

FST-PB-2022-349

Abschlussbericht

für den Berichtszeitraum 01.04.2019 – 31.12.2021

zum Vorhaben

GETpower2

(Galley Energy Trolley Power 2)

Zuwendungsempfänger	Technische Universität Hamburg
Förderkennzeichen	20Y1710G
Erstellungsdatum	30.06.2022
Laufzeit des Vorhabens	01.04.2019 – 31.12.2022
Vorzeitig beendet zum	31.12.2021
Berichtersteller	Vivian Kriewall Prof. Dr.-Ing. Frank Thielecke

Gefördert durch:



Bundesministerium
für Wirtschaft
und Klimaschutz

aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages

Inhaltsverzeichnis

1.	Projektübersicht.....	5
1.1...	Aufgabenstellung.....	5
1.2...	Wissenschaftlicher und technischer Stand	5
1.2.1.	Stand der Technik vor Projektbeginn.....	5
2.	Technischer Bericht.....	6
2.1...	Übersicht zum erreichten Stand des Projekts.....	6
2.2...	Arbeitspaket 2.1.1 – Anforderungsanalyse und Spezifikationserstellung ...	9
2.3...	Arbeitspaket 2.1.2 – Architekturoptimierung.....	12
2.4...	Arbeitspaket 2.1.3 – Architekturexport.....	15
2.5...	Arbeitspaket 2.1.5 – Virtuelle Integrationsstudien.....	17
2.6...	Arbeitspaket 2.1.6 – Analyse- und Gesamtbewertung.....	20
3.	Verwertbarkeit der Ergebnisse	21
4.	Fortschritt auf dem Gebiet des Vorhabens bei anderen Stellen	21
5.	Veröffentlichungen.....	22
6.	Abbildungsverzeichnis.....	Fehler! Textmarke nicht definiert.
7.	Tabellenverzeichnis.....	Fehler! Textmarke nicht definiert.
8.	Verwendete Fachliteratur und Ergebnisdokumente.....	22

1. Projektübersicht

1.1. Aufgabenstellung

Die grundlegende Zielsetzung des GETpower2-Teilvorhabens „Aircraft Integration“ ist die Untersuchung und ganzheitliche Bewertung der reformerbasierten Brennstoffzellentechnologie anhand von geeigneten Bewertungsmetriken (z. B. Gewicht, Effizienz und Zuverlässigkeit). Um den intensiven Aktivitäten zum „Elektrischen Fliegen“ (eHTOL, eSTOL und eVTOL) Rechnung zu tragen, sollen Systeme mit deutlich gesteigerten Systemleistungen betrachtet werden, um damit die Eignung für weitere Anwendungsgebiete zu untersuchen, und der bisher einzigartigen Technologie ggf. neue, breitere Märkte zu erschließen. Das Institut für Flugzeug-Systemtechnik (FST) der Technischen Universität Hamburg (TUHH) hat in dem Teilvorhaben Systemintegrationsstudien von **reformerbasierten elektrischen Brennstoffzellenantriebssystemen** für jeweils ein Zubringer- und ein Regionalflugzeug mit EIS 2040 durchgeführt.

Die Ziele des Teilvorhabens der TUHH sind zusammengefasst:

1. Identifikation von Anforderungen, technischen Randbedingungen und Show-Stoppern reformerbasierter Brennstoffzellenantriebsstränge.
2. Aufbau einer Vorentwurfskompetenz für reformerbasierte Brennstoffzellenantriebssysteme.
3. Aufbau einer dynamischen Simulationsfähigkeit reformerbasierter Brennstoffzellenantriebssysteme.
4. Identifikation des Potenzials und der Integrationsfähigkeit reformerbasierter Brennstoffzellenantriebssysteme in die nächste Generation elektrisch betriebener Verkehrsflugzeuge.

1.2. Wissenschaftlicher und technischer Stand

1.2.1. Stand der Technik vor Projektbeginn

Reformertechnologie wird heutzutage in unterschiedlichen Bodenanwendungen genutzt. So listen etwa Purnima und Jayanti [1] unterschiedliche industrielle stationäre Anwendungen von Brennstoffprozessoren für die on-Demand-Produktion von Wasserstoff sowie zur unterstützenden, ortskonzentrierten Erzeugung elektrischer Leistung [2] [3] [4] [5] [6] [7] [8] [9] [10]. Das Unternehmen SerEnergy hat darüber hinaus beispielsweise eine Einheit bestehend aus einer Hochtemperatur-PEM-Brennstoffzelle und einem Methanol-Wasser-basierten Brennstoffprozessor, der nach dem Dampfreformierungsprinzip arbeitet, für mobile Anwendungen mit einer Leistung im Bereich 30 kW entwickelt [11] [12].

Forschungsarbeiten zur Integrierbarkeit von Reformertechnologien an Bord im Allgemeinen und in Antriebssystemen von Verkehrsflugzeugen im Speziellen sind bisher nicht bekannt. Des Weiteren existieren keine Methoden, die eine Betrachtung von Reformertechnologie im Vorentwurf von Flugzeugsystemen umfassen. Mit Durchführung einer Potenzialanalyse reformerbasierter Brennstoffzellenantriebssysteme an Bord von Verkehrsflugzeugen wurden in diesem Vorhaben wesentliche in diesem Bereich existierende Wissens- und Erkenntnislücken geschlossen.

2. Technischer Bericht

2.1. Übersicht zum erreichten Stand des Projekts

Im folgenden Abschnitt erfolgt eine Gegenüberstellung des erreichten Stands des Vorhabens mit der Planung im Sinne des Antrags.

