis zu 3 % für höhere Flugzeugmassen. Beim Vergleich der Flugzeugvarianten werden die gewichtsintensiveren Brennstoffzellenvarianten aus diesem Grund unweigerlich strenger bewertet als die konventionellen Alternativvarianten.

Bei den Varianten „Basis“ und „Referenz“ ist fossiles Kerosin Jet-A1 der einzig verfügbare Energieträger an Bord. Wie aus Kapitel 5.8.2.2 bekannt, müssen auf der Langstreckenmission insgesamt 2.349 kg für die Bordstromversorgung aufgewendet werden. Hiervon entfällt der Großteil auf die Triebwerksgeneratoren und nur 773 kg auf die Bodenversorgung über die Gasturbinen-APU. Die zur Schuberzeugung benötigte Kerosinmenge beträgt 51.095 kg (Basis) bzw. 51.256 kg (Referenz). Auf der Mittelstreckenmission 3x FRA-CAI besteht für die Stromversorgung ein Bedarf von insgesamt 2.971 kg, wobei die Gasturbinen-APU für rund die Hälfte des Verbrauchs verantwortlich ist. Für die Schuberzeugung werden bei der Basisvariante 41.961 kg und bei der Referenzvariante 42.121 kg Kerosin umgesetzt. Der mit der Bereitstellung und Nutzung des Energieträgers verbundene Primärenergieaufwand und die entstehenden Treibhausgasemissionen sind für beide Flugzeugvarianten „Basis“ und „Referenz“ in **Tabelle 5-46** zusammengefasst. Die Differenz von 0,3 % ist nahezu vernachlässigbar und resultiert aus der leicht höheren Wassermittnahmemenge der Referenzvariante.

Tabelle 5-46: Kumulierter Energieaufwand (KEA) und Treibhausgasemissionen (THG) für die Flugzeugvarianten „Basis“ und „Referenz“

Flugmission	Flugzeugvariante	KEA in GJ	THG in t CO ₂ -Äquiv.
Langstrecke FRA-SIN	Basis	2.789	203,8
	Referenz	2.797	204,4
Mittelstrecke 3x FRA-CAI	Basis	2.341	171,1
	Referenz	2.349	171,7

Wie die Brennstoffzellenvarianten energie- und emissionstechnisch im Vergleich liegen, ist in den folgenden Diagrammen veranschaulicht. Die Werte der Varianten „Basis“ und „Referenz“ sind als Horizontalen gekennzeichnet. Die Versuchsergebnisse für die Flugzeugvarianten „BZ“ sind als Säulen dargestellt und beschreiben die Bandbreite der Versuchsergebnisse. Liegt das untere Balkenende unterhalb der Horizontalen, so ist es mit bestimmten Konfigurationen der Brennstoffzellen-APU möglich, bessere Werte hinsichtlich Energiebedarf oder Emissionen zu erzielen. Das Erreichen bzw. Unterschreiten der Horizontalen stellt damit das Erfolgskriterium bei der nachfolgenden Evaluierung dar. **Abbildung 5-87** zeigt ein entsprechendes Diagramm für den kumulierten Energiebedarf der Langstreckenmission.

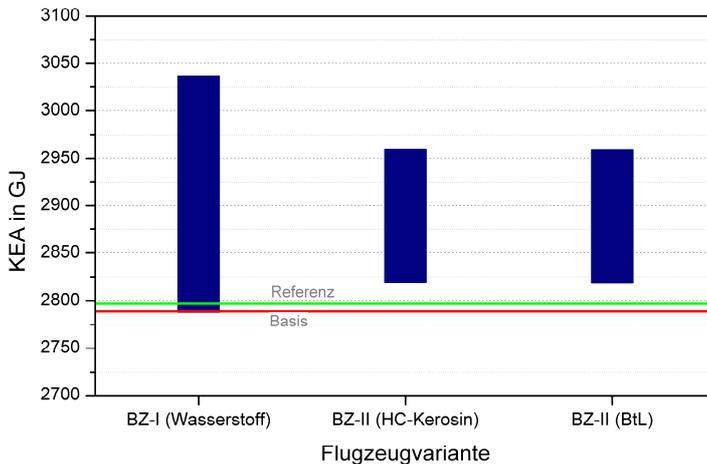


Abbildung 5-87: Kumulierter Energieaufwand auf der Flugmission FRA-SIN

Wie bereits im vorigen Kapitel beschrieben, erstreckt sich der benötigte Energieaufwand beim Wasserstoffscenario BZ-I über einen weiten Wertebereich. Ob ein Vorteil gegenüber dem Alternativsystem BZ-II besteht, hängt im Wesentlichen von der Energiedichte des Wasserstofftanks ab. Mit der Variante BZ-I kann das Energiebedarfsniveau der Basisvariante nur erzielt werden, wenn hinsichtlich Tankenergiedichte, Bipolarplattenmaterial und Kennlinie das optimistischste der simulierten Szenarien vorliegt und die APU nach dem Wirkungsgradkonzept mit Druckbeaufschlagung ausgelegt ist (vgl. auch Tabelle 5-41 in Kapitel 5.12.3.1). Mit der reformatbetriebenen Brennstoffzellen-APU ist der angestrebte Wert der Basisvariante zwar nicht erreichbar, jedoch ist mit der günstigsten Konfiguration eine Annäherung bis immerhin 1,1 % möglich. Aufgrund des hohen Energiebedarfs bei der BtL-Herstellung ist es dabei irrelevant, ob fossiles oder synthetisches Kerosin eingesetzt wird. Beim Übergang zur dreifach geflogenen Mittelstreckenmission FRA-CAI verschieben sich die Ergebnisse zugunsten der Brennstoffzellentechnologie, vgl. **Abbildung 5-88**. Der höhere Anteil an Bodenbetriebsphasen wirkt sich positiv auf die Gesamtbilanz der APU aus, sodass auch mit Reformatbetrieb zumindest die Werte der Referenzvariante erzielt werden können. Voraussetzung hierfür sind metallische Bipolarplatten und eine optimierte Kennlinie, wie **Tabelle 5-47** anschaulich zeigt. In grün sind dort alle APU-Konfigurationen hervorgehoben, mit denen die Flugzeugvariante BZ-II mit der Referenzvariante konkurrieren kann.

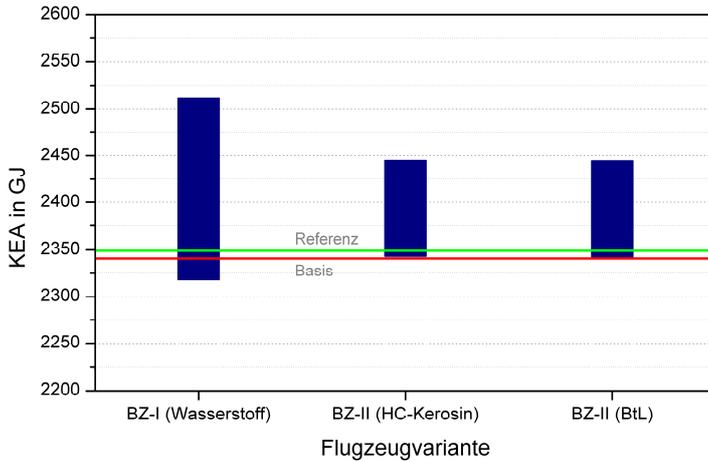


Abbildung 5-88: Kumulierter Energieaufwand auf der Flugmission 3x FRA-CAI

Tabelle 5-47: Konkurrenzfähigkeit der Flugzeugvariante „BZ-II“ gegenüber der „Referenz“-Variante hinsichtlich des kumulierten Energieaufwands (Mittelstreckenmission 3x FRA-CAI)

Bipolarplatte	Kennlinie	Stackkonzept	Druck
metallisch	real	Leistungsdichte	Kabinendruck 2 bar
		Wirkungsgrad	Kabinendruck 2 bar
	optimiert	Leistungsdichte	Kabinendruck 2 bar
		Wirkungsgrad	Kabinendruck 2 bar
graphitisch	real	Leistungsdichte	Kabinendruck 2 bar
		Wirkungsgrad	Kabinendruck 2 bar
	optimiert	Leistungsdichte	Kabinendruck 2 bar
		Wirkungsgrad	Kabinendruck 2 bar

Eine hohe Tankenergiedichte vorausgesetzt, ist das Potential des wasserstoffbetriebenen HT-PEFC-Systems allerdings auch für diese Flugmission größer. So kann unter Einsatz von metallischen Bipolarplatten oder durch eine Kennlinienoptimierung auch gegenüber der Basisvariante eine Emissionseinsparung realisiert werden (vgl. **Tabelle 5-48**).

Tabelle 5-48: Konkurrenzfähigkeit der Flugzeugvariante „BZ-I“ gegenüber der „Basis“-Variante hinsichtlich des kumulierten Energiebedarfs (Mittelstreckenmission 3x FRA-CAI)

H ₂ -Tank	Bipolarplatte	Kennlinie	Stackkonzept	Druck	
Hohe Energiedichte	metallisch	real	Leistungsdichte	Kabinendruck 2 bar	
			Wirkungsgrad	Kabinendruck 2 bar	
		optimiert	Leistungsdichte	Kabinendruck 2 bar	
			Wirkungsgrad	Kabinendruck 2 bar	
		graphitisch	real	Leistungsdichte	Kabinendruck 2 bar
				Wirkungsgrad	Kabinendruck 2 bar
	optimiert		Leistungsdichte	Kabinendruck 2 bar	
			Wirkungsgrad	Kabinendruck 2 bar	

Erfolgt die Evaluierung der Flugzeugvarianten anhand der Treibhausgasemissionen, so ändert sich das Bild. Insofern das reformatbetriebene Brennstoffzellensystem mit BtL-Kerosin betrieben wird, kann hier das niedrigste Emissionsniveau erzielt werden. Auf der Langstrecke liegt das maximale Einsparpotential gegenüber der Basisvariante bei 2 %, wie **Abbildung 5-89** zeigt. Wird hingegen fossiles Kerosin als APU-Treibstoff verwendet, so ist die Flugzeugvariante BZ-II hinsichtlich des Emissionsausstoßes nicht konkurrenzfähig gegenüber den betrachteten Alternativen.

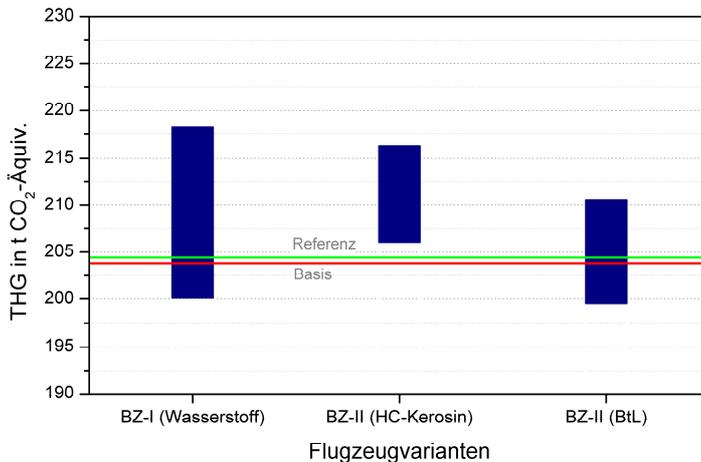


Abbildung 5-89: Treibhausgasemissionen auf der Flugmission FRA-SIN

Die APU-Konfigurationen mit Potential zur Emissionsreduktion auf der Langstrecke sind in **Tabelle 5-49** und **Tabelle 5-50** hervorgehoben. Für Variante BZ-II mit BtL-Betrieb sind beinahe alle Parameterkombinationen zur Einsparung von Treibhausgasemissionen geeignet. Dies gilt

auch für das pessimistischste Szenario hinsichtlich Bipolarplattenmaterial und Kennlinienverlauf, solange die Stackauslegung nach der Leistungsdichte erfolgt. Bei Variante BZ-I ist vor allem eine hohe Tankenergiedichte unbedingte Wettbewerbsvoraussetzung. Ist diese erfüllt, dann wirkt die APU-Konfiguration mit Druckbetrieb in allen Fällen emissionsmindernd. Ohne Druckbeaufschlagung trifft dies bei der realen Wasserstoff-Kennlinie hingegen nicht unbedingt zu.

Tabelle 5-49: Konkurrenzfähigkeit der Flugzeugvariante „BZ-II“ (BtL) gegenüber der „Basis“-Variante hinsichtlich der Treibhausgasemissionen (Langstreckenmission FRA-SIN)

Bipolarplatte	Kennlinie	Stackkonzept	Druck
metallisch	real	Leistungsdichte	Kabinendruck 2 bar
		Wirkungsgrad	Kabinendruck 2 bar
	optimiert	Leistungsdichte	Kabinendruck 2 bar
		Wirkungsgrad	Kabinendruck 2 bar
graphitisch	real	Leistungsdichte	Kabinendruck 2 bar
		Wirkungsgrad	Kabinendruck 2 bar
	optimiert	Leistungsdichte	Kabinendruck 2 bar
		Wirkungsgrad	Kabinendruck 2 bar

Tabelle 5-50: Konkurrenzfähigkeit der Flugzeugvariante „BZ-I“ gegenüber der „Basis“-Variante hinsichtlich der Treibhausgasemissionen (Langstreckenmission FRA-SIN)

H ₂ -Tank	Bipolarplatte	Kennlinie	Stackkonzept	Druck
Hohe Energiedichte	metallisch	real	Leistungsdichte	Kabinendruck 2 bar
			Wirkungsgrad	Kabinendruck 2 bar
		optimiert	Leistungsdichte	Kabinendruck 2 bar
			Wirkungsgrad	Kabinendruck 2 bar
	graphitisch	real	Leistungsdichte	Kabinendruck 2 bar
			Wirkungsgrad	Kabinendruck 2 bar
		optimiert	Leistungsdichte	Kabinendruck 2 bar
			Wirkungsgrad	Kabinendruck 2 bar

Erwartungsgemäß verbessert sich die Bilanz der Brennstoffzellenvarianten auf der dreifach geflogenen Mittelstrecke. Durch Betrieb der APU mit BtL sind Emissionseinsparungen des Flugzeugs von bis zu 5,7 t bzw. 4,2 % möglich. Ausschließlich beim „Worst Case“ hinsichtlich

Bipolarplattenmaterial und Kennlinie wird das Emissionsniveau der Basisvariante überstiegen, insofern die Stackauslegung nach dem Wirkungsgrad erfolgt und keine Druckbeaufschlagung vorgesehen ist (s. **Tabelle 5-51**). Mit hoher Tankenergiedichte als zusätzliche Voraussetzung trifft diese Aussage ebenfalls auf die Wasserstoffvariante BZ-I zu. Weniger positiv ist die Bilanz hingegen, wenn die Tankenergiedichte niedrig oder das Reformat fossilen Ursprungs ist. Im letztgenannten Fall können allerdings zumindest die Werte der Referenzvariante erreicht werden, insofern der „Best Case“ der Brennstoffzellen-APU vorliegt (s. Tabelle A-17 im Anhang).

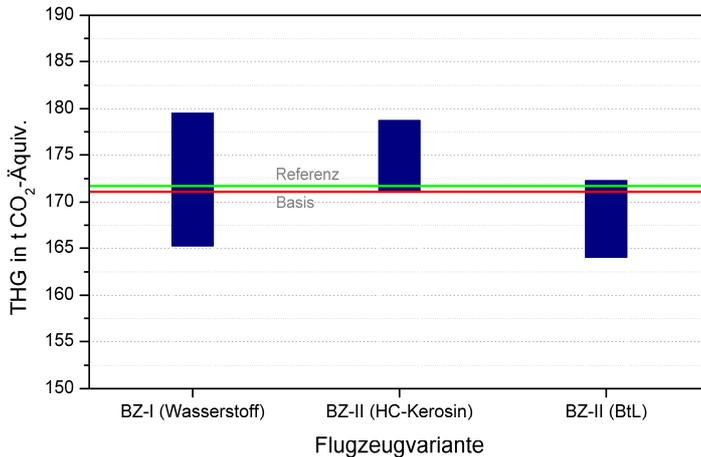


Abbildung 5-90: Treibhausgasemissionen auf der Flugmission 3x FRA-CAI

Tabelle 5-51: Konkurrenzfähigkeit der Flugzeugvariante „BZ-II“(BtL) zur „Basis“-Variante hinsichtlich der Treibhausgasemissionen (Mittelstreckenmission 3x FRA-CAI)

Bipolarplatte	Kennlinie	Stackkonzept	Druck
metallisch	real	Leistungsdichte	Kabinendruck 2 bar
		Wirkungsgrad	Kabinendruck 2 bar
	optimiert	Leistungsdichte	Kabinendruck 2 bar
		Wirkungsgrad	Kabinendruck 2 bar
graphitisch	real	Leistungsdichte	Kabinendruck 2 bar
		Wirkungsgrad	Kabinendruck 2 bar
	optimiert	Leistungsdichte	Kabinendruck 2 bar
		Wirkungsgrad	Kabinendruck 2 bar

Tabelle 5-5 liefert abschließend einen Vergleich der bezüglich Treibhausgasemissionen und Primärenergieaufwand günstigsten Brennstoffzellenszenarien mit den konventionellen Technologien. Das optimistischste BtL-Szenario bietet ein ähnlich großes Potential wie das optimistischste Wasserstoffscenario. Die technischen Hürden zur Realisierung sind aufgrund der mangelnden Notwendigkeit eines Wasserstofftanks allerdings weit geringer. Mit Reformat aus fossilen Ressourcen hingegen ist die Brennstoffzellentechnologie bei den simulierten Szenarien keine Konkurrenz zur konventionellen Gasturbinen-APU, zumindest wenn ein Einsatz auf der Langstrecke vorgesehen ist. Bei kürzeren Flugstrecken und entsprechend häufigeren Bodenbetriebsphasen sind die Wettbewerbsvoraussetzungen für das Reformatsystem günstiger. Mit dem optimistischsten Szenario liegen die Treibhausgasemissionswerte und der Primärenergiebedarf auf ähnlichem Niveau wie die Flugzeugvariante „Basis“.

Tabelle 5-52: Günstigste BZ-Konfigurationen zur Minimierung des Primärenergiebedarfs und der Treibhausgasemissionen für (1) Mittelstrecke und (2) Langstrecke

Ergebnisse	Flugzeugvariante				
	Basis	Referenz	BZ-I (H ₂)	BZ-II (fossil)	BZ-II (BtL)
Leergewicht Flugzeug in kg	114.623	s. links	1:117.460 2: 117.175	115.909	s. fossil
APU-Szenario	Gasturbine	s. links	Optimierte Brennstoffzellenkennlinie Gewichtsoptimierte Materialien Auslegung: Druckbetrieb Wirkungsgrad Auslegung: Kabinendruck Leistungsdichte		s. fossil
Gewicht APU in kg	590	s. links	919	1.787	s. fossil
Gewicht Wasserstoff-tank in kg	/	/	1: 2.543 2: 2.259	/	/
Kerosinverbrauch Schuberzeugung in kg	1: 41.961 2: 51.095	1: 42.121 2: 51.256	1: 42.804 2: 51.917	1:42.308 2: 51.623	s. fossil
Kerosinverbrauch Generatoren in kg	1: 1.541 2: 1.666	s. links	1: 594 2: 636	s. BZ-I	s. BZ-I
Brennstoffverbrauch APU in kg	1: 1.430 2: 773	s. links	1: 524 2: 462	1: 2.075 2: 1.865	s. fossil
Produzierte Wassermenge netto in kg	-	-	1: 3.646 2: 3.080	1: 1.004 2: 862	s. fossil
Primärenergiebedarf an Brennstoff in GJ	1: 2.341 2: 2.789	1: 2.349 2: 2.797	1: 2.318 2: 2.788	1: 2.343 2: 2.819	1: 2.343 2: 2.819
Treibhausgasemissionen in t CO₂-Äquiv.	1: 171,1 2: 203,8	1: 171,7 2: 204,4	1: 165,4 2: 200,2	1: 171,2 2: 206,0	1: 164,0 2: 199,5

5.12.4 Zusammenfassung und Fazit

Die Simulationen auf der „Triebwerksebene“ zielten auf die Energie- und Klimabilanz verschiedener HT-PEFC-System-Szenarien im besonderen Anwendungsfall Flugzeug-APU. Während die Stoffstrombilanzierung auf der „Flugzeugsystemebene“ (s. Kapitel 5.10) nur die direkt von der APU verursachten Stoffströme erfasst, berücksichtigt die Triebwerksebene auch den Kerosinverbrauch des Antriebs und damit den Einfluss des APU-Gewichts. Ausgehend von den Simulationsergebnissen zum Brennstoffverbrauch für Schub- und Stromerzeugung wurden für ausgewählte Brennstoffherstellungspfade der kumulierte Energieaufwand sowie die Treibhausgasemissionen des Flugzeugs berechnet. Anhand dieser Ergebnisse konnten die wichtigsten Einflussparameter der betrachteten Zielgrößen sowie die günstigste Systemkonfiguration identifiziert werden. Ein Vergleich mit dem aktuellen Stand der Flugzeugtechnik erlaubte zudem eine Abschätzung der Konkurrenzfähigkeit der betrachteten APU-Konfigurationen. Die untersuchten Szenarien sind in **Tabelle 5-53** zusammengefasst:

Tabelle 5-53: Übersicht über die untersuchten Simulationsszenarien auf der „Triebwerksebene“

Variable	Szenarien	
Flugmission	Langstrecke Frankfurt-Singapur	vs. 3 x Mittelstrecke Frankfurt-Kairo
HT-PEFC-Brennstoff	Wasserstoff (Variante „BZ-I“): • regenerativer Herstellungspfad • Einmalige Auftankung pro Flugmission	vs. Kerosinreformat (Variante „BZ-II“): • Fossiles HC-Kerosin u. holzba-siertes BtL-Kerosin
Betriebsdruck	Keine zusätzliche Bedruckung (Kabinendruck, 0,8 bar - 1 bar)	vs. 2 bar Betriebsdruck: • Kompressor/Expander-Einheit • Entspannung auf Umgebungsdruck
Stackauslegungsvari- ante/ Stackkonzept	Auslegungspunkt bei $E_z = 0,55$ V („Leistungsdichtevariante“)	vs. Auslegungspunkt bei $E_z = 0,65$ V (“Wirkungsgradvariante“)
Brennstoffzellenkennlinie	Real (Kennlinie „A“)	vs. Optimiert (Kennlinie „D“)
Bipolarplattenmaterial	Metallisch	vs. Graphitisch
Energiedichte H_2 -Tank	2 kWh/kg	vs. 5,9 kWh/kg

Vor dem Hintergrund der zum Flugzeug (s. Kapitel 5.5), dem APU-Design (s. Kapitel 5.7), den dynamischen Profilen (s. Kapitel 5.6) und dem APU-Brennstoff (s. Kapitel 3.1.3) getroffenen Annahmen lassen sich die in Kapitel 5.12.1 aufgeführten Fragen wie folgt beantworten:

- Mit welchen Systemkonfigurationen hinsichtlich Druckniveau und Stackkonzept sind bei den Flugzeugvarianten „BZ“ die wenigsten Treibhausgasemissionen zu erwarten?

Bei der Flugzeugvariante BZ-I mit wasserstoffbetriebener APU können die entstehenden Treibhausgasemissionen nahezu vollständig den Triebwerken zugeschrieben werden. Da der Wasserstoff laut Annahme auf regenerativem Herstellungsweg erzeugt wurde, trägt die APU nur indirekt über das Systemgewicht zum Treibhausgasausstoß des Flugzeugs bei. Für eine Minimierung des Triebwerksverbrauchs, der sich annähernd proportional zur

Gesamtmasse aus APU und Wasserstofftank verhält, war bei allen untersuchten Szenarien hinsichtlich Bipolarplattenmaterial, Brennstoffzellenkennlinie und Flugmission eine Druckbeaufschlagung auf 2 bar mit anschließender Entspannung auf Umgebungsdruck von Vorteil. Die Luftkompression erhöht zwar insgesamt den Wasserstoffverbrauch und damit das Tankgewicht, ermöglicht aber vor allem eine Reduktion des APU-Gewichts. Die Wahl des bei Druckbetrieb zu favorisierenden Stackkonzepts hängt indessen primär von der Tankenergiedichte ab. Beim Szenario des gewichtsintensiven Edeltankes dominiert die Tankmasse gegenüber der APU-Masse. Aufgrund des niedrigeren Wasserstoffbedarfs ist bei beiden Flugmissionen entsprechend eine Auslegung nach dem Wirkungsgradkonzept der Leistungsdichtevariante vorzuziehen. Der Vorteil durch den kleineren Wasserstofftank ist allerdings sehr gering und wird durch den Nachteil des höheren APU-Gewichts beinahe kompensiert. Beim leichtgewichtigeren Komposittank ist mehrheitlich die Leistungsdichtevariante vorteilhafter, da die APU-Masse einen höheren Anteil am Gesamtgewicht hat als bei der Edelstahlvariante. Einzig bei der „Best case“-Kombination mit optimierter Kennlinie und metallischen Bipolarplatten ist eine Auslegung nach der Wirkungsgradvariante die bessere Option.

Bei reformatbetriebener Brennstoffzellen-APU, Flugzeugvariante BZ-II, ist die Herstellungsrouten des Kerosins ausschlaggebend für die beste Systemkonfiguration. Wird die APU mit fossilem Kerosin versorgt, so ist die Parameterkombination mit dem geringsten Gesamtverbrauch auch gleichzeitig die Konfiguration mit den geringsten Treibhausgasemissionen. Im Gegensatz zur Flugzeugvariante BZ-I zieht ein hoher Brennstoffverbrauch der APU nicht zwangsläufig auch ein hohes Systemgewicht mit sich. Durch die fehlende Notwendigkeit eines gewichtsintensiven Tanks, wie es für die Wasserstoffspeicherung der Fall ist, ist die Relevanz des APU-Wirkungsgrads im Vergleich geringer. Der vom APU-Gewicht bewirkte Mehrverbrauch der Triebwerke hat eine größere Tragweite als der direkte Verbrauch der APU. Für die mittellange Strecke empfiehlt sich entsprechend für alle Szenarien bezüglich Bipolarplattenmaterial und Kennlinie die Leistungsdichtevariante ohne Druckbeaufschlagung. Bei der Langstrecke ist das APU-Gewicht von größerer Bedeutung für die Verbrauchsbilanz, sodass sich ein durch Druckbetrieb bewirkter Verbrauchsvorteil eher erzielen lässt als bei der Mittelstreckenmission. Zum einen reduziert sich durch die kürzeren Bodenbetriebsphasen der energetische Aufwand für die Luftverdichtung, zum anderen wirken sich Gewichtsreduktionen stärker auf den Triebwerksverbrauch aus. Zumindest im „Worst case“-Szenario mit graphitischen Bipolarplatten und realer Kennlinie ist der Einsatz der Kompressor/Expander-Einheit daher für die Langstreckenmission zweckmäßig. Anders verhält sich die Frage des Betriebsdrucks bei holzbasiertem BtL-Kerosin. Hier ist die Integration einer Kompressor/Expander-Einheit deutlich attraktiver. Durch das geringere Treibhausgaspotential des BtL wirkt sich der Mehrverbrauch der APU weit weniger negativ auf die Emissionsbilanz aus als es bei fossilem Kerosin der Fall ist. Nur beim idealen Szenario mit metallischen Bipolarplatten und optimierter Kennlinie ist druckloser Betrieb auf beiden Flugmissionen die bessere Alternative zum Betrieb bei 2 bar. Die hierdurch gewonnene Brennstoffeinsparung der APU wiegt in diesem Fall den Gewichtszuwachs der APU auf.

- Mit welchen Systemkonfigurationen hinsichtlich Druckniveau und Stackkonzept ist bei den Flugzeugvarianten „BZ“ der geringste Primärenergiebedarf zu erwarten?

Bei der Flugzeugvariante BZ-I mit regenerativ erzeugtem Wasserstoff als APU-Brennstoff ist eine Minimierung der Treibhausgasemissionen (s. oben) gleichbedeutend mit der Minimierung des fossilen Anteils am Primärenergiebedarf. Der Wasserstoffverbrauch trägt indirekt über das Systemgewicht zum fossilen Primärenergiebedarf bei, ist aber keine direkte Einflussgröße. Wird indessen der gesamte Primärenergiebedarf bewertet, hat der Wasserstoffverbrauch zwangsläufig eine höhere Gewichtung. Das verbrauchsärmere Wirkungsgradkonzept gewinnt nun auch bei hoher Tankenergiedichte an Attraktivität und ist in Verbindung mit 2 bar Betriebsdruck die zumeist beste Systemkonfiguration. Nur beim pessimistischsten Brennstoffzellenszenario in Kombination mit der optimierten Tankenergiedichte ist die Leistungsdichtevariante nach wie vor die energietechnisch günstigere Alternative.

Die Antwort für die Flugzeugvariante BZ-II mit reformatbetriebener APU weicht deutlich ab. Im Fall von fossilem Kerosin als APU-Brennstoff sind die Systemkonfigurationen mit dem geringsten Primärenergiebedarf zwangsläufig auch die Systemkonfigurationen mit den geringsten Treibhausgasemissionen (siehe oben). Für den Einsatz von BtL als APU-Brennstoff gelten wiederum die gleichen Systemempfehlungen wie für fossiles Kerosin, da für die gewählte BtL-Herstellungsrouten ein nahezu identisch hoher kumulierter Energieaufwand angenommen wurde.

- Inwieweit hängt die beste HT-PEFC-Systemkonfiguration hinsichtlich Primärenergie-/Treibhausgasbilanz von der gewählten Flugmission ab?

Auf der Mittelstreckenmission mit drei Einzelflügen ist der Triebwerksverbrauch insgesamt niedriger und der APU-Verbrauch höher als auf der Langstreckenmission. Der direkte APU-Verbrauch hat daher auf der Mittelstreckenmission einen größeren Einfluss auf die Gesamtbilanz. Bei Wasserstoffbetrieb ist der direkte Beitrag zur Energie- und Emissionsbilanz allerdings von untergeordneter Bedeutung. Der indirekt über das Gewicht von APU und Tank bestehende Einfluss auf den Triebwerksverbrauch ist ausschlaggebend und die günstigste Systemkonfiguration daher für beide betrachteten Flugmissionen identisch.

Bei der reformatbetriebenen APU stellt sich die Situation anders dar, da der direkte APU-Verbrauch durch das geringere Flugzeuggewicht und den niedrigeren Triebwerksverbrauch von höherer Relevanz für die Gesamtbilanz ist. Bei fossilem Kerosin als Brennstoff gibt es daher eine Abweichung beim „Worst case“-Szenario mit graphitischer Bipolarplatte und realer Kennlinie. Im genannten Fall ist auf der Mittelstreckenmission, im Gegensatz zur Langstreckenmission, Druckbeaufschlagung nicht von Vorteil. Die Wirkungsgradverbesserung der APU durch drucklosen Betrieb ist in diesem Szenario wirkungsvoller als die bei Druckbetrieb erzielte Gewichtersparnis.

- Wie konkurrenzfähig sind die Flugzeugvarianten „BZ“ hinsichtlich Primärenergiebedarf und Treibhausgasemissionen?

Auf der Langstrecke sind die Primärenergiebedarfswerte der Flugzeugvarianten „Basis“ und „Referenz“ allenfalls mit System I, das heißt wasserstoffbetriebener Brennstoffzellen-APU, erzielbar. Voraussetzung hierfür ist der angenommene Idealfall bezüglich Wasserstoffherstellungsweg, Brennstoffzellenperformance, APU-Gewicht und Tankenergiedichte. Auf der Mittelstreckenmission hingegen lässt sich eine Konkurrenzfähigkeit der Varianten „BZ“ eindeutig leichter erzielen. Grund ist die geringe Stromerzeugungseffizienz der konventionellen Gasturbinen-APU, welche bei Flugmissionen mit hohem zeitlichen Anteil an Bodenbetriebsphasen noch stärker ins Gewicht fällt. Auf der Mittelstreckenmission kann daher auch die Variante BZ-II mit reformatbetriebener Brennstoffzellen-APU knapp mit der Referenzvariante konkurrieren, insofern metallische Bipolarplatten und eine optimierte Kennlinie angenommen werden. Ob das Reformat aus fossilem Kerosin oder synthetischem BtL-Kerosin erzeugt wird, ist dabei irrelevant.

Im Gegensatz zum Kriterium Primärenergiebedarf lässt sich die günstigste Treibhausgasbilanz nicht mit der Wasserstoffvariante BZ-I, sondern mit der Reformatvariante BZ-II erreichen. Unbedingte und einzige Voraussetzung ist der Einsatz von holzbasiertem BtL-Kerosin anstelle von fossilem Kerosin. Ist diese Bedingung erfüllt, kann die Brennstoffzellen-APU auch mit graphitischen Bipolarplatten und nichtoptimierter Kennlinie mit der Gasturbine der Basisvariante konkurrieren. Bei wasserstoffbetriebener HT-PEFC-APU ist eine Konkurrenzfähigkeit gegenüber der Basisvariante hingegen nur dann gegeben, wenn vom optimistischeren Szenario der Tankenergiedichte ausgegangen wird. Sofern dies der Fall ist, gilt die Wettbewerbsfähigkeit allerdings auch hier für alle betrachteten Szenarien hinsichtlich Bipolarplattenmaterial und Kennlinie.

- Kann die Primärenergie- / Treibhausgasbilanz durch Nutzung von BtL-Kerosin anstelle von fossilem Kerosin als Brennstoff für die HT-PEFC-APU verbessert werden? Falls ja, wieviel?

Der kumulierte Energieaufwand für die BtL-Herstellung über Holzvergasung mit anschließender Fischer-Tropsch-Synthese ist vergleichbar hoch wie für fossiles Kerosin. Allerdings werden bei dem genannten Herstellungspfad fossile Ressourcen geschont, da die benötigte Primärenergie zu 94 % aus regenerativen Quellen stammt. Die hierdurch bewirkte Treibhausgaseinsparung gegenüber der Flugzeugvariante BZ-II mit HC-Kerosin als APU-Brennstoff liegt bei durchschnittlich 3 % auf der Langstrecke und 4 % auf der Mittelstreckenmission. Aufgrund des optimistischen BtL-Szenarios beschreiben diese Zahlen den möglichen Bestfall. Für alternative BtL-Herstellungsrouten mit größerem fossilen Ressourcenbedarf muss der erzielte Wert der Emissionseinsparung nach unten korrigiert werden.

- Ist zur Optimierung der Primärenergie-/ Treibhausgasbilanz Wasserstoff oder Kerosinreformat als APU-Brennstoff vorzuziehen?

Bei den hier untersuchten Szenarien hat die Wasserstoffvariante im günstigen Fall das gleiche Potential zur Emissionsminderung wie die günstigste Reformatvariante mit holz-basiertem BtL. Hinsichtlich des Primärenergieaufwands schneidet die Wasserstoffvariante im günstigsten Szenario sogar am besten von allen untersuchten Alternativen ab. Die hinter diesem Ergebnis stehenden Annahmen sind allerdings sehr ehrgeizig und schwierig zu realisieren. Zum einen ist der vollständig regenerative Herstellungsweg über Windenergie ein eher theoretisches Idealszenario (s. Kapitel 3.1.3), dessen Umweltbilanz bei tatsächlicher Realisierung weniger positiv ausfallen dürfte. Doch auch wenn nachhaltig produzierter Wasserstoff in ausreichenden Mengen und an genügend Distributionsstellen zur Verfügung stände, bleibt die Herausforderung einer effizienten Speichertechnologie. Eine Tankenergiedichte von 2 kWh/kg als Stand der Technik ist für die hier untersuchten Flugmissionen nicht ausreichend für einen wirtschaftlichen Lufttransport von rund einer halben Tonne Wasserstoff. Unberücksichtigt davon erfordert die Unterbringung eines Wasserstofftanks für die genannte Wasserstoffmenge ein konstruktives Eingreifen in die Flugzeugstruktur.

Die genannten Nachteile entfallen bei Einsatz eines reformatbetriebenen HT-PEFC-Systems. Die primären Herausforderungen bei der Nutzung von Reformat liegen vor allem in der Kennlinienverbesserung und der Konstruktion eines zuverlässig funktionierenden und langlebigen Brenngaserzeugungssystems bei vertretbarem Gesamtgewicht der APU. Eine der Voraussetzungen für die geforderte APU-Leistung und -Lebensdauer ist eine ausreichend hohe Qualität des bereitgestellten Kerosins. Mit der Wahl von fossilem HC-Kerosin und BtL-Kerosin als Brennstoffoptionen wird von Schwefelfreiheit und dem möglichen Verzicht einer zusätzlichen Entschwefelungseinheit ausgegangen. Mit dieser Annahme im Hintergrund konnten in den untersuchten Mittelstreckenszenarien sogar mit fossilem Kerosin vorzeigbare Ergebnisse erzielt werden. Durch Nutzung von BtL-Kerosin kann das Resultat weiter verbessert werden, insofern der Anspruch einer nachhaltigen Herstellung ohne Konkurrenz zur Nahrungsmittelproduktion erfüllt wird. Der angenommene Herstellungsweg über Holzvergasung ist großtechnisch noch nicht ausgereift und daher zumindest zum heutigen Zeitpunkt eher theoretischer Natur. Das Verfahren zur Herstellung der BtL-Alternative HEFA-Kerosin, siehe Kapitel 3.1.2.2, ist großtechnisch realisiert, allerdings mit Palmöl als primärer Rohstoffbasis. Insgesamt beinhaltet biogenes Kerosin dennoch ein enormes Entwicklungspotential, da die Rohstoffbasis in Zukunft auf nachhaltig erzeugte Ressourcen wie Jatropha oder Algen sowie Altfette erweitert werden kann.

Als Antwort auf die obige Fragestellung lässt sich zusammenfassen, dass Wasserstoff und Reformat im jeweils günstigsten Szenario zwar ein identisch hohes Potential zur Emissionsminderung und Energieeinsparung aufweisen, die technischen Hürden für eine Realisierung bei der Reformatvariante allerdings um ein Vielfaches niedriger sind. Zur Etablierung der Brennstoffzellentechnologie ist für das simulierte Verkehrsflugzeug daher eher ein reformatbetriebenes System zu empfehlen.

- Für welche der Flugmissionen bietet der Einsatz eines HT-PEFC-Systems eher Vorteile bezüglich der Primärenergie- / Treibhausgasbilanz?