AP 2.1.1 Anforderungsanalyse und Spezifikationserstellung

TUHH Beitrag	Leitung
Planung (Antrag)	Analyse von flugzeug-, konfigurations-, missions- und betriebsspezifischen Anforderungen an die Systemarchitektur einer Energie-autarken Kabine sowie an reformerbasierte Brennstoffzellenantriebssysteme. Aus den gewonnenen Erkenntnissen sollen Anforderungen für die in den Folgearbeitspaketen zu entwickelnden Methoden und Tools abgeleitet und der im Rahmen von Architekturoptimierungen zu untersuchenden Lösungsraum spezifiziert werden.
Erreichter Stand	Es wurde ein Anforderungskatalog zum Betrieb eines Brennstoffzellensystems mit hohen Leistungen basierend auf einer LH2-Versorgung und einer reformerbasierten Versorgung angefertigt. Die Untersuchung der Zertifizierungsgrundlage für den Einsatz von Wasserstoff sowie Reformersystemen an Bord von zivilen Verkehrsflugzeugen erfolgte auf Basis relevanter Vorschriften (z. B. SAE/EUROCAE WG80 [13]).

AP 2.1.2 Architekturoptimierung

TUHH Beitrag	Leitung
Planung (Antrag)	Dieses Arbeitspaket soll sich mit der Weiterentwicklung und Implementierung einer Methodik zur multikriteriellen Optimierung des elektrischen Bordnetzes der Energie-autarken Kabine beschäftigen. Dabei sollen die in AP2.1.1 identifizierten Zielgrößen wie Masse, Volumen und Kosten gewichtet werden können. Als zweiter Arbeitsschritt ist vorgesehen, dass die entwickelte Methodik angewendet wird, um Architekturstudien und Konzeptbewertungen für verschiedene Zielplattformen unter Berücksichtigung unterschiedlicher Kabinenkonfigurationen und Flugmissionen durchzuführen. Dabei soll der in AP2.1.1 spezifizierte Lösungsraum untersucht werden.
Erreichter Stand	Es wurden massekritische Bausteine des Brennstoffzellensystems mit der Versorgung durch LH2 und des Reformersystems mit der Versorgung durch Propylenglykol (PG) identifiziert. Es wurden theoretische und semiempirische Berechnungsansätze zur Bestimmung von

Komponenteneigenschaften (z. B. Masse) entwickelt und mit der Entwicklung von Vorauslegungsmethoden konsolidiert.

Die TUHH hat jeweils eine geeignete Systemarchitektur eines reformerbasierendes Brennstoffzellenantriebssystem für ein Zubringerflugzeug auf Basis der Beechcraft 1900D sowie für ein Regionalflugzeug auf Basis der ATR 72 definiert. Das Antriebssystem der modifizierten Beechcraft orientiert sich an der konventionellen Konfiguration des Flugzeugs und sieht einen elektrischen Antrieb je Tragfläche vor. Das Brennstoffzellensystem ist zentral im Rumpf installiert. Für die modifizierte ATR 72 wurde ein aus insgesamt zehn Elektromotoren bestehendes verteiltes Antriebskonzept gewählt, die jeweils ein integriertes Brennstoffzellensystem beinhalten. Beide Konzepte sehen jeweils die Nutzung von Flügelintegral tanks zur Speicherung des PG-Kraftstoffs vor. Die Reformer Systeme sind jeweils im unbedruckten Teil des Rumpfs installiert.

AP 2.1.3 Architekturexport

**TUHH
Beitrag** Leitung

**Planung
(Antrag)** Entwicklung einer Methodik, die es erlaubt die in AP2.1.2 optimierten Architekturen hochautomatisiert in *Simscape Power Systems* Modelle zu exportieren, um anhand dieser die in AP2.1.4 geplante Entwicklung eines erweiterten Powermanagements zu ermöglichen sowie die in AP2.1.5 geplanten virtuellen Integrationsstudien durchzuführen.

**Erreichter
Stand** Es wurde ein dynamisches Systemmodell eines reformerbasierendes Brennstoffzellenantriebsstrangs für ein Regionalflugzeug auf Basis der ATR 72 in Matlab SimScape erstellt, um das Systemverhalten exemplarisch zu simulieren. Für das Systemmodell wurde ein Komponentenmodell des Brennstoffprozessors erstellt. Das Modell bildet alle relevanten Parameter des Systems, wie etwa Massenströme, elektrische Größen, das Batterieverhalten und Wärmeströme ab.

AP 2.1.4 Power-Management

**TUHH
Beitrag** Leitung

Planung (Antrag) Ziel des Arbeitspakets ist es – basierend auf dem im Vorgängerprojekt *GETpower* erstellten Power-Managements – neue Funktionen unter Einbeziehung von Fehlerszenarien, Diagnosefunktionen und Life-Cycle-Effekten zu implementieren.

AP 2.1.5 Virtuelle Integrationsstudien

TUHH Beitrag Leitung

Planung (Antrag) Ziel des Arbeitspaketes ist die Durchführung von virtuellen Integrationsstudien der in AP2.1.2 optimierten Architekturen zur Validierung der Netzanforderungen sowie des Kabinen-Power-Managements. Als erweitertes Ziel sollen die definierten reformerbasierten Antriebssystemarchitekturen in die zwei gewählten Referenzflugzeuge (Beechcraft 1900D und ATR 72) integriert und eine Potenzialanalyse der Reformertechnologie zur Anwendung in der Luftfahrt durchgeführt werden.

Erreichter Stand Arbeiten aus AP 2.1.3 zum Aufbau des dynamischen Simulationsmodells einer reformerbasierten Brennstoffzellenantriebseinheit erstreckten sich hinsichtlich der Modellgesamtintegration auch auf dieses Arbeitspaket.
Es wurden virtuelle Integrationsstudien an den Referenzflugzeugen ATR 72 sowie Beechcraft 1900D anhand des gewählten Anwendungsfalls „Antriebssysteme fürs elektrische Fliegen“ durchgeführt. Die Integrationsstudien erfolgten sowohl anhand des Energieträgers LH2 als auch des PG-Reformats. Die auf dem Reformationsprozess basierenden Antriebssystemkonzepte wurden sowohl konventionellen kerosin-basierten Antriebssystemen als auch LH2-basierten Brennstoffzellenantriebssystemen gegenübergestellt. Die Konzepte wurden hinsichtlich ausgewählter Zielkriterien, wie Systemmasse, Energiebedarf und thermischen Aspekten analysiert und in AP 2.1.6 hinsichtlich der Eignung von Reformertechnologien in der Luftfahrt bewertet.