Unabhängig vom verwendeten Brennstoff ist in allen Szenarien der Wirkungsgrad des HT-PEFC-Systems höher als der mit 15 % angesetzte Wirkungsgrad der Alternativtechnologie Gasturbinen-APU. Selbst bei Reformatbetrieb werden am Boden Systemwirkungsgrade von über 20 % erzielt. Während des Fluges ist die triebwerksgebundene Bordstromerzeugung mit einem Wirkungsgrad von 40 % hingegen effizienter als die Stromerzeugung mit der HT-PEFC-Technologie. Ein möglichst hoher Anteil an Bodenbetriebsphasen im Operationszyklus des Flugzeugs wirkt sich daher positiv auf das mögliche Einsparungspotential durch die Brennstoffzellen-APU aus. Während auf der Mittelstreckenmission im günstigsten Szenario sogar 4 % Treibhausgase eingespart werden können, so reduziert sich das mögliche Maximum auf 2 % auf der Langstrecke.

- Wie unterscheidet sich die Tankinertisierungsdauer der Systeme BZ-I und BZ-II?

Beim wasserstoffbetriebenen System BZ-I ist die Inertisierungsdauer mit maximal 6,5 Minuten auf der Langstrecke und 13 Minuten auf der Mittelstrecke deutlich kürzer als beim reformatbetriebenen System BZ-II. Dort werden bis zu 26 Minuten auf der Langstrecke und 66 Minuten auf der Mittelstrecke benötigt, um den Sauerstoffgehalt auf die erforderlichen 12 % abzusenken. Grund ist das vielfach geringere Abgasvolumen, da das Inertgas im Gegensatz zu System BZ-I ausschließlich aus der Kathodenabluft besteht. Das Abgas des Katalytbrenners wird aufgrund des hohen Anteils an CO_2 , welches problematisch für das Kraftstoffsystem sein könnte, nicht verwendet. Auf der Mittelstrecke ist daher zur Verkürzung gegebenenfalls ein zusätzliches Tankinertisierungssystem notwendig.

6 Zusammenfassung und Ausblick

Das mit 5 % prognostizierte Jahreswachstum des globalen Luftverkehrs ist hinsichtlich Klima- und Umweltschutz sowie Öressourcenendlichkeit mit großen technologischen Herausforderungen verbunden. Der jährliche Kerosinverbrauch von derzeit ca. 140 Mio. Tonnen im internationalen Flugverkehr wird sich bis zum Jahr 2040 voraussichtlich verdrei- bis vervierfachen. In der Höhe ausgestoßen beeinflussen die bei der Kerosinverbrennung entstehenden Triebwerksemissionen die atmosphärische Zusammensetzung und provozieren so langfristig Klimaschäden. Zwar konnten der Triebwerksverbrauch und die damit einhergehenden CO₂-Emissionen in der Vergangenheit drastisch reduziert werden, allerdings führte dies zu einem problematischen Anstieg des Stickoxidausstoßes. Um die für Flugzeuge zulassungsrelevanten Emissionsgrenzwerte auch in Zukunft einhalten zu können, sind Triebwerkshersteller und Flugzeugbauer zur Beschreitung neuer technologischer Wege gezwungen. Entwicklungstreiber sind aber nicht nur die zunehmend restriktiven Umweltauflagen und freiwillig gesetzte Emissionsziele der Luftfahrtindustrie, sondern auch ökonomische Interessen. Die Fluggesellschaften unterliegen je nach Ölpreislevel einem bisweilen massiven Kostendruck. Auf lange Sicht wird die Ressource Rohöl zudem erschöpft sein und nicht mehr als Treibstofflieferant zur Verfügung stehen. Von den im Luftfahrtsektor vorangetriebenen Maßnahmen zur Senkung des Kerosinverbrauchs bietet der technologische Fortschritt das bei weitem größte Potential. Er stellt folglich die wichtigste von vier strategischen Säulen dar, die im Jahr 2009 von der internationalen Luftverkehrsorganisation IATA beschlossen worden sind. Das ambitionierte Strategieziel ist die schrittweise Emissionsreduzierung bis zur Realisierung eines vollkommen emissionsfreien Verkehrsflugzeugs binnen 50 Jahren. Der seitens der Luftfahrtindustrie unterstützte Maßnahmenkatalog enthält unter anderem die Implementierung von

- „**More Electric Aircraft**“-Architekturen, deren Entwicklung bereits während der Ölkrise in den 1970er Jahren angestoßen wurde und die eine zunehmende Elektrifizierung der aktuell pneumatischen und hydraulischen Sekundärenergiesysteme bedeuten. Erhoffte Vorteile einer zukünftig rein elektrischen Bordenergieversorgung sind vor allem ein reduzierter Gesamtsekundärenergiebedarf, eine geringere Systemkomplexität und ein größeres Optimierungspotential. Als Resultat sollen Systemzuverlässigkeit, Sicherheit und Treibstoffbedarf des Flugzeugs sinken.
- **Brennstoffzellen-APUs** zur Deckung des wachsenden Strombedarfs in More-Electric-Aircrafts. Die Brennstoffzellentechnologie punktet gegenüber der konventionellen Gasturbinen-APU vor allem mit einem signifikant höheren Wirkungsgrad, der Nichtproduktion von schädlichen NO_x-Emissionen und mit praktischer Multifunktionalität. Hervorzuheben ist hier die mögliche Nutzung des Reaktionsproduktes Wasser zur teil- oder vollautarken Frischwasserversorgung des Flugzeugs. Die Herabsetzung der erforderlichen Wassermittnahmemenge ist insbesondere in Regionen mit nur milderer Trinkwasserqualität hilfreich und leistet ebenfalls einen Beitrag zu einem geringeren Triebwerksverbrauch. Dieser korreliert mit dem Flugzeuggewicht, woraus sich für Flugzeugsysteme grundsätzlich höhere Anforderungen an das leistungsspezifische Gewicht bzw. die Leistungsdichte ergeben als es bei stationären Anwendungen der Fall ist.

- nachhaltig erzeugten „**Drop in**“-Treibstoffen in der mittel- bis langfristigen Zukunft. Kerosin aus hydrierten Pflanzenölen und tierischen Fetten, sogenanntes „HEFA-Kerosin“, und synthetisiertes Fischer-Tropsch-Kerosin („XtL“) wie z.B. biogenes **BtL** („Biomass to Liquid“) sind in den internationalen Kerosinspezifikationen ASTM D1655 und DS 91-91 bereits aufgenommen und dürfen zu 50 % beigemischt werden.

Die vorliegende Dissertationsarbeit mit dem Titel „Reformierung von BtL-Kraftstoffen für die HT-PEFC in luftfahrttechnischen Systemen“ knüpft hier thematisch an. **Übergeordnetes Ziel dieser Arbeit** war eine Einschätzung über das technische Konkurrenzpotential von Brennstoffzellensystemen des Typs Hochtemperatur-Polymerelektrolyt-Brennstoffzelle im Anwendungsfall Flugzeug-APU. Die Bereitstellungsart des für den Brennstoffzellenbetrieb erforderlichen Wasserstoffs spielt für die zu bewertende APU-Bilanz eine zentrale Rolle und ist insbesondere in der Luftfahrtanwendung eine Herausforderung. Abgesehen von der Frage der Rohstoffbasis, fossil oder erneuerbar, bestehen alternative Wege der Wasserstoffbereitstellung:

- **Wasserstoffmitnahme** in einem separaten Wasserstofftank: Wasserstoffspeicherung bei tolerierbarer Energiedichte stellt nach heutigem Stand keine einfach zu realisierende Aufgabe dar. Für die Integration in ein Flugzeug liegt die Hürde mit Blick auf das zu limitierende Systemgewicht besonders hoch. Darüber hinaus erfordert die Integration eines Tanks mit über 6 m³ Volumen das Eingreifen in die Flugzeugarchitektur.
- **On-board-Erzeugung** des Wasserstoffs per Kerosinreformierung: Die Möglichkeit der Herstellung von Wasserstoff aus einem ohnehin vorhandenen Flüssigenergieträger ist eine interessante Alternative zur Wasserstoffmitnahme. Als Reformierungsverfahren bietet sich für mobile Anwendungen insbesondere die „**Autotherme Reformierung**“ an, da diese einen Kompromiss zwischen Systemkompaktheit, dynamischem Verhalten und Wirkungsgrad erlaubt. Dies gilt insbesondere in Kombination mit dem neuartigen Brennstoffzellentyp HT-PEFC. Eine der Vorteile der HT-PEFC gegenüber der langjährig entwickelten Nieder-temperaturvariante PEFC ist die vergleichsweise hohe CO-Toleranz, durch die eine aufwändige CO-Feinreinigung entfällt und die Gasaufbereitung vereinfacht wird. Ist schwefel- armer Kraftstoff für die Brenngaserzeugung vorgesehen, kann zudem auf eine vorausgehende Entschwefelungseinheit verzichtet werden.

Die relevanten Grundlagen zu den verschiedenen Kernthemen der Arbeit, das heißt „Alternative Luftfahrttechnologien“, „Flugzeugtreibstoffe“, „Bordenergieversorgung in Verkehrsflugzeugen“, „Brennstoffzellen“, Wasserstoffbereitstellung“ und „Dynamische Flugzeugsimulation“, sind in den Kapiteln 2 und 3 beschrieben. Die auf den genannten Themen aufbauenden Kapitel 4 und 5 bilden den Hauptteil der Arbeit:

- Kapitel 4 beschreibt **Experimente** zur Brenngaserzeugung für mobile Brennstoffzellensysteme des Typs HT-PEFC. Über verschiedene Reformierungsversuche mit fossilem und mit synthetisiertem XtL-Kerosin werden hier der aktuelle Entwicklungsstand der „autothermen Reformierung“ (ATR) aufgezeigt und praktische Erkenntnisse für die weitere Entwicklungsarbeit gewonnen.
- Unter Verwendung der experimentellen Ergebnisse aus dem Vorkapitel stützt sich Kapitel 5 auf **dynamische Simulationen** vollständiger Flugzyklen eines mit HT-PEFC-APU ausgestatteten More-Electric-Aircraft. Mit der Energie- und der CO₂-Bilanz als Bewertungskriterien werden verschiedene Zukunftsszenarien verglichen. Als Referenz dient ein More-Electric-Aircraft mit konventioneller Gasturbinen-APU.

Für die experimentellen Reformierungsversuche wurden zwei autotherme Reformer einer identischen IEK3-Baureihe verwendet:

- ATR-9.1: 20 kW_{th}
- ATR-9.2: 28 kW_{th}

Beide Modelle zeichnen sich durch ein neu entwickeltes Mischkammerdesign aus, welches durch Begünstigung leicht exothermer Vorreaktionen die Gemischhomogenisierung und den Reaktantenumsatz verbessern soll. Als Brennstoff für die Versuche wurden folgende Kerosinsorten eingesetzt:

- Mineralölbasiertes Hydrocracker-Kerosin (HC-Kerosin) mit einem Siedebereich von ca. 150-200 °C und einer Dichte von ca. 737 kg/m³.
- Aus Erdgas synthetisiertes XtL-Kerosin (Gas-to-Liquid, kurz GtL) mit einem Siedebereich von ca. 180-200 °C und einer Dichte von ca. 790-810 kg/m³. Es handelt sich bei diesem Brennstoff um ein reines Alkangemisch.

Die Versuche erfolgten nach vollfaktoriellen Versuchsplänen mit drei Versuchsvariablen, siehe **Tabelle 6-1**. Darüber hinaus wurden mit dem ATR-9.2 ein Lastwechselversuch mit 38 Lastzyklen sowie ein 5000 Stunden andauernder Langzeitversuch durchgeführt.

Tabelle 6-1: Versuchsparameter und Faktorstufen

Nr.	Faktor Bezeichnung		Faktorstufe		
			Unten (-1)	Oben (+1)	Zentralpunkt (0)
1	O ₂ /C-Verhältnis		0,43	0,47	0,45
2	H ₂ O/C-Verhältnis		1,7	1,9	1,8
3	Kerosinmassenstrom	ATR-9.1	1215 g/h (60 %)	2025 g/h (100 %)	1620 g/h (80 %)
		ATR-9.2	1620 g/h (60 %)	2700 g/h (100 %)	2160 g/h (80 %)

Als wesentliche **Ergebnisse der Reformierungsversuche** können festgehalten werden:

- **GtL-Kerosin lässt sich leichter reformieren als HC-Kerosin.** Bei identischer Verweilzeit befand sich die am Reformeraustritt gemessene Reformatzusammensetzung stets sehr nahe am thermodynamischen Gleichgewicht, während dies bei HC-Kerosin nur oberhalb eines bestimmten Temperaturniveaus der Fall war. Im Vergleich zu HC enthält das rein alkanische GtL keine stabilen aromatischen Verbindungen, was eine verbesserte Reaktionsrate und schnellere Erreichung des thermodynamischen Gleichgewichts bewirkte.
- **Wärmeverluste im Reformer wirken sich bei GtL-Kerosin stärker aus als bei HC-Kerosin.** Grund ist die geringere spezifische Wärmekapazität des GtL gegenüber der des HC-Kerosins. Auftretende Wärmeverluste resultierten in den Versuchen folglich in einer stärkeren Temperaturabsenkung im Reformer, wodurch sich das thermodynamische Gleichgewicht in Richtung einer höheren Methankonzentration verschob. Da die Gleichgewichtszusammensetzung im Fall von GtL-Kerosin im ATR-9.1 erreicht wurde, lag die Methankonzentration am Reformeraustritt um bis zu dreifach höher als bei HC-Reformat. Eine hohe Methankonzentration im Reformat ist gleichbedeutend mit einem verminderten Reformierwirkungsgrad, da Methan in der HT-PEFC nicht energetisch verwertet wird.

- **Unter bestimmten Voraussetzungen treten in der Reformermischkammer Vorreaktionen auf.** Bei der Reformierung von GtL-Kerosin im Reformer ATR-9.2 ließen die Temperaturmesswerte auf exotherme Niedertemperaturoxidationen schließen. Die Ausprägung der Vorreaktionen war am größten bei hohem O_2/C -Verhältnis sowie bei geringer Last, das heißt, das Auftreten von Vorreaktionen ist bis zu einem gewissen Grad steuerbar. Im kleiner dimensionierten ATR-9.1 hingegen waren trotz identischer Betriebsparameter weder mit GtL- noch mit HC-Kerosin Anzeichen für Vorreaktionen erkennbar. Dies weist auf einen Einfluss der konstruktiven Unterschiede zwischen den beiden Reformern hin. Ob allerdings die unterschiedlichen Baugrößen oder das geringfügig abweichende Mischkammerdesign maßgeblich für das Auftreten der Vorreaktionen war, ist aus den Versuchen nicht ersichtlich. Ebenso ist anhand der durchgeführten Versuche nicht bekannt, ob auch mit HC-Kerosin Vorreaktionen im ATR-9.2 erzielt werden können.
- **Exotherme Vorreaktionen in der Mischkammer mindern die thermische Belastung für den Reformerkatalysator.** Exotherme Vorreaktionen äußerten sich in den Versuchen mit dem ATR-9.2 durch einen Temperaturanstieg von bis zu 100 K in der Mischkammer und gleichzeitiger Temperaturreduktion in der vorderen Katalysatorzone. Für die Langlebigkeit des keramischen Monolithen ist ein geringes Temperaturniveau von Vorteil, da irreversible Sintervorgänge vermindert werden.
- **Exotherme Vorreaktionen in der Mischkammer tragen möglicherweise zur Gemischhomogenisierung bei.** In den Reformierungsversuchen mit GtL-Kerosin im ATR-9.2 war ein näherungsweise linearer Zusammenhang zwischen dem Produktvolumenstrom bzw. der Last und der Menge an nicht umgesetzten Kohlenwasserstoffen vorhanden. Da die Mischkammertemperatur negativ zu beiden korrelierte, ist nicht auszuschließen, dass der bessere Umsatz bei geringer Last bzw. bei langer Verweildauer zumindest teilweise auf das stärkere Ausmaß an Vorreaktionen zurückzuführen ist.
- **Für die Reformierung von GtL-Kerosin mit den Reformern ATR -9.1 und ATR-9.2 ist ein O_2/C -Verhältnis von 0,47 geeignet.** Bei den Reformierungsversuchen von GtL-Kerosin im ATR-9.1 war ein nicht zu gering gewähltes O_2/C -Verhältnis notwendig, um einem wärmeverlustbedingten Temperaturabfall und damit einer verstärkten Methanisierung von Wasserstoff entgegenzuwirken. Im ATR-9.2 wurde durch Erhöhung des O_2/C -Werts von 0,43 auf 0,47 nicht nur das Temperaturniveau angehoben, sondern zusätzlich die exothermen Vorreaktionen in der Mischkammer verstärkt.
- **Die Reformierung von GtL-Kerosin im Reformer ATR-9.2 ist auch im dynamischen Betrieb stabil möglich.** Nach 38 Lastzyklen über 70 Stunden bei $O_2/C=0,47$ und $H_2O/C=1,9$ lag der Umsatz beim Lastwechselversuch mit GtL-Kerosin immer noch bei 99,99 %. Die Lastwechsel erfolgten zügig und in einem Lastbereich von 60 % bis 100 %. Es gab Indizien für eine Verschiebung der POX-Reaktionszone in Strömungsrichtung, welches mit einer nachlassenden Katalysatoraktivität in diesem Bereich erklärt werden kann. Auf die Zusammensetzung des Reformats hatte dies aber keinen erkennbaren Einfluss, sodass davon ausgegangen werden kann, dass mit dem Reformersdesign eine noch höhere Anzahl von Lastzyklen möglich ist.

- **Die Reformierung von GtL-Kerosin im Reformer ATR-9.2 ist auch im stationären Dauerbetrieb stabil möglich.** Auch nach 5000 Stunden Dauerbetrieb mit $O_2/C=0,47$, $H_2O/C=1,9$ und Volllast lag der Umsatz des Reformers noch bei über 99,995 %. Im Laufe dieser Reformierungsdauer wurden zunehmend höherwertige Kohlenwasserstoffe gemessen, die auf eine abnehmende Aktivität des Katalysators hinweisen. Ein länger andauernder Betrieb ist angesichts der geringfügigen Leistungseinbußen aber als unproblematisch einzuschätzen.

Fazit: Die autotherme Reformierung stellt angesichts der Versuchsergebnisse einen vielversprechenden Weg dar, um langfristig mobile Brennstoffzellensysteme mit Wasserstoff effizient versorgen zu können. Die Verfügbarkeit von XtL-Kerosin als Kraftstoff kann hierfür ein notwendiges Kriterium sein, insbesondere zur Erzielung ausreichend hoher Umsätze bei deutlich größeren Reformerkapazitäten. Um die Herausforderung zukünftiger Reformer-Scale-ups hinsichtlich Wärmemanagement, Strömungsverhalten und Lebensdauer zu meistern, können zudem Niedertemperaturoxidationen eine wichtige Rolle spielen. Voraussetzung für deren positiven Einfluss auf Gemischhomogenität und Katalysatorlebensdauer ist eine stabile, dauerhafte und kontrollierbare Reaktionsausprägung.

Interessante Fragestellungen für **zukünftige Versuche** sind:

- Wie stabil sind die exothermen Vorreaktionen bei verschiedenen Betriebsbedingungen?
- Haben exotherme Vorreaktionen einen signifikanten Einfluss auf die Gemischqualität?
- Wie sieht das Reformierungsverhalten des ATR-9.2 mit HC-Kerosin aus?
- Wieviel Lastzyklen sind möglich, bis eine signifikante Abnahme des Kerosinumsatzes eintritt?
- Wie hoch ist die maximale Lebensdauer des Reformers im stationären und im dynamischen Betrieb?
- Wie kann eine reversible Katalysatordeaktivierung rückgängig gemacht werden?
- Ist es möglich, die Methankonzentration im Reformat durch entsprechendes Wärmemanagement oder mit Hilfe eines modifizierten Katalysators zu reduzieren?
- Hat der Neigungswinkel eines Flugzeugs Einfluss auf die Reformierung?

Der **Simulationsteil** dieser Arbeit zielte weniger auf den aktuellen Entwicklungsstand der HT-PEFC-Technologie als vielmehr auf das mögliche Konkurrenzpotential eines technisch ausgereiften Systems für den Einsatz als Flugzeug-APU. Als wesentliche Bewertungskriterien wurden entsprechend der Primärenergiebedarf und die Menge an emittierten Treibhausgasemissionen gewählt. Zwar sind zum Thema „Brennstoffzellen-APU in Verkehrsflugzeugen“ bereits zahlreiche Studien veröffentlicht worden, allerdings ohne detaillierte Berücksichtigung der wechselseitigen Einflüsse von Flugzeug und APU auf die Gesamtstoffstrombilanz. Der Triebwerksverbrauch steht jedoch in direkter Abhängigkeit zum Gesamtgewicht des Flugzeugs und stellt diesbezüglich stringente Anforderungen an die APU. Diese übt je nach Leistungsdichte und Wirkungsgrad einen mehr oder weniger großen Einfluss sowohl auf das Leergewicht als

auch auf die instationären Massen Kerosin, Wasser und APU-Brennstoff aus. Die Stromerzeugungsleistung der APU und damit deren Brennstoffverbrauch und Nebenprodukterzeugung werden im Gegenzug über den Bordenergiebedarf und über die bestehenden Umgebungsbedingungen bestimmt. Für die technologische Beurteilung der Brennstoffzellentechnologie war es folglich zweckmäßig, die Stoffstrombilanzierung nicht auf die APU zu beschränken, sondern die Betrachtung auf das Gesamtsystem Flugzeug auszuweiten. Die dynamische Simulation vollständiger Flugmissionen ermöglichte dabei eine adäquate Erfassung der bestehenden Wechselwirkungen entlang der Zeitachse. In verschiedenen Szenarien folgten die Simulationen den dynamischen Profilen mehrerer zeitabhängiger Eingangsgrößen. Als Resultat ließen sich der Einfluss verschiedener Auslegungs- und Betriebsparameter, Brennstofftypen sowie Flugmissionen auf die betrachteten Zielgrößen quantifizieren. Die wichtigsten Eckdaten des Simulationsmodells sind stichpunktartig in **Tabelle 6-2** zusammengefasst. Die verschiedenen Flugzeug- und APU-Szenarien sind in **Tabelle 6-3** gegenübergestellt.

Das zur Stoffstrombilanzierung entwickelte dynamische Modell wurde mit der Simulationssoftware Matlab Simulink erstellt und unterscheidet zwei Betrachtungsebenen:

- **„Flugzeugsystemebene“**: Bilanzierung aller antriebsunabhängigen Energie- und Massenströme an Bord, welche die Sekundärenergieversorgung, die Klimaanlage und das Wasserversorgungssystem betreffen
- **„Triebwerkebene“**: Flugmechanische Berechnung des Schubs und Bilanzierung des Triebwerkverbrauchs

Abbildung 6-1 erläutert schematisch das Zusammenspiel beider Simulationsebenen:

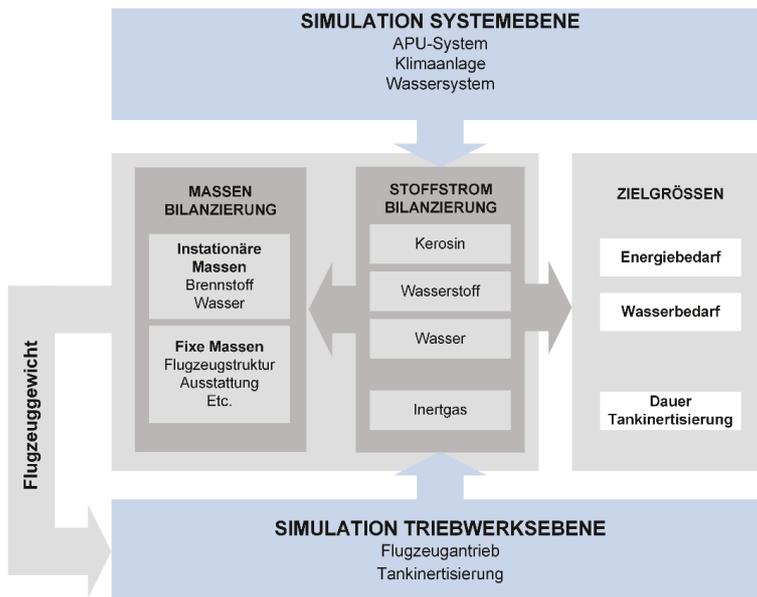


Abbildung 6-1: Schematischer Überblick über das Simulationsmodell

Tabelle 6-2: Überblick über das Simulationsmodell

Variante	Merkmal
Flugzeug	<ul style="list-style-type: none"> - More Electric Aircraft auf Basis der Boeing 787-8 - Mittel- bis Langstreckenreichweite - Max. Leertankgewicht: 156.489 kg - 242 Passagiere
Flugzeug-konfigurationen	<ul style="list-style-type: none"> - „Basis“: <ul style="list-style-type: none"> • Konventionelle Gasturbinen-APU ($\eta=15\%$) • Bordstromversorgung im Flug: Hauptgeneratoren ($\eta=40\%$) • Tankinertisierung mit Luftzerlegungsanlage - „Referenz“: <ul style="list-style-type: none"> • Konventionelle Gasturbinen-APU ($\eta=15\%$) • Bordstromversorgung im Flug: Hauptgeneratoren ($\eta=40\%$) • Erhöhter Komfort durch Luftbefeuchtung / Verbesserte Umwelteigenschaften <ul style="list-style-type: none"> - Kabinenluftbefeuchtung auf 25 % relative Luftfeuchte - Duschen - Optional: NO_x-Reduktion durch Wassereinspritzung • Tankinertisierung mit Luftzerlegungsanlage - „Brennstoffzelle“ (BZ): <ul style="list-style-type: none"> • Brennstoffzellen-APU statt Gasturbinen-APU • Bordstromversorgung im Flug: Hauptgeneratoren + APU • Erhöhter Komfort / Verbesserte Umwelteigenschaften (s. o.) • Tankinertisierung mit Brennstoffzellenabgasen
Dynamische Profile	<ul style="list-style-type: none"> - Flughöhe und Fluggeschwindigkeit - Sekundärenergiebedarf - Wasserbedarf an Bord - Umgebungsbedingungen (Temperatur, Druck, Luftfeuchtigkeit)
Bilanzierte Stoffströme	<ul style="list-style-type: none"> - APU-Brennstoff - Kerosin für die Schuberzeugung - Wasser - APU-Abluft
Zielgrößen/ Bewertungskriterien	<ul style="list-style-type: none"> - Primärenergiebedarf und Treibhausgasemissionen des Flugzeugs - Dauer zur Erstinertisierung der Kerosintanks mit APU-Abluft - Wasserbilanz (Frischwasser vs. gewonnenes Kondensat)

Tabelle 6-3: Simulationsszenarien

Variable	Szenarien	
Flugmission	Langstrecke Frankfurt-Singapur (5549 km)	vs. 3 x Mittelstrecke Frankfurt-Kairo (2920 km)
APU-Brennstoff	Wasserstoff (Variante „BZ-I“): <ul style="list-style-type: none"> regenerativer Herstellungspfad KEA: 0,91 MJ/MJ H₂ THG: 2,7 g CO₂-Äquiv./MJ H₂ 	vs. Kerosinreformat (Variante „BZ-II“): <ul style="list-style-type: none"> Fossiles HC-Kerosin KEA: 0,2 MJ/MJ_{Kerosin} THG: 88,6 g CO₂-Äquiv./MJ (inkl. Nutzung) Holzbasierendes BtL-Kerosin KEA: 1,2 MJ/MJ_{Kerosin} THG: 7 g CO₂-Äquiv./MJ
HT-PEFC-System	Wasserstoffbetrieb: <ul style="list-style-type: none"> HT-PEFC-Stacks <ul style="list-style-type: none"> insgesamt ~500 kW netto ca. 300 Zellen/Stack Aktive Zellfläche: 350 cm² Katalytbrenner zur Oxidation von Restbrenngas Produktwasserkondensation Nutzung der Abluftströme von der HT-PEFC-Kathodenseite und des Katalytbrenner zur Tankinertisierung 	vs. Reformatbetrieb: <ul style="list-style-type: none"> HT-PEFC-Stacks <ul style="list-style-type: none"> insg. ~ 500 kW netto ca. 300 Zellen/Stack Aktive Zellfläche: 350 cm² Brenngaserzeugungseinheit: <ul style="list-style-type: none"> Autothermer Reformer 2 Wassergas-Shift-Stufen Katalytbrenner zur Oxidation von Restbrenngas Produktwasserkondensation Nutzung der HT-PEFC-Kathodenabluf zur Tankinertisierung
Betriebsdruck des HT-PEFC-Systems	Keine zusätzliche Bedruckung (Kabinendruck, 0,8 bar - 1 bar)	vs. 2 bar Betriebsdruck: <ul style="list-style-type: none"> Kompressor/Expander-Einheit Entspannung auf Umgebungsdruck
Stackauslegungsvariante/ Stackkonzept	Auslegungspunkt bei E _z = 0,55 V („Leistungsdichtevariante“)	vs. Auslegungspunkt bei E _z =0,65 V („Wirkungsgradvariante“)
Austauschstromdichte der Brennstoffzelle	Nicht optimiert: <ul style="list-style-type: none"> Wasserstoff: 0,023 mA/cm² Reformat: 0,019 mA/cm² 	vs. Optimiert (Verbessert um den Faktor 3,5)
Widerstände im Ohmschen Kennlinienbereich	Nicht optimiert: <ul style="list-style-type: none"> Wasserstoff: 2,35 x 10⁻⁴ kΩ*cm² Reformat: 3,27 x 10⁻⁴ kΩ*cm² 	vs. Optimiert (Verbessert um den Faktor 0,85)
Bipolarplattenmaterial	Metallisch <ul style="list-style-type: none"> Gewicht eines 300-zelligen Stacks: 69 kg (drucklos) 	vs. Graphitisch <ul style="list-style-type: none"> Gewicht eines 300-zelligen Stacks: 122 kg (drucklos)
Wasserstofftank	Edelstahl <ul style="list-style-type: none"> 2 kWh/kg 	vs. Komposit <ul style="list-style-type: none"> 5,9 kWh/kg

Die **wichtigsten Kernaussagen**, die aus den Simulationsergebnissen abgeleitet werden können, lauten:

- **Der Frischwasserbedarf eines Verkehrsflugzeugs lässt sich allein über eine Brennstoffzellen-APU decken.** Dies gilt für alle untersuchten Szenarien. Die Kondensatproduktion aus der APU-Abluft lag im Wasserstoffbetrieb mit durchschnittlich 76 cl/kWh um das Vierfache höher als der Bedarf. Im Reformatbetrieb lag die durchschnittliche Frischwasserproduktion mit 30 cl/kWh immerhin noch doppelt so hoch wie der Bedarf.
- **Die APU-Abgase bieten sich gemäß ihrer Zusammensetzung und Menge für die Inertisierung der Kerosintanks an.** Dies galt in den Simulationen insbesondere für die Wasserstoffszenarien mit einer Erstinertisierungsdauer von ~7 min auf der Langstrecke und 13 min auf der mittellangen Strecke. Bei den Reformatszenarien lag die Inertisierungsdauer deutlich höher bei ~26 min auf der Langstrecke und ~66 min auf der mittellangen Strecke. In diesem Fall ist eventuell ein zusätzliches Tankinertisierungssystem erforderlich.
- **Bei wasserstoffbetriebenen HT-PEFC ist Druckbetrieb bei 2 bar vorteilhafter für die Umweltbilanz eines Flugzeugs als druckloser Betrieb.** Vorausgesetzt, dass die APU-Abgase über einen gekoppelten Expander auf den Umgebungsdruck entspannt werden, kann der energetische Aufwand für den Turbokompressor während des Fluges kompensiert werden. Auf der betrachteten Langstrecke, und entsprechend geringerem prozentualen Anteil an Bodenbetrieb, belief sich der durch Druckbetrieb verursachte Mehrverbrauch daher auf nur 1,7 %. Bei der simulierten Mittelstreckenmission erhöhte sich der Mehrverbrauch zwar auf durchschnittlich 4 %, doch auch dieser Wert war gegenüber den druckbedingten Gewichtseinsparungen vernachlässigbar gering. Im Durchschnitt konnte die Anzahl der benötigten HT-PEFC-Stacks durch Druckbetrieb um ca. 50 % reduziert werden. Trotz des geringfügig größer dimensionierten Wasserstofftanks waren daher sowohl Treibhausgasbilanz als auch Primärenergiebilanz des Flugzeugs bei Druckbetrieb besser. Dies gilt sowohl für eine Auslegungsspannung bei 0,55 V als auch bei 0,65 V.
- **Bei reformatbetriebenen HT-PEFC verbessert Druckbeaufschlagung auf 2 bar nicht immer die Umweltbilanz eines Flugzeugs.** Durch das zusätzliche Brenngaserzeugungssystem betrug der durchschnittliche Verbrauchsnachteil der APU in den simulierten Szenarien ca. 15 % gegenüber einem unbedruckten System. Der Mehrverbrauch wurde bei Wahl einer Auslegungsspannung von 0,65 V anstelle von 0,55 V zwar kompensiert, allerdings war dies mit einer deutlichen Zunahme des APU-Gewichts um durchschnittlich ~40 % verbunden. Für den Primärenergiebedarf und die Treibhausgasbilanz des Flugzeugs war daher eine Auslegungsspannung von 0,55 V bei drucklosem Betrieb mehrheitlich am günstigsten. Nur bei langen Flugmissionen oder wenn der APU-Verbrauch mit einem vernachlässigbarem Ausstoß an Treibhausgasemissionen verbunden ist, ist Druckbetrieb in Kombination mit 0,55 V Auslegungsspannung gegebenenfalls die bessere Option.

- **Kennlinienoptimierung, Verschiebung des Auslegungspunkts auf 0,55 V, Druckbeaufschlagung und der Einsatz von metallischen Bipolarplatten lassen zusammen ein Einsparpotential von bis zu ~90 % beim APU-Gewicht erwarten.** Bei 0,65 V Auslegungszellspannung und drucklosem Betrieb lag das APU-Gewicht (inklusive Balance of Plant) in den simulierten Gegenwartsszenarien bei 5841 kg für Wasserstoff und bei 8396 kg für Reformat. Allein durch Verbesserung der Elektrodenaktivität um den Faktor 3,5 konnte das APU-Gewicht um jeweils 6 % reduziert werden. Weitere ~42 % Gewichtseinsparung war durch eine 15 %-ige Verminderung der Ohmschen Widerstände möglich. Mit Verschiebung des Auslegungspunkts von 0,65 V auf 0,55 V ließen sich darüber hinaus ~20 % Gewichtseinsparung erzielen, die durch Druckerhöhung auf 2 bar um weitere ~5 % bei Reformat bzw. ~13 % bei Wasserstoff verbessert wurde. Wurden zudem die graphitischen Bipolarplatten durch metallische ersetzt, so belief sich die maximal zu erzielende Gewichteinsparung gegenüber dem ungünstigsten Szenario auf insgesamt 80 % bei Reformat und 89 % bei Wasserstoff.
- **Eine wasserstoffbetriebene HT-PEFC-APU lässt im Flugzyklus eine mehr als 10 % höhere Effizienz erwarten als eine reformatbetriebene HT-PEFC.** In den simulierten Wasserstoffszenarien erzielte die APU auf beiden Flugmissionen einen Systemwirkungsgrad von durchschnittlich 38 %. Mit Kerosinreformat hingegen lag der durchschnittliche Systemwirkungsgrad bei 27 %. Dieses ist einerseits auf den stärkeren Abfall der Strom/Spannungs-Kennlinie zurückzuführen, vor allem aber auf den höheren Energieeigenbedarf des APU-Systems.
- **Auf Langstrecken bietet ein Flugzeug mit HT-PEFC-APU ein nur geringes Konkurrenzpotential hinsichtlich des Primärenergiebedarfs.** In den Simulationen konnten nur im technisch schwierig zu realisierenden Idealszenario mit nahezu vollständig regenerativ erzeugtem Wasserstoff, mit gewichts- und leistungsoptimierten Brennstoffzellenstacks und mit einem Wasserstofftank aus leichtgewichtigem Kompositmaterial die angestrebten Werte der konventionellen Konkurrenztechnologie erzielt werden. Im optimistischsten Reformatszenario lag der minimal benötigte Primärenergiebedarf mehr als 1 % oberhalb des Bedarfs der konventionellen APU-Szenarien.
- **Mit Blick auf den Primärenergiebedarf lassen sich konkurrenzfähige Flugzeuge mit HT-PEFC-APU deutlich einfacher für mittellange Strecken realisieren als für Langstrecken.** Erforderliche Randbedingungen bei den simulierten Wasserstoffszenarien waren ein nahezu vollständig regenerativ bereitgestellter Wasserstoff und ein Wasserstofftank mit einer hinreichend hohen Energiedichte von ~5,9 kWh/kg. Technisch weitaus einfacher zu realisieren lässt sich allerdings ein konkurrenzfähiges Reformatsystem. Voraussetzung hierfür waren in den Simulationen gewichtsoptimierte, metallische Bipolarplatten und eine deutlich verbesserte Brennstoffzellenkennlinie.
- **Flugzeuge mit BtL-betriebener HT-PEFC-APU besitzen unter der Voraussetzung einer nachhaltigen BtL-Produktion das größte Konkurrenzpotential hinsichtlich der Treibhausgasemissionen.** Mit holzbasiertem BtL-Kerosin als APU-Brennstoff war es in allen Szenarien hinsichtlich Bipolarplattenmaterial und Kennlinienverlauf möglich, mit den

konventionellen Flugzeugszenarien zu konkurrieren. Im günstigsten Szenario waren sogar Emissionseinsparungen von 2 % auf der Langstrecke und von 4 % auf der mittellangen Strecke möglich. Für fossiles HC-Kerosin als APU-Brennstoff war ausreichende Wettbewerbsfähigkeit hingegen nur bei den optimistischsten Szenarien hinsichtlich Kennlinienverlauf und Stackgewicht gegeben. Für wasserstoffbetriebene HT-PEFC-APUs waren auch hier ein nahezu vollständig regenerativ erzeugter Wasserstoff und eine hohe Energiedichte des Wasserstofftanks unbedingte Voraussetzung für Konkurrenzfähigkeit.

Fazit: Auf Flugmissionen mit einem hohen zeitlichen Anteil an Bodenbetrieb kann eine technisch ausgereifte HT-PEFC-APU eine interessante Alternative zur konventionellen Gasturbinen-APU bieten. Voraussetzung für ein hinsichtlich Umwelt- und Klimabilanz konkurrenzfähiges System ist eine deutliche Verbesserung der Leistungsdichte. Insbesondere für Wasserstoffbetrieb wird die technische Hürde an dieser Stelle voraussichtlich sehr hoch liegen. Bereits bei nahezu vollständig regenerativ erzeugtem Wasserstoff sind stringente Anforderungen an die Energiedichte des Wasserstofftanks geknüpft, um Wettbewerbsfähigkeit zu erzielen. Bei Wasserstoff aus fossilen Quellen sind die Anforderungen unweigerlich höher, wobei bei diesen Überlegungen noch nicht die Integrierbarkeit des Tanks in den Flugzeugrumpf berücksichtigt ist. Ein Reformatssystem umgeht die Notwendigkeit eines Tanks, weshalb die Hürden für eine Realisierung deutlich niedriger liegen dürften. Nachhaltig erzeugter APU-Brennstoff wie holz-basiertes BtL wäre an dieser Stelle bilanzverbessernd hinsichtlich der Treibhausgasemissionen, allerdings kein Zwangskriterium für die Konkurrenzfähigkeit des reformatbetriebenen Systems. Bereits durch den Einsatz metallischer Bipolarplatten, deren Realisierung keineswegs nur eine Langzeitperspektive darstellt, rückt das System bereits deutlich in die Nähe der notwendigen Leistungsdichte. Sofern es möglich ist die Strom-Spannungs-Kennlinie signifikant zu verbessern und die APU-Nebenprodukte synergetisch im Flugzeugsystem zu nutzen ist, kann die reformatbetriebene HT-PEFC daher aus Umwelt-, und damit auch Kostensicht, eine auf langfristige Sicht ernstzunehmende Konkurrenz zur Gasturbine darstellen.

Für weiterführende Untersuchungen bieten sich beispielsweise folgende Fragestellungen an:

- Wie sieht die umweltseitige Konkurrenzfähigkeit eines Flugzeugs mit HT-PEFC-APU aus, wenn hydrierte Pflanzenöle (HEFA) als APU-Brennstoff eingesetzt werden?
- Welcher Betriebsdruck der HT-PEFC-APU liefert den besten Kompromiss zwischen Gewichtsreduktion und Eigenenergieverbrauch?
- Wie sieht die Umweltbilanz eines Flugzeugs mit wasserstoffbetriebener HT-PEFC-APU aus, wenn der Wasserstoff nach jeder Landung aufgetankt wird?
- Inwieweit lässt sich die Treibhausgasbilanz des Flugzeugs verbessern, wenn die Einspritzung von überschüssigem Kondensat aus der Brennstoffzellenabluft in die Triebwerke berücksichtigt wird?
- Inwieweit lassen sich ungenutzte Wärmeströme der Brennstoffzellen-APU sinnvoll nutzen (z.B. für die Tragflächenbeheizung) und wie würde sich diese Nutzung auf die Umweltbilanz des Flugzeugs auswirken?

Literatur

- [1] *Luftverkehrsabgabe : Zusatzkosten bei Flugtickets*. Version: November 2010. <http://flug.ideal.de/ratgeber/luftverkehrsabgabe>
- [2] Sasol triumphs at AAD : Landmark flight usher in first official use of fully synthetic jet fuel. In: *World Airnews Magazine* (2010), Oktober, S. 39–43
- [3] INTERNATIONAL AIR TRANSPORTATION ASSOCIATION (IATA): IATA 2012 Report on Alternative fuels. 7. Auflage. 2012. – Technischer Report
- [4] INTERNATIONAL AIR TRANSPORTATION ASSOCIATION (IATA): IATA Guidance material for biojet fuel management. 1. Auflage. 2012. – Technische Anleitung
- [5] INTERNATIONAL AIR TRANSPORT ASSOCIATION (IATA): IATA Technology Roadmap 2013. 2013. – Technischer Report
- [6] AEROVIRONMENT, INC.: *Engineering Services : Fuel Cell DC-DC Converter*. http://www.avinc.com/engineering/dc-dc_converter. – Produktinformation
- [7] AIRBUS CUSTOMER SERVICES: Getting to grips with aircraft performance. Version: Januar 2002. <http://www.smartcockpit.com>. Blagnac (Frankreich), Januar 2002. – Technische Broschüre
- [8] AIRLINERS.DE: *Europäisches Parlament beschließt Emissionshandel im Luftverkehr ab 2012*. Version: 08. Juli 2008. <http://www.airliners.de/europaeisches-parlament-beschliesst-emissionshandel-im-luftverkehr-ab-2012/15668>
- [9] AKIBA, E. : Metal hydrides. In: STOLTEN, D. (Hrsg.): *Hydrogen and fuel cells : Fundamentals, technologies and applications*. Weinheim : Wiley-VCH, 2010, S. 395–413
- [10] ARBEITSGEMEINSCHAFT DEUTSCHER VERKEHRSFLUGHÄFEN (ADV) (Hrsg.): *Luftfahrt und Umwelt*. 4. Aufl. Berlin, 2007
- [11] ARGÜELES, P. ; BISCHOFF, M. ; BUSQUIN, P. ; DROSTE, B. ; EVANS, R. ; KRÖLL, W. ; LAGARDÈRE, J.-L. ; LINA, A. ; LUMSDEN, D. J.and R. J.and Ranque ; RASMUSSEN, S. ; REUTLINGER, P. ; ROBINS, R. ; TERHO, H. ; WITTLÖV, A. : *European Aeronautics : A vision for 2020*. Version: 2001. <http://ec.europa.eu>. – Report
- [12] ATKINS, P. ; PAULA, J. : *Physikalische Chemie*. 4. Aufl. Weinheim : Wiley-VCH, 2006 (Bd. 1). – ISBN 3–527–31546–2
- [13] AVERY, C. ; BURROW, S. ; MELLOR, P. : Electrical generation and distribution for the more electric aircraft. In: *Universities Power Engineering Conference, 2007. UPEC 2007. 42nd International*. Bristol, Großbritannien, 4.-6. September 2007, S. 1007 –1012
- [14] AVIATION INITIATIVE FOR RENEWABLE ENERGY IN GERMANY E.V. (AIREG): *Klimafreundlicher fliegen : Zehn Prozent alternative Flugkraftstoffe bis 2025*. Version: 2012. <http://aireg.de>. – Onlinebroschüre
- [15] AVIONICS MAGAZINE: 270-Volt DC contactor solves cost vs performance problems. In: *Avionics Magazine* (2006), 12. August. http://www.aviationtoday.com/Assets/-AVS_0806_techreport.pdf

- [16] BANTEL, M. : *Grundlagen der Messtechnik : Messunsicherheit von Messung und Messgerät*. Leipzig : Fachbuchverlag, 2000. – ISBN 978–3–446–21520–7
- [17] BASE OF AIRCRAFT DATA (BADA) VON EUROCONTROL: *Aircraft Performance Operational File für das Flugzeugmodell B767-300 (B763_OPF)*. – Stand: 2010
- [18] BENDZULLA, A. : Von der Komponente zum Stack: Entwicklung und Auslegung von HT-PEFC-Stacks der 5 kW-Klasse. In: *Schriften des Forschungszentrum Jülich* Bd. 69. Forschungszentrum Jülich, 2010. – ISBN 978–3–89336–634–7. – Dissertationsschrift
- [19] BLANDING, D. : Subsystem design and integration for the More Electric Aircraft. In: *25th International Congress of the Aeronautical Sciences (ICAS)*. Hamburg, 03.-08. September 2006
- [20] BLAZOWSKI, W. S.: Fundamentals of combustion. In: OATES, G. C. (Hrsg.): *Aerothermodynamics of Aircraft Engine Components*. Washington DC, USA : American Institute of Aeronautics & Astronautics, 1985 (AIAA Education Series), S. 2–43
- [21] BLOME, H. ; FOTH, H.-J. : Flammpunkt. In: *Thieme RÖMPP Online*. Stuttgart : Georg Thieme Verlag KG, Letzte Aktualisierung: Juli 2007. – Eintrag in Online-Enzyklopädie
- [22] BMW GROUP: Sustainable Value Report 2005/2006. – Firmenschrift
- [23] BOECK, G. : *Kurzlehrbuch Chemie*. 2. Aufl. Stuttgart : Georg Thieme Verlag, 2008. – ISBN 978–3–13135–522–5
- [24] BRITTON, L. G. ; CASHDOLLAR, K. L. ; FENLON, W. ; FRURIP, D. ; GOING, J. ; HARRISON, B. K. ; NIEMEIER, J. ; URAL, E. A.: The Role of ASTM E27 Methods in Hazard Assessment Part II: Flammability and Ignitability. In: *American Institute of Chemical Engineers Process Safety Progress* 24 (2005), S. 12–28
- [25] BRÄUNLING, W. : *Flugzeugtriebwerke: Grundlagen, Aero-Thermodynamik, Ideale Und Reale Kreisprozesse, Thermische Turbomaschinen, Komponenten, Emissionen Und Systeme*. 3. Aufl. Berlin/Heidelberg : Springer, 2009 (VDI-Buch). – ISBN 978–3–540–76368–0
- [26] BUNDESANSTALT FÜR GEOWISSENSCHAFTEN UND ROHSTOFFE (BGR): Energierohstoffe 2009 : Reserven, Ressourcen, Verfügbarkeit. http://www.bgr.bund.de/DE/Themen/Energie/Produkte/energierohstoffe_2009.html. – Forschungsbericht
- [27] CHARLSON, R. J.: The atmosphere. In: MICHAEL C. JACOBSON, H. R. Robert J. Charlson C. Robert J. Charlson (Hrsg.) ; ORIANS, G. H. (Hrsg.): *Earth System Science From Biogeochemical Cycles to Global Change* Bd. 72. Academic Press, 2000, Kapitel 7, S. 132 – 158
- [28] CHASE, M.W., JR. IN : ; MALLARD, W. G. (Hrsg.): *NIST Chemistry Webbook : NIST Standard Reference Database Number 69*. National Institute of Standards and Technology (NIST): Gaithersburg, US <http://webbook.nist.gov/chemistry/>
- [29] CHICK, L. : Assessment of Solid Oxide Fuel Cell Power System for Greener Commercial Aircraft / Pacific Northwest National Laboratory. Version: 10. Mai 2011. <http://www.hydrogen.energy.gov>. – Präsentation
- [30] CLARE, J. : Examples of More Electric Aircraft research in the Aerospace Research Centre / University of Nottingham. <https://ktn.innovateuk.org/>. – Präsentation

- [31] CLARK, S. : 787 Propulsion system. In: *Aeromagazine* 3 (2012), 5-13. <http://www.boeing.com>
- [32] COORDINATING RESEARCH COUNCIL: Handbook of aviation fuel properties. 3. Aufl. 2004 (CRC Report 635)
- [33] CROFT, J. : Power behind. In: *Flight International* 178 (2010), Oktober, Nr. 5260, S. 39–41
- [34] CTT SYSTEMS: *CAIR™ – the technology*. Internetbroschüre. <http://www.ctt.se>
- [35] CTT SYSTEMS: *CTT systems' cabin humidification boosts well-being in Lufthansa's brand new A380 First class*. <http://www.cisionwire.com>. Version: 15. September 2010
- [36] DAGGETT, D. ; FREEH, J. ; BALAN, C. ; BIRMINGHAM, D. : Fuel Cell APU for Commercial Aircraft. In: *Fuel Cell Seminar Abstracts, Miami, Florida, USA, 2003*
- [37] DAGGETT, D. L. ; HENDRICKS, R. C. ; WALTHER, R. ; CORPORAN, E. : Alternate Fuels for use in Commercial Aircraft / NASA Glenn Research Center. National Aeronautics and Space Administration, 2008 (NASA/TM—2008-214833). – Technischer Report
- [38] DAVIES, M. : *The standard handbook for aeronautical and astronautical engineers*. New York : McGraw-Hill, 2003 (McGraw-Hill standard handbooks). – ISBN 978-0-07-136229-0
- [39] DE KLERK, A. : *Fischer-Tropsch Refining*. 1. Aufl. Weinheim : Wiley-VCH, 2011. – ISBN 978-3-527-32605-1
- [40] DE KLERK, A. : Fischer-Tropsch refining : Technology selection to match molecules. In: *Green Chemistry* 10 (2008), S. 1249–1279
- [41] DEUTSCHE BP AG (Hrsg.): *Erdöl bewegt die Welt : Von der Quelle zum Verbraucher*. Bochum, 2008. – Firmenbroschüre
- [42] DEUTSCHE BP AG: *Schmierstoffe : Grundlagen*. Version: März 2008. <http://www.bp.com>. – Firmenbroschüre
- [43] DEUTSCHER WETTERDIENST (DWD): *Weltklima Klimatabellen und Klimadiagramme*. Excel-Datei. <http://www.dwd.de>. Version: 7. September 2009
- [44] DEUTSCHES INSTITUT FÜR NORMUNG: *Leitfaden zur Angabe der Unsicherheit beim Messen*. Berlin : Beuth, 1995. – ISBN 978-3-410-13405-3
- [45] DOLLMAYER, J. : *Methode zur Prognose des Einflusses von Flugzeugsystemen auf die Missionskraftstoffmasse*. Aachen : Shaker, 2007 (Schriftenreihe Flugzeug-Systemtechnik). – ISBN 978-3-8322-6603-5
- [46] DOLLMAYER, J. ; BUNDSCHUH, N. ; CARL, U. B.: Fuel mass penalty due to generators and fuel cells as energy source of the all-electric aircraft. In: *Aerospace Science and Technology* 10 (2006), Nr. 8, S. 686–694
- [47] DORNHEIM, M. A.: Massive 787 electrical system pressurizes cabin. In: *Aviation week* (2005), 27.Mai
- [48] DRAGTIMES.COM: *Boeing 747-400 APU start-up*. <http://www.dragtimes.com>. – Abruf: 13.12.2014

- [49] DURING, R. W.: *A 380 : Die fliegende Dusche*. <http://www.tagesspiegel.de>. Version: 29. Juli 2007
- [50] EBERLE, U. ; FELDERHOFF, M. ; SCHÜTH, F. : Chemische und physikalische Lösungen für die Speicherung von Wasserstoff. In: *Angewandte Chemie* 121 (2009), S. 6732–6757
- [51] EDENHOFER, R. ; LUCKA, K. ; KÖHNE, H. : Low temperature oxidation of diesel-air mixtures at atmospheric pressure. In: *Proceedings of the Combustion Institute* 31 (2007), S. 2947–2954
- [52] EDWARDS, R. ; LARIVÉ, J.-F. ; RICKEARD, D. ; WEINDORF, W. : Well-to-wheel analysis of future automotive fuels and powertrains in the European context : Well-to-tank Appendix - Version 4.a / European Commission - Joint Research Centre. 2014. – Anhang zu Report EUR 26237 EN
- [53] EDWARDS, R. ; LARIVÉ, J.-F. ; RICKEARD, D. ; WEINDORF, W. ; GODWIN, E. (Hrsg.) ; HASS, H. (Hrsg.) ; KRASENBRINK, A. (Hrsg.) ; LONZA, L. (Hrsg.) ; MASS, H. (Hrsg.) ; NELSON, R. (Hrsg.) ; REID, A. (Hrsg.) ; ROSE, K. (Hrsg.): Well-to-wheel analysis of future automotive fuels and powertrains in the European context : Well-to-tank report Version 4.a / European Commission - Joint Research Centre. European Commission, 2014 (JRC Technical Reports EUR 26237 EN). – Technischer Report
- [54] EELMAN, S. ; POZA, I. del Pozo y d. ; KRIEG, T. : Fuel cell APU's in commercial aircraft - an assessment of SOFC and PEMFC concepts. In: *ICAS proceedings*. Yokohama, Japan : 24th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences, 29.August - 3. September 2004
- [55] EG&G TECHNICAL SERVICES, INC. ; U.S. DEPARTMENT OF ENERGY, ENERGY'S NATIONAL ENERGY TECHNOLOGY LABORATORY (NETL) (Hrsg.): Fuel Cell Handbook. 7. Auflage. Morgantown, West Virginia (USA), November 2004 (DE-AM26-99FT40575). – Technischer Report
- [56] EPSTEIN, A. : Aircraft Propulsion: Where We Are, Where We Might Go. In: *NASA ARC Green Aviation Workshop*. Mountain View, April 2009. – Präsentation
- [57] ERASMUS, J. : *Sasol : 100% synthetic jet fuel*. Version: 14. April 2008. <http://www.medi-clubsouthafrica.com>
- [58] EUROCONTROL: *Base of Aircraft Data (BADA)*. www.eurocontrol.int/services/bada. – Abruf: 21.12.2014
- [59] EUROCONTROL: User Manual for the Base of Aircraft Data (BADA) Revision 3.7 / Eurocontrol. 2009 (Nr. 2009-003). – Technischer Report
- [60] EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY (EASA): *Certification Specifications for Large Aeroplanes (CS-25), Amendment 10*. 23. Dezember 2010. – Zulassungsvorschrift
- [61] EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY (EASA): *Fuel Tank Safety, Flammability Reduction System (FRS) for High Flammability Exposure Fuel Tanks, Production Cut-in*. Version: 31. März 2010. <http://ad.easa.europa.eu/> (EASA Safety Information Bulletin 2010-10). – Online-Mitteilungsblatt
- [62] EUROPÄISCHE WIRTSCHAFTSGEMEINSCHAFT (EWG): *Verordnung (EWG) Nr. 3922/91 des Rates vom 16. Dezember 1991 zur Harmonisierung der technischen Vorschriften und der Verwaltungsverfahren in der Zivilluftfahrt (ABl. L 373 vom 31.12.1991, S. 4)*

- [63] FALEIRO, L. : Beyond the More Electric Aircraft. In: *AEROSPACE AMERICA* 47 (2005), Juni, Nr. 6, S. 35–40
- [64] FALEIRO, L. ; HERZOG, J. ; SCHIEVELBUSCH, B. ; SEUNG, T. : Integrated equipment systems for a More Electric Aircraft - Hydraulics and pneumatic. In: *24th International Congress of the Aeronautical Sciences (ICAS 2004)*. Yokohama, Japan, 29. August-3. September 2004
- [65] FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION: CFR Part 25 Sec. 25.831 : Airworthiness Standards : Transport category Airplanes, Subpart D : Design and Construction - Ventilation and Heating (Code of Federal Regulation). – US-Zulassungsvorschrift für Verkehrsflugzeuge
- [66] FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION (FAA): Reduction of Fuel Tank Flammability in Transport Category Airplanes. In: *Federal Register* 73 (2008), Juli, Nr. 140, S. 42444–42504
- [67] FÜGEMANN, F. : *Airlines fliegen 2008 sechs Mrd. Dollar Verlust ein*. Version: 21. August 2008. <http://www.innovationsreport.de>
- [68] FLEUTI, E. ; HOFMANN, P. H.: Aircraft APU emissions at Zurich airport / Unique (Flughafen Zürich AG). 2005. – Forschungsbericht
- [69] FLÜHR, H. : *Avionik und Flugsicherungstechnik: Einführung in Kommunikationstechnik, Navigation, Surveillance*. Berlin/Heidelberg : Springer, 2009. – ISBN 978–3–642–01611–0
- [70] FLOTTAU, J. : *Auf dem Weg zum EcoJet*. Version: 13. Juli 2007. <https://www.ingenieur.de/technik/fachbereiche/raumfahrt/auf-weg-ecojet/>
- [71] FOCUS ONLINE: *Supersprit aus Kohle*. Version: 10. April 2008. https://www.focus.de/finanzen/news/unternehmen/luftfahrt/synthetisches-benzin-supersprit-aus-kohle-fuer-die-luftfahrt_aid_269186.html
- [72] FORSCHUNGSZENTRUM JÜLICH: *Ekolyser : Neue kostengünstige und nachhaltige Materialien für die PEM-Elektrolyse zur Herstellung von Wasserstoff aus regenerativen Energien*. <http://www.fz-juelich.de/iek/iek-3/DE/UeberUns/Kooperationen/EKOLYSER.html>. Online-Mitteilung auf der Homepage. – Abruf: 06.03.2016
- [73] FOSSEN, J. : Preparing ramp operations for the 787-8. In: *Boeing Aero Magazine* (03/2008), S. 5–13
- [74] FULLER, C. : Electrification and roadmap for future / GE Aviation Systems. Version: Juli 2010. <http://www.geaviationsystems.com>. – Forschungsbericht
- [75] GATERMANN, R. ; TRECHOW, P. : *Premium-Biodiesel aus Palmöl bedroht Regenwald*. Version: 11. April 2008. <https://www.ingenieur.de/technik/fachbereiche/rohstoffe/premium-biodiesel-palmoel-bedroht-regenwald/>
- [76] GEBERT, M. : Benchmarking-Methodik für Komponenten in Polymerelektrolyt-Brennstoffzellen. In: *Schriften des Forschungszentrum Jülich* Bd. 30. Forschungszentrum Jülich, 2004. – Dissertationsschrift
- [77] GELLER, W. : *Thermodynamik für Maschinenbauer: Grundlagen für die Praxis*. Berlin/Heidelberg : Springer, 2006 (Springer-Lehrbuch). – ISBN 978–3–540–32319–8

- [78] GERTHSEN, T. : *Chemie für den Maschinenbau 2: Organische Chemie für Kraft- und Schmierstoffe, Polymerchemie für Polymerwerkstoffe*. Karlsruhe : Universitätsverlag, 2008 (Bd. 2). – ISBN 978–3–86644–080–7
- [79] GMELIN, T. ; HÜTTIG, G. ; LEHMANN, O. : Summarized description of aircraft efficiency potential taking account of current engine technology and foreseeable medium-term developments / German Federal Ministry for the Environment, Nature Conservation and Nuclear Safety. 2008 (FZK UM 07 06 602/01). – Technischer Report
- [80] GRAY, P. ; SCOTT, S. : *Chemical oscillations and instabilities : Non-linear chemical kinetics*. Oxford : Clarendon Press, 1990
- [81] GREEN CAR CONGRESS: *Lufthansa to use Neste Oil NExBTL renewable jet fuel in 6-month commercial flight trial*. Version: 29. November 2010. <http://www.greencarcongress.com>
- [82] GROTE, K.-H. (Hrsg.) ; FELDHUSEN, J. (Hrsg.): *Dubbel : Taschenbuch für den Maschinenbau*. 22. Aufl. Berlin/Heidelberg : Springer, 2007. – ISBN 978-3-540-49714-1
- [83] GUMMALLA, M. ; PANDY, A. ; BRAUN, R. ; CARRIERE, T. ; YAMANIS, J. ; VANDERSPURT, T. ; L., H. ; WEL: Fuel cell airframe integration study for short-range aircraft / National Aeronautics and Space Administration (NASA). 2006 (NASA/CR-2006-214457/Vol1). – Technischer Report
- [84] GUTH, P. : *Pilotentraining : Flugsimulation und Realität*, Januar 2003. <http://www.ils-online.ch>
- [85] HAMANN, C. ; VIELSTICH, W. : *Elektrochemie*. 3. Aufl. Weinheim : Wiley-VCH, 2005. – ISBN 978–3–527–31068–5
- [86] HARTMANN, L. ; LUCKA, K. ; KÖHNE, H. : Mixture preparation by cool flames for diesel-reforming technologies. In: *Journal of Power Sources* 118 (2003), Nr. 1-2, S. 286 – 297
- [87] HARTMANN, S. : Am Flughafen steigen auch Stickoxide in den Himmel. In: *Umwelt* 2007 (2007), Nr. 4, S. 35–37
- [88] HEINZEL, A. ; BANDLAMUDI, G. ; LEHNERT, W. : High-Temperature PEMFCs. In: DYER, C. (Hrsg.) ; MOSELEY, Z. T. O. T. Ogumi (Hrsg.) ; RAND, D. (Hrsg.): *Encyclopedia of Electrochemical Power Sources*. Elsevier, 2009, S. S. 951 – 957
- [89] HEINZEL, A. ; MAHLENDORF, F. ; JANSEN, C. : Bipolar Plates. In: DYER, C. (Hrsg.) ; MOSELEY, Z. T. O. T. Ogumi (Hrsg.) ; RAND, D. (Hrsg.): *Elsevier*. Dyer, C.K. and Moseley, T. Ogumi, Z. and Rand, D.A., 2009, S. 810–816
- [90] HEINZEL, A. ; MAHLENDORF, F. ; ROES, J. : *Brennstoffzellen: Entwicklung, Technologie, Anwendung*. Müller, 2006
- [91] HEMIGHAUS, G. : Synthetic fuels for aviation. Version: April 2007. <http://www.astm.org>. In: *ASTM Standardization News*. ASTM International.
- [92] HEMIGHAUS, G. ; BOVAL, T. ; BACHA, J. ; BARNES, F. ; FRANKLIN, M. ; GIBBS, L. ; HOGUE, N. ; JONES, J. ; LESNINI, D. ; LIND, J. ; MORRIS, J. : Aviation Fuels Technical Review (FTR-3) / Chevron Corporation. Version: 2006. http://www.chevronglobalaviation.com/ga-ga_operational.asp. – Technisches Review

- [93] HEMIGHAUS, G. ; BOVAL, T. ; BOSLEY, C. ; ORGAN, R. ; LIND, J. ; BROUETTE, R. ; THOMPSON, T. ; LYNCH, J. ; JONES, J. : *Alternative jet fuels : Addendum 1 to Aviation fuel technical review (FTR-3/A1) / Chevron Corporation*. Version: 2006. https://www.cgabusinessdesk.com/document/5719_Aviation_Addendum._webpdf.pdf.
– Technisches Review
- [94] HIRSCHER, M. (Hrsg.): *Handbook of hydrogen storage : New materials for future energy storage*. Weinheim : Wiley-VCH, 2010. – ISBN 987-3-527-32273-2
- [95] HOBEIN, B. ; KRÜGER, R. : Physical hydrogen storage technologies - a current overview. In: STOLTEN, D. (Hrsg.) ; EMONTS, B. (Hrsg.): *Hydrogen and fuel cells : Fundamentals, technologies and applications*. Weinheim : Wiley-VCH, 2010, Kapitel 18, S. 377–393
- [96] HUNT, E. H. ; SPACE, D. R.: The airplane cabin environment : Issues pertaining to flight attendant comfort. In: *International In-flight Service Management Organization Conference*. Montreal, Kanada, November 1994, S. 1–12
- [97] INTERNATIONAL AIR TRANSPORT ASSOCIATION (IATA): *Schwache Erträge und steigende Kosten : Fluggesellschaften erwarten 5,6 Milliarden US-Dollar Verlust in 2010*. <http://www.iata.org>. – Pressemitteilung auf der Homepage vom 15.12.2009
- [98] INTERNATIONAL AIR TRANSPORT ASSOCIATION (IATA): *Annual report*. Version: Juni 2009. <http://www.iata.org>. – Jahresbericht
- [99] INTERNATIONAL AIR TRANSPORT ASSOCIATION (IATA): *A global approach to reducing aviation emissions*. Version: 2009. <http://www.dffd.de>
- [100] INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION (ICAO): *Environment Branch : Technology and Standards*. <http://www.icao.int/env/TechnologyStandards.htm>. – Abruf: 23. März 2011
- [101] INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION (ICAO): Profits and traffic up for world's airlines in 2006. In: *ICAO News release* PIO 03/07 (19. Juni 2007). <http://www2.icao.int/en/NewsRoom>
- [102] INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION (ICAO): Air Traffic Outlook. In: *ICAO Environmental Report 2010*. ICAO, 2010, Kapitel Aviation Outlook, S. 19–21
- [103] INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION (ICAO): Local air quality outlook. In: *ICAO Environmental Report 2010*. ICAO, 2010, S. 27–30
- [104] INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION (ICAO): Robust recovery in 2010 amid changing industry trends. Version: Dezember 2010. <http://www2.icao.int/en/NewsRoom>. In: *ICAO News release*. ICAO (20/10)
- [105] INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION (ICAO): *ICAO Environmental Report 2013 : Aviation and Climate Change*. 2013. – Forschungsbericht
- [106] INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION (ICAO): Appendix 1 : Tables relating to the world of air transport in 2014. Version: 2014. <http://www.icao.int/sustainability/pages/factsfigures.aspx>. In: *Annual report of the ICAO council : 2014*
- [107] INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION (ICAO): World scheduled airline traffic shows encouraging growth in 1994. In: *ICAO News release* PIO 19/94 (23. Dezember 1994). <http://www2.icao.int/en/NewsRoom>

- [108] INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION (ICAO): World airlines reduce losses in 2003. In: *ICAO News release* PIO 07/04 (29. Juni 2004). <http://www2.icao.int/en/NewsRoom>
- [109] INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION (ICAO): Marginal traffic growth and fuel hedging losses take toll on airline industry in 2008. In: *ICAO News release* PIO 08/09 (5. Juni 2009). <http://www2.icao.int/en/NewsRoom>
- [110] INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION (ICAO): World airline traffic in 1974 shows smallest increase in 15 years. In: *ICAO News release* (Dezember 1974). <http://www2.icao.int/en/NewsRoom>
- [111] INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION (ICAO): World scheduled airline traffic shows some growth in 1982. In: *ICAO News release* PIO 14/82 (Dezember 1982). <http://www2.icao.int/en/NewsRoom>
- [112] INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION (ICAO): World scheduled airline traffic recovers in 1992. In: *ICAO News release* PIO 20/92 (Dezember 1992). <http://www2.icao.int/en/NewsRoom>
- [113] INTERNATIONAL ENERGY AGENCY (IEA): Medium-term oil market report : Market analysis and forecasts to 2021 / International Energy Agency (IEA). Version: 2016. www.iea.org. – Forschungsbericht
- [114] JENKINSON, L. ; SIMPKIN, P. ; RHODES, D. : *Civil jet aircraft design*. London : Arnold, 1999 (AIAA education series). – ISBN 978-0-340-74152-8
- [115] JOINT COMMITTEE FOR GUIDES IN METROLOGY: Evaluation of measurement data — Guide to the expression of uncertainty in measurement / Joint Committee for Guides in Metrology. 2008 (JCGM 100:2008). – Leitfaden
- [116] JOINT COMMITTEE FOR GUIDES IN METROLOGY: Evaluation of measurement data — Supplement 1 to the “Guide to the expression of uncertainty in measurement” — Propagation of distributions using a Monte Carlo method / Joint Committee for Guides in Metrology. 2008 (JCGM 101:2008). – Leitfaden
- [117] JONES, R. : The More Electric Aircraft : Assessing the benefits. In: *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering* 216 (2002), Jan., Nr. 5, S. 259–269
- [118] KALTSCHMITT, M. ; HARTMANN, H. ; HOFBAUER, H. : *Energie aus Biomasse : Grundlage, Techniken und Verfahren*. 2. Aufl. Berlin/Heidelberg : Springer, 2009. – ISBN 978-3-540-85094-6
- [119] KANG, I. ; BAE, J. ; BAE, G. : Performance comparison of autothermal reforming for liquid hydrocarbons, gasoline and diesel for fuel cell applications. In: *Journal of Power Sources* 163 (2006), Nr. 1, S. 538 – 546. – Special issue including selected papers presented at the Second International Conference on Polymer Batteries and Fuel Cells together with regular papers
- [120] KINDER, J. : Leading the way to a biofuelled future. In: *Boeing Aeromagazine* (2013), Nr. 49

- [121] KLEPPMANN, W. : *Versuchsplanung: Produkte und Prozesse optimieren*. 7. Aufl. München/Wien : Hanser Fachbuchverlag, 2011 (Praxisreihe Qualitätswissen). – ISBN 978-3-446-42774-7
- [122] KLÖPFFER, W. ; GRAHL, B. : *Ökobilanz (LCA)*. Weinheim : Wiley-VCH, 2009. – ISBN 978-3-527-32043-1
- [123] KORALEWSKI, H. E.: *Energiehaushalt und Temperaturregulation : B.Wärmehaushalt und Temperaturregulation*. – Skript zur Vorlesung "Physiologie für Bioinformatiker", SS 2006
- [124] KORDESCH, K. ; SIMADER, G. : *Fuel cells and their applications*. Weinheim : Wiley-VCH, 1996. – ISBN 978-3-527-28579-2
- [125] KORSGAARD, A. R. ; REFSHAUGE, R. ; NIELSEN, M. P. ; BANG, M. ; KÆR, S. K.: Experimental characterization and modeling of commercial polybenzimidazole-based MEA performance. In: *Journal of Power Sources* 162 (2006), Nr. 1, S. 239-245
- [126] KRAINZ, G. ; BARTLOK ; G. BODNER, P. ; CASAPICOLA, P. ; DOELLER, C. ; HOFMEISTER, F. ; NEUBACHER, E. ; ZIEGER, A. : Development of automotive liquid hydrogen storage systems. In: *AIP Conference Proceedings* Bd. 710. American Institute of Physics, 35-40
- [127] KREUZ, C. : *PEM-Brennstoffzellen mit spritzgegossenen Bipolarplatten als hochgefülltem Graphit-Compound*, Universität Duisburg-Essen, Diss., 2008
- [128] KURZWEIL, P. ; SCHEIPERS, P. : *Chemie : Grundlagen, Aufbauwissen, Anwendungen und Experimente*. 8. Aufl. Wiesbaden : Vieweg+Teubner Verlag, 2010. – ISBN 978-3-8348-0341-2
- [129] LANGENSTEINER, K. : 2G2 Development of an Airborne Liquid Hydrogen Storage System for Supplying Fuel Cell. In: *Aerodays*. Madrid, 30.März -01.April 2011. – Präsentation
- [130] LANGTON, R. ; CLARK, C. ; HEWITT, M. : *Aircraft Fuel Systems*. Chichester : John Wiley & Sons, 2009 (Aerospace Series). – ISBN 978-0-470-05708-7
- [131] LARMINIE, J. ; DICKS, A. : *Fuel cell systems explained*. 2. Aufl. Chichester : John Wiley & Sons, 2003. – ISBN 978-0-470-84857-9
- [132] LEHLE, W. : Konzeption und Entwicklung von Flugzeugklimatisierungsanlagen. In: *Praxis-Seminar Luftfahrt: Air Systems - Hamburg, 1. Juni 2006*
- [133] LEIBER, C.-O. : Explosionsgrenzen. In: *Thieme RÖMPP Online*. Stuttgart : Georg Thieme Verlag KG, Letzte Aktualisierung: Dezember 2006. – Online-Enzyklopädie
- [134] LISCOUËT-HANKE, S. : *A model-based methodology for integrated preliminary sizing and analysis of aircraft power system architectures*, Université de Toulouse, Diss., September 2008
- [135] LISSYS LTD: *Applicability - the many uses of Piano*. <http://www.lissys.demon.co.uk/applc.html>. – Abruf: 20.04.2011
- [136] LISSYS LTD: *Boeing 787-8 (Dreamliner) sample analysis*. Version: 2005. www.lissys.demon.co.uk/samp1/index.html
- [137] LUCAS, K. : *Thermodynamik: Die Grundgesetze der Energie- und Stoffumwandlungen*. 7. korr. Aufl. Berlin/Heidelberg : Springer, 2008 (Springer-Lehrbuch). – ISBN 978-3-540-68645-3

- [138] LUFTHANSA: *Klima an Bord von Verkehrsflugzeugen*. presse.lufthansa.com. Version: 27. April 2009
- [139] MAGNA STEYR FAHRZEUGTECHNIK: Publishable final activity report / Magna Steyr Fahrzeugtechnik. Magna Steyr Fahrzeugtechnik AG & Co KG, 2008. – Report zum Projekt "Hydrogen Storage Systems for Automotive Application" STORHY (ProjektNr. 502667) vom 15.10.2008
- [140] MAK, A. ; MEIER, J. : Fuel cell auxiliary power study / National Aeronautics and Space Administration (NASA). 2007 (NASA/CR-2007-214461/VOL1). – Technischer Report
- [141] MENGEL, C. ; LUCKA, K. ; KÖHNE, H. ; HEIN, A. O. und J. O. und Jess: Umwandlung von leichtem Heizöl in ein homogenes Brenngas-Luftgemisch mittels Kalter Flammen. In: *Erdöl, Erdgas, Kohle* 118 (2002), Oktober, Nr. 10, S. 1–6
- [142] MENSEN, H. : *Handbuch der Luftfahrt*. 1. Aufl. Berlin/Heidelberg : Springer, 2003 (VDI-Buch). – ISBN 978-3-540-58570-1
- [143] MENSEN, H. : *Handbuch der Luftfahrt*. 2. Aufl. Berlin/Heidelberg : Springer, 2013 (VDI-Buch). – ISBN 978-3-642-34401-5
- [144] MEPSTED, G. ; MOORE, J. : Performance and durability of bipolar plate materials. In: VIELSTICH, W. (Hrsg.) ; GASTEIGER, H. (Hrsg.) ; LAMM, A. (Hrsg.) ; YOKOKAWA, H. (Hrsg.): *Handbook of fuel cells : Fundamental, Technology and Applications*. Weinheim : Wiley-VCH, 2010
- [145] MINERALÖLWIRTSCHAFTSVERBAND E.V.: *Aus der Sprache des Öls*. 12. Aufl. Ribbesbüttel : Saphir Verlag, 2001
- [146] MITAL, S. K. ; GYEKENYESI, J. Z. ; ARNOLD, S. M. ; SULLIVAN, R. M. ; MANDERSCHIED, J. M. ; MURTHY, P. L. N.: Review of Current State of the Art and Key Design Issues With Potential Solutions for Liquid Hydrogen Cryogenic Storage Tank Structures for Aircraft Applications. / National Aeronautics and Space Administration (NASA). 2006 (NASA/TM—2006-214346). – Technischer Report
- [147] MOIR, I. ; SEABRIDGE, A. : *Aircraft systems: mechanical, electrical, and avionics subsystems*. Chichester : John Wiley & Sons, 2008 (Aerospace series).– ISBN 978-0-470-05996-8
- [148] MOYSAN, I. : Onboard storage of hydrogen. In: *Clefs CEA* 50/51 (Winter 2004-2005), S. 56–60
- [149] MUEHLBAUER, K. ; GERLING, D. : Two-Generator-Concepts for Electric Power Generation in More Electric Aircraft Engine. In: *XiX International Conference on Electrical Machines (ICEM)*. Rom, 06.-08. September 2010
- [150] MYHRE, G. ; STORDAL, F. ; BERGLEN ; SUNDET, J. K. ; ISAKEN, I. S. A.: Uncertainties in the Radiative Forcing Due to Sulfate Aerosols. In: *Journal of atmospheric sciences* 61 (2004), 1. März, Nr. 5, S. 485–498
- [151] NAIDJA, A. ; KRISHNA, C. ; BUTCHER, T. ; MAHAJAN, D. : Oxidation of Fuels in the Cool Flame Regime for Combustion and Reforming for Fuel Cells / United States Department of Energy. 2002 (BNL-69349). – Informeller Report