AP 2.1.6 Analyse- und Gesamtbewertung

TUHH Beitrag Leitung

Planung (Antrag) Ziel des Arbeitspakets ist die Analyse und Bewertung der Ergebnisse aus den virtuellen Integrationsstudien zur Verifizierung der Anforderungen aus AP2.1.1.

Erreichter Stand Als zusammenfassendes Ergebnis der Integrations- und Simulationsstudien kann festgehalten werden, dass mit der Projektion des heutigen Stands der Technik auf ein Entry-Into-Service (EIS) in 2040 reformerbasierte Brennstoffzellenantriebssysteme mit Propylenglykol

(PG) als Kraftstoff an Bord des untersuchten Zubringerflugzeugs auf Basis der Beechcraft 1900D und des Regionalflugzeugs auf Basis der ATR 72 als technologisch kaum umsetzbar und ökonomisch kaum tragbar einzustufen sind. Die Leistungsdichten der PG-Reformersystemkomponenten erreichen voraussichtlich in naher Zukunft nicht die für die Luftfahrt erforderlichen Größenordnungen, so dass sich derzeit hohe System- und damit Flugzeuggesamtmassen ergeben. Zudem übersteigen die abzuführenden Wärmemengen die mit dem Stand der Technik handhabbaren Größenordnungen. Für beide Flugzeugmuster sind die Volumina der derzeit installierten Flügelintegral tanks ausreichend, um ein reformerbasiertes Antriebssystem für die jeweils vorliegenden Referenzflugmissionen betreiben zu können.

Bei LH₂-basierten Antriebskonzepten ist auf Basis der Studienergebnisse mit niedrigeren Massenaufschlägen und aufgrund der nicht vorhandenen Verlustwärme des Reformers mit insgesamt deutlich niedrigeren Wärmelasten zu rechnen. Die Umsetzung eines LH₂-basierten Antriebskonzepts ist für das Jahr 2040 verglichen mit dem PG-reformerbasierten Ansatz für sowohl das Zubringer-, als auch das Regionalflugzeug als realistischer einzustufen. Der Zulassungsaufwand ist bei Flüssigwasserstoffkonzepten gegenüber Flugzeugen, die PG als Energieträger nutzen, als niedriger einzustufen.

2.2. Arbeitspaket 2.1.1 – Anforderungsanalyse und Spezifikationserstellung

Die Anforderungsanalyse erfolgte im Rahmen von AP 2.1.1. Im Rahmen dieses Arbeitspakets wird der aktuelle Stand der Anforderungsdefinition zum Einsatz von Wasserstoff an Bord von Passagierflugzeugen untersucht. Dazu gehört insbesondere eine Darstellung möglicher Anforderungen hinsichtlich des Betriebs von Reformersystemen an Bord von Flugzeugen.

Allgemeine Anforderungen an Wasserstoffsysteme auf Flugzeugebene

Für das den Studien zugrundeliegende Referenzflugzeug der Beechcraft 1900D sind die Zulassungsvorschriften der EASA Certification Specifications 23 [14] anzuwenden. Die ATR 72 ist nach den Zulassungsvorschriften der EASA Certification Specifications 25 [15] zugelassen.

Die generellen Bedingungen des Einsatzes eines reformerbasierten Brennstoffzellensystems ist das Erfüllen der Flugzeugumgebungsbedingungen während des Flight Envelope des betrachteten Flugzeugtyps. Das reformerbasierte Brennstoffzellensystem sollte die Umgebungsanforderungen des Flugzeugs (Temperatur, Druck, Schock, Vibration, usw.) in Abhängigkeit des Druckniveaus der betrachteten Installationsbereiche in jedem Bereich der Flight Envelope erfüllen. Die Flight Envelope für die ATR 72 ist exemplarisch in Tabelle 1 und Tabelle 2 dargestellt.

Tabelle 1: Temperaturen und Drücke für Komponenten im bedruckten Bereich [16]

Druck [bar]	Temperatur [°C]	Altitude [ft]	Flughöhe [m]	Bemerkung
1.013	50	0	0	GND hot soak (kurzfristig)
1.013	-54	0	0	GND cold soak (kurzfristig)
0,789	30	25000	7620	Normal Op. max
0,789	18	25000	7620	Normal Op. min

Tabelle 2: Temperaturen und Drücke für Komponenten im nicht bedruckten Bereich [16]

Druck [bar]	Temperatur [°C]	Altitude [ft]	Flughöhe [m]	Bemerkung
1.013	50	0	0	GND hot soak (kurzfristig)
1.013	-54	0	0	GND cold soak (kurzfristig)
1.013	-35	0	0	GND min.
1.013	50	0	0	GND max.
0,375	0	25000	7620	Normal Op. max
0,375	-54	25000	7620	Normal Op. min

Zudem muss das Flugzeug und alle darin enthaltenen Systeme gemäß CS-25 Regularien [15] Beschleunigungskräften von +2,5g bis -1g standhalten.

Weiterhin definiert das Zertifizierungsdokument SAE/EUROCAE WG80 [13] die technischen Richtlinien und Randbedingungen für die sichere Integration von PEM-Brennstoffzellensystemen in Verkehrsflugzeuge, dem Treibstoffspeicher mit flüssigem und komprimiertem Wasserstoff sowie der Treibstoffverteilung.

Im Umgang mit Wasserstoff stehen die sicherheitskritischen Aspekte im Vordergrund. Zur Vermeidung von explosionsfähigen Gemischen darf die Konzentration von Wasserstoff in der Luft nicht zwischen 4% und 80% liegen. Zudem muss eine kontrollierte Abfuhr des Wasserstoffs systemseitig realisiert sein, sodass z. B. mittels Rückschlagventile eine Rückzündung in Richtung der Wasserstoffquelle ausgeschlossen wird [13].