- [152] NAIDJA, A. ; KRISHNA, C. ; BUTCHER, T. ; MAHAJAN, D. : Cool flame partial oxidation and its role in combustion and reforming of fuels for fuel cell systems. In: *Progress in Energy and Combustion Science* 29 (2003), Nr. 2, S. 155 – 191
- [153] NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION (NASA): U.S. Standard Atmosphere / National Aeronautics and Space Administration (NASA). Washington, D.C., 1. Oktober 1976 (NASA-TM-X-74335). – Technischer Report
- [154] NELSON, T. : *787 Systems and Performance*. <http://www.dibley.eu.com/documents/B787SystemsandPerf-GeorgeBeyle-31mar09.pdf>. Version: 2005. – Produktpräsentation
- [155] NESTE OIL CORPORATION: www.nesteoil.com. – Abruf: 15.Januar 2015
- [156] NESTE OIL CORPORATION: *Neste Oil and Lufthansa satisfied with results of renewable aviation fuel trial*. www.nesteoil.com. – Online-Pressemitteilung vom 15.März 2012
- [157] NESTE OIL CORPORATION: *NExBTL® Renewable Diesel Singapore Plant*. <http://www.arb.ca.gov>. – Technisches Informationsblatt, Abruf: 20.01.2015
- [158] NEUWIRTH, F. : *Untersuchung des Sauerstoffgehaltes in Flugzeugkabinen während Langstreckenflügen und Kontrolle der Blutgase unter entsprechenden Bedingungen Neuin der Höhen-Klima-Simulationsanlage*, Medizinischen Fakultät der Universität Hamburg, Diss., 2008
- [159] NOVILLO, E. ; PARDO, M. ; GARCIA-LUIS, A. : Novel Approaches for the Integration of High Temperature PEM Fuel Cells Into Aircrafts. In: *Journal of Fuel Cell Science and Technology* 8 (2011), Nr. 1, S. 011014
- [160] NUIC, A. ; POLES, D. ; MOUILLET, V. : BADA : An advanced aircraft performance model for present and future ATM systems. In: *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing* 24 (2010), S. 850–866
- [161] O'HAYRE, R. (Hrsg.): *Fuel cell fundamentals*. John Wiley & Sons, 2006. – ISBN 978-0-471-74148-0
- [162] ORGANIZATION OF THE PETROLEUM EXPORTING COUNTRIES (OPEC): *OPEC Basket Price*. www.opec.org. – Abruf: 05.01.2010
- [163] ORGANIZATION OF THE PETROLEUM EXPORTING COUNTRIES (OPEC): *OPEC Reference Basket (ORB) and corresponding spot components prices*. <http://www.opec.org>. – Abruf: 02.12.1014
- [164] PAPULA, L. : *Mathematik für Ingenieure und Naturwissenschaftler Band 3: Vektoranalysis, Wahrscheinlichkeitsrechnung, Mathematische Statistik, Fehler- und Ausgleichsrechnung*. 6. Aufl. Wiesbaden : Vieweg+Teubner Verlag, 2011 (Viewegs Fachbücher der Technik). – ISBN 978-3-83481-227-8
- [165] PASEL, J. ; MEIBNER, J. ; PORS, Z. ; SAMSUN, R. ; TSCHAUDER, A. ; PETERS, R. : Autothermal reforming of commercial Jet A-1 on a 5 kW scale. In: *Int. J. Hydrogen Energy* 32 (2007), Dez., Nr. 18, S. 4847–4858. – ISSN 0360–3199
- [166] PASEL, J. ; SAMSUN, R. ; PETERS, R. ; THIELE, B. ; STOLTEN, D. : Long-term stability at fuel processing of diesel and kerosene. In: *Int. J. Hydrogen Energy* (2014)
- [167] PEMEAS: *Celtec-P 1000 Membrane Electrode Assembly. Technical Information Brochure*. PEMEAS GmbH, June 2006

- [168] PENNER, J. ; LISTER, D. ; GRIGGS, D. J. ; DOKKEN, D. ; MCFARLAND, M. : *Aviation and the global atmosphere: a special report of IPCC Working Groups I and III in collaboration with the Scientific Assessment Panel to the Montreal Protocol on Substances that Deplete the Ozone Layer*. Cambridge, UK : Cambridge University Press, 1999. – ISBN 978–0–521–66404–2
- [169] PETERS, R. : Fuel processors. In: ERTL, G. (Hrsg.) ; KNÖZINGER, H. (Hrsg.) ; SCHÜTH, F. (Hrsg.) ; WEITKAMP, J. (Hrsg.): *Handbook of heterogeneous catalysis* Bd. 6. 2. Aufl. Weinheim : Wiley-VCH, 2008, S. 3045–3080
- [170] PETERS, R. (Hrsg.): *Brennstoffzellensysteme in der Luftfahrt*. Berlin/Heidelberg : Springer Vieweg, 2015 (VDI-Buch). – ISBN 978–3–662–46797–8
- [171] PETERS, R. ; MEIBNER, J. : Gasaufbereitung für Brennstoffzellen. In: *Chemie Ingenieur Technik* 76 (2004), Nr. 10, S. 1555–1558
- [172] *Kapitel Brennstoffzellensysteme als Bestandteil eines multifunktionalen Systems*. In: PETERS, R. ; WESTENBERGER, A. : *Brennstoffzellensysteme in der Luftfahrt*. Springer Vieweg, 2015, S. 333–400
- [173] PILLING, M. J.: Low-temperature Combustion and Autoignition. In: COMPTON, R. (Hrsg.) ; HANCOCK, G. (Hrsg.): *Comprehensive Chemical Kinetics* Bd. 35. Amsterdam : Elsevier, 1997
- [174] PLASS, L. ; WAGNER, M. : Production of Synthetic Biofuels for the Bure Project in France. In: *4 th BTL Conference*. Berlin, 1.-2. Dezember 2010. – Präsentation
- [175] PORŠ, Z. : Reformerdesigns basierend auf ATR-9 : ATR-Konzepte im Rahmen des Projektes ADELHEID / Institut für Energieforschung - Brennstoffzellen (IEF-3). 2008 (IEF-3/BGS/2008/01). – Interner Forschungsbericht
- [176] PRATT, J. ; KLEBANOFF, L. ; MUNOZ-RAMOS, K. ; AKHIL, A. ; CURGUS, D. ; SCHENKMAN, B. : Proton Exchange Membrane Fuel Cells for Electrical Power Generation On-Board Commercial Airplanes / Sandia National Laboratories Albuquerque, New Mexico and Livermore, California. 2011. – Forschungsbericht
- [177] PRATT & WHITNEY CANADA: *Pratt & Whitney Canada, a proud provider in the Airbus A380 Program*. <http://www.pwc.ca>. – Pressemitteilung auf der Homepage vom 12. November 2007
- [178] RACHNER, M. : Die Stoffeigenschaften von Kerosin Jet A-1 / Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. 1998. – DLR-Mitteilung 98-01
- [179] RAJASHEKARA, K. ; GRIEVE, J. ; DAGGETT, D. : Solid Oxide Fuel Cell/Gas Turbine Hybrid APU System for Aerospace Applications. In: *Industry Applications Conference, 2006. 41st IAS Annual Meeting. Conference Record of the 2006 IEEE* Bd. 5, 2006, S. 2185 – 2192
- [180] RAJASHEKARA, K. ; GRIEVE, J. ; DAGGETT, D. : Hybrid fuel cell power in aircraft. In: *Industry Applications Magazine, IEEE* 14 (2008), Juli-August, Nr. 4, S. 54 –60
- [181] REBHAN, E. : *Energiehandbuch: Gewinnung, Wandlung und Nutzung von Energie*. Berlin/Heidelberg : Springer, 2002 (VDI-Buch). – ISBN 978–3–540–41259–5

- [182] ROESSLER, C. ; SCHOEMANN, J. ; BAIER, H. : Aerospace applications of hydrogen and fuel cells. In: STOLTEN, D. (Hrsg.) ; EMONTS, B. (Hrsg.): *Hydrogen and fuel cells*. Weinheim : Wiley-VCH, 2010, Kapitel 33, S. 661–680
- [183] ROETS, P. : Sasol Synthetic Fuels : Coals to Liquids. In: *ICAO-Workshop "Aviation and Alternative Fuels"*. Montréal, 10.-12. Februar 2009. – Präsentation
- [184] ROSERO, J. A. ; ORTEGA, J. A. ; ALDABAS, E. ; ROMERAL, L. : Moving towards a more electric aircraft. In: *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine* 22 (2007), Nr. 3, S. 3–9
- [185] ROSKAM, J. : Part 1 : Preliminary sizing of airplanes. In: *Airplane Design*. Design, Analysis and Research Corporation (DARcorporation), 1985. – ISBN 978–1–884885–42–6
- [186] ROSKAM, J. : Part 6 : Preliminary calculation of aerodynamic, thrust and power characteristics. In: *Airplane design*. Design, Analysis and Research Corporation (DARcorporation), 1987. – ISBN 978–1–884885–52–5
- [187] ROSTRUP-NIELSEN, J. : Reforming and gasification - Fossil energy carriers. In: STOLTEN, D. (Hrsg.) ; EMONTS, B. (Hrsg.): *Hydrogen and fuel cells : Fundamentals, technologies and applications*. Weinheim : Wiley-VCH, 2010, Kapitel 14, S. 291–305
- [188] RUSSELL, J.B.: *Performance and stability of aircraft*. Oxford : Butterworth-Heinemann, 1996. – ISBN 978–0–340–63170–6
- [189] SAMSUN, R. ; PETERS, R. : Methodologies for fuel cell process engineering. In: STOLTEN, D. (Hrsg.) ; EMONTS, B. (Hrsg.): *Fuel Cell Science and Engineering: Materials, Processes, Systems and Technology*. Weinheim : Wiley-VCH, 2012, Kapitel 22, S. 597–644
- [190] SANTIN, M. ; TRAVERSE, A. ; MASSARDO, A. : Technological aspects of gas turbine and fuel cell hybrid systems for aircraft : A review. In: *Aeronautical Journal* 112 (2008), Nr. 1134, S. 9
- [191] SARTORIUS AG: HT-PEM-Stack : Entwicklungsvorhaben 0326893 FCPU-Power Modul / HT-PEM : Entwicklungsvorhaben 20K0607F. Version: 23. Januar 2009. www.nkj-ptj.de. – Präsentation
- [192] SAUSEN, R. ; IAKSEN, I. ; GREWE, V. ; HAUGLUSTAINE, D. ; LEE, D. S. ; MYHRE, G. ; KOHLER, M. ; PITARI, G. ; SCHUMANN, U. ; STORDAL, F. ; ZEREFOS, C. : Aviation radiative forcing in 2000: An update on IPCC (1999). In: *Meteorologische Zeitschrift* 14 (2005), S. 555–561
- [193] SCHEFFLER, E. : *Statistische Versuchsplanung und -auswertung: Eine Einführung für Praktiker*. 3. Aufl. Stuttgart : Dt. Verlag für Grundstoffindustrie, 1997. – ISBN 978–3–34200–366–3
- [194] SCHEIDERER, J. : *Angewandte Flugleistung*. Berlin/Heidelberg : Springer, 2008. – ISBN 978–3–540–72722–4
- [195] SCHESKY, E. ; KRAL, M. : *Flugzeugtriebwerke : Kolben- und Gasturbinentriebwerke ; Aufbau, Wirkungsweise und Betriebsverhalten*. Berlin : Rhombos-Verlag, 2003. – ISBN 978–3–930894–95–6
- [196] SCHMIDT, T. J. ; BAURMEISTER, J. : Durability and Reliability in High-Temperature Reformed Hydrogen PEFCs. In: *ECS Transactions* 3 (2006), Nr. 1, S. 861–869

- [197] SCHMIDT, T. J. ; BAURMEISTER, J. : Properties of high-temperature PEFC Celtec®-P 1000 MEAs in start/stop operation mode. In: *Journal of Power Sources* 176 (2008), Nr. 2, S. 428–434
- [198] SCHOLZ, D. : Section 12 : Aircraft systems. In: DAVIES, M. (Hrsg.): *The standard handbook for aeronautical and astronautical engineers*. New York : McGraw-Hill, 2003 (McGraw-Hill standard handbooks). – ISBN 978-0-07-136229-0, Kapitel Aircraft systems, S. 12.1–12.110
- [199] SCHOLZ, D. : Aircraft Systems Overview : Greening of Secondary Power Systems. In: *SWAFEA - Sustainable Way of Alternative Fuels and Energy for Aviation : 1st European Stakeholder Meeting*. Brüssel, Belgien, 23.-24. April 2009
- [200] SCHÜTH, F. : Hydrogen storage methods. In: *Naturwissenschaften* 91 (2004), S. 157–172
- [201] SCHÜTH, F. : Mobile Wasserstoffspeicherung mit Hydriden der leichten Elemente. In: *Nachrichten aus der Chemie* 54 (2006), S. 24–28
- [202] SCHUMANN, U. : Atmosphärenforschung : Luftverkehr und Klima. In: *Physik in unserer Zeit* 39 (2008), S. 143–149
- [203] SCHUMANN, U. ; SAUSEN, R. ; GOLLNICK, V. : Klimawirkungen des Luftverkehrs / Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt. Version: September 2007. <https://elib.dlr.de>. – Forschungsbericht
- [204] SFORZA, P. : *Commercial Airplane Design Principles*. Oxford : Butterworth-Heinemann, 2014 (Elsevier Aerospace Engineering Series). – ISBN 978-0-12-419953-8
- [205] SHEKHAWAT, D. ; BERRY, D. A. ; GARDNER, T. H. ; SPIVEY, J. J.: Catalytic Reforming of Liquid Hydrocarbon Fuels for Fuel Cell Applications. In: SPIVEY, J. (Hrsg.) ; DOOLEY, K. M. (Hrsg.): *Catalysis*. Royal Society of Chemistry, 2006 (Specialist Periodical Reports). – ISBN 978-0-85404-239-5, S. 184–253
- [206] SHEKHAWAT, D. ; BERRY, D. A. ; SPIVEY, J. J.: Introduction to fuel processing. In: SHEKHAWAT, D. (Hrsg.) ; SPIVEY, J. J. (Hrsg.) ; BERRY, D. A. (Hrsg.): *Fuel Cells: Technologies for Fuel Processing*. Elsevier Science, 2011, Kapitel 1, S. 1–9
- [207] SHELL AVIATION (Hrsg.): *The Aeroshell Book*. 19. Aufl. Shell Aviation, 2012. <http://s02.static-shell.com/content/dam/shell/static/aviation/downloads/AeroShell-Book/-theaeroshellebook.pdf>. – Online-Handbuch
- [208] SIEBERTZ, K. ; BEBBER, D. ; HOCHKIRCHEN, T. : *Statistische Versuchsplanung : Design of Experiments (DoE)*. Berlin/Heidelberg : Springer, 2010 (VDI-Buch). – ISBN 978-3-642-05492-1
- [209] SINNETT, M. : 787 No-Bleed Systems: Saving Fuel and Enhancing Operational Efficiencies. In: *Boeing Aeromagazine* Quartal 4 (2007), S. 6–11
- [210] SLOAN, J. : *787 integrates new composite wing deicing system*. Version: 30. Dezember 2008. <http://www.compositesworld.com>

- [211] SOLOMON, S. ; QIN, D. ; MANNING, M. ; ALLEY, R. ; BERNTSEN, T. ; BINDOFF, N. ; CHEN, Z. ; CHIDTHAISONG, A. ; GREGORY, J. ; HEGERL, G. ; HEIMANN, M. ; HEWITSON, B. ; HOSKINS, B. ; JOOS, F. ; JOUZEL, J. ; KATTSOV, V. ; LOHMANN, U. ; MATSUNO, T. ; MOLINA, M. ; NICHOLLS, N. ; OVERPECK, J. ; RAGA, G. ; RAMASWAMY, V. ; REN, J. ; RUSTICUCCI, M. ; SOMERVILLE, R. ; STOCKER, T. ; WHETTON, P. ; WOOD, R. ; WRATT, D. : The Physical Science Basis : Contribution of Working Group I to the Fourth Assessment Report of the Intergovernmental Panel on Climate Change Cambridge University Press, Cambridge, United Kingdom and New York, NY, USA. In: *2007: Technical Summary. In: Climate Change 2007*. Cambridge University Press, Cambridge, United Kingdom und New York, NY, USA. : Solomon, S., D. Qin, M. Manning, Z. Chen, M. Marquis, K.B. Averyt, M. Tignor and H.L. Miller (Hrsg.), 2007
- [212] SORRELL, S. ; SPEIRS, J. ; BENTLEY, R. ; BRANDT, A. ; MILLER, R. : Global oil depletion : An assessment of the evidence for a near-term peak in global oil production. / UK Energy Research Center. 2009. – Technischer Report. – ISBN 1-903144-0-35
- [213] SOTELO-BOYÁS, R. ; TREJO-ZÁRRAGA, F. ; DE JESÚS HERNÁNDEZ-LOYO, F. : Hydroconversion of triglycerides into green liquid fuels. In: KARAMÉ, I. (Hrsg.): *Hydrogenation*. 2012, Kapitel 8, S. 187–216
- [214] SPIVEY, J. : Deactivation of reforming catalysts. In: SHEKHAWAT, D. (Hrsg.) ; SPIVEY, J. J. (Hrsg.) ; BERRY, D. A. (Hrsg.): *Fuel Cells: Technologies for Fuel Processing*. Elsevier Science, 2011, Kapitel 10, S. 285–315
- [215] SPRINGMANN, S. ; FRIEDRICH, G. ; HIMMEN, M. ; SOMMER, M. ; EIGENBERGER, G. : Isothermal kinetic measurements for hydrogen production from hydrocarbon fuels using a novel kinetic reactor concept. In: *Applied Catalysis A: General* 235 (2002), S. 101 – 111
- [216] SRINIVASAN, H. ; J., Y. ; WELCH, R. ; TULYANI, S. ; L., H. : Solid Oxide Fuel Cell APU feasibility study for a long range commercial aircraft using UTC ITAPS approach : Volume I : Aircraft propulsion and subsystems integration evaluation / NASA. 2006 (NASA/CR-2006-214458/Vol1). – Technischer Report
- [217] SUTTISAWAT, Y. ; RANGSUNVIGIT, P. ; KITIYANAN, B. ; KULPRATHIPANJA, S. : A reality check on using NaAlH₄ as a hydrogen storage material. In: *Journal of Solid State Chemistry* 14 (2010), S. 1813–1819
- [218] THE BOEING COMPANY: *767-300ER : Technical Characteristics*. <http://www.boeing.com/boeing/commercial/767family/technical/technical-characteristics.page?>. – Abruf: 27.12.2014
- [219] THE BOEING COMPANY: *Boeing 787-8 Dreamliner : Fact Sheet*. www.boeing.com/boeing/commercial/787family/787-8prod.page. – Abruf: 27.12.2014
- [220] THE BOEING COMPANY: 787 : Airplane Characteristics for Airport Planning. 2007 (D6-58333). – Technische Broschüre
- [221] THE BOEING COMPANY: The Boeing 787 Dreamliner : Airport Compatability Brochure. 2007. – Technische Broschüre
- [222] THE BOEING COMPANY: 787 : Airplane Characteristics for Airport Planning. 2010 (D6-58333). – Technische Broschüre (Vorläufige Version)

- [223] THE BOEING COMPANY: *Airport Compatibility Brochure – 787*. <http://www.boeing.com>. Version: März 2011
- [224] THE BOEING COMPANY: *787 Dreamliner : Online Insights*. <http://www.boeing.com>. Version: 12. Dezember 2012. – Präsentation
- [225] TORENBECK, E. : *Synthesis of subsonic airplane design: An introduction to the preliminary design, of subsonic general aviation and transport aircraft, with emphasis on layout, aerodynamic design, propulsion, and performance*. Dordrecht : Springer Netherlands, 1982. – ISBN 978–90–247–2724–7
- [226] TRUDEWIND, C. A. ; WAGNER, H.-J. : Research and development targets and priorities. In: STOLTEN, D. (Hrsg.) ; EMONTS, B. (Hrsg.): *Hydrogen and fuel cells : Fundamentals, technologies and applications*. Weinheim : Wiley-VCH, 2010, Kapitel 25, S. 533–550
- [227] UBONG, E. U.: Testing and Evaluation of a High Temperature PBI Membrane Based PEM Fuel Cell. In: *ECS Transactions* 17 (2009), Nr. 1, S. 277–284
- [228] UMWELTBUNDESAMT: *Klimawirksamkeit des Flugverkehrs : Aktueller wissenschaftlicher Kenntnisstand über die Effekte des Flugverkehrs*. Version: April 2012. www.bundesumweltamt.de
- [229] UNITED KINGDOM MINISTRY OF DEFENCE: *Defence Standard 91-91, Issue 7 (Amd 2) : Turbine Fuel, Kerosine Type, Jet A-1, NATO Code: F-35, Joint Service Designation: AVTUR*. 18. Februar 2011. – Technische Spezifikation
- [230] UNITED TECHNOLOGIES: *Hamilton Sundstrand's Boeing 787 Auxiliary Power Unit undergoes successful initial start-up*. <http://www.utc.com>. Version: 18. Mai 2009
- [231] U.S. DEPARTMENT OF ENERGY: *Parts of a fuel cell*. <http://energy.gov/>, . – Abruf: Oktober 2014
- [232] U.S. DEPARTMENT OF ENERGY: The Department of Energy Hydrogen and Fuel cells program plan : An Integrated Strategic Plan for the Research, Development, and Demonstration of Hydrogen and Fuel Cell Technologies / U.S. Department of Energy. Version: 2011. <http://www.hydrogen.energy.gov>. – Forschungsbericht
- [233] Kapitel 3.4: Fuel Cells. In: U.S. DEPARTMENT OF ENERGY FUEL CELL TECHNOLOGIES OFFICE: *Multi-Year Research, Development and Demonstration Plan : Planned program activities for 2011-2020*. 2011 (Update: März 2012), S. 3.4–1–3.4–49
- [234] Kapitel 3.4: Fuel Cells. In: U.S. DEPARTMENT OF ENERGY FUEL CELL TECHNOLOGIES OFFICE: *Multi-Year Research, Development and Demonstration Plan : Planned program activities for 2011-2020*. 2012 (Update: November 2014), S. 3.4–1–3.4–49
- [235] Kapitel 2: Program Benefits. In: U.S. DEPARTMENT OF ENERGY FUEL CELL TECHNOLOGIES OFFICE: *Multi-Year Research, Development and Demonstration Plan : Planned program activities for 2011-2020*. 2012 (Update: November 2014), S. 2–1–2–24
- [236] VEREIN DEUTSCHER INGENIEURE (VDI): *VDI 4600 : Kumulierter Energieaufwand (KEA): Begriffe, Definitionen, Berechnungsmethoden*. Juni 1997. – VDI-Richtlinie
- [237] VERSTRAETE, D. ; HENDRICK, P. ; PILIDIS, P. ; RAMDEN, K. : Hydrogen fuel tanks for subsonic transport aircraft. In: *International Journal of Hydrogen Energy* 35 (2010), S. 11085–11098

- [238] VIELSTICH, W. : *Brennstoffelemente : Moderne Verfahren zur elektrochemischen Energiegewinnung*. Weinheim : Verlag Chemie, 1965
- [239] VINOT, S. ; WEEDA, M. ; KLELL, M. : Roads2Hycom's strategic research recommendations. In: *Roads2Hycom workshop with IEA / HIA*. Athen, 4. November 2008. – Präsentation
- [240] WAGNER, W. ; PRUSS, A. : International equations for the saturation properties of ordinary water substance. Revised according to the international temperature scale of 1990. In: *Journal of Physical and Chemical Reference Data* 22 (1993), Nr. 3, S. 783–787
- [241] WALLACE, J. : *Fuel-tank safety system comes standard on 787 : Dreamliner's composite wings are a factor in decision*. <http://www.seattlepi.com>. Version: 11. März 2007
- [242] WALSH, P. ; FLETCHER, P. : *Gas turbine performance*. 2. Aufl. Oxford : Blackwell Science Ltd, 2004. – ISBN 978-0-632-06434-2
- [243] WANNEK, C. : High-Temperature PEM Fuel Cells: Electrolytes, Cells, and Stacks. In: STOLTEN, D. (Hrsg.) ; EMONTS, B. (Hrsg.): *Hydrogen and Fuel Cells: Fundamentals, Technologies and Applications*. Weinheim. Wiley-VCH, 2010, Kapitel 2, S. 17–40
- [244] WANNEK, C. ; KOHNEN, B. ; OETJEN, H.-F. ; LIPPERT, H. ; MERGEL, J. : Durability of ABPBI-based MEAs for High Temperature PEMFCs at Different Operating Conditions. In: *Fuel Cells* 8 (2008), Nr. 2, S. 87–95
- [245] WANNEK, C. ; DOHLE, H. ; MERGEL, J. ; STOLTEN, D. : Novel VHT-PEFC MEAs Based on ABPBI Membranes for APU Applications. In: *ECS Transactions* 12 (2008), Nr. 1, S. 29–39
- [246] WARNATZ, J. ; MAAS, U. ; DIBBLE, R. W.: *Verbrennung : Physikalisch-Chemische Grundlagen, Modellierung und Simulation, Experimente, Schadstoffentstehung*. 3. Aufl. Berlin/Heidelberg : Springer, 2001. – ISBN 3-540-42128-9
- [247] WEIGAND, B. ; KÖHLER, J. ; WOLFERSDORF, J. : *Thermodynamik kompakt*. Berlin/Heidelberg : Springer, 2008 (Springer-Lehrbuch). – ISBN 978-3-540-71865-9
- [248] WEISMAN, W. (Hrsg.): *Total Petroleum Hydrocarbon Criteria Working Group Series*. Bd. 1: *Analysis of Petroleum Hydrocarbons in Environmental Media*. Amherst, Massachusetts (USA) : Amherst Scientific Publishers, 1998
- [249] WILLIAMS, D. : *Earth fact sheet*. Version: 17. November 2010. <http://nssdc.gsfc.nasa.gov>
- [250] WOLF, J. : LH2 makes you mobile. In: *Linde Technology* 1 (2003), S. 30–35
- [251] ZABETAKIS, M. G.: Flammability characteristics of combustible gases and vapors / U.S. Department of the Interior, Bureau of Mines. 1965 (ISA-TR12.13.01-1999 (R200X)). – Technischer Report
- [252] ZÜTTEL, A. ; REMHOF, A. ; BORGSCHULTE, A. ; FRIEDRICH, O. : Hydrogen : the future energy carrier? In: *Philosophical transactions of the royal society* 368 (2010), S. 3329–3342

Liste der Formelzeichen und Abkürzungen

Lateinische Formelzeichen

$A_{\text{Kühl}}$	Erforderliche Wärmeübertragungsfläche zur Gasabkühlung bis auf den Taupunkt	
A_{Kond}	Erforderliche Wärmeübertragungsfläche zur Gasentfeuchtung	
A_{Zelle}	Aktive Zellfläche	cm ²
A	Auftriebskraft	N
A	Arrhenius-Faktor	L/mol/s
a_i	Aktivität der Spezies i	-
b	Regressionsfaktor	-
C_{fi}	Tabellierte Koeffizienten im Flugleistungsmodell „BADA“	
c_A	Dimensionsloser Auftriebsbeiwert	-
c_i	Molare Konzentration der Spezies i	-
c_W	Dimensionsloser Widerstandsbeiwert	-
c_{W0}	Auftriebsunabhängiger Anteil des Widerstandsbeiwerts	-
E	Zellspannung	mV
E_A	Aktivierungsenergie	J/mol
E°	Standardpotential	V
E_{OC}	Effektive offene Zellspannung	V
$E_{OC,rev}$	Reversible Zellspannung bei offenem Stromkreis („Nernst-Spannung“)	V
E_H	fiktive enthalpische Zellspannung	V
$E_{Z,Auslegung}$	Spannung der Einzelzelle am Auslegungspunkt	V
ESF	Energy Share Factor (Faktor im Flugleistungsmodell „BADA“)	-
e	Oswald-Faktor	-
F	Faraday-Konstante (=96485,3365 C/mol)	
F	Schubkraft	N
F_{TW}	Schubkraft pro Triebwerk	N
G	Freie Enthalpie	J
G	Gewichtskraft	N
$\Delta_R G$	Freie Reaktionsenthalpie	J
$\Delta_R G_i^\circ$	Freie Standardreaktionsenthalpie der Spezies i	J
g	Gravitationskonstante (=9,81 m/s ²)	
H	Enthalpie	J
H_U	Heizwert	kJ/kg
h_i	molare Enthalpie der Spezies i	J/mol
h	Flughöhe	m
h_{Kond}	molare Enthalpie des Gases am Taupunkt	J/mol
I	Elektrischer Strom	A
j	Stromdichte	A/m ²
j_o	Austauschstromdichte	A/m ²
j_{Cross}	parasitärer elektrischer Strom	V
K	Gleichgewichtskonstante	-
k	Wärmedurchgangskoeffizient	W/m ² /K
k	Reaktionsgeschwindigkeitskonstante	?

k	Anzahl der Versuchsfaktoren	-
k	Erweiterungsfaktor zur Berechnung der erweiterten Unsicherheit	
M_i	Molare Masse der Spezies i	g/mol
m	Masse, Gewicht	kg
\dot{m}_B	Brennstoffstrom/-verbrauch	kg/s
m_{H_2O}	Kondensatmenge	kg
N	Anzahl der Versuchspunkte	-
n_i	Stoffmenge der Spezies i	mol
n	Anzahl	-
\dot{n}_i	Stoffstrom der Spezies i	mol/s
$n_i^{(0)}$	Anfangsstoffmenge der Spezies i	mol
\dot{n}_{Gas}	Brennerabgas- oder Kathodenabluftstrom	mol/s
n_{Zellen}	Gesamtanzahl an Einzelzellen	-
$P_{Expander}$	Expanderleistung	kW
P_F	Schubleistung	kW
$P_{Generator}$	Stromerzeugungsleistung der Turbokompressor/Expander-Einheit	
P_{aux}	Stromeigenbedarf des Brennstoffzellensystems , periphere Leistung	kW
$P_{Kompressor}$	Verdichtungsleistung der Turbokompressor/Expander-Einheit	
P_{Motor}	Motorleistung der Turbokompressor/Expander-Einheit	kW
P_{Nutz}	Nutzleistung	kW
P_{Stack}	Stackleistung	kW
P_{Sys}	Leistung des Brennstoffzellensystems	kW
P_t	Technische Leistung	kW
$P_{t,rev}$	reversible technische Leistung	kW
P_{Welle}	Wellenleistung	kW
P_Z	Mittlere Zelleistung	W
p	Anzahl der durch Vermengen in einem Teilfaktorplan eingeführten Faktoren	-
p	Druck	Pa
p_i	Partialdruck der Gaskomponente i	Pa
p°	Standarddruck	Pa
Q	Reaktionsquotient	-
Q	elektrische Ladung	C
\dot{Q}	Wärmestrom	kW
\dot{Q}_B	Freigesetzte Brennstoffwärme	kW
R	Allgemeine Gaskonstante	J/mol/K
R	Ohmscher Widerstand	$\Omega (=V/A)$
r_Ω	flächenspezifischer ohmscher Widerstand	$k\Omega cm^2$
r_{Konz}	flächenspezifischer Diffusionswiderstand	$kVcm^2/A$
r	Reaktionsgeschwindigkeit	?
r	Korrelationskoeffizient	
SFC	schubspezifischer Treibstoffverbrauch	kg/min/KN
S	Entropie	J/K
S	Flügelfläche	m^2
s	Molare Entropie	J/mol/K
T	Temperatur	K
$T_{adiabat}$	Adiabate Verbrennungstemperatur	K

T_{aus}	Gasaustrittstemperatur	K
T_{Kond}	Taupunkttemperatur	K
$T_{\text{Kühl}}$	Temperatur der als Kühlmedium genutzten Luft	K
T_{mittel}	Mittlere Temperaturdifferenz im Wärmeübertrager	K
T_{Quench}	Quenchtemperatur in der Wassergas-Shift-Stufe	K
U	Erweiterte Unsicherheit	
u	Standardunsicherheit	
u_c	Kombinierte Standardunsicherheit	
u_t	Brenngasnutzungsgrad	-
\dot{V}	Volumenstrom	mol/s
v	Geschwindigkeit	m/s
v_{TAS}	Wahre Fluggeschwindigkeit	m/s
W	Widerstandskraft	N
W_{el}	Elektrochemische Nutzarbeit	
X_i	Eingangsgröße	
x	Wert einer Faktorstufe oder Einflussgröße (unabhängige Variable)	
x_i	Stoffmengenanteil der Spezies i	
x_i	Eingangsschätzwert	
Y	Messgröße	
y	Schätzwert einer Messgröße, Versuchsergebnis (abhängige Variable)	
y_i	Molarer Stoffmengenanteil der Gaskomponente i	mol/mol

Griechische Formelzeichen

ϑ	Temperatur	°C
α	Anstellwinkel	
α	Durchtrittsfaktor	
ε	Gleitzahl	
ε_{min}	Optimale Gleitzahl	
ζ	Chemischer Umsatz	-
ξ	Reaktionslaufzahl	mol
ξ	Zufallszahl	
η_{act}	Aktivierungsüberspannung	V
η_{BGS}	Wirkungsgrad Brennerzeugungssystem	-
$\eta_{\text{DC/DC}}$	Wirkungsgrad DC/CD-Spannungswandler	-
η_{E}	Spannungswirkungsgrad	-
η_{el}	Stromerzeugungswirkungsgrad	-
η_{ges}	Gesamtwirkungsgrad des Triebwerks	-
$\eta_{\text{Generator}}$	Wirkungsgrad der Triebwerksgeneratoren	-
η_{Getriebe}	Wirkungsgrad des triebwerksseitigen Getriebes	-
η_{is}	Isentroper Wirkungsgrad	-
η_{Konz}	Konzentrationsüberspannung	V
η_{mech}	mechanischer Wirkungsgrad	-
η_{Stack}	Stackwirkungsgrad	-
η_{Svs}	Wirkungsgrad des Brennstoffzellensystems	
η_{th}	thermischer Wirkungsgrad	-
η_{V}	Vortriebswirkungsgrad	-

η_{Ω}	Ohmsche Spannungsverluste	V
η_z	Zellwirkungsgrad	-
μ_i	Chemisches Potential der Spezies i	J/mol
μ_i°	Chemisches Potential der Spezies i im Standardzustand	J/mol
u_t	Gasnutzungsgrad	-
λ	Luftzahl	-
ρ	Dichte	kg/m ³
ν	Stöchiometrischer Koeffizient	-
Λ	Tragflügelstreckung	-
φ	Relative Luftfeuchte	-

Akronyme

AGB	Accessory Gearbox
APU	Auxiliary Power Unit
ATR	Autothermer Refomer
BADA	Base of Aircraft Data
BtL	Biomass to Liquid
CAS	Calibrated Air Speed (Berichtigte Fluggeschwindigkeit)
CtL	Coal to Liquid
EASA	European Aviation Safety Agency
ECS	Environmental System
FAA	Federal Aviation Authority
FT	Fischer-Tropsch
IEK-3	Institut für Energie- und Klimaforschung 3 des Forschungszentrums Jülich
GtL	Gas to Liquid
GUM	Guide to the Expression of Uncertainty in Measurement
GWP	Global Warming Potential
HE	Haupteffekt
HEFA	Hydroprocessed Eters And Acids
HTFS	Hochtemperatursynthese
HT-PEFC	Hochtemperatur-Polymerelektrolytbrennstoffzelle
HVO	Hydrotreated Vegetable Oils
LCA	Life Cycle Assessment
LTFS	Niedertemperatursynthese
MEA	Membrane Electrode Assembly
POX	Partielle Oxidation
RAT	Ram Air Turbine
RFI	Radiative Forcing Index
SPK	Synthetisiertes Paraffinisches Kerosin
THG	Treibhausgas
TOC	Total Organic Carbon
TOW	Take-Off Weight (Startgewicht)
WE	Wechselwirkungseffekt
WGS	Wassergas-Shift
XtL	Feed to Liquid
ZFW	Zero Fuel Weight (Leertankgewicht)

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 2-1:	Entwicklung des weltweiten zivilen Flugverkehrs von 1970 bis heute.....	3
Abbildung 2-2:	OPEC-Korbpreise in US-Dollar/Barrel von 1983 bis 2015	7
Abbildung 3-1:	Vereinfachtes Schema der atmosphär. Rohödestillation	9
Abbildung 3-2:	Typische Destillationskurve von Jet A-1 nach ASTM D86	10
Abbildung 3-3:	Beispielhafte Zündcharakteristik eines Kerosins unter Atmosphärendruck.....	12
Abbildung 3-4:	Stabilitätsdiagramm nach dem Gray-Yang-Modell	14
Abbildung 3-5:	Temperatur eines Gemisches aus leichtem Heizöl und Luft in Abhängigkeit von der Lufttemperatur ($p=1$ bar, $\lambda=1$, Eindüsung in einen Kolbenstromreaktor)	14
Abbildung 3-6:	Wesentliche Schritte bei der Herstellung von Fischer-Tropsch-Kraftstoff	16
Abbildung 3-7:	Aufbau von Triglyceriden	18
Abbildung 3-8:	Energiedichte verschiedener Kraftstoffe	20
Abbildung 3-9:	Sekundärenergiebereitstellung in konventionellen Verkehrsflugzeugen	23
Abbildung 3-10:	Sitz der APU im Flugzeug.....	24
Abbildung 3-11:	Bedarf an elektrischer Leistung bei More Electric Aircraft im Vergleich zu konventionellen Flugzeugen	25
Abbildung 3-12:	Prinzipieller Aufbau eines Mehrwellen-Turbofan-Triebwerks und thermo- dynamischer Kreisprozess	27
Abbildung 3-13:	Schema einer H_2/O_2 -Brennstoffzelle.....	32
Abbildung 3-14:	Charakteristischer Verlauf einer Strom-Spannungs-Kennlinie	35
Abbildung 3-15:	Energiedichte verschiedener Speichertechnologien für Wasserstoff	45
Abbildung 3-16:	Reformierbarkeit von Kohlenwasserstoffverbindungen.....	47
Abbildung 3-17:	Prozessschema eines HT-FEFC-Systems mit Brenngaserzeugung.....	51
Abbildung 3-18:	Kräftebilanz beim Flugzeug	52
Abbildung 3-19:	Widerstandspolare.....	53
Abbildung 3-20:	Flugprofil mit Step Climb.....	54
Abbildung 3-21:	Beispiel für den schubspezifischen Triebwerksverbrauch eines Turbofans (oben: 20.000 ft Flughöhe, unten: 30.000 ft Flughöhe)	55
Abbildung 4-1:	Schematische Darstellung des Reformers ATR-9.2.....	60
Abbildung 4-2:	Schema zur Anordnung der Thermoelemente und qualitativer Temperaturverlauf im Monolithen	61
Abbildung 4-3:	Reformatzusammensetzung (tr.) und Temperatur am Katalysatoraustritt (ATR-9.1, HC-Kerosin, Gleichgewichtswerte gelten für $C_{12}H_{24}$).....	66
Abbildung 4-4:	CO_2 -Konzentration über der Austrittstemperatur und prozentualer Fortschritt der WGS-Reaktion (ATR-9.1, HC-Kerosin).....	67
Abbildung 4-5:	CH_4 -Konzentration über der Katalysatoraustrittstemperatur und Fortschritt der CO-Methanisierung (ATR-9.1, HC-Kerosin).....	67
Abbildung 4-6:	oben: POX-Temperatur (ATR-9.1, HC-Kerosin); unten: Effekte der Variablen 1 (O_2/C), 2 (H_2O/C) und 3 ($\dot{m}_{Kerosin}$)	68
Abbildung 4-7:	oben: Temperatur am Katalysatoraustritt (ATR-9.1, HC-Kerosin); unten: Effekte der Variablen 1 (O_2/C), 2 (H_2O/C) und 3 ($\dot{m}_{Kerosin}$)	69
Abbildung 4-8:	Mengen an organischem Kohlenstoff (TOC) im Kondensat und der daraus abgeleitete Umsatz (ATR-9.1, HC-Kerosin)	71

Abbildung 4-9:	Reformatzusammensetzung (tr.) und Temperatur am Katalysatoraustritt (ATR-9.1, GtL-Kerosin, Gleichgewichtswerte gelten für $C_{10}H_{22}$)	72
Abbildung 4-10:	CO_2 -Konzentration über der Austrittstemperatur und prozentualer Fortschritt der WGS-Reaktion (ATR-9.1, GtL-Kerosin)	73
Abbildung 4-11:	CH_4 -Konzentration über der Austrittstemperatur und prozentualer Fortschritt der CO-Methanisierung (ATR-9.1, GtL-Kerosin)	73
Abbildung 4-12:	oben: POX-Temperatur (ATR-9.1, GtL-Kerosin); unten: Effekte der Variablen 1 (O_2/C), 2 (H_2O/C) und 3 ($\dot{m}_{Kerosin}$)	74
Abbildung 4-13:	oben: Temperatur am Katalysatoraustritt (ATR-9.1, GtL-Kerosin);	75
Abbildung 4-14:	TOC-Werte in Abhängigkeit vom Produktvolumenstrom (ATR-9.1, GtL-Kerosin)	76
Abbildung 4-15:	Wirkungsgrad des Reformers ATR-9.1 bei variierten Betriebsparametern	77
Abbildung 4-16:	Reformatzusammensetzung (tr.) und Temperatur am Katalysatoraustritt (ATR-9.2, GtL-Kerosin)	79
Abbildung 4-17:	CO_2 -Konzentration über der Katalysatoraustrittstemperatur und prozentualer Fortschritt der WGS-Reaktion (ATR-9.2, GtL-Kerosin)	80
Abbildung 4-18:	CH_4 -Konzentration über der Katalysatoraustrittstemperatur und Fortschritt der CO-Methanisierung (ATR-9.2, GtL-Kerosin)	80
Abbildung 4-19:	oben: POX-Temperatur (ATR-9.2, GtL-Kerosin);	81
Abbildung 4-20:	oben: Temperatur in der Mischkammer (ATR-9.2, GtL-Kerosin);	82
Abbildung 4-21:	TOC-Wert und Mischkammertemperatur in Abhängigkeit vom Produktvolumenstrom (ATR-9.2, GtL-Kerosin)	83
Abbildung 4-22:	Reformierungswirkungsgrad des ATR-9.2 (GtL-Kerosin)	85
Abbildung 4-23:	Lastzyklusversuch (ATR-9.2, $O_2/C=0,47$, $H_2O/C=1,9$)	86
Abbildung 4-24:	Stoffströme der Edukte im Lastzyklusversuch (ATR-9.2, $O_2/C=0,47$, $H_2O/C=1,9$)	87
Abbildung 4-25:	Molares O_2/C -Verhältnis im Lastzyklusversuch (ATR-9.2, $O_2/C=0,47$, $H_2O/C=1,9$)	87
Abbildung 4-26:	Reaktionszeit beim Lastwechsel von 60 % auf 100 % im Lastzyklusversuch (ATR-9.2, $O_2/C=0,47$, $H_2O/C=1,9$)	88
Abbildung 4-27:	Mischkammertemperatur in Abhängigkeit vom Kerosinstrom im Lastzyklusversuch (ATR-9.2, $O_2/C=0,47$, $H_2O/C=1,9$)	88
Abbildung 4-28:	POX-Temperatur aufgetragen über Mischkammertemperatur im Lastzyklusversuch (ATR-9.2, $O_2/C=0,47$, $H_2O/C=1,9$)	89
Abbildung 4-29:	Konzentrationen im Lastzyklusversuch (ATR-9.2, $O_2/C=0,47$, $H_2O/C=1,9$)	90
Abbildung 4-30:	Stoffströme im Langzeitversuch (ATR-9.2, GtL, $O_2/C=0,47$, $H_2O/C=1,9$, Last = 100 %)	91
Abbildung 4-31:	Temperaturniveaus im Langzeitversuch (ATR-9.2, GtL, $O_2/C=0,47$, $H_2O/C=1,9$, Last = 100 %)	92
Abbildung 4-32:	TOC-Werte und Mischkammertemperatur im Langzeitversuch (ATR-9.2, GtL, $O_2/C=0,47$, $H_2O/C=1,9$, Last = 100 %)	92
Abbildung 4-33:	Reformatzusammensetzung im Langzeitversuch (ATR-9.2, GtL, $O_2/C=0,47$, $H_2O/C=1,9$, Last = 100 %)	93
Abbildung 5-1:	Kriterien der Konkurrenzfähigkeit einer HT-PEFC-APU gegenüber einer GT-APU	100
Abbildung 5-2:	Vorgehensweise bei der Erstellung des Simulationsmodells	102
Abbildung 5-3:	Design einer Brennkammer	109

Abbildung 5-4:	Bordnetz des Basisflugzeuges.....	110
Abbildung 5-5:	Bordnetz des Modells „BZ“	111
Abbildung 5-6:	Netzeinspeisung der APU.....	111
Abbildung 5-7:	Wassersystem des simulierten Flugzeugs.....	112
Abbildung 5-8:	Klimatische Durchschnittswerte für die Standorte Frankfurt am Main, Kairo und Singapur	114
Abbildung 5-9:	Profil der Flugmission Frankfurt a.M. – Kairo (FRA-CAI)	116
Abbildung 5-10:	Profil der Flugmission Frankfurt a.M. – Singapur (FRA-SIN)	116
Abbildung 5-11:	Variation des vertikalen Flugprofils mit dem Flugzeugleergewicht	117
Abbildung 5-12:	APU-Leistung im Bodenbetrieb.....	118
Abbildung 5-13:	Bedarfsprofil der elektrischen Leistung für die Flugmission FRA-SIN (Flugzeug mit Brennstoffzellen-APU).....	119
Abbildung 5-14:	Lastaufteilung zwischen APU und Generatoren (FRA-SIN).....	120
Abbildung 5-15:	Wasserverbrauch in der Kabine inkl. Kabinenbefeuchtung.....	121
Abbildung 5-16:	Grundfließbild des wasserstoffbetriebenen HT-PEFC-Systems ohne Druckbeaufschlagung (System I-A)	127
Abbildung 5-17:	Grundfließbild des wasserstoffbetriebenen HT-PEFC-Systems mit Druckbeaufschlagung (System I-B)	128
Abbildung 5-18:	Grundfließbild des reformatbetriebenen HT-PEFC-Systems ohne Druckbeaufschlagung (System II-A)	131
Abbildung 5-19:	Grundfließbild des reformatbetriebenen HT-PEFC-Systems mit Druckbeaufschlagung (System II-B)	132
Abbildung 5-20:	Strom-Spannungs-Kennlinien von fünfzelligen HT-PEFC- Stacks ($\vartheta = 160\text{ °C}$, $p = 1\text{ bar}$, $\lambda = 2$, $u = 1,2$)	134
Abbildung 5-21:	HT-PEFC-Kennlinien für H_2/Luft ($\zeta = 160\text{ °C}$, $p = 1\text{ bar}$, $\lambda = 2$, $u=1,2$).....	136
Abbildung 5-22:	Kennlinienoptimierung am Beispiel des H_2/Luft -Stacks ($\vartheta = 160\text{ °C}$, $p = 1\text{ bar}$, $\lambda = 2$, $u = 1,2$)	137
Abbildung 5-23:	Auswirkung einer Druckerhöhung auf die HT-PEFC-Kennlinien	138
Abbildung 5-24:	Simulierte Kennlinien des H_2/Luft -Stacks bei 160 °C und verschiedenen Systemdrücken.....	139
Abbildung 5-25:	Gewählte Auslegungspunkte für die H_2/Luft -Stacks	140
Abbildung 5-26:	Definition von Stack- und Systemleistung.....	141
Abbildung 5-27:	Eigenbedarfsleistung pro 100 kW APU-Leistung bei 2 bar Betriebsdruck in Abhängigkeit von der Flughöhe ($\eta_{\text{Kompressor}}=\text{konst.}$)	142
Abbildung 5-28:	Benötigte Bruttoleistung am Auslegungspunkt (H_2 -Betrieb).....	143
Abbildung 5-29:	Beispielhafter Verlauf der Zellspannung über der Stackbetriebsdauer (H_2 -Betrieb, Drucklos, Stackkonzept 1, Kennlinie D)	143
Abbildung 5-30:	Schematische Darstellung der Anordnung graphitischer Bipolarplatten.....	144
Abbildung 5-31:	Anteil der Stackkomponenten am Gesamtgewicht (300 -Zeller mit graphitischen Bipolarplatten)	146
Abbildung 5-32:	Anteil der Stackkomponenten am Gesamtgewicht (300 -Zeller mit metallischen Bipolarplatten).....	147
Abbildung 5-33:	Turbokompressor/Expander-Einheit im Antriebsmodus	150
Abbildung 5-34:	Turbokompressor/Expander-Einheit im Generatormodus	150
Abbildung 5-35:	Die Brenner Temperatur in Abhängigkeit von der Luftzahl (Eintrittstemperatur in den Brenner: 60 °C , Druck: 1 bar)	152

Abbildung 5-36:	Vereinfachter Temperaturverlauf über der Kondensatorfläche am Auslegungspunkt (Kondensator auf der Brennerseite, 0,55 V, Kabinendruck, 43.000 ft Flughöhe).....	153
Abbildung 5-37:	Darstellung eines Rippenrohr-Kondensators	155
Abbildung 5-38:	Wasserbilanz für ausgewählte Betriebspunkte einer reformatbetriebenen Brennstoffzellen-APU (System II)	157
Abbildung 5-39:	Modellierung des Reformierungsprozesses von schwefelfreiem Kerosin (Temperaturwerte für $O_2/C=0,47$, $H_2O=1,9$).....	158
Abbildung 5-40:	Wasserdampfbereitstellung im Reformierungsprozess.....	161
Abbildung 5-41:	Schematischer Überblick über das Simulationsmodell	162
Abbildung 5-42:	Reformatbetriebene Brennstoffzellen-APU an ausgewählten Betriebspunkten (Bodenbetrieb)	163
Abbildung 5-43:	Mehrverbrauch eines Zweiwellen-Strahltriebwerks der 300 kW Schubklasse pro 100 kW Wellenleistungsentnahme (39.000 ft, 0,8 Ma)	165
Abbildung 5-44:	Schematische Darstellung eines elektrisch betriebenen Umgebungs-kontrollsystems	166
Abbildung 5-45:	Schematische Darstellung zur Frischluftversorgung	167
Abbildung 5-46:	Schiefwinkliges Mollier-Diagramm der feuchten Luft für 1 bar	168
Abbildung 5-47:	Stoffströme in der Kabine (in Reiseflughöhe)	169
Abbildung 5-48:	Relative Luftfeuchte bei 24 °C in der Flugzeugkabine mit und ohne zusätzliche Luftbefeuchtung	170
Abbildung 5-49:	Nettomenge an Produktwasser des HT-PEFC-Systems.....	171
Abbildung 5-50:	Wassermenge an Bord bei einer wasserstoffbetriebenen APU (Beispiel: Langstrecke, kein Druckbetrieb)	173
Abbildung 5-51:	Vergleich der Wassermenge von Basis-, Brennstoffzellen (BZ)- und Referenzvariante (Wasserstoffbetrieb)	173
Abbildung 5-52:	Widerstandspolare und Gleitzahl im Reiseflug bei $Ma=0,85$ und 43.000 ft Höhe (Flugzeugmodell B787-8).....	175
Abbildung 5-53:	Vergleich des spezifischen Kraftstoffverbrauchs bei 43.000 ft.....	175
Abbildung 5-54:	Schubkraft und Kerosinverbrauch pro Triebwerk auf der Strecke Frankfurt-Kairo (110 t Leergewicht)	176
Abbildung 5-55:	Take-off-Gewicht und Verbrauch pro t Leertankgewicht	178
Abbildung 5-56:	Vergleich des Kerosinverbrauchs pro Flugmeile.....	179
Abbildung 5-57:	Prozentualer Kerosinverbrauch nach Flugphasen	179
Abbildung 5-58:	Kerosinmenge im Tank auf der Kurzstreckenmission	180
Abbildung 5-59:	Inertisierungsdauer in Abhängigkeit von Menge und Sauerstoffkonzentration des Inertgases	182
Abbildung 5-60:	Größenordnung der Inertgasmenge in Abhängigkeit von APU-Leistung und –Wirkungsgrad (H_2 -betriebenes HT-PEFC-System)	182
Abbildung 5-61:	Erstinertisierung der Flugzeugtanks	183
Abbildung 5-62:	Zeitliche Verläufe von Sauerstoffkonzentration und Inertgasstrom	183
Abbildung 5-63:	Die Internationale Standardatmosphäre (ISA)	184
Abbildung 5-64:	Absoluter und leistungsbezogener Wasserstoffverbrauch beim HT-PEFC-System I	188
Abbildung 5-65:	Absolute und leistungsbezogene Kondensatmenge beim HT-PEFC-System I	189

Abbildung 5-66:	Relativer Effekt der unabhängigen Variablen x (mit 1: Betriebsdruck, 2: Stackkonzept, 3: Austauschstromdichte, 4: Ohmscher Widerstand) auf Wasserstoffverbrauch und Kondensatproduktion	190
Abbildung 5-67:	Absoluter und leistungsbezogener Kerosinverbrauch beim HT-PEFC-System II	191
Abbildung 5-68:	Absolute und leistungsbezogene Kondensatmenge beim HT-PEFC-System II	192
Abbildung 5-69:	Relativer Effekt der unabhängigen Variablen x (mit 1: Betriebsdruck, 2: Stackkonzept, 3: Austauschstromdichte, 4: Ohmscher Widerstand) auf die Kondensatproduktion und den Kerosinverbrauch	193
Abbildung 5-70:	Effekte der unabhängigen Variablen x (mit 1: Betriebsdruck, 2: Stackkonzept, 3: Kennlinie, 4: BPP-Material) auf das APU-Gewicht (wasserstoffbetriebenes System I).....	196
Abbildung 5-71:	Effekte der unabhängigen Variablen x (mit 1: Betriebsdruck, 2: Stackkonzept, 3: Kennlinie, 4: BPP-Material) auf das APU-Gewicht (reformatbetriebenes System II)	197
Abbildung 5-72:	Kryogentank des BMW Hydrogen 7	198
Abbildung 5-73:	Komplexer Freiformtank von Magna-Steyr für 10 kg Wasserstoff	198
Abbildung 5-74:	Absoluter und spezifischer Triebwerksverbrauch (nur Antrieb).....	204
Abbildung 5-75:	Triebwerksverbrauch in Abhängigkeit von APU- und H ₂ -Tankgewicht	205
Abbildung 5-76:	Effekte der unabhängigen Variablen x (mit 1: Betriebsdruck, 2: Stackkonzept, 3: Kennlinie, 4: BPP-Material) auf den Kerosinverbrauch (FRA-SIN).....	206
Abbildung 5-77:	Wechselwirkungseffekte des Faktors 2 auf den Kerosinverbrauch (FRA-SIN).....	206
Abbildung 5-78:	Primärenergiebedarf und Treibhausgasemissionen bei der Flugzeugvariante BZ-I	208
Abbildung 5-79:	Erstinertisierungsdauer bei der Flugzeugvariante BZ-I	210
Abbildung 5-80:	Absoluter und spezifischer Kerosinverbrauch für die Schuberzeugung	211
Abbildung 5-81:	Effekte der unabhängigen Variablen x (mit 1: Betriebsdruck, 2: Stackkonzept, 3: Kennlinie, 4: BPP-Material) auf den Kerosinbedarf zur Schuberzeugung (FRA-SIN)	212
Abbildung 5-82:	Effekte der unabhängigen Variablen x (mit 1: Betriebsdruck, 2: Stackkonzept, 3: Kennlinie, 4: BPP-Material) auf den gesamten Kerosinbedarf (FRA-SIN)	212
Abbildung 5-83:	Effekte der unabhängigen Variablen x (mit 1: Betriebsdruck, 2: Stackkonzept, 3: Kennlinie, 4: BPP-Material) auf den gesamten Kerosinbedarf (FRA-CAI)	213
Abbildung 5-84:	Kumulierter Energieaufwand und Treibhausgasemissionen bei ausschließlicher Nutzung von fossilem Kerosin bei der Flugzeugvariante BZ-II.....	214
Abbildung 5-85:	Kumulierter Energieaufwand und Treibhausgasemissionen bei Nutzung von BtL-Kerosin für die APU	215
Abbildung 5-86:	Erstinertisierungsdauer bei der Flugzeugvariante BZ- II	217
Abbildung 5-87:	Kumulierter Energieaufwand auf der Flugmission FRA-SIN	219
Abbildung 5-88:	Kumulierter Energieaufwand auf der Flugmission 3x FRA-CAI.....	220
Abbildung 5-89:	Treibhausgasemissionen auf der Flugmission FRA-SIN.....	221

Abbildung 5-90:	Treibhausgasemissionen auf der Flugmission 3x FRA-CAI	223
Abbildung 6-1:	Schematischer Überblick über das Simulationsmodell	236
Abbildung A-1:	Typische Verteilung der Sekundärenergieformen bei einem Airbus A 330	272
Abbildung A-2:	Dichte von flüssigem und gasförmigem Wasserstoff in Abhängigkeit vom Druck	273
Abbildung A-3:	Auftragung der Effekte im Wahrscheinlichkeitsnetz	280
Abbildung A-4:	Einfluss der Streckenlänge auf den streckenbezogenen Pro-Kopf- Verbrauch eines Airbus A340 mit 271 Sitzen.....	284
Abbildung A-5:	Erstellung der Flugprofile mit der Software PianoX.....	285
Abbildung A-6:	Strombedarfsprofil (ohne Anti-Icing) während der Flugmission in der NASA-Studie“ NASA/CR—2006-214458/VOL1“	285
Abbildung A-7:	Bedarfsprofil elektrische Leistung für die Flugmission Frankfurt-Kairo.....	286
Abbildung A-8:	Lastaufteilung zwischen APU und Triebwerk für die Strecke Frankfurt- Kairo	286
Abbildung A-9:	Beispielhafte Darstellung des Temperatureinflusses auf die technische Strömungsleistung des Expanders (Bodenbetrieb bei 55 °C Außentemperatur, Entspannung von 2 bar auf 1 bar, H ₂ O-Anteil im Gas: 11,88 %)	288
Abbildung A-10:	Optimierung der Kennlinie bei der reformatbetriebenen HT-PEFC	291
Abbildung A-11:	Benötigte Bruttoleistung am Auslegungspunkt (Reformatbetrieb).....	292
Abbildung A-12:	Simulationsmodell in Matlab/Simulink.....	295
Abbildung A-13:	Entwicklungstrend des Triebwerkwirkungsgrades von Verkehrsflugzeugen	296
Abbildung A-14:	Kabinenquerschnitt einer B787 im First Class/Economy-Bereich	297
Abbildung A-15:	Ungefähre Inertgasmenge in Abhängigkeit von APU-Leistung und APU- Wirkungsgrad (Reformatbetriebenes HT-PEFC-System).....	302
Abbildung A-16:	Typischer Dichteverlauf verschiedener Kerosinarten in Abhängigkeit von der Temperatur	302
Abbildung A-17:	Relative Feuchte der Umgebungsluft als eine Funktion der Höhe für fünf verschiedene Datensätze	304
Abbildung A-18:	Effekt auf den Kerosinverbrauch (BZ-I, 3 x Mittelstrecke FRA-CAI).....	310

Tabellenverzeichnis

Tabelle 2-1:	Typische Emissionsindizes von Flugzeugtriebwerken pro kg Kerosin	4
Tabelle 2-2:	Strahlungsantrieb durch die Luftfahrt (für das Jahr 2000)	5
Tabelle 3-1:	Auszug aus DEF STAN 91-91	15
Tabelle 3-2:	Vergleich des Produktspektrums von FT-Rohöl und konventionellem Erdöl	17
Tabelle 3-3:	Vergleich von Dichte und Energiedichte verschiedener Kraftstoffe	20
Tabelle 3-4:	Energiebedarf und THG der Dieselpreparierung	21
Tabelle 3-5:	Primärenergiebedarf und THG bei der Bereitstellung von FT-Diesel aus Holz	22
Tabelle 3-6:	Primärenergiebedarf und THG bei der Wasserstoffbereitstellung	22
Tabelle 3-7:	Leistungsdichte der APU verschiedener Flugzeugtypen.....	30
Tabelle 3-8:	Technische Ziele der NASA für SOFC-Systeme	31
Tabelle 4-1:	Überblick über die reformierten Kraftstoffe	62
Tabelle 4-2:	Versuchsparameter und Faktorstufen.....	63
Tabelle 4-3:	Versuchsplan.....	63
Tabelle 4-4:	Abgeschätzte Messunsicherheiten	65
Tabelle 4-5:	Berechneter Umsatz mit C-Bilanz und Rest-C-Bilanz (ATR-9.1, HC-Kerosin)	70
Tabelle 4-6:	Berechneter Umsatz mit direkter C-Bilanz und Rest-C-Bilanz (ATR-9.1, GtL-Kerosin).....	76
Tabelle 4-7:	Berechneter Umsatz mit direkter C-Bilanz und Rest-C-Bilanz (ATR-9.2, GtL-Kerosin).....	83
Tabelle 5-1:	Charakteristik der untersuchten Flugzeugvarianten.....	105
Tabelle 5-2:	Eckdaten des simulierten Flugzeugs	106
Tabelle 5-3:	Fluginformationen zu den gewählten Verbindungen	113
Tabelle 5-4:	Vergleich des Kerosinbedarfs (Antrieb) bei Simulink und Piano-X.....	117
Tabelle 5-5:	Nettostrombedarf einer Boeing 787 im Reiseflug nach	119
Tabelle 5-6:	Spezifischer Wasserbedarf in der Kabine	122
Tabelle 5-7:	Wasserverbrauch für die Strecken Frankfurt-Kairo und Frankfurt-Singapur (242 PAX).....	122
Tabelle 5-8:	Übersicht über die simulierten Systemkonfigurationen der HT-PEFC-APU	123
Tabelle 5-9:	Übersicht über die wesentlichen Systemkomponenten der HT-PEFC-APU.....	124
Tabelle 5-10:	Edukt- und Produktzusammensetzung einer wasserstoffbetriebenen HT-PEFC.....	125
Tabelle 5-11:	Zusammensetzung von Brenneredukt und –produkt (max. Wassergehalt in der Luft)	126
Tabelle 5-12:	Edukt- und Produktzusammensetzung einer reformatbetriebenen HT-PEFC.....	129
Tabelle 5-13:	Zusammensetzung von Brenneredukt und –produkt	130
Tabelle 5-14:	Gewählte Betriebsbedingungen für die HT-PEFC-Stacks.....	133
Tabelle 5-15:	Gefittete Konstanten der Stackkennlinien	135

Tabelle 5-16:	Berechnete Werte für die theoretische Zellspannung und die Austauschstromdichte	137
Tabelle 5-17:	Angepasste Konstanten zur Beschreibung der Druckabhängigkeit.....	139
Tabelle 5-18:	Auslegungsleistung in Abhängigkeit von Brennstoff, Druckniveau und Lastpunkt.....	143
Tabelle 5-19:	Gewichtsabschätzung für einen 300-zelligen HT-PEFC-Stack mit graph. BP-Platten	145
Tabelle 5-20:	Gewichtsabschätzung für einen 300-zelligen HT-PEFC-Stack mit metall. BP-Platten	147
Tabelle 5-21:	Festgelegte Werte für die Anzahl an Stacks und Zellen pro Stack (H ₂ -Betrieb).....	148
Tabelle 5-22:	Festgelegte Werte für die Anzahl an Stacks und Zellen pro Stack (Reformat-Betrieb).....	148
Tabelle 5-23:	Dimensionierung der luftgekühlten Kondensatoren	156
Tabelle 5-24:	Gemischzusammensetzung im Autothermen Reformer.....	159
Tabelle 5-25:	Gemischzusammensetzung im adiabaten Hochtemperatur-WGS-Reaktor.....	160
Tabelle 5-26:	Gemischzusammensetzung im adiabaten Niedertemperatur-WGS-Reaktor nach Quenchen auf 300 °C (T _{H₂O} -Quench=25 °C)	160
Tabelle 5-27:	Relative Luftfeuchte und Druck in der Kabine.....	170
Tabelle 5-28:	Vergleich der Flugzeugmodelle B767-300ER und B787-8.....	174
Tabelle 5-29:	Kerosinbedarf für die Bordstromversorgung (Wirkungsgrade: 15 % GT-APU, 40 % TW/Generator, BZ-APU variabel).....	180
Tabelle 5-30:	Veränderliche Faktoren für die Simulationen auf Flugzeugsystemebene	187
Tabelle 5-31:	Plan- und Auswertematrix.....	187
Tabelle 5-32:	Regressionspolynome für den Brennstoffverbrauch der APU.....	194
Tabelle 5-33:	Gesamtgewicht aller Brennstoffzellenstacks pro Systemkonfiguration	195
Tabelle 5-34:	Gewicht der Balance of Plant	195
Tabelle 5-35:	Einflussgrößen auf das APU-Gewicht mit ihren Faktorstufen	196
Tabelle 5-36:	Daten zu den Speichertanks von Wasserstoff (33,33 kWh/kg)	199
Tabelle 5-37:	Gewicht des Wasserstofftanks für die verschiedenen Brennstoffzellenkonfigurationen.....	199
Tabelle 5-38:	Flugzeuggewicht in Abhängigkeit von der APU-Konfiguration	200
Tabelle 5-39:	Systemparameter	203
Tabelle 5-40:	Minimierung des Triebwerkverbrauchs bei der Flugzeugvariante BZ-I	207
Tabelle 5-41:	Minimierung des Kumulierten Energiebedarfs bei der Flugzeugvariante BZ-I.....	209
Tabelle 5-42:	Minimierung der Treibhausgasemissionen bei der Flugzeugvariante BZ-I.....	210
Tabelle 5-43:	Minimierung von KEA und THG für FRA-SIN (ausschließlich fossiles Kerosin)	214
Tabelle 5-44:	Minimierung von KEA und THG für FRA-CAI (ausschließlich fossiles Kerosin)	214
Tabelle 5-45:	Minimierung der Treibhausgasemissionen (APU wird mit BtL betrieben)	216
Tabelle 5-46:	Kumulierter Energieaufwand (KEA) und Treibhausgasemissionen (THG) für die Flugzeugvarianten „Basis“ und „Referenz“.....	218
Tabelle 5-47:	Konkurrenzfähigkeit der Flugzeugvariante „BZ-II“ gegenüber der „Referenz“-Variante hinsichtlich des kumulierten Energieaufwands (Mittelstreckenmission 3x FRA-CAI)	220

Tabelle 5-48:	Konkurrenzfähigkeit der Flugzeugvariante „BZ-I“ gegenüber der „Basis“-Variante hinsichtlich des kumulierten Energiebedarfs (Mittelstreckenmission 3x FRA-CAI)	221
Tabelle 5-49:	Konkurrenzfähigkeit der Flugzeugvariante „BZ-II“ (BtL) gegenüber der „Basis“-Variante hinsichtlich der Treibhausgasemissionen (Langstreckenmission FRA-SIN)	222
Tabelle 5-50:	Konkurrenzfähigkeit der Flugzeugvariante „BZ-I“ gegenüber der „Basis“-Variante hinsichtlich der Treibhausgasemissionen (Langstreckenmission FRA-SIN)	222
Tabelle 5-51:	Konkurrenzfähigkeit der Flugzeugvariante „BZ-II“(BtL) zur „Basis“-Variante hinsichtlich der Treibhausgasemissionen (Mittelstreckenmission 3x FRA-CAI)	223
Tabelle 5-52:	Günstigste BZ-Konfigurationen zur Minimierung des Primärenergiebedarfs und der Treibhausgasemissionen für (1) Mittelstrecke und (2) Langstrecke.....	224
Tabelle 5-53:	Übersicht über die untersuchten Simulationsszenarien auf der „Triebwerksebene“	225
Tabelle 6-1:	Versuchsparameter und Faktorstufen.....	233
Tabelle 6-2:	Überblick über das Simulationsmodell.....	237
Tabelle 6-3:	Simulationsszenarien.....	238
Tabelle A-1:	Eigenschaften von Wasserstoff	272
Tabelle A-2:	Faktorstufenkombinationen vollständiger 2 ^k -Faktorpläne.....	277
Tabelle A-3:	Vorzeichenspalten der Auswertematrix eines vollständigen 2 ³ -Plans	278
Tabelle A-4:	Vorzeichenspalten der Auswertematrix eines teilfaktoriellen 2 ⁴⁻¹ -Plans	279
Tabelle A-5:	Lösungstypen	279
Tabelle A-6:	Daten zu am IEK-3 entwickelten HT-PEFC-Shortstacks	288
Tabelle A-7:	Konstanten zur Berechnung von Standardenthalpie und Standardentropie.....	289
Tabelle A-8:	Wirkungsgrade bezogen auf den Heizwert bei 298 K	292
Tabelle A-9:	Leistungsdaten zu HT-PEFC-Stacks der Firma Sartorius (veröffentlicht Jan. 2009)	293
Tabelle A-10:	Design der luftgekühlten Kondensatoren (mittelhochberippte Rohre)	294
Tabelle A-11:	Gesammelte und abgeschätzte Werte zu den Kabinenabmessungen.....	297
Tabelle A-12:	Regulärer Durchschnittsverbrauch und Mehrverbrauch für 100 kW Wellenleistungsentnahme im Reiseflug (0,8 Ma, 39.000 ft)	300
Tabelle A-13:	Frischwassermenge an Bord	301
Tabelle A-14:	Ermittelte Koeffizienten zur Berechnung der erforderlichen Tankmenge an Kerosin in t.....	303
Tabelle A-15:	Hauptbestandteile der Luft	304
Tabelle A-16:	Internationale Standardatmosphäre	304
Tabelle A-17:	Konkurrenzfähigkeit der Flugzeugvariante „BZ-II“(fossil) zur „Referenz“-Variante hinsichtlich der Treibhausgasemissionen (Mittelstreckenmission 3x FRA-CAI)	310

Anhang

Zu Kapitel 3

Zu Kapitel 3.2.1:

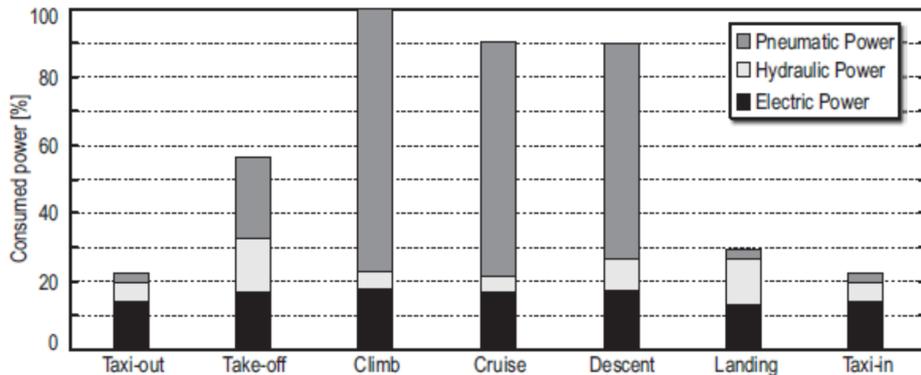


Abbildung A-1: Typische Verteilung der Sekundärenergieformen bei einem Airbus A 330 [134]

Zu Kapitel 3.4.2.1

Tabelle A-1: Eigenschaften von Wasserstoff

Eigenschaft	Wert
Molare Masse	2,016 kg/kmol
Siedepunkt bei 1,013 bar	-252,78 °C
Dichte (flüssig, 1 bar)	70,8 kg/m³
Gravimetrischer Heizwert	120 MJ/kg = 33,33 kWh/kg
Volumetrischer Heizwert (flüssig, 1 bar)	2360 kWh/m³
Molarer Heizwert	241,82 kJ/mol

Wasserstoffverdichtung

Benötigte Kompressionsenergie zur Wasserstoffverdichtung von 1 bar auf 700 bar:

1. Isotherme Kompression ($T=\text{konst.}$):

$$w = \int_1^2 v dp = RT \int_1^2 \frac{1}{p} dp = RT \ln \left(\frac{p_2}{p_1} \right) \quad \text{mit } R_{H_2} = 4.124 \text{ J/kg/K}$$

Kompressionsarbeit bei $T=273,15 \text{ K}$: $\rightarrow W=2,05 \text{ kWh/kg}$ (=6,15 % LHV)

2. Adiabate Kompression

Polytropengleichung: $(pv)^n = \text{konst.}$

$$w = \int_1^2 v dp = \frac{n}{n-1} \times RT \left[\left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{n-1}{n}} - 1 \right] \quad \text{für } n \neq 1 \quad [137, \text{S.272}; 77, \text{S.129}]$$

Isentropenexponent für Wasserstoff: $\kappa = 1,41$

Anfangstemperatur: 273,15 K

Kompressionsarbeit für adiabats-reversible Kompression ($n = \kappa$):

→ $W = 6,15 \text{ kWh/kg}$ (=18,5 % LHV)

Bei mehrstufiger Kompression mit Zwischenkühlung liegt die theoretische Kompressionsarbeit zwischen dem isothermen und dem adiabaten Wert, das heißt bei ca. 15 %. Noch nicht eingerechnet sind mechanische und elektrische Verluste.

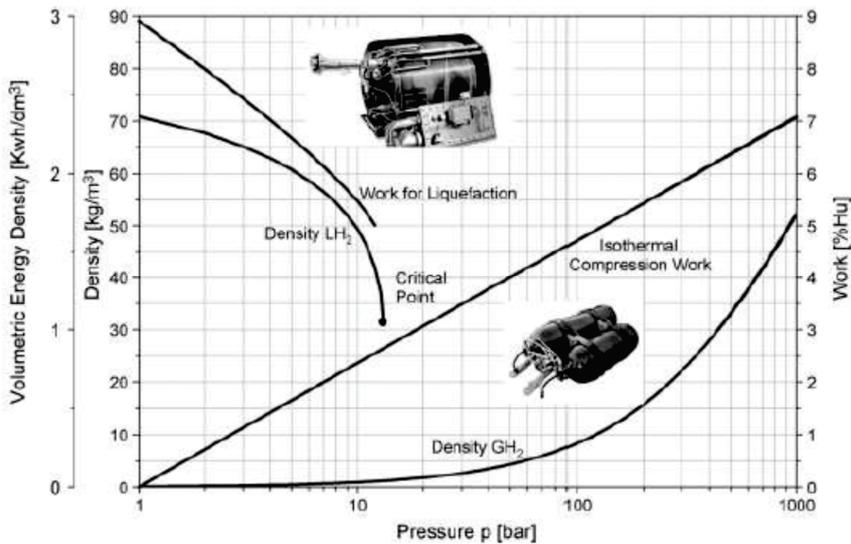


Abbildung A-2: Dichte von flüssigem und gasförmigem Wasserstoff in Abhängigkeit vom Druck [94]

Zu Kapitel 3.5.4

Formeln aus dem BADA-Modell:

Umrechnung von Fluggeschwindigkeiten:

- Calibrated Air Speed (v_{CAS} , Eichgeschwindigkeit) → True Air Speed (v_{TAS} , Wahre Geschwindigkeit)

$$v_{TAS} = \left[\frac{2}{\mu} \times \frac{p}{\rho} \times \left[\left(1 + \frac{p_{0,ISA}}{p} \times \left[\left(1 + \frac{\mu}{2} \times \frac{p_{0,ISA}}{p_{0,ISA}} \times v_{CAS}^2 \right)^{1/\mu} - 1 \right]^\mu - 1 \right) \right]^{1/2} \right]$$

- True Air Speed (v_{TAS} , Wahre Geschwindigkeit) → Calibrated Air Speed (v_{CAS} , Eichgeschwindigkeit)

$$v_{CAS} = \left[\frac{2}{\mu} \times \frac{p_{0,ISA}}{p_{0,ISA}} \times \left[\left(1 + \frac{p}{p_{0,ISA}} \times \left[\left(1 + \frac{\mu}{2} \times \frac{p}{p} \times v_{TAS}^2 \right)^{1/\mu} - 1 \right]^\mu - 1 \right) \right]^{1/2} \right]$$

$$\text{mit: } \mu = \frac{(\gamma - 1)}{\gamma}$$

- Machzahl → True Air Speed (v_{TAS} , Wahre Geschwindigkeit)

$$v_{TAS} = Ma \times \sqrt{\gamma \times R_{Luft} \times T}$$

- Übergangshöhe Machzahl → Calibrated Air Speed (v_{CAS} , Eichgeschwindigkeit)

$$h_{trans} = \left(\frac{1000}{0,3048 \times 6,5} \right) \times [T_0 \times (1 - \theta_{trans})]$$

$$\text{mit: } \theta_{trans} = (\delta_{trans})^{\frac{k_T \times R_{Luft}}{g}} \quad \delta_{trans} = \frac{\left[1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) \times \left(\frac{v_{CAS}}{a_{0,ISA}} \right)^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} - 1}{\left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} \times Ma^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} - 1}$$

Formeln für den Energy Share Faktor (ESF) in Abhängigkeit vom Flugzustand [59, S.9f]:

1. Konstante Machzahl oberhalb der Tropopause

$$ESP = 1$$

2. Konstante Machzahl unterhalb der Tropopause

$$ESP = \left[1 + \frac{\gamma \times R_{Luft} \times k_T}{2 \times g} \times Ma^2 \right]^{-1}$$

mit:

k_T : ISA-Temperaturgradient unterhalb der Tropopause ($dT/dh = -0,0065$ K/m)

γ : Isentropenexponent für Luft (= 1,4)

R_{Luft} : Gaskonstante für Luft (= 287 m²/K/s²)

3. Konstante berichtigte Fluggeschwindigkeit (Constant Calibrated Airspeed, CAS) unterhalb der Tropopause

$$ESF = \left[1 + \frac{\gamma \times R_{Luft} \times k_T}{2 \times g} \times Ma^2 + \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \times Ma^2 \right)^{\frac{-1}{\gamma-1}} \times \left[\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \times Ma^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1 \right] \right]^{-1} \times$$

4. Konstante berichtigte Fluggeschwindigkeit (Constant Calibrated Airspeed, CAS) oberhalb der Tropopause

$$ESF = \left[1 + \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \times Ma^2 \right)^{\frac{-1}{\gamma-1}} \times \left[\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \times Ma^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1 \right] \right]^{-1} \times$$

5. Weder Machzahl, noch CAS-Geschwindigkeit konstant:

Beschleunigung beim Steigen: ESF=0,3

Verlangsamung beim Sinken: ESF=0,3

Verlangsamung beim Steigen: ESF=1,7

Beschleunigung beim Sinken: ESF=1,7

Berechnung der aerodynamischen Widerstandsbeiwerte [59, S.18]

Landeanflug: $C_W = C_{W0,AP} + C_{W2,AP} \times C_A^2$

Landung: $C_W = C_{W0,LDG} + C_{W0,\Delta LDG} + C_{W2,LDG} \times C_A^2$

Sonstige Flugphasen: $C_W = C_{W0,CR} + C_{W2,CR} \times C_A^2$

Die Koeffizienten c_{W0} und c_{W2} sind dem BADA Operations Performance File (OPF) für den jeweiligen Flugzeugtypen zu entnehmen.