Anforderungen an das reformerbasierte Brennstoffzellenantriebssystem

Abbildung 1 zeigt den schematischen Aufbau eines Brennstoffprozessors, welcher u.a. den Reformier beinhaltet. Für die Reformierung eines Treibstoffs (Propylenglykol, PG) und der chemischen Extraktion von Wasserstoff, welcher den vom nachgeschalteten Brennstoffzellensystem geforderten Reinheitsgrad besitzt, sind weitere Edukte erforderlich. Insbesondere ist eine kontinuierliche Zufuhr von Sauerstoff und Wasser während des Flugs zu gewährleisten. Allgemein darf der Einsatz eines reformerbasierten Brennstoffzellensystems nicht dazu führen, dass die Flight Envelope des betrachteten Flugzeugtyps verlassen wird.

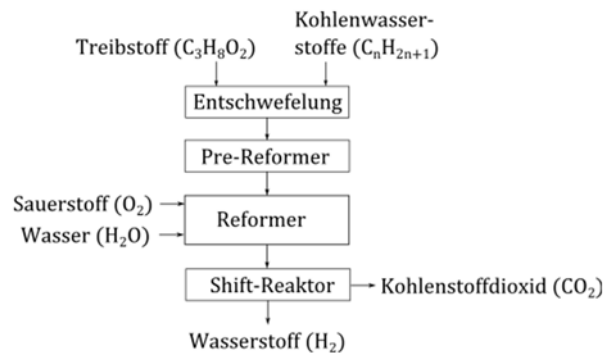


Abbildung 1: Blockdiagramm eines Brennstoffprozessors in Anlehnung an [17]

Die wesentlichen erarbeiteten Anforderungen an ein reformerbasiertes Brennstoffzellenantriebssystem sind in Tabelle 3 zusammengefasst. Dabei wird insbesondere der Aspekt der Integration eines Brennstoffprozessors an Bord von Verkehrsflugzeugen betrachtet und welche Voraussetzungen hierfür erforderlich sind.

Tabelle 3: Anforderungen an reformerbasierte Brennstoffzellenantriebssysteme

Anforderungsaspekt	Beschreibung
Gewicht	Im Rahmen der Zulassungsvorschrift CS-23 ist ein maximales Startgewicht von 8618 kg einzuhalten. Dies ist insbesondere für die Fragestellung interessant, ob Flugzeuge in der Größenordnung einer Beechcraft 1900D mit einem reformerbasierten Antriebsstrang ausgerüstet und noch nach CS-23 zugelassen werden könnten. Im Rahmen der Zulassungsvorschrift CS-25 existiert keine Vorgabe hinsichtlich des maximalen Startgewichts. Allgemein sollte der Brennstoffprozessor ein für Luftfahrtanwendungen optimiertes, möglichst niedriges Gewicht aufweisen.
Ausfallsicherheit	Für ein reformerbasiertes Antriebssystem ist als sicherheitskritisches System eine Ausfallwahrscheinlichkeit von $< 10^{-9}$ einzuhalten. Weiterhin darf kein einzelner Fehler zu einem katastrophalen Event führen. Um diese Anforderungen zu erfüllen, ist es in der Regel notwendig, die Systeme mit einer parallelen Anordnung von Systemkomponenten redundant auszulegen.
Lebensdauer	Der Brennstoffprozessor muss mindestens die gleiche Lebensdauer wie die notwendigen <i>Balance of Plant</i> (BoP)-Komponenten, wie Verdichter, aufweisen. Der Brennstoffprozessor sollte als Line Replacable Unit (LRU) für einen sicheren und effizienten Wartungsablauf ausgeführt werden.
Hoch- und Anfahrverhalten	Der betrachtete Brennstoffprozessor benötigt in etwa eine Zeit von 5 – 10 Minuten, bis der maximale Wasserstoffmassenstrom bereitgestellt werden kann. Lastsprünge des elektrischen Antriebs müssen aus anderen Energieträgern (z. B. einer Batterie) gedeckt werden.
Kühlung	Neben Wasserstoff und einem kohlenstoffhaltigen Abgas erzeugt der Brennstoffprozessor Abwärme, die durch ein Kühlsystem abgeführt werden muss. Neben dem Kühlsystem, welches für die Brennstoffzelle benötigt wird, ist ggf. ein weiteres Kühlsystem für den Brennstoffprozessor notwendig. Die Abwärmeleistung des Brennstoffprozessors steigt linear mit der Leistung des Antriebssystems. Für die Abfuhr großer Wärmelasten erscheint Luftkühlung als am geeignetsten. Infolgedessen sind weitere Kühllufteinlässe am Flugzeug nötig.
Eduktversorgung	Der Brennstoffprozessor muss kontinuierlich mit Treibstoff (z.B. PG) versorgt werden. Die für konventionelle Treibstoffsysteme geltenden Dichtigkeitsanforderungen müssen berücksichtigt werden. Neben dem Treibstoff benötigt der Brennstoffprozessor, genauso wie die Brennstoffzelle, zudem eine Luftversorgung. Der in dem Vorhaben GETpower2 betrachtete Brennstoffprozessor basiert auf dem Prinzip der Dampfreformierung, so dass neben Treibstoff und Luft kontinuierlich Wasser zugeführt werden muss.

2.3. Arbeitspaket 2.1.2 – Architekturoptimierung

In diesem Arbeitspaket wurden jeweils eine geeignete Systemarchitektur eines reformerbasierendes Brennstoffzellenantriebssystem für ein Zubringerflugzeug auf Basis der Beechcraft 1900D sowie für ein Regionalflugzeug auf Basis der ATR 72 definiert. Damit sollen Studien möglich sein, mit deren Ergebnissen das Potenzial der Reformertechnologie für Luftfahrtanwendungen abgeschätzt werden kann. Zunächst werden die Integrationsplattformen und im Anschluss die jeweilige optimierte Architektur vorgestellt.