Grenzhöhen für verschiedene Flugzeugkonfigurationen [59, S.33]

Höhengrenze für Takeoff ($H_{max,TO}$): 400 ft

Höhengrenze für Anfangssteigflug ($H_{max,IC}$): 2000 ft

Höhengrenze für Landeanflug ($H_{max,AP}$): 8000 ft

Höhengrenze für Landung ($H_{max,LD}$): 3000 ft

Flugzeugkonfigurationen (Flap-Stellung) [59, S.16]:

Takeoff:	Steigflug bis $H_{\max,TO}$
Anfangssteigflug:	Steigflug zwischen $H_{\max,TO}$ und $H_{\max,IC}$
Reiseflug:	Steigflug oberhalb von $H_{\max,IC}$
	Sinkflug oberhalb von $H_{\max,AP}$
	Sinkflug unterhalb von $H_{\max,AP}$ und $v \geq v_{\min,Cruise} + 10$ Knoten
Landeanflug:	Sinkflug zwischen $H_{\max,AP}$ und $H_{\max,LD}$ und $v \leq v_{\min,Cruise} + 10$ Knoten
	Sinkflug unterhalb von $H_{\max,LD}$ und $v \geq v_{\min,Approach} + 10$ Knoten
Landung:	Sinkflug unterhalb von $H_{\max,LD}$ und $v \leq v_{\min,Approach} + 10$ Knoten

$$v_{\min} = C_{v,\min} \times v_{\text{stall}}$$

mit

$$C_{v,\min,TO} = 1,2$$

$$C_{v,\min} = 1,3 \quad [59, S.33]$$

v_{stall} ist dem BADA Operations Performance File (OPF) für den jeweiligen Flugzeugtypen zu entnehmen.

Zu Kapitel 3.6.1

Charakterisiert wird das Ergebnis eines Versuchs durch die sogenannte „Zielgröße“. Die Zielgröße ist eine abhängige Variable und entsprechend durch Einflussgrößen veränderbar [193, S.9f]. Die Gesamtheit aller Einflussgrößen werden Parameter genannt [208, S.5]. Ein kontrollierter variabler Parameter wird als „Faktor“ bezeichnet und agiert als Stellgröße. Daneben können unbeabsichtigte, unkontrollierte Einflussgrößen als Störgrößen auftreten und zufällige Schwankungen der Zielgrößen bewirken. Bei der Versuchsplanung werden für die Faktoren bestimmte Einstellwerte, „Stufen“, festgelegt, die den Versuchsbereich eingrenzen [193, S.9f]. Allgemein üblich sind Versuchspläne mit zwei Faktorstufen, was gleichbedeutend mit einer Linearisierung ist [193, S.62, S.73]. Da die natürlichen Werte der Faktorstufen im Versuchsplan in transformierter bzw. normierter Form wiedergegeben werden, betragen die Werte der beiden Faktorstufen -1 und +1. Die zu prüfenden Faktoren können derweil sowohl quantitativer als auch qualitativer Natur sein [193, S.62]. Die Stufenkombinationen ergeben zusammen mit den konstanten Einflussgrößen die Versuchspunkte [193, S.9f]. Werden alle möglichen Faktorkombinationen untersucht, dann bedeutet dies eine Anzahl von $N = 2^k$ Versuchspunkten [193, S.60]. Die Systematik eines vollständigen 2^k -Faktorplans ist in **Tabelle A-2** verdeutlicht.

Tabelle A-2: Faktorstufenkombinationen vollständiger 2^k -Faktorpläne

Syst. Nr.	Faktor A	Faktor B	Faktor C	...
1	-	-	-	-
2	+	-	-	-
3	-	+	-	-
4	+	+	-	-
5	-	-	+	-
6	+	-	+	-
7	-	+	+	-
8	+	+	+	-

In welchem Maß und welche Richtung sich eine Zielgröße y bei Variation eines Faktors x ändert, wird über den sogenannten „Effekt“ ausgedrückt [193, S.10]. Der Effekt stellt den Mittelwert für den gesamten Untersuchungsbereich dar [193, S.71] und hängt vom Stufenabstand ab [208, S.6]:

$$\text{Effekt} = \frac{\sum x \cdot y}{N/2}$$

Das Vorzeichen des Effektes gibt die Richtung wider, in die sich die Zielgröße beim Übergang von der unteren zur oberen Faktorstufe ändert. Zudem lässt der Zahlenwert abschätzen, wie groß der Einfluss eines Faktors auf die betrachtete Zielgröße ist. Die statistische Versuchsplanung bietet hier den Vorteil, dass neben den Effekten der Faktoren auch die Effekte ihrer Wechselwirkungen untersucht werden. Hierbei handelt es sich um kombinierte Einflüsse auf die Zielgröße, die ähnlich wie die Haupteinflüsse ursächlich für Effekte sind. Die Wechselwirkungen treten gleich den Faktoren als unabhängige Variablen auf. Je nach Anzahl der an einer

Wechselwirkung beteiligten Faktoren wird von 2-Faktor-Wechselwirkungen, 3-Faktor-Wechselwirkungen usw. gesprochen. Sind die Faktorstufen gut gewählt, sind die Effekte durch 2-Faktor-Wechselwirkungen oft deutlich kleiner als die Haupteffekte. 3-Faktor-Wechselwirkungen führen in diesem Fall zu vernachlässigbar geringen Effekten, die in den Bereich der Streuung fallen [193, S.65f.]. **Abbildung A-3** zeigt anhand eines 2^3 -Faktorplans die Vorzeichenspalten zur Berechnung der Faktor- und Wechselwirkungseffekte. Die Vorzeichen für die Faktoreffekte ergeben sich aus dem Versuchsplan; die Vorzeichen der Wechselwirkungseffekte errechnen sich als Produkte der Vorzeichenspalten der jeweilig beteiligten Faktoren [121, S.108].

Tabelle A-3: Vorzeichenspalten der Auswertematrix eines vollständigen 2^3 -Plans [121, S.109]

Syst. Nr.	A	B	C	AB	AC	BC	ABC
1	-	-	-	+	+	+	-
2	+	-	-	-	-	+	+
3	-	+	-	-	+	-	+
4	+	+	-	+	-	-	-
5	-	-	+	+	-	-	+
6	+	-	+	-	+	-	-
7	-	+	+	-	-	+	-
8	+	+	+	+	+	+	+

Durch Überlagerung oder „Vermengung“ eines vernachlässigbaren Wechselwirkungseffekts (WE) mit einem Haupteffekt (HE) ist es möglich, den Versuchsumfang drastisch zu reduzieren. Trotz gleichzeitiger Variation mehrerer Faktoren können die Effekte so eindeutig den Faktoren zugeordnet werden [208, S.7]. Der Informationsgehalt sinkt zwar insgesamt, allerdings wird nur auf unwichtige Informationen verzichtet. Für k Faktoren, von denen p Faktoren durch Vermengung eingeführt werden, ergibt sich in Teilfaktorenplänen eine Versuchsanzahl von 2^{k-p} :

$$\text{Anzahl der Versuchspunkte: } N = 2^{k-p}$$

mit:

k : Anzahl der Faktoren

p : Anzahl der durch Vermengen in einem Teilfaktorplan eingeführten Faktoren

Ordnet man zur 3-Faktor-Wechselwirkung des 2^3 -Plans einen vierten Faktor D, so erhält man einen teilfaktoriellen Plan mit 2^{4-1} Faktoren. Dieser enthält nur die Hälfte aller möglichen Faktorstufenkombinationen (s. **Tabelle A-4**).

Tabelle A-4: Vorzeichenspalten der Auswertematrix eines teilfaktoriellen 2^{4-1} -Plans [208, S.27]

Syst. Nr.	A+BCD	B+ACD	AB+CD	C+ABD	AC+BD	BC+AD	ABC+D
1	-	-	+	-	+	+	-
2	+	-	-	-	-	+	+
3	-	+	-	-	+	-	+
4	+	+	+	-	-	-	-
5	-	-	+	+	-	-	+
6	+	-	-	+	+	-	-
7	-	+	-	+	-	+	-
8	+	+	+	+	+	+	+

Die Teilfaktorenpläne werden in Abhängigkeit von der Vermengungsart nach verschiedenen Lösungstypen klassifiziert. Die wichtigsten Lösungstypen sind in **Tabelle A-5** aufgeführt. Die Eignung eines Teilfaktorplans hängt letztendlich von der Höhe bzw. Vernachlässigbarkeit der Wechselwirkungen ab.

Tabelle A-5: Lösungstypen [193, S.89]

Lösungstyp	Vermengt	Vernachlässigt	Getrennt berechenbar
III	HE mit 2-WE	2-WE+	HE
IV	HE mit 3-WE, 2-WE mit 2-WE	3-WE+	HE
V	HE mit 4-WE, 2-WE mit 3-WE	3-WE+	HE, 2-WE
VI	HE mit 5-WE, 2-WE mit 4-WE, 3-WE mit 3-WE	4-WE+	HE, 2-WE
VII	HE mit 6-WE, 2-WE mit 5-WE, 3-WE mit 4-WE	3-WE+	HE, 2-WE, 3-WE

Mathematisch ausdrücken lassen sich die Abhängigkeiten zwischen den Faktoren und den Zielgrößen über sogenannte Regressionspolynome. Ein Regressionspolynom ist eine Taylor-Reihe um den zentralen Punkt des Versuchsraums und beschreibt den durch die Regressionskoeffizienten quantifizierten Zusammenhang zwischen den Faktoren x und der Zielgröße y [193, S.26]: Ein vollständiges Polynom 1. Ordnung mit allen 2-Faktor-Wechselwirkungen hat die folgende Form [193, S.189]:

$$\hat{y} = b_0 + \sum_{i=1}^k b_i x_i + \sum_{i < j}^{k-1} \sum_j^k b_{ij} x_i x_j$$

b_0 entspricht dem Mittelwert. Die Regressionskoeffizienten b 1.Ordnung lassen sich wie folgt berechnen:

$$\text{Regressionskoeffizient: } b = \frac{\sum x \cdot y}{N}$$

Beschränkt sich der Versuchsplan auf nur eine Realisierung, das heißt $n=1$, dann muss die Zufallsstreuung durch sogenanntes Pooling ermittelt werden. Pooling bezeichnet die Zusammenfassung der als zufällig erachteten Effekte und ist dabei mit einer gewissen Subjektivität verbunden. Eine Entscheidungshilfe darüber, welche Effekte gepoolt werden, bietet die Dar-

stellung der Effekte in einem Wahrscheinlichkeitsnetz für normalverteilte Merkmalswerte. Zugrunde gelegte Annahme hierbei ist, dass zufällig entstandene Effekte einer Normalverteilung folgen und Ausreißer als die wahren Effekte identifiziert werden können. Im Wahrscheinlichkeitsnetz ist die y-Achse so umskaliert, dass die S-Form der Verteilungsfunktion eine Gerade darstellt und so wahre Effekte leichter von den zufälligen Effekten unterschieden werden können (siehe **Abbildung A-3**). Mit den als zufällig erachteten Effekten können die Zufallsstreuung

$$s^2 = \frac{1}{\text{Anzahl}} \times \sum_{\text{zufällig}} (\text{Effekte})^2$$

und damit die Breiten der Konfidenzintervalle, das heißt t-s, für die Vertrauensniveaus 95 %, 99 % und 99,9 % ermittelt werden. Der für den jeweiligen Vertrauensgrad gültige t-Wert ist in Abhängigkeit des Freiheitsgrads der Standardliteratur zu entnehmen.

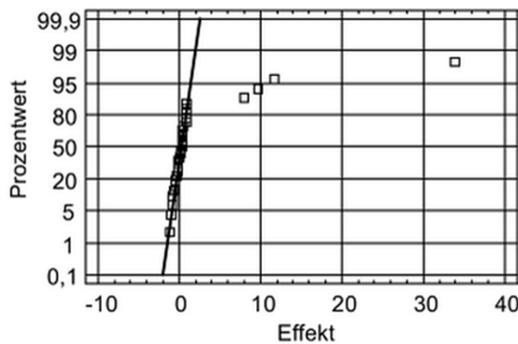


Abbildung A-3: Auftragung der Effekte im Wahrscheinlichkeitsnetz [121, S.68]

Durch Vergleich Effekthöhe mit dem Konfidenzintervall lässt sich schließlich die Signifikanz des Effekts bestimmen. Hierbei gilt „kein Unterschied“ < 95 % < „indifferent“ > 99 % < „signifikant“ < 99,9 % < „hochsignifikant“ [121, S.68, S.115f.].

Zu Kapitel 3.6.2

In der Regel kann davon ausgegangen werden, dass Messwerte näherungsweise der Gaußschen Normalverteilung folgen [164, S.657], das heißt in Form einer Glockenkurve um einen Mittelwert streuen [16, S.32]. Der Mittelwert \bar{x} aus n Einzelmesswerten x_i ist bester Schätzwert für den „wahren“ Mittelwert μ (genannt Erwartungswert) der zugrundegelegten theoretischen Grundgesamtheit aus unendlich vielen Messpunkten ($n \rightarrow \infty$) [121, S.71; 16, S.31]:

$$\bar{x} = \frac{1}{n} \times \sum_{i=1}^n x_i$$

Die Breite der Verteilung wird durch die Standardabweichung charakterisiert und ist ein Maß für die Genauigkeit der Einzelmessung [164, S.664]. Die wahre Standardabweichung σ der Grundgesamtheit wird durch die Standardabweichung s der Stichprobe,

$$s = \sqrt{\frac{1}{n-1} \times \sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2}$$

angenähert und kennzeichnet das Streuverhalten der Einzelmesswerte [16, S.70; 121, S.71]. Die Streuung des Mittelwerts \bar{x} als zuverlässigerer Schätzwert für μ ist im Vergleich stets kleiner und nimmt mit steigendem Stichprobenumfang ab. Einen Näherungswert für die Standardabweichung des Mittelwerts liefert folgende Formel [121, S.73; 16, S.72]:

$$s_{\bar{x}} = \frac{s}{\sqrt{n}}$$

Durch Multiplikation von $s_{\bar{x}}$ mit einem Vertrauensfaktor t , der vom Stichprobenumfang und vom sogenannten Vertrauensniveau abhängt, lässt sich ein symmetrisches Vertrauensintervall angeben, innerhalb dessen der „wahre“ Mittelwert μ der Messgröße mit einer bestimmten Wahrscheinlichkeit vermutet wird [164, S.670]:

$$\bar{x} - s_{\bar{x}} \cdot t \leq \mu \leq \bar{x} + s_{\bar{x}} \cdot t$$

Ein Messwert stellt daher im Allgemeinen nur einen Schätzwert des wahren Wertes einer Messgröße dar und ist dementsprechend nur in Verbindung mit einer Messunsicherheitsangabe vollständig. Die Messunsicherheit kennzeichnet die Genauigkeit der Messung und besitzt nach traditioneller Auffassung eine systematische und eine zufällige Komponente [44]. Die zufälligen Messabweichungen gründen auf einer Vielzahl von unkontrollierbaren Störgrößen und unterliegen den Gesetzmäßigkeiten der mathematischen Statistik [164, S.651]. Diese Art der Abweichung kann durch eine vergrößerte Anzahl an Beobachtungen verringert werden [16]. Systematische Abweichungen hingegen entstehen durch fehlerbehaftete Messinstrumente sowie ungenaue Messmethoden und sind bei wiederholter Messung in einer Messreihe in Vorzeichen und Betrag konstant, das heißt sie führen zu einer einseitigen Verfälschung der Messwerte [164, S.651; 16, S.56]. Sofern diese Abweichungen bestimmbar sind, werden sie im Messwert korrigiert und sind damit nicht Bestandteil der Messunsicherheit. Ist lediglich der maximale Fehlerbetrag bzw. die Toleranz bekannt, so trägt die systematische Abweichung zur Messunsicherheit bei [16, S.56].

Eine Methode, um die unterschiedlichen Messunsicherheitskomponenten zu einer Gesamtunsicherheit zu kombinieren, wird im Leitfaden „Guide to the Expression of Uncertainty in Measurement“ [115], kurz „GUM“, bzw. in der deutschen Übersetzung, der DIN-Norm „Leitfaden zur Angabe der Unsicherheit beim Messen“ [44] vorgeschlagen. Mit Hilfe wahrscheinlichkeitstheoretischer Überlegungen werden nach dieser Methode alle Unsicherheitskomponenten als wesensgleich betrachtet und entsprechend in gleicher Weise behandelt. Die Unterscheidung in zufällige und systematische Abweichungen wird ersetzt durch die Klassifizierung der Unsicherheitskomponenten in zwei Methoden zu ihrer Ermittlung. Sowohl Methode „A“ als auch Methode „B“ beruhen auf Wahrscheinlichkeitsverteilungen und gestatten es somit, die

Messunsicherheit in allen Fällen über die Standardabweichung auszudrücken. Bei der Methode A wird diese sogenannte Standardunsicherheit über statistische Messwertanalyse gewonnen (s. Anhang). Die Berechnung nach Methode B stützt sich hingegen nicht auf mehrmalige Beobachtungen, sondern resultiert aus einer angenommenen Wahrscheinlichkeitsfunktion, die den Überzeugtheitsgrad für das Eintreten eines Ereignisses beschreibt und auf wissenschaftlicher Beurteilung basiert. Die hierzu benötigten Informationen werden beispielsweise aus Herstellerangaben oder Kalibrierscheinen entnommen oder stellen Erfahrungswerte dar (siehe [115] für Details).

Setzt sich eine Messgröße Y aus N Eingangsgrößen zusammen, das heißt

$$Y = f(X_1, X_2, \dots, X_N),$$

dann erhält man die Standardunsicherheit des Schätzwertes y durch Kombinieren der zu den Eingangsschätzwerten x_1, x_2, \dots, x_N gehörenden Standardunsicherheiten $u(x_1), u(x_2), \dots, u(x_N)$. Das zugrunde gelegte Unsicherheitsfortpflanzungsgesetz beruht auf einer ersten Näherung einer Taylor-Reihenentwicklung und hat im Falle unkorrelierter Eingangsgrößen folgende Form [115]:

$$u_c^2(y) = \sum_{i=1}^N \left(\frac{\partial f}{\partial x_i} \right)^2 u^2(x_i) = \sum_{i=1}^N u_i^2(y) \quad \text{Glg. 0-1}$$

Sofern eine signifikante Nichtlinearität von f besteht, müssen Glieder höherer Ordnung berücksichtigt werden und Gleichung erweitert sich um

$$\sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^N \left(\frac{1}{2} \left(\frac{\partial^2 f}{\partial x_i \partial x_j} \right) + \frac{\partial f}{\partial x_i} \frac{\partial^2 f}{\partial x_i \partial x_j^2} \right) u^2(x_i) u^2(x_j). \quad \text{Glg. 0-2}$$

Des Weiteren ist zusätzlich ein Kovarianzterm erforderlich, wenn signifikante Korrelationen zwischen den Eingangsgrößen bestehen [115]:

$$2 \sum_{i=1}^{N-1} \sum_{j=i+1}^N \frac{\partial f}{\partial x_i} \frac{\partial f}{\partial x_j} u(x_i, x_j) \quad \text{Glg. 0-3}$$

Die Schätzung der Kovarianz $u(x_i, x_j)$ zweier Eingangsgrößen x_i und x_j kann über n unabhängige Paare von gleichzeitigen Beobachtungen dieser Größen erfolgen [115]

$$u(x_i, x_j) = \frac{1}{n \times (n-1)} \sum_{k=1}^n (x_{i,k} - \bar{x}_i)(x_{j,k} - \bar{x}_j) \quad \text{Glg. 0-4}$$

Der Grad der Korrelation wird dabei durch den sogenannten Korrelationskoeffizienten charakterisiert, wobei $r(x_i, x_i) = r(x_i, x_i)$ und $-1 \leq r(x_i, x_i) \leq 1$ gelten [115]:

$$r(x_i, x_j) = \frac{u(x_i, x_j)}{u(x_i) u(x_j)} \quad \text{Glg. 0-5}$$

Die letztendlich ermittelte kombinierte Standardunsicherheit $u_c(y)$ wird durch Multiplikation mit einem Erweiterungsfaktor k zur sogenannten erweiterten Unsicherheit U erweitert,

$$U = k \cdot u_c(y),$$

und das Messergebnis durch $Y = y \pm U$ ausgedrückt. Die Höhe des Erweiterungsfaktors hängt vom geforderten Grad des Vertrauens ab und liegt für das zumeist gewählte Niveau von 95 % bei 2 [115].

Die Anwendung der GUM-Methode kann sich bei komplizierteren Modellen als schwierig erweisen, insbesondere wenn bei der Unsicherheitsfortpflanzung Terme höherer Ordnung notwendig sind oder die Verteilung der Ergebnisgröße nicht der Gauß-Verteilung folgt. In diesen Fällen kann sich die Monte-Carlo-Technik zur Berechnung der Messunsicherheit anbieten. Anstelle der Standardunsicherheiten werden bei dieser Methode die Wahrscheinlichkeitsverteilungen der Eingangsgrößen X_i fortgepflanzt. Auf Grundlage verfügbarer Informationen wird jeder Eingangsgröße eine passende Verteilung (Normalverteilung, Rechteckverteilung etc.) zugewiesen, aus der jeweils ein Zufallswert simuliert wird. Aus dem so erhaltenen Satz an Eingangsgrößen wird gemäß dem zugrunde gelegten Modell $Y=f(X)$ ein Wert der Ergebnisgröße Y berechnet. Nach vielfacher Wiederholung resultiert eine Stichprobe der Wahrscheinlichkeitsverteilung von Y , die sich statistisch auswerten lässt. Der Mittelwert und die Standardabweichung stellen die Schätzwerte y und $u(y)$ dar [116].

Zufallswerte ξ aus einer Gleichverteilung mit den Grenzen a und b werden über folgende Gleichung aus Werten r einer Standard-Rechteckverteilung $(0,1)$ gebildet [116]:

$$\xi = a + (b - a) \cdot r$$

Mittels der Box-Müller-Transformation lassen sich aus gleichverteilten Werten r Zufallswerte z einer Gauß-Verteilung erzeugen [115]:

$$z_1 = \sqrt{-2 \ln r_1} \cos(2\pi r_2) \quad \text{und} \quad z_2 = \sqrt{-2 \ln r_1} \sin(2\pi r_2)$$

Wenn unter den Eingangsgrößen $X = (X_1, \dots, X_N)^T$ paarseitige Abhängigkeiten bestehen und die Kovarianz folglich ungleich null ist, werden die Eingangsgrößen in einer gemeinsamen Wahrscheinlichkeitsverteilung ausgedrückt [115]. Sofern die besten Schätzwerte $x = (x_1, \dots, x_N)^T$ und die dazugehörige positiv definite Kovarianz- oder Unsicherheitsmatrix $U(x)$,

$$U_x = \begin{bmatrix} u^2(x) & u(x_1, x_2) & \cdots & u(x_1, x_N) \\ u(x_2, x_1) & u^2(x_2) & \cdots & u(x_2, x_N) \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ u(x_N, x_1) & u(x_N, x_2) & \cdots & u^2(x_N) \end{bmatrix}$$

die einzigen verfügbaren Informationen sind, erfolgt dies in Form einer multivariaten Gauß-Verteilung. In der Praxis beschränken sich mehrdimensionale Verteilungen mehrheitlich auf diesen Typ. Die Ziehung der Zufallswerte wird über

$$\xi = x + R^T \cdot z$$

vorgenommen, wobei die N unabhängigen Werte $z = (z_1, \dots, z_N)^T$ aus einer Standard-Normalverteilung stammen und R die obere Dreiecksmatrix aus der Cholesky-Zerlegung von U_x darstellt :

$$U_x = R^T \cdot R$$

Zu Kapitel 5

Zu Kapitel 5.5.6

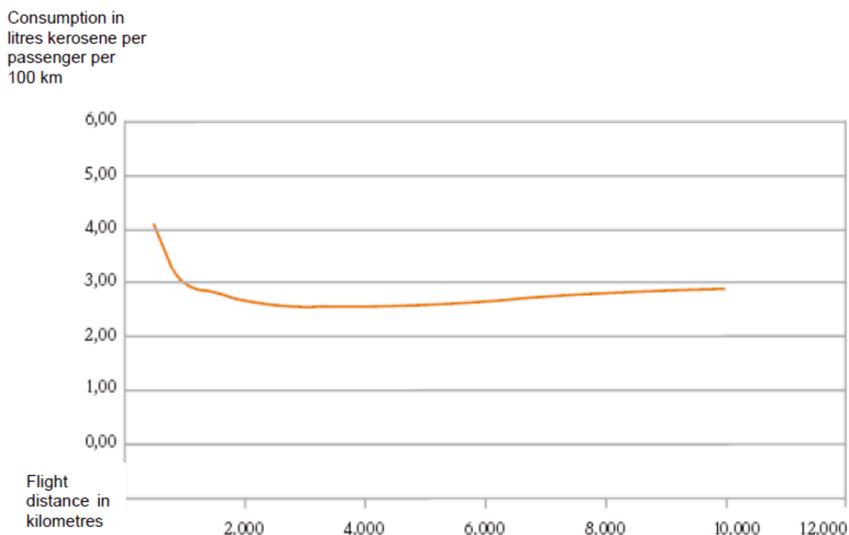


Abbildung A-4: Einfluss der Streckenlänge auf den streckenbezogenen Pro-Kopf-Verbrauch eines Airbus A340 mit 271 Sitzen

Definitionen Kurzstrecke /Mittelstrecke/Langstrecke [1]

Eine international einheitliche Definition für Kurz-, Mittel- und Langstrecke existiert nicht. Die im Rahmen der Luftverkehrsabgabe geltende Einteilung lautet jedoch wie folgt:

Kurzstrecke: bis 2.500 km

Mittelstrecke: 2.500 km bis 6.000 km

Langstrecke: ab 6.000 km

Zu Kapitel 5.6.1

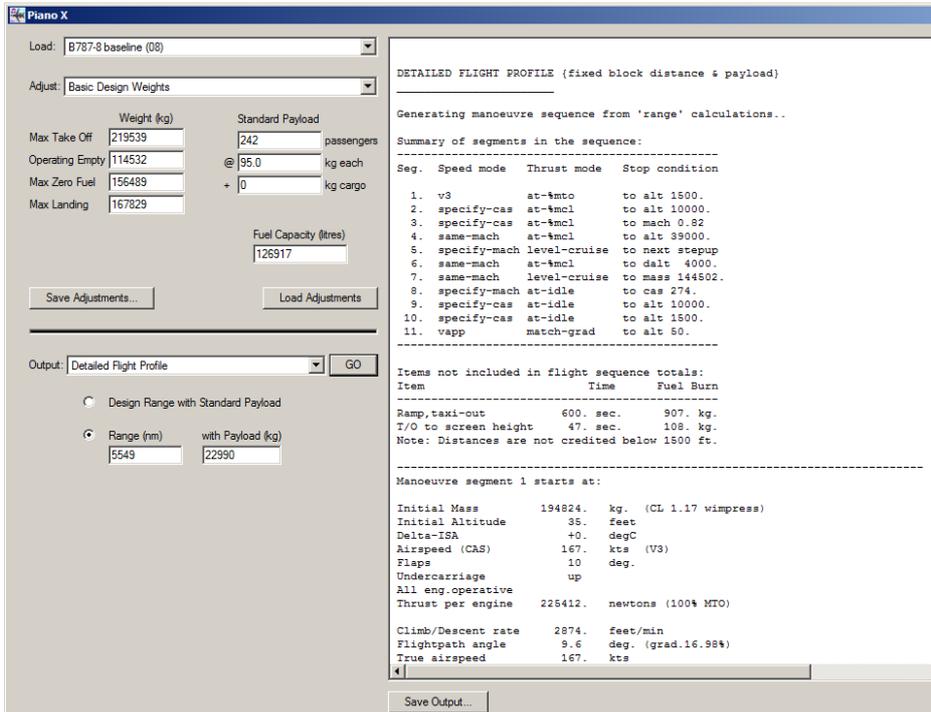


Abbildung A-5: Erstellung der Flugprofile mit der Software PianoX

Zu Kapitel 5.6.2

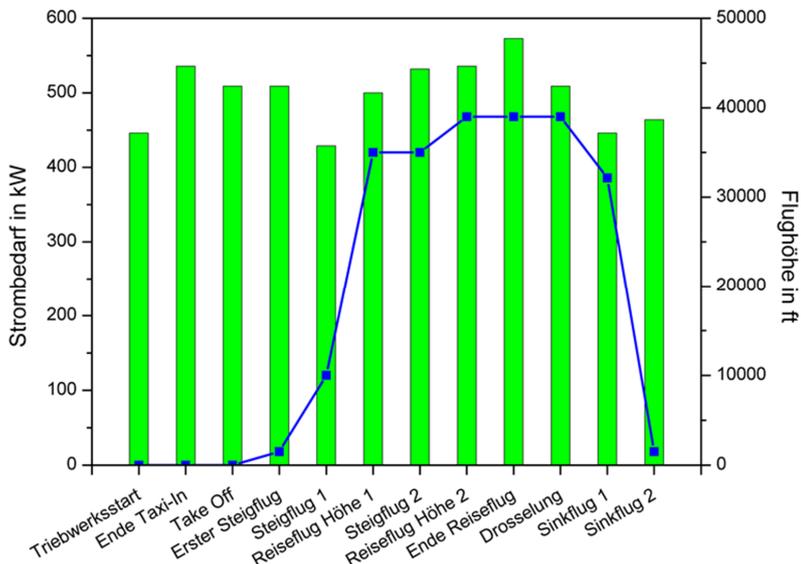


Abbildung A-6: Strombedarfsprofil (ohne Anti-Icing) während der Flugmission in der NASA-Studie "NASA/CR—2006-214458/VOL1" [216, S.5]

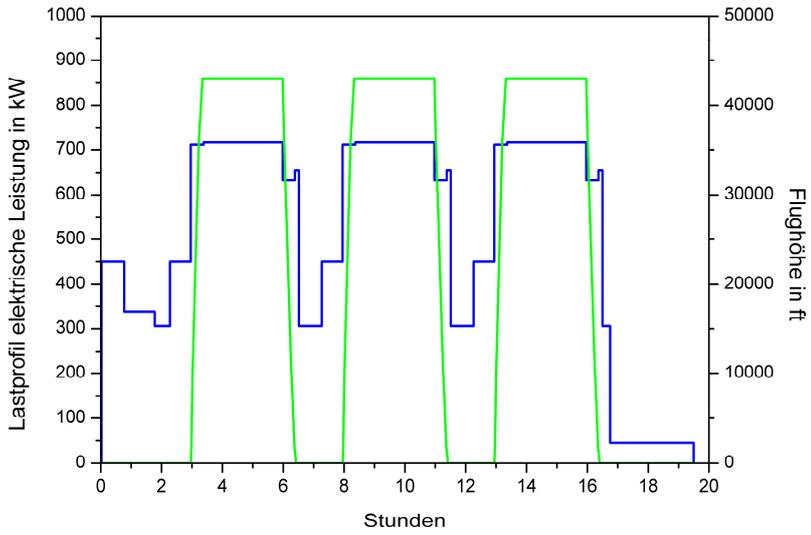


Abbildung A-7: Bedarfsprofil elektrische Leistung für die Flugmission Frankfurt-Kairo

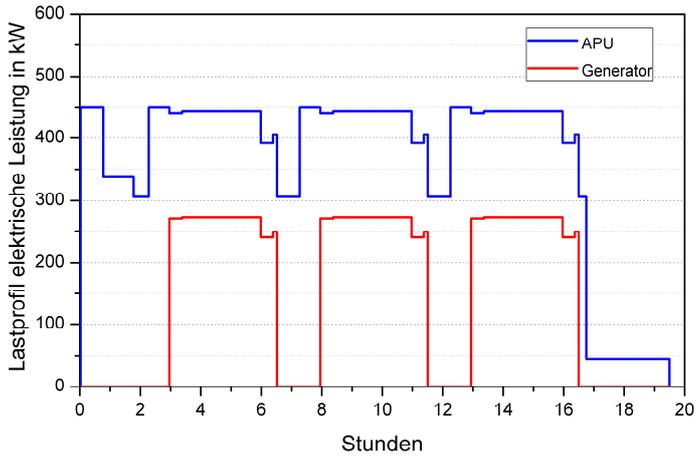


Abbildung A-8: Lastaufteilung zwischen APU und Triebwerk für die Strecke Frankfurt-Kairo

Zu Kapitel 5.7.2

Berechnung des erforderlichen Kathodenluftstroms

Der insgesamt bereitzustellende Luftstrom mit dem molaren Sauerstoffanteil y_{O_2}

$$\dot{n}_{\text{Luft,Kath}} = \sum_i \frac{\dot{n}_{O_2}}{y_{O_2}}$$

wird als Oxidationsmittel der Brennstoffzelle und dem Reformer zugeführt und errechnet sich anhand der Reaktionsstöchiometrie

$$\dot{n}_{O_2,\text{stöch.}} = 0,5 \times \dot{n}_{H_2,\text{umgesetzt}}$$

und der verwendeten Luftzahl

$$\lambda = \frac{\dot{n}_{O_2}}{\dot{n}_{O_2,\text{stöch.}}}$$

aus der elektrochemisch umgesetzten Wasserstoffmenge

$$\dot{n}_{H_2,\text{umgesetzt}} = \frac{P_{\text{Stacks}}}{H_{u,H_2} \times \eta_Z}$$

Entfeuchtung und Wiederaufheizung der HT-PEFC-System-Abgase

Wärmemenge, die bei der Kühlung des Brennerabgases auf 150 °C (423,15 K) abgegeben wird:

$$\dot{Q}_{\text{Kühl}} = \sum_i \dot{n}_i \times (h_i(T_1) - h_i(423,15 \text{ K}))$$

mit

\dot{n}_i : Stoffmenge der einzelnen Gaskomponenten i (N_2 , O_2 , CO_2 , Ar, H_2O)

T_1 : Temperatur des Gasgemisches bei Austritt aus dem Brenner

Wärmemenge, die zur Aufheizung des entfeuchteten Brennerabgases bereitsteht:
(Annahme: 60 % der Wärmemenge aus dem Abkühlvorgang):

$$\dot{Q}_{\text{Heiz}} = 0,6 \times \dot{Q}_{\text{Kühl}} = \sum_j \dot{n}_j \times (h_j(T_3) - h_j(T_4)) \rightarrow T_3 \text{ aus Iteration}$$

mit

T_4 : Temperatur des Gasgemisches bei Austritt aus dem Kondensator

T_3 : Temperatur des Gasgemisches nach Wiederaufwärmung

Technische Strömungsleistung des Expanders in Abhängigkeit der Gastemperatur

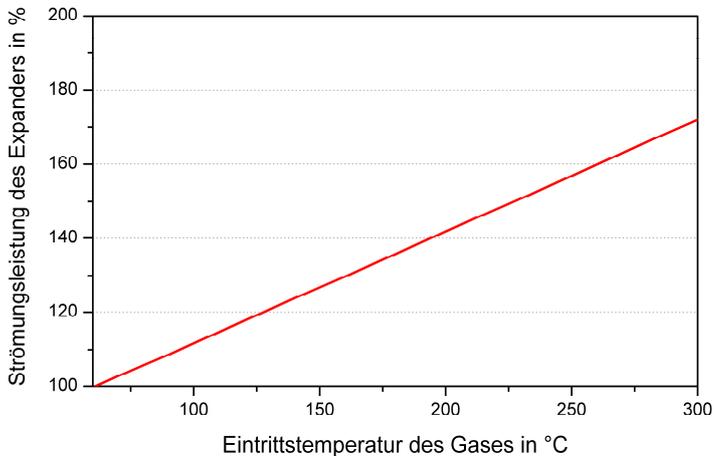


Abbildung A-9: Beispielhafte Darstellung des Temperatureinflusses auf die technische Strömungsleistung des Expanders (Bodenbetrieb bei 55 °C Außentemperatur, Entspannung von 2 bar auf 1 bar, H₂O-Anteil im Gas: 11,88 %)

Zu Kapitel 5.7.3:

Tabelle A-6: Daten zu am IEK-3 entwickelten HT-PEFC-Shortstacks [18]

allgemeine Stackdaten			
Leistung (el.) KW	5	Stackstrom A	100
Aktive Fläche (Zelle) cm ²	200	Anzahl der Zellen	100
Reaktandenplatten (Graphitkomposit)		Kühlplatten (Rückseite Kathode)	
Leistung el. W pro Zelle	50	Abzuführende Wärme in W pro Zelle	75
Reaktanden Anode, Kathode	Reformat, Luft	Wärmeträgermedium	Luft; Ucotherm S 15 A
Geometrie (Stegbreite, Kanalbreite,-höhe, Anzahl Kanäle)	1 x 1 x 1, 10	Geometrie (Stegbreite, Kanalbreite,-höhe, Anzahl Kanäle)	Kanäle: 2 x 2 x 1,5; 45
Druckverlust Zelle Anode, Kathode mbar	19,3; 17,4	Druckverlust Kühlmedium mbar	Luft: 25 Ucotherm: 1
Manifolds: Anz. Sammler, Verteiler	1,1	Manifolds: Anz. Sammler, Verteiler	1, 1
Geometrie Verteiler, Sammler in mm	23 x 10; 23 x 15	Geometrie Verteiler, Sammler in mm	182 x 100 x 100 Luft 182 x 100 x 20 Ucotherm

Zu Kapitel 5.7.3.2:**Berechnung der Freien Standardbildungsenthalpie der H₂/O₂-Reaktion**Standardzustand: a_i=1

$$\Delta_f G_{\text{H}_2\text{O}}^\circ(433,15 \text{ K}) = G_{\text{H}_2\text{O}}^\circ(433,15 \text{ K}) - G_{\text{H}_2}^\circ(433,15 \text{ K}) - G_{\text{O}_2}^\circ(433,15 \text{ K})$$

$$G^\circ(T) = H^\circ(T) - T \cdot S^\circ(T)$$

$$H^\circ(T) - H^\circ(298,15 \text{ K}) = A \cdot T + \frac{B \cdot T^2}{2} + \frac{C \cdot T^3}{3} + \frac{D \cdot T^4}{4} - \frac{E}{T} + F - H \quad \text{mit } t = \frac{T(\text{K})}{1000}$$

$$\text{Standardenthalpie in kJ/mol: } H^\circ(298,15 \text{ K}) = \Delta_f H^\circ(298,15 \text{ K})$$

$$\text{Standardentropie in J/mol/K: } S^\circ = A \cdot \ln(t) + B \cdot T + \frac{C \cdot T^2}{2} + \frac{D \cdot T^3}{3} - \frac{E}{(2 \cdot T^2)} + G$$

Tabelle A-7: Konstanten zur Berechnung von Standardenthalpie und Standardentropie [28]

Konstanten	H ₂ O, gasf. (T=500-1700 K)	H ₂ (T=298-1000 K)	O ₂ (T=100-700 K)
A	30,09200	33,066178	30,03235
B	6,832514	12,257357	-20,23531
C	6,793435	11,432816	57,86644
D	-2,534480	-2,772874	-36,50624
E	0,082139	-0,158558	-0,007374
F	-250,8810	-9,980797	-8,903471
G	223,3967	172,707974	246,7945
H	-241,8264	0,0	0,0

Berechnung der Nernstspannung

Berechnung der Nernst-Spannung für 160 °C und 1 bar (s. Glg. 3-15)

$$E_{\text{OC,rev}} = E^\circ(T) - \frac{R \cdot T}{n \cdot F} \ln \prod_i a_i^{\nu}$$

Für die Reaktion Wasserstoff/Luft lautet die Nernst-Gleichung:

$$E_{\text{OC,rev}} = E^\circ(T) - \frac{R \cdot T}{2 \cdot F} \ln \frac{a_{\text{H}_2\text{O}}}{a_{\text{H}_2} \cdot \sqrt{a_{\text{O}_2}}} = - \frac{\Delta G^\circ(T)}{2 \cdot F} - \frac{R \cdot T}{2 \cdot F} \ln \frac{p_{\text{H}_2\text{O}}}{p_{\text{H}_2} \cdot \sqrt{p_{\text{O}_2}}}$$

Die Aktivität des Wassers kann 1 gesetzt werden:

$$E_{\text{OC,rev}} = \frac{222,36 \frac{\text{kJ}}{\text{mol}}}{2 \cdot 96485 \frac{\text{C}}{\text{mol}}} - \frac{8,314 \frac{\text{J}}{\text{mol} \cdot \text{K}} \cdot 433,15 \text{ K}}{2 \cdot 96485 \frac{\text{C}}{\text{mol}}} \ln \frac{1}{1 \cdot \sqrt{0,21}} = 1,1377 \text{ V}$$

Simulation verschiedener HT-PEFC-Kennlinienverläufe:

Reale Kennlinie (Messdaten) wird beschrieben durch

$$E = E_{OC} - A \times \ln j - (r_{\Omega} + r_{Konz}) \times j = (E_{OC,rev} + A \times \ln j_0) - A \times \ln j - (r_{\Omega} + r_{Konz})$$

E_{OC} , A , $(r_{\Omega} + r_{Konz})$ sind aus dem Fit der Messdaten bekannt. $E_{OC,rev}$ ist thermodynamisch herleitbar, womit auch die Austauschstromdichte j_0 errechnet werden kann. In den Simulationen werden j_0 und $(r_{\Omega} + r_{Konz})$ variiert, sodass sich insgesamt vier unterschiedliche Kennlinienverläufe ergeben.

Berücksichtigung des Druckeinflusses auf den Kennlinienverlauf:

$$E(p_2) = E(p_1) + \left(\frac{R \times T}{n \times F} + b \right) \times \ln \left(\frac{p_2}{p_1} \right) + c \times \ln \left(\frac{p_2}{p_1} \right) \times j$$

Zur Bestimmung realistischer Faktoren b und c wird auf Messkurven aus der Literatur [227] zurückgegriffen. Der Fit der Messkurven ergibt folgende Werte:

$$RT/nF + b = 0,07389$$

$$c = 0,00011624$$

In einer einzigen Formel zusammengefasst gilt somit für die Zellspannung:

$$E(p_2) = \underbrace{E_{OC,rev}(p_1) + \frac{R \times T}{n \times F} \times \ln \left(\frac{p_2}{p_1} \right)}_{E_{OC,rev}(p_2)} + A \times \ln \left(\underbrace{j_0(p_1) \times \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{b/A}}_{j_0(p_2)} \right) - A \times \ln j - \left((r_{\Omega} + r_{Konz}) - c \times \ln \left(\frac{p_2}{p_1} \right) \right) \times j$$

$E_{OC}(p_2)$

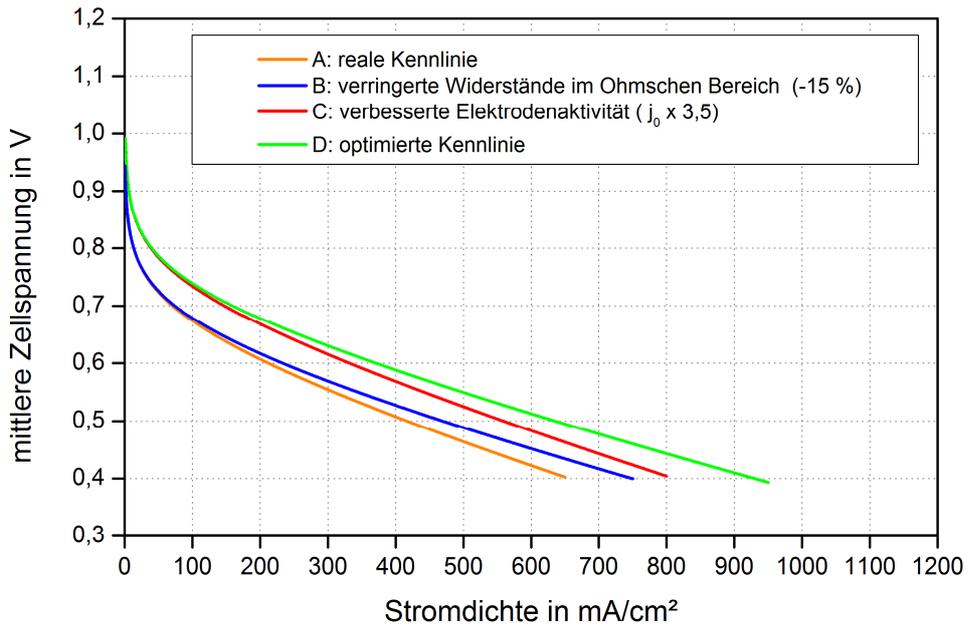


Abbildung A-10: Optimierung der Kennlinie bei der reformatbetriebenen HT-PEFC

Zu Kapitel 5.7.3.3

Wirkungsgradberechnungen (bezogen auf den Heizwert von Wasserstoff)

Heizwert von Wasserstoff bei 298 K: $H_{u,H_2} (298,15 \text{ K}) = 241,82 \text{ kJ/mol}$

Heizwertspannung: $E_H = \frac{H_u (298 \text{ K})}{n \cdot F} = \frac{241,82 \text{ kJ/mol}}{2 \cdot 96485 \text{ C/mol}} = 1,253 \text{ V}$

Tabelle A-8: Wirkungsgrade bezogen auf den Heizwert bei 298 K

Wirkungsgrad	Auslegungskonzept 1	Auslegungskonzept 2
Zellwirkungsgrad	$\eta_Z = \frac{E_Z}{E_H} = \frac{0,55 \text{ V}}{1,253 \text{ V}} \times 100 \% = 43,9 \%$	$\eta_Z = \frac{E_Z}{E_H} = \frac{0,65 \text{ V}}{1,253 \text{ V}} \times 100 \% = 51,9 \%$
Stackwirkungsgrad	$\eta_{Stack} = \frac{\eta_Z}{u_t} = \frac{43,9 \%}{1,2} = 36,6 \%$	$\eta_{Stack} = \frac{\eta_Z}{u_t} = \frac{51,9 \%}{1,2} = 43,2 \%$

Erforderliche Brennstoffmenge:

$$\dot{n}_{B,umgesetzt} = \frac{P_{Stack}}{E_Z \cdot n \cdot F} \rightarrow \dot{n}_{B,zugefuehrt} = \dot{n}_{B,umgesetzt} \cdot u_t$$

Zu Kapitel 5.7.3.4

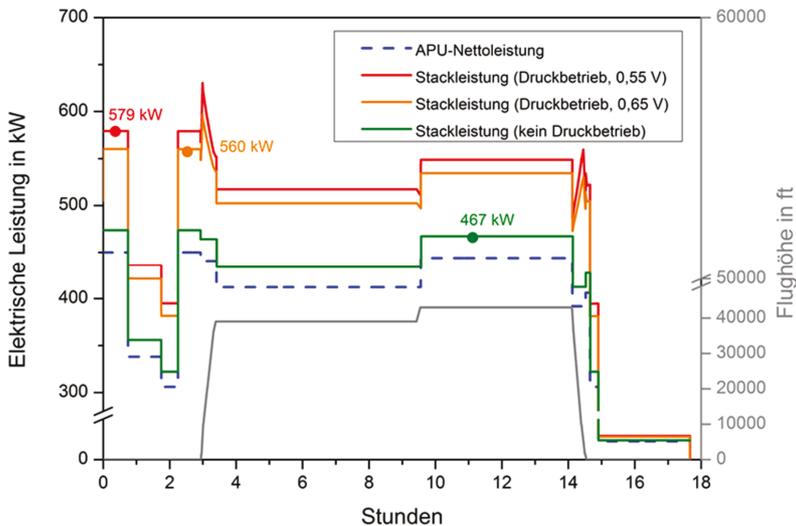


Abbildung A-11: Benötigte Bruttoleistung am Auslegungspunkt (Reformatbetrieb)

Zu Kapitel 5.7.3.5

Tabelle A-9: Leistungsdaten zu HT-PEFC-Stacks der Firma Sartorius (veröffentlicht Jan. 2009)[191]

Lfd. Nr.	Zellenanzahl	Zellfläche	Betriebstemp.	Druck	Lastpunkt	Strom	Material/Design			Leistung	Volumen	Masse	spez. Leistung		Stand
							Kühlung	BPP	MEA				kW	l	
1	60	160	160	0	550	0,25	extern	graphitisch		1,3	19	28	14,4	21,2	2006
2	60	160	160	0	500	0,40	extern	graphitisch		1,9	19	28	9,9	14,6	2006
3	60	152	160	0	500	0,50	extern	graphitisch	standard	2,3	19	28	8,3	12,3	2007
4	60	152	160	0	500	0,70	intern	graphitisch	advanced 1	3,2	14	20	4,5	6,2	2008
5	80	250	160	0	500	0,80	intern	graphitisch	advanced 1	8,0	32	32	4,0	4,0	2008
6	80	250	160	0	500	0,80	intern	metallisch	advanced 1	8,0	13	28	1,6	3,5	2009
7	80	250	160	2	500	1,20	intern	metallisch	advanced 1	12,0	13	28	1,1	2,3	2009
8	100	1000	160	2	500	1,50	intern	metallisch	advanced 2	75,0	60	100	0,8	1,3	2010

Zu Kapitel 5.7.4:

Berechnung des Austrittszustandes aus Kompressor und Expander:

Eintrittszustand der Luft: T_1, p_1

Isentrope Zustandsänderung ($s = \text{konst}$):

$$\left(\sum_i y_i \cdot s_i \right)_{p_1, T_1} = \left(\sum_i y_i \cdot s_i \right)_{p_2, T_2}$$

y_i : Stoffmengenanteil y der Luftkomponente i

s_i : spezifische Entropie der Luftkomponente i

T_2 ergibt sich aus obiger Bedingung. Die reversible Strömungsleistung für die Enthalpieänderung $1 \rightarrow 2'$ ist somit bekannt:

$$P_{t_rev} = \dot{n} \cdot (h_{2'} - h_1)$$

Die reale Zustandsänderung $1 \rightarrow 2$ errechnet sich mit dem isentropen Wirkungsgrad:

$$P_{t, \text{Verdichter}} = \frac{P_{t_rev, \text{Verdichter}}}{\eta_{is, \text{Verdichter}}} \quad \text{und} \quad P_{t, \text{Expander}} = P_{t_rev, \text{Expander}} \cdot \eta_{is, \text{Expander}}$$

Zu Kapitel 5.7.6

Tabelle A-10: Design der luftgekühlten Kondensatoren (mittelhochberippte Rohre)

Beschreibung	Maße
Rippenhöhe in mm	4,5
Rippendicke in mm	0,3
Rippenabstand m in mm	2,31 (11 Rippen pro Zoll)
Innendurchmesser d_3 in mm	16,5
Wanddicke s_2 in mm	1
Außendurchmesser ohne Rippe d_4 in mm	18,5
Außendurchmesser mit Rippe d_5 in mm	27,5
Innenquerschnitt in cm^2	2,14
Außenoberfläche in m^2 pro m Rohrlänge	0,35
Werkstoff	1.4571 (Dichte 7.980 kg/m^3)

Zu Kapitel 5.7.7

Berechnung der adiabaten Mischkammertemperatur:

$$H_{\text{MK, ein}} = \dot{n}_{\text{C}_{12}\text{H}_{24, \text{flüssig}}} \times h(T_{\text{C}_{12}\text{H}_{24}}) + \dot{n}_{\text{Luft}} \times h(T_{\text{Luft}}) + \dot{n}_{\text{H}_2\text{O, gasf.}} \times h(T_{\text{H}_2\text{O, gasf.}})$$

$$H_{\text{MK, aus}} = \dot{n}_{\text{C}_{12}\text{H}_{24, \text{gasf.}}} \times h(T_{\text{adiabat}}) + \dot{n}_{\text{Luft}} \times h(T_{\text{adiabat}}) + \dot{n}_{\text{H}_2\text{O, gasf.}} \times h(T_{\text{adiabat}})$$

$$H_{\text{MK, ein}} = H_{\text{MK, aus}} \longrightarrow T_{\text{adiabat}}$$

Berechnung der Zusammensetzung des Produktgemisches:

$$\dot{n}_{\text{H}_2} = \dot{n}_{\text{H}_2}^{(0)} + \zeta_{\text{WGS}} - 3 \times \zeta_{\text{Methan.}}$$

$$\dot{n}_{\text{CO}_2} = \dot{n}_{\text{CO}_2}^{(0)} + \zeta_{\text{WGS}}$$

$$\dot{n}_{\text{CO}} = \dot{n}_{\text{CO}}^{(0)} - \zeta_{\text{WGS}} - \zeta_{\text{Methan.}}$$

$$\dot{n}_{\text{H}_2\text{O}} = \dot{n}_{\text{H}_2\text{O}}^{(0)} - \zeta_{\text{WGS}} + \zeta_{\text{Methan.}}$$

$$\dot{n}_{\text{CH}_4} = \dot{n}_{\text{CH}_4}^{(0)} + \zeta_{\text{Methan.}}$$

$$\sum_i \dot{n}_i = \sum_i \dot{n}_i^{(0)} - 2 \times \zeta_{\text{Methan.}}$$

$$x_i = \frac{\dot{n}_i}{\sum_i \dot{n}_i}$$

Berechnung des Wirkungsgrads des Brenngaserzeugungssystems:

$$\eta_{\text{BGS}} = \frac{\dot{n}_{\text{H}_2} \times H_{\text{u, H}_2}}{\dot{n}_{\text{C}_n\text{H}_m} \times H_{\text{u, C}_n\text{H}_m}} = \frac{23,5 \text{ mol} \times 241,82 \text{ kJ/mol}}{1 \text{ mol} \times 43,26 \text{ MJ/kg} \times 168,32 \text{ g/mol}} = 78\%$$

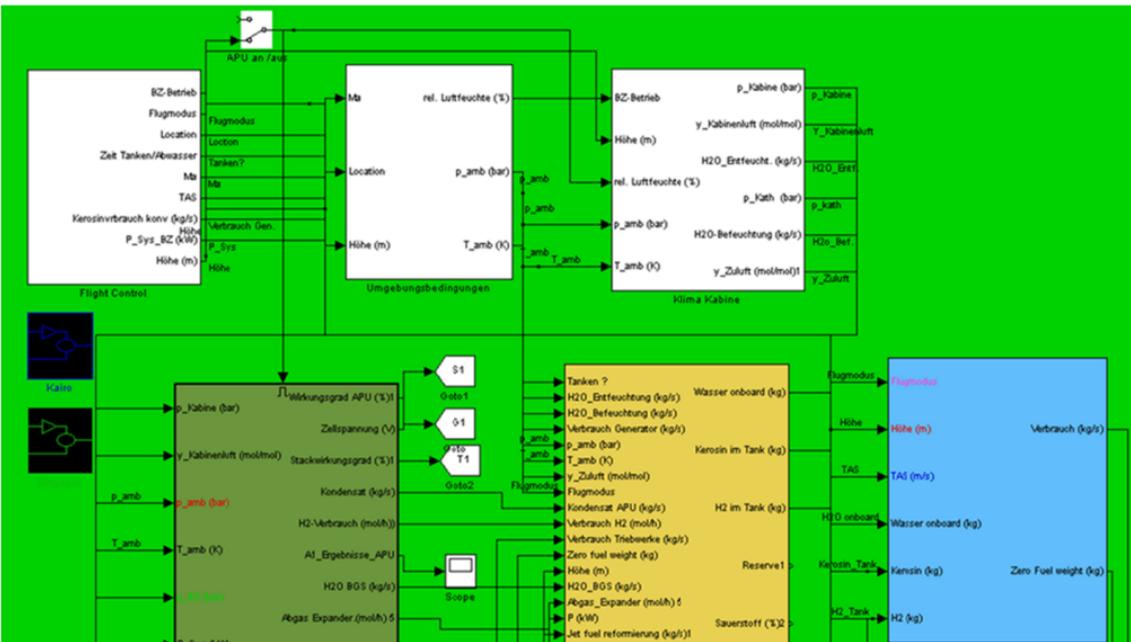


Abbildung A-12: Simulationsmodell in Matlab/Simulink

Zu Kapitel 5.8.1.1

Effizienz der Bordstromerzeugung über die Triebwerke

$$\text{Wirkungsgraddefinition: } \eta = \frac{P}{H_U \times \dot{m}_B}$$

Kerosinverbrauch für $\eta = 40\%$ und $P = 100 \text{ kW}$: $\dot{m}_B = 0,0057767 \text{ kg/s}$

Stündlicher Kerosinverbrauch: $20,8 \text{ kg} / 100 \text{ kW}$

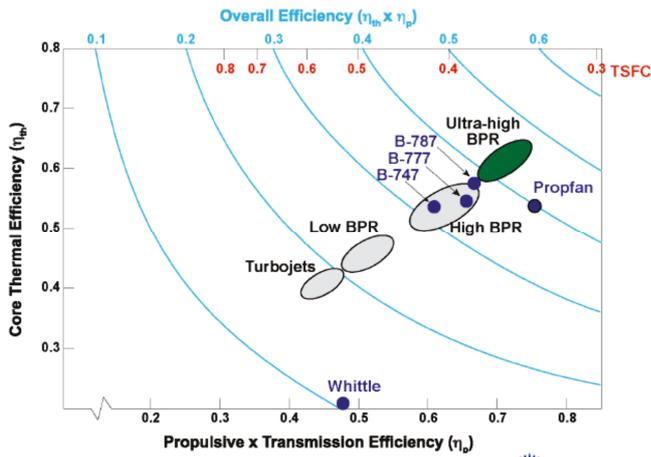


Abbildung A-13: Entwicklungstrend des Triebwerkswirkungsgrades von Verkehrsflugzeugen [56]

Zu Kapitel 5.8.1.2

Berechnung der benötigten Frischluftmenge in der Flugzeugkabine

Laut FAA/JAR-Regularien:

Mind. $0,55 \text{ lb/min}$ Frischluft pro Person (= $0,25 \text{ kg/min}$)

Bei Luftdichte in Reishöhe ($\sim 0,8 \text{ bar}$, 24°C):

$$\rho = \frac{p}{R_{\text{Luft}} \times T} = \frac{80000 \text{ Pa}}{287 \text{ J}/(\text{kg} \times \text{K}) \times (24 + 273,15 \text{ K})} \approx 0,94 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

→ Frischluftvolumen: $\approx 0,27 \text{ m}^3/\text{min}$ bzw. $10 \text{ ft}^3/\text{min}$ pro Person

→ Zugeführte Gesamtluftmenge (50 % rezyklierte Luft): $\approx 0,57 \text{ m}^3/\text{min}$ bzw. $20 \text{ ft}^3/\text{min}$

→ Gesamtmenge für 242 Passagiere (Crew vernachlässigt): $\approx 137 \text{ m}^3/\text{min}$

Abschätzung des freien Kabinenvolumens:

Kabinenquerschnitt für den First Class /Economy-Bereich einer B787 [222, S. 13]:

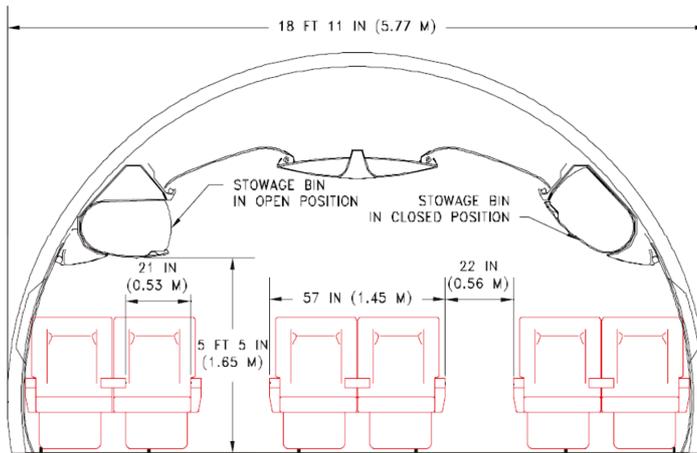


Abbildung A-14: Kabinenquerschnitt einer B787 im First Class/Economy-Bereich

Tabelle A-11: Gesammelte und abgeschätzte Werte zu den Kabinenabmessungen

Kabinenbereich	Abmessung
Breite/Doppelsitz	1,45 m
Breite/Gang	0,56 m
Anzahl Doppelsitze/Reihe	3
Gesamtbreite Kabine	5,47 m
Höhe Kabinenmitte	2,29 m
Höhenabstand Boden-Gepäckfächer	1,65 m
Kabinenlänge	42,29 m
Volumen Sitzreihenbereich Fenster	202,4 m ³ (= 2 * 1,65 m * 1,45 m * 42,29 m)
Volumen innere Sitzreihenbereich + Gänge	248,9 m ³ (= 1,45 m * 2,29 m * 42,29 m + 2 * 2,29 m * 0,56 m * 42,29 m)
Gesamtvolumen	~ 450 m³
Freies Kabinenvolumen (geschätzt)	350 m³

Berechnung der Luftfeuchte

Zustand der Frischluft (Beispiel) : $\vartheta = 35 \text{ }^\circ\text{C}$, $p = 1 \text{ bar}$, $\varphi = 60 \text{ \%}$

Der Sattdampfdruck lässt sich aus der folgenden Formel von Wagner und Pruss [240] errechnen:

$$p_{\text{H}_2\text{O,S}} = p_{\text{H}_2\text{O,krit.}} \times \exp \left[\frac{T_{\text{krit.}}}{T} \times (a_1 \times \tau + a_2 \times \tau^{1,5} + a_3 \times \tau^3 + a_4 \times \tau^{3,5} + a_5 \times \tau^4 + a_6 \times \tau^{7,5}) \right]$$

mit:

$$a_1 = -7,85951783$$

$$a_2 = 1,84408259$$

$$a_3 = -11,7866497$$

$$a_4 = 22,6807411$$

$$a_5 = -15,9618719$$

$$a_6 = 1,80122502$$

$$T_{\text{krit.}} = 647,096 \text{ K}$$

$$P_{\text{krit.}} = 220,64 \text{ bar}$$

Mit dem Satttdampfdruck von 35 °C

$$p_{\text{H}_2\text{O,S}}(35 \text{ °C}) = 0,05629 \text{ bar}$$

ergibt sich die Wasserbeladung x:

$$x = \frac{M_{\text{H}_2\text{O}}}{M_{\text{tr.Luft}}} \times \frac{p_{\text{H}_2\text{O,S}}(35 \text{ °C})}{(p/\phi) - p_{\text{H}_2\text{O,S}}(35 \text{ °C})} = \frac{18,015}{28,966} \frac{0,05629}{(1,013 / 0,6) - 0,05629} \text{ kg/kg} = 0,021 \text{ kg/kg}$$

Die maximale Wasserbeladung bei der Entfeuchtungstemperatur von 15 °C errechnet sich analog:

$$x = \frac{18,015}{28,966} \frac{0,01706}{(1,013 / 1) - 0,01706} = 0,0107 \text{ kg/kg} \quad \text{mit } p_{\text{H}_2\text{O,S}}(15 \text{ °C}) = 0,01706 \text{ bar}$$

bzw.

$$\bar{x} = \frac{M_{\text{tr.Luft}}}{M_{\text{H}_2\text{O}}} \times x = \frac{28,966}{18,015} \times 0,0107 = 0,0171 \text{ mol/mol}$$

Es werden $(0,021 - 0,011) = 0,01 \text{ kg}$ Wasser pro kg Luft, tr. auskondensiert.

Die relative Luftfeuchte der entfeuchteten Luft bei einer Kabinentemperatur von 24 °C ergibt sich mit einer maximalen Aufnahmekapazität von $p_{\text{H}_2\text{O,S}}(24 \text{ °C}) = 0,02986 \text{ bar}$ zu

$$\phi(24 \text{ °C}) = \frac{P_{\text{Kabine}} \times x_{\text{Zuluft}}}{p_{\text{H}_2\text{O,S}}(24 \text{ °C}) \times \left(\frac{M_{\text{H}_2\text{O}}}{M_{\text{tr.Luft}}} + x_{\text{Zuluft}} \right)} = \frac{1,013 \times 0,0107}{0,02986 \times \left(\frac{18,015}{28,966} + 0,0107 \right)} = 57,3 \%$$

Als Stoffmengenanteil des Wassers in der feuchten Luft ausgedrückt entspricht dies einem Wert von

$$y_{\text{i.Luft}} = \frac{\bar{x}}{1 + \bar{x}} = \frac{0,017}{1 + 0,017} = 0,0168 \text{ mol/mol}$$

Befeuchtung der Kabinenluft:

Die Außenluft in einer Flughöhe von ca. 13.000 m hat eine Temperatur von $-56,5\text{ °C}$ und einen Druck von $0,162\text{ bar}$. Der Sättigungsdampfdruck liegt bei $3,007\text{ }^{-5}\text{ bar}$. Mit einer angenommenen relativen Luftfeuchte von 20% ergibt sich für die Wasserbeladung der Frischluft ein Wert von $2,3\text{ }^{-5}\text{ kg/kg}$:

$$x = \frac{M_{\text{H}_2\text{O}}}{M_{\text{tr.Luft}}} \times \frac{p_{\text{H}_2\text{O,S}}(-56,5\text{ °C})}{(p/\phi) - p_{\text{H}_2\text{O,S}}(-56,5\text{ °C})} = \frac{18,015}{28,966} \frac{3,007\text{ }^{-5}}{(0,162/0,2) - 3,007\text{ }^{-5}} = 0,000023\text{ kg/kg}$$

Bei Kabinentemperatur entspricht dies einer relativen Luftfeuchtigkeit von $0,1\%$:

$$\phi(24\text{ °C}) = \frac{p_{\text{Kabine}} \times x}{p_{\text{H}_2\text{O,S}}(24\text{ °C}) \times \left(\frac{M_{\text{H}_2\text{O}}}{M_{\text{tr.Luft}}} + x_t \right)} = \frac{0,8 \times 0,000023}{0,02986 \times \left(\frac{18,015}{28,966} + 0,000023 \right)} = 0,01\%$$

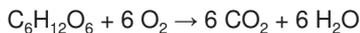
Wegen der Wasserausdünstungen der Passagiere von geschätzten $0,0025\text{ kg/s}$ (s. unten) steigt die relative Luftfeuchtigkeit auf ca. 10% während des Fluges. Insofern in den Szenarien eine aktive Luftbefeuchtung über die Klimaanlage angenommen wird, steigt die relative Luftfeuchtigkeit auf 25% . Bei einem Druck von $0,8\text{ bar}$ und einer Temperatur von 24 °C liegt die Wasserbeladung im Flug damit bei

$$x = \frac{M_{\text{H}_2\text{O}}}{M_{\text{tr.Luft}}} \times \frac{p_{\text{H}_2\text{O,S}}(24\text{ °C})}{(p/\phi) - p_{\text{H}_2\text{O,S}}(24\text{ °C})} = \frac{18,015}{28,966} \times \frac{0,02986}{(0,8/0,25) - 0,02986} = 0,0059\text{ kg/kg}$$

$$y_{i,\text{Luft}} = \frac{\tilde{x}}{1 + \tilde{x}} = \frac{0,0059}{1 + 0,0059} = 0,0093\text{ mol/mol}$$

Abschätzung der Wasserproduktion:Atmung

Chemische Formel der Zellatmung:



Luftvolumen pro Atemzug: $0,5\text{ L}$ [158, S.14]

$0,0223\text{ mol}$ (Molvolumen $22,4\text{ L/mol}$ bei Standardbedingungen)

Eingeatmeter Sauerstoff pro Atemzug: $0,047\text{ mol}$ (21% Sauerstoffanteil in der Luft)

Umgesetzter Sauerstoff pro Atemzug: $0,001\text{ mol}$ (23% Prozentualer Sauerstoffumsatz)

Gebildetes Wasser pro Atemzug: $0,001\text{ mol}$

$0,019\text{ g}$ (Molmasse Wasser 18 g/mol)

Gebildetes Wasser pro Person: $0,29\text{ g/min}$ (15 Atemzüge pro Minute [158, S.14])

$0,0049\text{ g/s}$

Wassermenge bei 250 Personen: 1,225 g/s
0,001225 kg/s

Insensibler Wasserverlust über die Haut: 0,001225 kg/s (~Wasser_{Atmung}, vgl. [123])

→ Gesamtwasserverlust ~ 0,0025 kg/s

Zu Kapitel 5.8.1.1

Tabelle A-12: Regulärer Durchschnittsverbrauch und Mehrverbrauch für 100 kW Wellenleistungs-entnahme im Reiseflug (0,8 Ma, 39.000ft)

Flugstrecke	Ohne Wellenleistungsentnahme			Mit Wellenleistungsentnahme (100 kW)			
	SFC in g/kN/s	Ø-Schub in kN	Ø-Verbrauch in kg/s	Δm _B in %	Δm _B in kg/s	η _{Welle} in %	η _{el,Gen} in %
1577 nm	14,77	34,4	0,508	0,94	0,00477	48,5	37,6
5549 nm	14,77	39,5	0,583	0,72	0,004198	55,1	42,8

Zu Kapitel 5.8.1.3:

Wasserbilanzierung im Flugzeug:

$$\frac{dm(t)}{dt} = \sum_i \dot{m}_i(t) - \sum_j \dot{m}_j(t) \quad [137, S.115]$$

$$\begin{aligned} \frac{dm_{\text{H}_2\text{O,Kabine}}}{dt} &= \dot{m}_{\text{H}_2\text{O,ein}} + \dot{m}_{\text{H}_2\text{O,Befeuchtung}} + \dot{m}_{\text{H}_2\text{O,PAX}} - \dot{m}_{\text{H}_2\text{O,aus}} \\ &= \underbrace{\dot{m}_{\text{H}_2\text{O,Zuluft}} + f_{\text{Recycle}} \times \dot{m}_{\text{H}_2\text{O,aus}}}_{\dot{m}_{\text{ein}}} + \dot{m}_{\text{H}_2\text{O,Befeuchtung}} + \dot{m}_{\text{H}_2\text{O,PAX}} - \dot{m}_{\text{H}_2\text{O,aus}} \\ &= \dot{m}_{\text{H}_2\text{O,Zuluft}} + (f_{\text{Recycle}} - 1) \times \dot{m}_{\text{H}_2\text{O,aus}} + \dot{m}_{\text{H}_2\text{O,Befeuchtung}} + \dot{m}_{\text{H}_2\text{O,PAX}} \\ &= \dot{m}_{\text{Zuluft}} \times x_{\text{Zuluft}} + (f_{\text{Recycle}} - 1) \times \frac{m_{\text{Kabine,Luft}}}{\Delta t_{\text{Verweil}}} \times x_{\text{Kabine}} + \dot{m}_{\text{H}_2\text{O,Befeuchtung}} + \dot{m}_{\text{H}_2\text{O,PAX}} \\ &= f_{\text{Recycle}} \times \frac{m_{\text{Kabine,Luft}}}{\Delta t_{\text{Verweil}}} \times x_{\text{Zuluft}} + (f_{\text{Recycle}} - 1) \times \frac{m_{\text{Kabine,Luft}}}{\Delta t_{\text{Verweil}}} \times x_{\text{Kabine}} + \dot{m}_{\text{H}_2\text{O,Befeuchtung}} + \dot{m}_{\text{H}_2\text{O,PAX}} \\ &= \frac{m_{\text{Kabine,Luft}}}{\Delta t_{\text{Verweil}}} \times (f_{\text{Recycle}} \times x_{\text{Zuluft}} + (f_{\text{Recycle}} - 1) \times x_{\text{Kabine}}) + \dot{m}_{\text{H}_2\text{O,Befeuchtung}} + \dot{m}_{\text{H}_2\text{O,PAX}} \\ \text{mit } m_{\text{Luft,Kabine}} &= \frac{p \times V}{R_{\text{allg}} \times T} \times \frac{M_{\text{Luft}} \times M_{\text{H}_2\text{O}}}{(M_{\text{H}_2\text{O}} + M_{\text{Luft}} \times x)} \end{aligned}$$

Tabelle A-13: Frischwassermenge an Bord

Flugzeug-variante	Regulärer Frischwasserbedarf an Bord	Zu tankende Frischwassermenge (Max. Wassermenge bei TO)	Max. Wassermenge im Tank während des Fluges
Basis	FRA-SIN: 520 kg 3x FRA-CAI: 384 kg	Regulärer Bedarf + 36 kg Reserve	s. links
Referenz		Regulärer Bedarf+ 36 kg Reserve	s. links
BZ-I (H₂)	FRA-SIN: 1.070 kg 3x FRA-CAI: 951 kg	<ul style="list-style-type: none"> • Bedarf > Produziertes Kondensat: → Differenz + 36 kg Reserve • Bedarf < Produziertes Kondensat: → Nur 36 kg Reserve 	112 kg
BZ-II (Reformat)		<ul style="list-style-type: none"> • Bedarf > Produziertes Kondensat: → Differenz + 81 kg Reserve • Bedarf < Produziertes Kondensat: → Nur 81 kg Reserve 	112 kg

Abschätzung der Wasserproduktion eines HT-PEFC-System mit BGS:

Annahmen:

$$\eta_{\text{Sys}} = 30 \%$$

$$P = 450 \text{ kW}$$

$$\dot{n}_{\text{C}_{12}\text{H}_{24}} = \frac{P}{H_{\text{u,C}_{12}\text{H}_{24}} \times \eta_{\text{Sys}}} = 730 \text{ mol/h} \quad (\text{mit } H_{\text{u,C}_{12}\text{H}_{24}} = 7397,9 \text{ kJ/mol})$$

Nach der Reaktionsgleichung werden pro mol C₁₂H₂₄ 12 mol Wasser erzeugt d.h.

$$\dot{m}_{\text{H}_2\text{O}} = 12 \times \dot{n}_{\text{C}_{12}\text{H}_{24}} \times M_{\text{H}_2\text{O}} = 158 \text{ kg/h}$$

Zu Kapitel 5.8.2.3

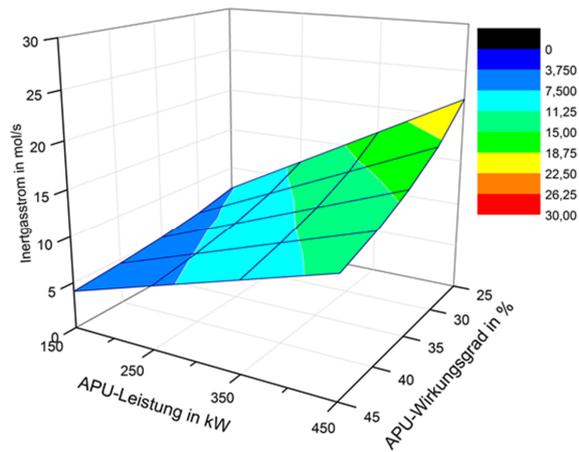


Abbildung A-15: Ungefähre Inertgasmenge in Abhängigkeit von APU-Leistung und APU-Wirkungsgrad (Reformatbetriebenes HT-PEFC-System)

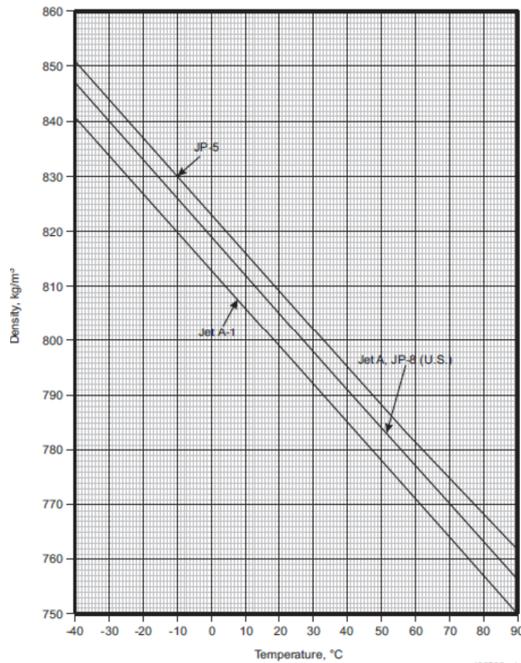


Abbildung A-16: Typischer Dichteverlauf verschiedener Kerosinarten in Abhängigkeit von der Temperatur [32]; S.2-2]

Zu Kapitel 5.8.2.2

Berechnung der zu tankenden Kerosinmenge

Tabelle A-14: Ermittelte Koeffizienten zur Berechnung der erforderlichen Tankmenge an Kerosin in t

Flugstrecke	B ₁	B ₂	B ₃	B ₄	R ²
Frankfurt –Kairo (1577 nm)	-6,62242E-9	3,259E-6	-5,05739E-4	0,05075	0,99898
Frankfurt - Singapur (5549 nm)	-4,28239E-9	2,21412E-6	-3,45463E-4	0,03901	0,99897

Flugzeugspezifische BADA-Koeffizienten für das Simulationsmodell (basierend auf der B767-300ER [17]):

Verwendete Widerstandskoeffizienten für die Schubkraftberechnung (bezogen auf eine Flügelfläche von 283,3 m²):

$$C_{W0,CR} = 0,014$$

$$C_{W2,CR} = 0,049$$

$$C_{W0,AP} = 0,035$$

$$C_{W2,AP} = 0,045$$

$$C_{W0,AP} = 0,035$$

$$C_{W2,AP} = 0,045$$

$$C_{W0,LDG} = 0,057$$

$$C_{W2,LDG} = 0,04$$

$$C_{W0,\Delta LDG} = 0,018$$

Der berechnete c_w -Wert wird im Simulink-Modell um 10 % reduziert.