Definition der Flugzeug-Zielplattformen

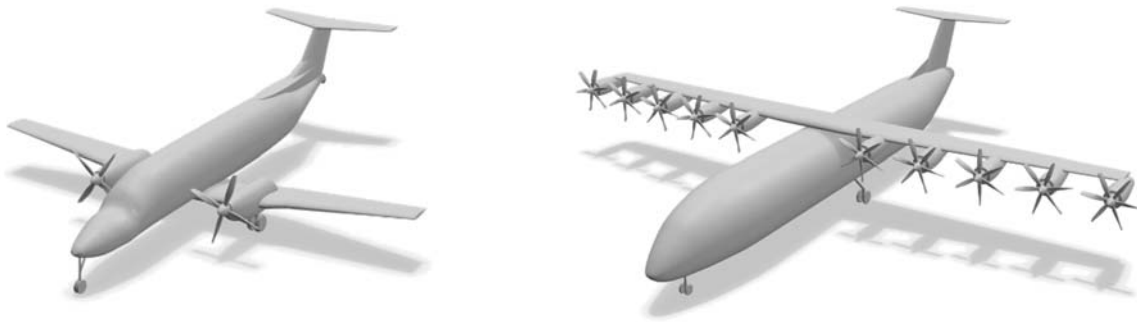
Wichtige Top-Level Aircraft Requirements der beiden für die Studien herangezogenen Referenzflugzeuge Beechcraft 1900D (Zubringerflugzeug) und ATR 72 (Regionalflugzeug) sind in Tabelle zusammengefasst.

Tabelle 1: Top-Level Aircraft Requirements der Referenzflugzeuge.

	Beechcraft 1900D	ATR 72
Max. Reichweite [km]	850	1400
Max. Mach [-]	0,4	0,44
Reiseflughöhe [ft]	23000	25000
Max. Passagiere[-]	19	72
Max. Abfluggewicht [t]	7,8	22,8
Max. Antriebsleistung [MW]	1,7	3,8

Die Konfiguration der Beechcraft 1900D mit reformerbasierendem Brennstoffzellenantriebssystem wird im Folgenden als **Commuter-RCP** (Reformer Concept Plane) bezeichnet. Die Flugzeugkonfiguration mit dem Antriebssystem bestehend aus einer Antriebseinheit je Tragfläche bleibt hier weitestgehend unverändert.

Die Konfiguration der ATR 72 mit reformerbasierendem Brennstoffzellenantriebssystem wird im Folgenden als **Regional-RCP** bezeichnet. Die Konfiguration wurde für die Studien modifiziert und umfasst nun ein verteiltes Antriebssystem mit fünf Antriebseinheiten je Tragfläche. Im Vergleich zur konventionellen ATR 72 soll für das Regional-RCP ein auf 25 t erhöhtes maximales Abfluggewicht angenommen werden. Die Umsetzung verteilter Antriebe ist bei Flugzeugen der Größenordnung der ATR 72 für die Reformerstudien erforderlich, da ansonsten die notwendigen Antriebsleistungen mittels in näherer Zukunft verfügbarer Reformertechnologien nicht zur Verfügung gestellt werden können. Verteilte Antriebe bringen den weiterführenden Vorteil einer effizienteren Auftriebserzeugung aufgrund einer erhöhten Profilanströmungsgeschwindigkeit mit sich. Abbildung 2 visualisiert die beiden Zielplattformen.



a) Commuter-RCP (auf Basis der Beechcraft 1900D)

b) Regional-RCP (auf Basis der ATR 72)

Abbildung 2: Visualisierung der Referenzflugzeuge

Die Abbildungen Abbildung und Abbildung zeigen jeweils die für die Auslegung des reformerbasierten Brennstoffzellenantriebssystems angenommenen Missions-Leistungsprofile für das Commuter-RCP und das Regional-RCP mit verteilten Antrieben.

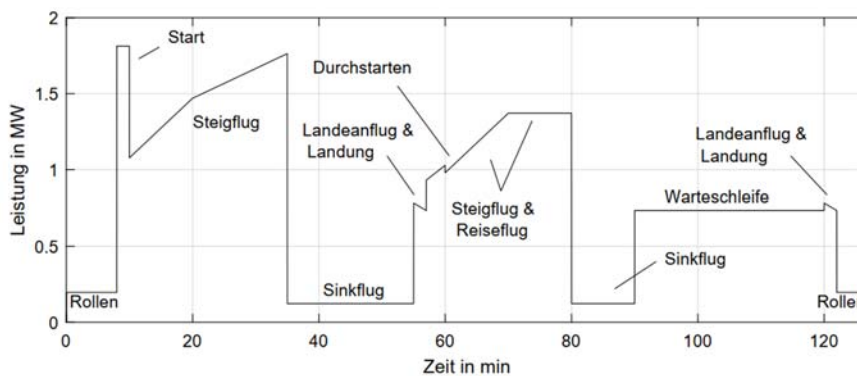


Abbildung 3: Angenommenes Leistungsprofil für das Commuter-RCP

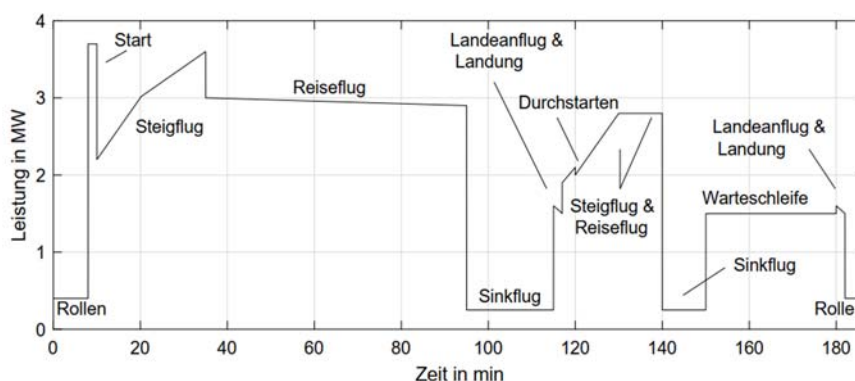


Abbildung 4: Angenommenes Leistungsprofil für das Regional-RCP

Die Flugmissionen umfassen jeweils eine Reiseflugphase, den Flug zu einem Ausweichflughafen und den Warteflug. Aufgrund der verhältnismäßig kurzen Flugmissionen und Flugdauern von Zubringerflugzeugen, ist für das Commuter-RCP keine längere Reiseflugphase mit konstanter Flughöhe vorgesehen.

Für das Commuter-RCP ergibt sich eine maximale erforderliche Antriebsleistung von 1,7 MW während des Starts. Für das Regional-RCP ergibt sich dort eine Peak-Leistung von etwa 3,8 MW.

Gewählte reformerbasierte Brennstoffzellenantriebssystemarchitekturen

Die letztendlich ausgewählten Systemarchitekturen für die beiden Referenzflugzeuge sind in Abbildung schematisch dargestellt.

Für das Commuter-RCP wird die Antriebsleistung von zwei Motoren (einer pro Tragfläche) bereitgestellt. Die benötigte Leistung je Antriebsmotor liegt für die hier betrachtete Auslegungsmiission bei etwa 1 MW und soll je Flügelseite von einer zentralen Brennstoffzelleneinheit, bestehend aus zwei redundanten Brennstoffzellensystemen, im Rumpf des Flugzeugs versorgt werden. Die Brennstoffzelleneinheit wird von zwei redundanten Brennstoffprozessoren mit Wasserstoff versorgt. Aufgrund von Bauraumbeschränkungen anderswo im Flugzeug müssen die Brennstoffzellen- und -prozessoren im Rumpf angeordnet werden, wodurch ein verhältnismäßig großer Anteil des Kabinenraums nicht mehr für den Transport von Nutzlast zur Verfügung steht.

Neben einem primären 3 kV DC-Netz zur Versorgung der DC/AC-Wandler für den Antrieb, wird ein weiteres 28 V DC-Netz zur Versorgung der Bordsysteme vorgesehen. Die Spannung des primären Netzes ist hoch gewählt, damit die Stromstärke nicht zu hoch ausfällt und sich die Kabelmassen innerhalb akzeptabler Grenzen bleiben. Ein Batteriesystem dient der Pufferung von Lastspitzen. Insgesamt ist die Architektur angelehnt an [18]. Anzumerken ist, dass bisher keine kommerziell erhältlichen luftfahrttauglichen Brennstoffzellen, Umrichter und Motoren für Leistungen im Megawattbereich zur Verfügung stehen.

Wie in Abbildung b) dargestellt, befinden sich für das Regional-RCP an jeder Flügelseite fünf Antriebseinheiten. Jede Antriebseinheit besteht aus einem lokalen Brennstoffzellensystem inkl. Kühlsystem, Spannungswandlern, einem Batteriesystem sowie einem elektrischen Antriebsmotor. Die weiteren Verbraucher der Bordsysteme werden auch hier über ein 28 V DC-Netz versorgt. Für AC-Verbraucher müssen lokal zusätzliche Wechselrichter vorgesehen werden.

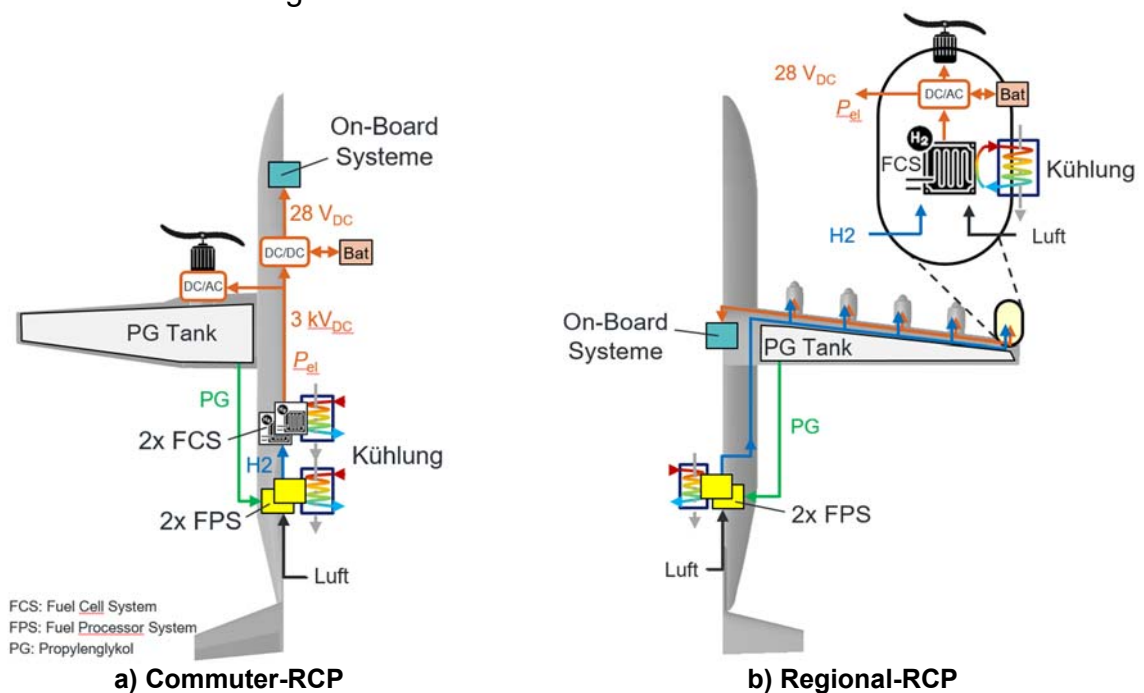


Abbildung 5: Definition der reformerbasierten Antriebssystemarchitekturen

Die Aufteilung der Gesamtantriebsleistung auf mehrere Einheiten bietet zum einen den Vorteil einer höheren Wahrscheinlichkeit, dass entsprechende Komponenten mit Leistungsniveaus <500 kW bis 2040 verfügbar sind. Zum anderen wird so ein geeignetes Redundanzkonzept verfolgt. Im Rumpf sind insgesamt vier Brennstoffprozessoren inkl. Kühlsystem installiert, zwei für die Antriebseinheiten einer Tragfläche. Die Brennstoffprozessoren versorgen die Brennstoffzellen in den Antriebseinheiten über ein Rohrnetzwerk zentral mit Wasserstoff. Beide gezeigten Architekturkonzepte nutzen die bei den Referenzflugzeugen bereits vorhandenen Integraltanks in den Tragflächen zur Speicherung des PGs.