Verwendete Stallgeschwindigkeiten:

$$V_{\text{stall,TO}} = 165$$

$$V_{\text{stall,IC}} = 122$$

$$V_{\text{stall,CR}} = 122$$

$$V_{\text{stall,AP}} = 122$$

$$V_{\text{stall,LD}} = 113$$

Verwendete Koeffizienten für den spezifischen Treibstoffverbrauch:

$$C_{f1} = 0,763$$

$$C_{f2} = 1430$$

$$C_{f3} = 1,8$$

$$C_{f3} = 69400$$

$$C_{fcr} = 1,0347$$

Der errechnete Treibstoffverbrauch wird im Simulationsmodell um 15 % reduziert.

Zu Kapitel 5.9

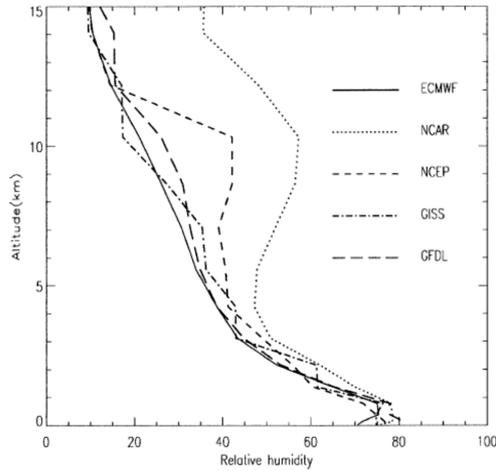


Abbildung A-17: Relative Feuchte der Umgebungsluft als eine Funktion der Höhe für fünf verschiedene Datensätze [150]

Tabelle A-15: Hauptbestandteile der Luft [27; 249]

Luftkomponente	Molmasse (g/mol)	Molanteil in tr. Luft (mol/mol)
Stickstoff (N ₂)	28,013	0,78084
Sauerstoff (O ₂)	31,999	0,20946
Argon (Ar)	39,95	0,00934
Kohlendioxid (CO ₂)	44,010	0,004
trockene Luft	28,966	1

Tabelle A-16: Internationale Standardatmosphäre [82, S.Q86]

Größe	Gleichung	Parameter	
Troposphäre (< 11.000 m)	Druck	T ₀ = 288,15 K dT/dh = -0,0065 K/m h ₀ = 0 m p ₀ = 1,01325 bar ρ ₀ = 1,225 kg/m ³ n = 1,235	
	Temperatur		$T(h) = T_0 + \frac{dT}{dh} \times (h - h_0)$
	Dichte		$\rho(h) = \rho_0 \times \left(1 + \frac{dT}{dh} \times \frac{h - h_0}{T_0}\right)^{\frac{1}{n-1}}$
Stratosphäre (> 11.000 m)	Druck	T ₀ = 216,65 K p ₀ = 0,22632 bar ρ ₀ = 0,364 kg/m ³ R = 287,05 J/kg/K h ₀ = 11000 m	
	Temperatur		T(h) = T ₀
	Dichte		$\rho(h) = \rho_0 \times \exp\left(\frac{-g}{R \times T_0} \times (h - h_0)\right)$

Zu Kapitel 5.10.3

Vorsimulationen zur Aufstellung der Regressionsfunktionen für den Treibstoffbedarf der Brennstoffzellen-APU und der gewonnenen Kondensatmenge:

Wasserstoffbetrieb Langstrecke

		Faktor		-	+	Zielgröße	
		x_1	Systemdruck	0,8	2	y_1	H ₂ -Verbrauch in kg
		x_2	Auslegungskonzept	1	2	y_2	Kondensat in kg
		x_3	Optimierungsfaktor Austauschstromdichte	1	3,5		
		x_4	Optimierungsfaktor Widerstände r_i	0,85	1		

Planmatrix		Matrix der unabhängigen Variablen								Antwortmatrix								
		0	x_1	x_2	x_3	x_4	x_1x_2	x_1x_3	x_2x_3	x_1x_4	x_2x_4	x_3x_4	$x_1x_2x_3$	$x_1x_2x_4$	$x_1x_3x_4$	$x_2x_3x_4$	y_1	y_2
1	-1 -1 -1 -1	1	-1	-1	1	-1	1	1	1	-1	1	-1	529	4403				
2	1 -1 -1 1	1	1	-1	-1	-1	-1	-1	1	1	1	1	537	4763				
3	-1 1 -1 1	1	-1	1	-1	-1	1	-1	-1	1	1	1	455	3776				
4	1 1 -1 -1	1	1	1	1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	467	4133				
5	-1 -1 1 1	1	-1	-1	1	1	-1	-1	-1	1	1	1	523	4362				
6	1 -1 1 -1	1	1	-1	-1	1	1	1	-1	-1	-1	-1	528	4689				
7	-1 1 1 -1	1	-1	1	-1	1	-1	-1	1	1	-1	-1	452	3755				
8	1 1 1 1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	461	4087				
Effekte		493.9	8.6	-70.7	2.0	-5.7	-1.4	1.5	0.1									
Effektmatrix		4246.1	344.2	-616.6	0.5	-45.1	-14.5	12.1	2.0									
b		493.92	4.30	-35.37	0.98	-2.83	-0.72	0.77	0.06									
		4246.10	172.12	-308.32	0.23	-22.56	-7.26	6.07	1.00									

Benötigte Wasserstoffmenge:

$$y_1 = 493,92 + 4,30 x_1 - 35,37 x_2 + 0,98 x_1x_2 - 2,83 x_3 - 0,72 x_1x_3 + 0,77 x_2x_3$$

Gewonnene Kondensatmenge:

$$y_2 = 4246,1 + 172,12 x_1 - 308,32 x_2 + 0,23 x_1x_2 - 22,56 x_3 - 7,26 x_1x_3 + 6,07 x_2x_3 + 1,00x_4$$

Wasserstoffbetrieb Kurzstrecke

		Faktor		-	+	Zielgröße	
		x_1	Systemdruck	0,8	2	y_1	H ₂ -Verbrauch in kg
		x_2	Auslegungskonzept	1	2	y_2	Kondensat in kg
		x_3	Optimierungsfaktor Austauschstromdichte	1	3,5		
		x_4	Optimierungsfaktor Widerstände r_i	0,85	1		

Planmatrix		Matrix der unabhängigen Variablen								Antwortmatrix								
		0	x_1	x_2	x_3	x_4	x_1x_2	x_1x_3	x_2x_3	x_1x_4	x_2x_4	x_3x_4	$x_1x_2x_3$	$x_1x_2x_4$	$x_1x_3x_4$	$x_2x_3x_4$	y_1	y_2
1	-1 -1 -1 -1	1	-1	-1	1	-1	1	1	1	-1	1	-1	588	4824				
2	1 -1 -1 1	1	1	-1	-1	-1	-1	-1	1	1	1	1	612	5374				
3	-1 1 -1 1	1	-1	1	-1	-1	1	-1	-1	1	1	1	506	4143				
4	1 1 -1 -1	1	1	1	1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	529	4635				
5	-1 -1 1 1	1	-1	-1	1	1	-1	-1	-1	1	1	1	582	4782				
6	1 -1 1 -1	1	1	-1	-1	1	1	1	-1	-1	-1	-1	604	5301				
7	-1 1 1 -1	1	-1	1	-1	1	-1	1	1	-1	-1	-1	503	4118				
8	1 1 1 1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	523	4590				
Effekte		555.8	22.2	-81.1	-0.9	-5.9	-1.1	1.4	0.2									
Effektmatrix		4721.0	508.4	-698.7	-26.1	-46.3	-12.3	11.2	2.8									
b		555.76	11.10	-40.56	-0.45	-2.96	-0.57	0.72	0.11									
		4721.03	254.19	-349.37	-13.04	-23.17	-6.14	5.62	1.38									

Benötigte Wasserstoffmenge:

$$y_1 = 555,76 + 11,1 x_1 - 40,56 x_2 - 2,96 x_3 - 0,57 x_1x_3 + 0,72 x_2x_3$$

Gewonnene Kondensatmenge:

$$y_2 = 4721,03 + 254,19 x_1 - 349,37 x_2 - 13,04 x_1x_2 - 23,17 x_3 - 6,14 x_1x_3 + 5,62 x_2x_3 + 1,38 x_4$$

Reformatbetrieb Langstrecke

		Faktor		-	+	Zielgröße		
		x_1	Systemdruck	0,8	2	y_1	Kerosinverbrauch in kg	
		x_2	Auslegungskonzept	1	2	y_2	Kondensat gesamt in kg	
		x_3	Optimierungsfaktor Austauschstromdichte	1	3,5	y_3	Kondensat netto in kg	
		x_4	Optimierungsfaktor Widerstände r_i	0,85	1			

Planmatrix		Matrix der unabhängigen Variablen								Antwortmatrix		
		0	x_1	x_2	x_1x_2	x_3	x_1x_3	x_2x_3	x_4	y_1	y_2	y_3
	x_1				x_3x_4		x_2x_4	x_1x_4				
	x_2								$x_1x_2x_3$			
	x_3											
	x_4											
1	-1	-1	-1	-1	1	-1	-1	1	-1	1	1	-1
2	1	-1	-1	1	1	1	-1	-1	-1	-1	1	1
3	-1	1	-1	1	1	-1	1	-1	-1	1	-1	1
4	1	1	-1	-1	1	1	1	-1	-1	-1	-1	-1
5	-1	-1	1	1	1	-1	-1	1	1	-1	-1	1
6	1	-1	1	-1	1	1	-1	1	-1	-1	-1	-1
7	-1	1	1	-1	1	-1	1	-1	1	-1	1	-1
8	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1

Effekte		1885.5	278.9	-292.8	-38.4	-23.2	-4.0	3.9	3.6			
Effektmatrix		8094.2	1641.2	-1273.5	-194.7	-92.7	-21.5	16.4	15.2			
b		1900.1	760.0	-348.4	-73.3	-19.4	-8.9	4.2	3.9			
		1885.5	139.5	-146.4	-19.2	-11.6	-2.0	1.9	1.8			
		8094.21	820.58	-636.77	-97.35	-46.35	-10.77	8.22	7.58			
		1900.14	380.01	-174.22	-36.65	-9.68	-4.45	2.10	1.96			

Benötigte Kerosinmenge für den ATR:

$$y_1 = 1885,47 + 139,46 x_1 - 146,42 x_2 - 19,21 x_2x_3 - 11,61 x_3 - 2,00 x_1x_3 + 1,94 x_2x_3 + 1,78 x_4$$

Gewonnene Kondensatmenge (netto):

$$y_2 = 1900,14 + 380,01 x_1 - 174,22 x_2 - 36,65 x_1x_2 - 9,68 x_3 - 4,45 x_1x_3 + 2,1 x_2x_3 + 1,96 x_4$$

Reformatbetrieb Kurzstrecke

		Faktor		-	+	Zielgröße		
		x_1	Systemdruck	0,8	2	y_1	Kerosinverbrauch in kg	
		x_2	Auslegungskonzept	1	2	y_2	Kondensat in kg	
		x_3	Optimierungsfaktor Austauschstromdichte	1	3,5	y_3	Kondensat netto	
		x_4	Optimierungsfaktor Widerstände r_i	0,85	1			

Planmatrix		Matrix der unabhängigen Variablen								Antwortmatrix		
		0	x_1	x_2	x_1x_2	x_3	x_1x_3	x_2x_3	x_4	y_1	y_2	y_3
	x_1				x_3x_4		x_2x_4	x_1x_4				
	x_2								$x_1x_2x_3$			
	x_3											
	x_4											
1	-1	-1	-1	-1	1	-1	-1	1	-1	2094.28	8625	2008.86
2	1	-1	-1	1	1	1	-1	-1	-1	2498.67	10897	3003.28
3	-1	1	-1	1	1	-1	1	-1	1	1814.91	7453	1719.33
4	1	1	-1	-1	1	1	1	-1	-1	2103.13	9166.1	2521.94
5	-1	-1	1	1	1	-1	1	-1	-1	2074.05	8550.5	1998.2
6	1	-1	1	-1	1	1	-1	1	1	2466.5	10763	2970.88
7	-1	1	1	-1	1	-1	1	-1	-1	1791.3	7366.1	1707.01
8	1	1	1	1	1	1	1	1	1	2083.88	9086.6	2503.28

Effekte		2115.8	344.4	-335.1	-54.0	-23.8	-1.9	2.4	4.1			
Effektmatrix		8988.4	1979.6	-1440.9	-262.7	-93.8	-13.0	10.6	16.7			
b		7910.3	1979.6	-1440.9	-262.7	-93.8	-13.0	10.6	16.7			
		2115.84	172.21	-167.54	-27.01	-11.91	-0.95	1.19	2.04			
		8988.42	989.78	-720.47	-131.35	-46.88	-6.50	5.28	8.36			

Benötigte Kerosinmenge für den ATR:

$$y_1 = 2115,8 + 172,2 x_1 - 167,5 x_2 - 27,0x_1x_2 - 11,9x_3 - 0,9 x_1x_3 + 1,2 x_2x_3 + 2,0 x_4$$

Gewonnene Kondensatmenge (netto):

$$y_2 = 2053,0 + 445,7 x_1 - 191,2 x_2 - 46,0 x_1x_2 - 9,3 x_3 - 3,5 x_1x_3 + 1,5 x_2x_3 + 1,9 x_4$$

Wasserstoffbetrieb Kurzstrecke

Zielgröße		+ - +	
y1	Kerosin Antrieb in kg	x1	Systemdruck
y2	Wasserstoffverbrauch in kg	x2	Auslegungskonzept
y3	Tankinertierungszeit in min	x3	Performance Brennstoffzelle
y4	Take-Off-Gewicht in kg	x4	Material Bipolarplatte
y5	Wasserüberschuss in kg	x5	Energiedichte H2-Tank
y6			

Planimatrix		Matrix der unabhängigen Variablen										Antwortmatrix							
		x1	x2	x3	x4	x5	x1x4	x2x4	x3x4	x1x5	x2x5	x3x5	x4x5	y1	y2	y3	y4	y5	y6
1	-1 -1 -1 -1 1	1	-1	-1	1	1	1	1	1	1	-1	-1	-1	43185	588	11	161198		
2	1 -1 -1 -1 1	1	-1	-1	-1	-1	1	1	1	-1	-1	1	1	45445	612	10	168752		
3	-1 1 -1 -1 1	-1	1	-1	-1	-1	-1	1	-1	1	-1	-1	1	45686	506	13	169570		
4	1 1 -1 -1 1	1	1	-1	-1	-1	-1	1	1	1	1	1	-1	43063	528	13	160797		
5	-1 -1 1 -1 1	-1	-1	1	-1	-1	1	1	-1	-1	1	-1	1	45304	582	11	168297		
6	1 -1 1 -1 1	1	-1	1	-1	-1	1	1	-1	1	-1	1	-1	42857	604	10	160068		
7	-1 1 1 -1 1	-1	1	1	-1	-1	-1	1	-1	1	1	-1	1	43054	508	13	160775		
8	1 1 1 -1 1	1	1	1	-1	-1	-1	1	-1	-1	-1	1	1	44903	524	12	166987		
9	-1 -1 -1 1 1	-1	-1	-1	1	1	-1	-1	-1	1	1	1	-1	45974	588	11	170489		
10	1 -1 -1 1 1	1	-1	-1	1	1	1	1	-1	1	-1	-1	1	43211	612	10	161279		
11	-1 1 -1 1 1	-1	1	-1	-1	-1	-1	1	-1	-1	1	-1	1	44464	506	13	165530		
12	1 1 -1 1 1	1	1	-1	1	1	1	1	-1	-1	-1	1	-1	45600	528	12	169282		
13	-1 -1 1 1 1	-1	-1	1	1	-1	1	1	1	-1	-1	1	1	43214	582	11	161298		
14	1 -1 1 1 1	1	-1	1	1	-1	1	1	-1	1	-1	-1	-1	45410	604	10	168638		
15	-1 1 1 1 1	-1	1	1	-1	1	-1	1	1	-1	1	-1	-1	45519	508	13	169024		
16	1 1 1 1 1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	43001	524	13	160586		

Effekte	
44388.1	-365.6 86.1 -175.3 -420.7 338.6 -165.1 361.9 -125.5 107.5 -105.5 -224.1 -82.5 192.7 -283 70.7
555.7	22.3 -81.0 -1.0 -5.6 -0.8 1.8 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.5
11.7	-0.5 1.8 0.3 0.1 -0.1 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.1 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0
165160.7	-1224.0 316.4 -587.8 -3402.7 445.2 -548.8 1210.4 -415.1 363.2 -355.5 -7438.5 -293.8 644.8 -116.3 253.7
0.0	0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0
0.0	0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0
44388.1	-181.8 43.0 -87.6 -210.3 66.8 -81.5 181.0 -61.7 53.8 -52.8 -112.1 -41.2 96.3 -14.2 35.3
555.7	11.1 -40.5 -0.5 -2.8 -0.4 0.9 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.3
11.7	-0.3 0.9 0.1 0.1 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.1 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0
165160.7	-612.0 158.2 -298.9 -701.3 222.6 -274.4 605.2 -207.6 181.6 -177.7 -3719.3 -146.9 322.4 -58.2 126.8
0.0	0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0
0.0	0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0 0.0

Reformatbetrieb Langstrecke

Faktor		-	+	Zielgröße							
x_1	Systemdruck	Kabinendruck	2 bar	y_1	Kerosin Antrieb in kg	y_2	Kerosin ATR in kg	y_3	Tankinertierungszeit in min	y_4	Take-Off-Gewicht in kg
x_2	Auslegungskonzept	Leistungsdichte	Wirkungsgrad								
x_3	Performance Brennstoffzelle	Kennlinie A	Kennlinie D								
x_4	Material Bipolarplatte	metallisch	graphitisch								

Planmatrix		Matrix der unabhängigen Variablen														Antwortmatrix								
x_1	x_2	x_3	x_4	0	x_1	x_2	x_1x_2	x_3	x_1x_3	x_2x_3	x_4	x_1x_4	x_2x_4	x_3x_4	$x_1x_2x_3$	$x_1x_2x_4$	$x_1x_3x_4$	$x_2x_3x_4$	y_1	y_2	y_3	y_4	y_5	y_6
1	-1	-1	-1	-1	1	-1	-1	1	-1	1	1	-1	1	1	1	-1	-1	-1	51996	1884	18	201096		
2	-1	-1	-1	1	1	-1	-1	-1	-1	1	-1	-1	1	1	1	1	-1	-1	51885	2208	18	200833		
3	-1	-1	-1	1	-1	1	-1	-1	-1	1	-1	-1	1	-1	1	1	-1	-1	52995	1638	19	204357		
4	-1	-1	-1	1	1	1	1	1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	52239	1868	25	201901		
5	-1	-1	-1	1	-1	-1	1	1	-1	-1	-1	1	1	1	-1	1	1	1	51623	1865	18	199823		
6	-1	-1	-1	1	1	-1	-1	1	1	-1	-1	-1	1	-1	-1	-1	-1	-1	51628	2173	19	199948		
7	-1	-1	-1	1	-1	1	-1	1	-1	1	-1	1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	51971	1609	21	200906		
8	-1	-1	-1	1	1	1	1	1	1	1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	51720	1852	26	200138		
9	-1	-1	-1	1	-1	-1	1	-1	1	1	1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	52717	1884	16	203527		
10	-1	-1	-1	1	1	-1	-1	-1	-1	-1	1	1	-1	-1	1	-1	-1	-1	52382	2208	18	202535		
11	-1	-1	-1	1	-1	1	-1	-1	1	-1	1	-1	1	1	1	1	-1	-1	54559	1638	18	209536		
12	-1	-1	-1	1	1	1	1	1	-1	-1	1	1	1	-1	-1	-1	-1	-1	53078	1868	24	204720		
13	-1	-1	-1	1	-1	-1	1	1	-1	-1	1	-1	-1	1	1	-1	-1	-1	52061	1865	17	201311		
14	-1	-1	-1	1	1	-1	-1	1	1	-1	1	1	-1	1	-1	1	-1	-1	51934	2173	18	200987		
15	-1	-1	-1	1	-1	1	-1	1	-1	1	1	-1	1	1	-1	-1	-1	-1	52731	1609	20	203487		
16	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	52166	1852	25	201649		

Effekte	Effektmatrix																								
	0	x_1	x_2	x_1x_2	x_3	x_1x_3	x_2x_3	x_4	x_1x_4	x_2x_4	x_3x_4	$x_1x_2x_3$	$x_1x_2x_4$	$x_1x_3x_4$	$x_2x_3x_4$	y_1	y_2	y_3	y_4	y_5	y_6				
	52355.4	-452.7	654.4	-310.6	-752.2	218.3	-318.7	696.3	-174.4	205.7	-209.1	137.2	62.7	-90.5											
	1885.9	278.9	-292.9	-37.5	-22.2	-3.3	4.5	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	4.6	0.0	0.0										
	19.9	3.4	4.9	2.0	1.2	-0.3	0.3	-0.6	0.1	-0.2	0.2	0.0	0.0	0.1											
	202294.6	-1416.5	2079.1	-1047.9	-2532.0	720.4	-1056.7	2338.5	-576.2	678.7	-689.2	451.4	201.2	-292.6											
	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0											
	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0											
	52355.4	-226.3	327.2	-155.3	-376.1	109.1	-159.4	348.1	-87.2	102.9	-104.6														
	1885.9	139.4	-146.4	-18.8	-11.1	-1.7	2.3	0.0	0.0	0.0	0.0														
	19.9	1.7	2.4	1.0	0.6	-0.2	0.2	-0.3	0.0	-0.1	0.1														
	202294.6	-708.3	1039.5	-524.0	-1266.0	360.2	-528.3	1169.3	-288.1	339.3	-344.6														
	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0														
	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0														

Reformatbetrieb Kurzstrecke

Faktor		-	+	Zielgröße										
x_1	Systemdruck	Kabinendruck	2 bar	y_1	Kerosin Antrieb in kg	y_2	Wasserstoffverbrauch in kg	y_3	Tankinertierungszeit in min	y_4	Take-Off-Gewicht in kg	y_5	Wasserüberschuss in kg	y_6
x_2	Auslegungskonzept	Leistungsdichte	Wirkungsgrad											
x_3	Performance Brennstoffzelle	Kennlinie A	Kennlinie D											
x_4	Material Bipolarplatte	metallisch	graphitisch											

Planmatrix		Matrix der unabhängigen Variablen														Antwortmatrix								
x_1	x_2	x_3	x_4	0	x_1	x_2	x_1x_2	x_3	x_1x_3	x_2x_3	x_4	x_1x_4	x_2x_4	x_3x_4	$x_1x_2x_3$	$x_1x_2x_4$	$x_1x_3x_4$	$x_2x_3x_4$	y_1	y_2	y_3	y_4	y_5	y_6
1	-1	-1	-1	-1	1	-1	-1	1	-1	1	1	-1	1	1	1	-1	-1	-1	42586	2095	47	159576	1014	
2	-1	-1	-1	1	1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	1	1	1	1	-1	-1	42474	2499	54	159228	2008	
3	-1	-1	-1	1	-1	1	-1	-1	1	-1	-1	-1	1	-1	1	1	-1	-1	43359	1815	51	162199	725	
4	-1	-1	-1	1	1	1	1	1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	42771	2103	65	160210	1527	
5	-1	-1	-1	1	-1	-1	1	1	-1	-1	-1	1	1	1	-1	1	1	1	42308	2075	49	158616	1004	
6	-1	-1	-1	1	1	-1	-1	1	1	-1	-1	-1	1	-1	-1	-1	-1	-1	42285	2467	56	158571	1976	
7	-1	-1	-1	1	-1	1	-1	1	-1	1	-1	1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	42593	1791	55	159576	712	
8	-1	-1	-1	1	1	1	1	1	1	1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	42386	2086	67	158880	1511	
9	-1	-1	-1	1	-1	-1	1	-1	1	1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	43126	2095	47	161429	1014	
10	-1	-1	-1	1	1	-1	-1	-1	-1	1	1	-1	-1	-1	1	-1	-1	-1	42846	2499	54	160510	2008	
11	-1	-1	-1	1	-1	1	-1	-1	1	-1	1	-1	1	1	1	1	-1	-1	44524	1815	51	166122	725	
12	-1	-1	-1	1	1	1	1	1	-1	-1	-1	1	1	-1	-1	-1	-1	-1	43999	2103	65	162356	1527	
13	-1	-1	-1	1	-1	-1	1	1	-1	-1	-1	1	-1	-1	1	1	-1	-1	42637	2075	49	159753	1004	
14	-1	-1	-1	1	1	-1	-1	1	1	-1	1	-1	1	-1	-1	-1	-1	-1	42514	2467	56	159364	1976	
15	-1	-1	-1	1	-1	1	-1	1	-1	1	-1	1	-1	1	-1	-1	-1	-1	43162	1791	55	161527	712	
16	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	42720	2086	66	160033	1511	

Effekte	Effektmatrix																								
	0	x_1	x_2	x_1x_2	x_3	x_1x_3	x_2x_3	x_4	x_1x_4	x_2x_4	x_3x_4	$x_1x_2x_3$	$x_1x_2x_4$	$x_1x_3x_4$	$x_2x_3x_4$	y_1	y_2	y_3	y_4	y_5	y_6				
	42856	-362	518	-228	-560	163	-238	521	-130	153	-156	102	46	-67											
	2116	344	-335	-53	-23	-1	3	0	0	0	0	5	0	0											
	55	10	7	3	2	-1	0	0	0	0	0	0	0	0											
	160497	-1206	1732	-780	-1914	550	-804	1780	-436	513	-521	341	151	-220											
	1310	892	-362	-91	-18	-6	4	0	0	0	0	5	0	0											
	42856	-181	259	-114	-280	82	-119	260	-65	77	-78														
	2116	172	-168	-27	-12	0	2	0	0	0	0														
	55	5	4	1	1	0	0	0	0	0	0														
	160497	-603	866	-390	-957	275	-402	890	-218	257	-261														
	1310	446	-191	-46	-9	-3	2	0	0	0	0														

Zu Kapitel 5.12.3.1

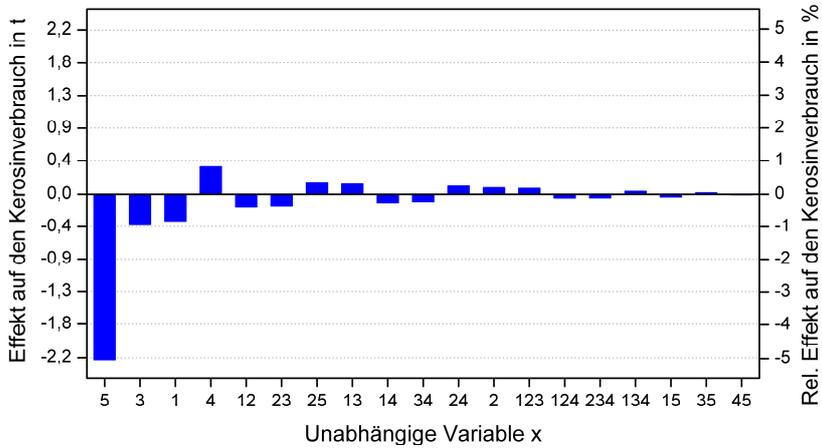


Abbildung A-18: Effekt auf den Kerosinverbrauch (BZ-I, 3 x Mittelstrecke FRA-CAI)

Zu Kapitel 5.12.3.3

Tabelle A-17: Konkurrenzfähigkeit der Flugzeugvariante „BZ-II“(fossil) zur „Referenz“-Variante hinsichtlich der Treibhausgasemissionen (Mittelstreckenmission 3x FRA-CAI)

Bipolarplatte	Kennlinie	Stackkonzept	Druck
metallisch	real	Leistungsdichte	Kabinendruck 2 bar
		Wirkungsgrad	Kabinendruck 2 bar
	optimiert	Leistungsdichte	Kabinendruck 2 bar
		Wirkungsgrad	Kabinendruck 2 bar
graphitisch	real	Leistungsdichte	Kabinendruck 2 bar
		Wirkungsgrad	Kabinendruck 2 bar
	optimiert	Leistungsdichte	Kabinendruck 2 bar
		Wirkungsgrad	Kabinendruck 2 bar

DANKSAGUNG

Die vorliegende Dissertation ist am Institut für Energie- und Klimaforschung IEK-3 des Forschungszentrums Jülich entstanden. Nach erfolgreichem Abschluss meines Promotionsvorhabens gibt es zahlreiche Gründe für ein großes „Danke“:

Ich danke meinem Doktorvater und Leiter des IEK-3, Herrn Prof. Dr.-Ing. Detlef Stolten, für die Ermöglichung dieses spannenden Dissertationsthemas und für die beständige Förderung meiner Arbeit. Herrn Prof. Dr.-Ing. Eike Stumpf und Herrn Prof. Dr.-Ing. Reinhold Kneer von der RWTH Aachen danke ich für die Übernahme des Koreferats beziehungsweise des Prüfungsvorsitzes.

Meinem Abteilungsleiter Herrn Prof. Dr.-Ing. Ralf Peters und meinem Gruppenleiter Herrn Dr. rer. nat. Joachim Pasel danke ich für die herausragende Unterstützung und kompetente Betreuung. Ihre konstruktiven Lösungsvorschläge und ihr stets offenes Ohr für fachliche, administrative und persönliche Belange haben maßgeblich zum Gelingen dieser Arbeit beigetragen.

Die familiäre Arbeitsatmosphäre und die stets große Hilfsbereitschaft im Institut und besonders in der Abteilung Brenngaserzeugung waren für mich eine große Bereicherung. Ich hatte eine unvergesslich schöne Zeit am IEK-3 und ich danke allen, die dazu beigetragen haben. Hervorheben möchte ich Dr. Remzi Samsun, dessen Unterstützung beim Thema Brenngaserzeugungssysteme sehr wertvoll war. Bei Jan Meissner bedanke ich mich herzlich für dessen Hilfe beim Thema Katalytbrenner. Dr. Uwe Reimer, Dr. Anne Bendzulla und Jens Bohner danke ich für die vielen nützlichen Informationen im Bereich HT-PEFC. Dr. Thomas Grube bin ich für den hilfreichen Austausch zum Thema Biokraftstoffe dankbar.

Meinen Promotionskollegen des IEK-3 danke ich für den großartigen Zusammenhalt und für die vielen heiteren Momente. Mit Dr. Jochen Latz und Dr. Yong Wang habe ich sehr gerne das Büro und die Höhen und Tiefen des Doktorandenalltags geteilt. Dr. Florian Scharf danke ich für die vielen interessanten Diskussionen und für den gemeinsamen Dienst als Besucherführer. Meine Promotionskollegin und Mitbewohnerin Dr. Christiane Wiethage (C2) war mir eine besondere moralische Stütze, die mir in schwierigen Phasen stets zur Seite stand und mir eine wahre Freundin geworden ist.

Dem Wissenschaftler, aber vor allem guten Freund Dr. Sven Uhlenbruck danke ich vielmals für seinen beharrlichen Glauben an mich und für die motivierenden und aufmunternden Worte zur stets richtigen Zeit.

Mein besonderer Dank gilt meinen Eltern, die mich liebevoll auf meinem Weg durch mein Promotionsstudium begleitet haben und mir stets starken Rückhalt gaben. Ihnen ist diese Arbeit gewidmet. Meiner Schwester Katharina danke ich herzlich für die Tipps zur Dissertationsabfassung und für das Korrekturlesen.

Großer Dank gebührt nicht zuletzt auch meinem Mann Sebastian und meiner Tochter Helena, die mich in der Endphase der Promotion mit viel Nervenstärke, Geduld und vollem Einsatz unterstützt haben. Der Dank geht auch an meine Schwiegereltern, deren wochenlanges Einspringen als Babysitter ein großer Segen war.

Band / Volume 440

Characterization of Phosphoric Acid Doped Polybenzimidazole Membranes

Y. Lin (2018), II, IV, 140 pp

ISBN: 978-3-95806-364-8

Band / Volume 441

Degradation Study of SOC Stacks with Impedance Spectroscopy

Y. Yan (2018), 135 pp

ISBN: 978-3-95806-367-9

Band / Volume 442

Future Grid Load of the Residential Building Sector

L. Kotzur (2018), xxi, 213 pp

ISBN: 978-3-95806-370-9

Band / Volume 443

Yttriumoxid-Dünnschichten als Tritium-Permeationsbarriere

J. Engels (2018), 252 pp

ISBN: 978-3-95806-371-6

Band / Volume 444

Inverse conditioning of a high resolution integrated terrestrial model at the hillslope scale: the role of input data quality and model structural errors

S. Gebler (2018), xxii, 160 pp

ISBN: 978-3-95806-372-3

Band / Volume 445

Cathode Stability and Processing in Inert Substrate-Supported Solid Oxide Fuel Cells

E. Matte (2018), viii, 178 pp

ISBN: 978-3-95806-373-0

Band / Volume 446

Aging and Degradation Behavior of Electrode Materials in Solid Oxide Fuel Cells (SOFCs)

X. Yin (2018), x, 103 pp

ISBN: 978-3-95806-374-7

Band / Volume 447

TRENDS 2017

Transition to Renewable Energy Devices and Systems

D. Stolten, R. Peters (Eds.) (2018), 206 pp

ISBN: 978-3-95806-376-1

Band / Volume 448

3D simulation of impurity transport in a fusion edge plasma using a massively parallel Monte-Carlo code

J. Romazanov (2018), xvi, 149 pp

ISBN: 978-3-95806-377-8

Band / Volume 449

Projektbericht Adelheid – aus dem Labor heraus in die Lüfte

D. Stolten, R. Peters (Eds.) (2018), xxi, 321 pp

ISBN: 978-3-95806-378-5

Band / Volume 450

**Microstructure and Thermomechanical Properties of $\text{SrTi}_{1-x}\text{Fe}_x\text{O}_{3.5}$
Oxygen Transport Membranes and Supports**

R. Oliveira Silva (2019), vi, 148 pp

ISBN: 978-3-95806-381-5

Band / Volume 451

Sodium Ion Conducting Ceramics for Sodium Ion Batteries

S. Naqash (2019), vii, 134 pp

ISBN: 978-3-95806-382-2

Band / Volume 452

**Quantitative Analyse der Trocknungsverläufe von
Katalysatordispersionen**

F. Scheepers (2019), VIII, 191 pp

ISBN: 978-3-95806-384-6

Band / Volume 453

**Neue Optionen für einen wirtschaftlichen Betrieb von Wasserstoffzügen
durch Nutzung der LOHC-Technologie?**

P. Wasserscheid, T. Grube, D. Sternfeld, M. Essl, M. Robinius, D. Stolten,
(2019), II, 88 pp

ISBN: 978-3-95806-386-0

Band / Volume 454

**Reformierung von BtL-Kraftstoffen für die HT-PEFC
in luftfahrttechnischen Systemen**

C. Wilbrand (2019), IV, 313 pp

ISBN: 978-3-95806-387-7

Weitere **Schriften des Verlags im Forschungszentrum Jülich** unter
<http://wwwzb1.fz-juelich.de/verlagextern1/index.asp>

Energie & Umwelt / Energy & Environment
Band / Volume 454
ISBN 978-3-95806-387-7