2.4. Arbeitspaket 2.1.3 – Architekturexport

Im Rahmen des Arbeitspakets 2.1.3 wurde ein dynamisches Modell eines Antriebseinheit-Subsystems des Regional-RCP in Matlab Simscape aufgebaut, um das Systemverhalten exemplarisch simulieren zu können. Das Modellschaubild zeigt Abbildung . Das Modell wurde mittels Komponenten aus der Kernbibliothek von Simscape sowie validierter Komponentenmodelle des Instituts erstellt. Das Modell des Brennstoffprozessors ist im Rahmen des Vorhabens erstellt worden und basiert auf den Analysen und Erkenntnissen des Fraunhofer IMM. Das Modell bildet alle relevanten Parameter des Systems, wie etwa Massenströme (PG, Wasserstoff, Luft), elektrische Größen (Ströme, Spannungen), das Batterieverhalten (Ladezustand) und Wärmeströme ab.

Das Modell wurde für die virtuellen Integrationsstudien in AP 2.1.5 herangezogen. In Kapitel 2.5 sind ausgewählte Simulationsergebnisse dargestellt.

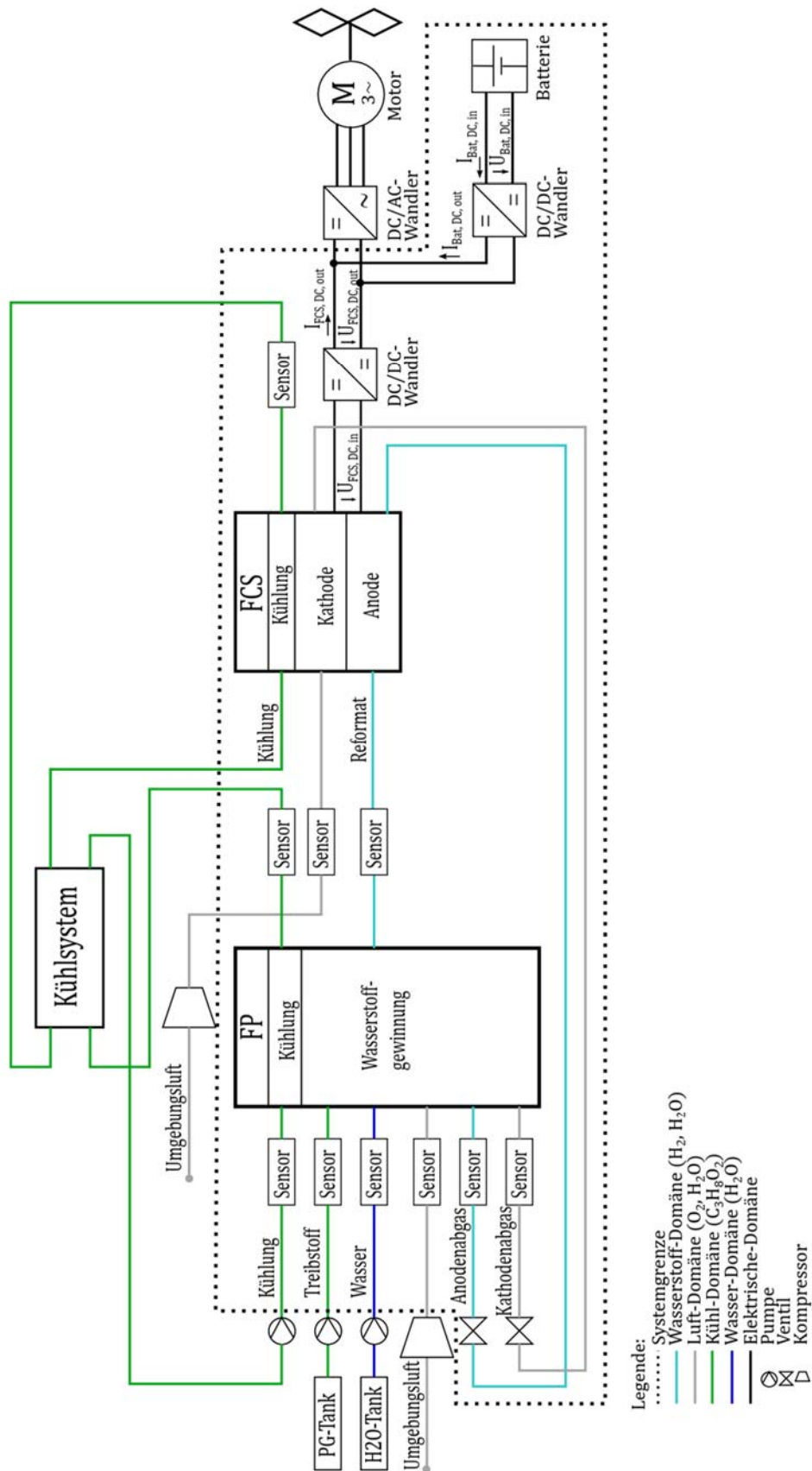


Abbildung 6 Schematische Darstellung des dynamischen Systemmodells einer reformerbasier- ten Antriebseinheit des Regional-RCP in Matlab Simscape

2.5. Arbeitspaket 2.1.5 – Virtuelle Integrationsstudien

In Arbeitspaket 2.1.5 wurde das reformerbasierte Brennstoffzellenantriebssystem auf Basis der Architekturdefinition in AP 2.1.2 und des in AP 2.1.3 erstellten Simulationsmodells für die jeweiligen Referenzflugzeuge ausgelegt. So konnten Kenngrößen, etwa hinsichtlich der Systemmasse, des Leistungsbedarfs sowie der benötigten Kühlleistung quantifiziert werden, um dann in AP 2.1.6 zu einer abschließenden Bewertung kommen zu können.

System- und Flugzeugmassen

Die Abschätzung der Systemgesamtmasse erfolgt überschlägig auf Basis gravimetrischer Leistungsdichten der einzelnen Systemkomponenten. Die herangezogenen Leistungsdichten der Antriebssystemkomponenten sind **Fehler! Verweisquelle konnte nicht gefunden werden.** zu entnehmen. Die Werte heutiger Komponenten sind das Ergebnis einer Literaturrecherche. Die Werte für das Jahr 2040 sind ebenfalls der Literatur entnommen oder basieren auf einer Abschätzung.

Motor)

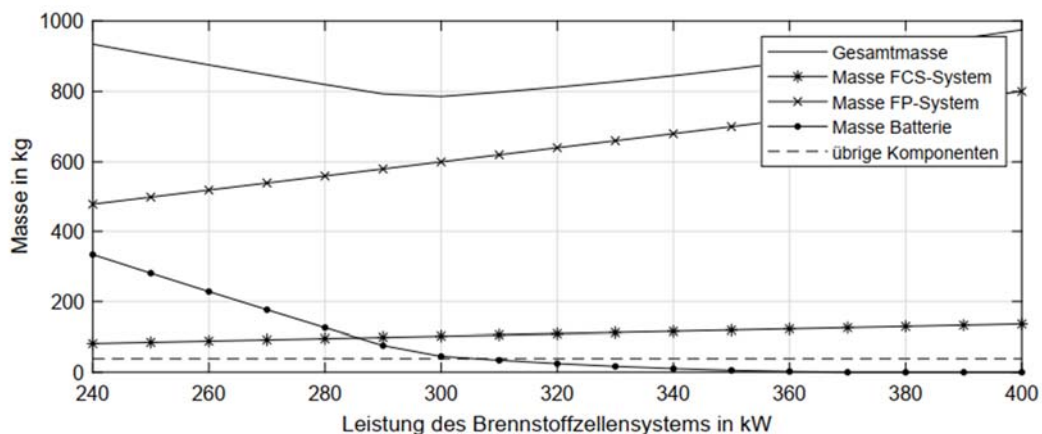


Abbildung 7: Komponenten- und Systemmasse einer Antriebseinheit des Regional-RCP bei Variation der Leistung des Brennstoffzellensystems

Bei Variation der vom Brennstoffzellensystem zur Verfügung gestellten Gesamtleistung ergibt sich der Massebereich einer Antriebseinheit des Regional-RCP aus Abbildung . Die Masse der zentralen, alle Antriebseinheiten versorgenden Brennstoffprozessoren (engl.: Fuel Processor, FP) sind dabei anteilig für eine Antriebseinheit berücksichtigt. Wie Abbildung entnommen werden kann, ergibt sich hinsichtlich der Systemgesamtmasse ein Minimum bei einer Brennstoffzellensystemleistung von ca. 300 kW. Für eine Antriebseinheit ergibt sich somit ein anteiliges Systemgewicht von 785 kg. Die Gesamtmasse für das System bestehend aus zehn Antriebseinheiten ergibt sich somit zu 7,85 t. Dabei stellen die Brennstoffzellensysteme zusammen 3 MW der insgesamt benötigten Spitzenleistung von 3,8 MW zur Verfügung. Die übrigen 800 kW, die kurzzeitig während der Start- und Steigflugphase benötigt werden, werden von den Batterien geliefert. Zudem gleichen die Batterien Lastsprünge aus, was aufgrund der langsamen Dynamik der Brennstoffzellen und -prozessoren erforderlich ist.

Abbildung zeigt analog die Massenverläufe einer Antriebseinheit des Commuter-RCP. Hier ergibt sich eine minimale Gesamtmasse einer Antriebseinheit von ca.

1860 kg bei einer Leistung des Brennstoffzellensystems von 600 kW. 1,2 MW der 1,7 MW Spitzenleistung werden somit von den Brennstoffzellensystemen zur Verfügung gestellt. Die Batterien stellen die zeitweise benötigten restlichen 500 kW zur Verfügung. Für das reformerbasierte Antriebssystem des Zubringerflugzeugs ergibt sich insgesamt eine Masse von 3,72 t.

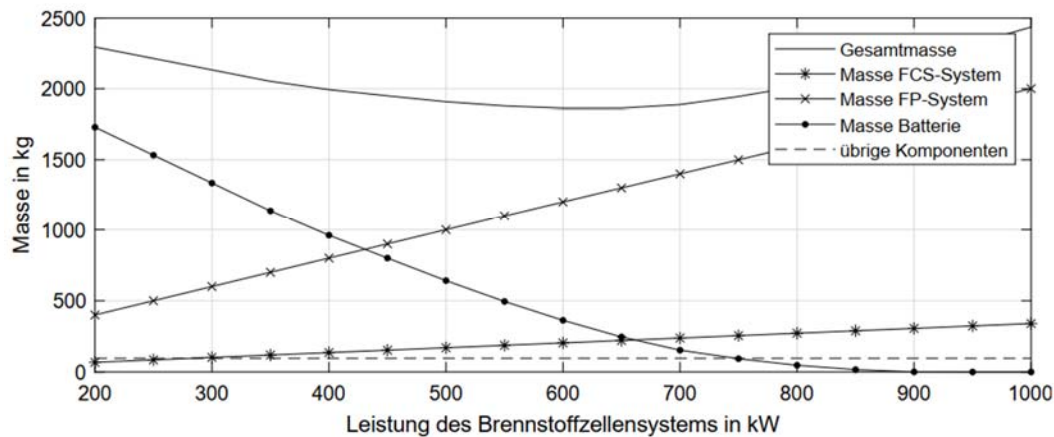


Abbildung 8: Komponenten- und Systemmasse einer Antriebseinheit des Commuter-RCP bei Variation der Leistung des Brennstoffzellensystems

Die Darstellungen zeigen, dass der Brennstoffprozessor den größten Anteil an der Gesamtmasse besitzt. Dies deutet darauf hin, dass dessen Leistungsdichte [kW/kg] deutlich erhöht werden müsste, um eine mögliche Anwendung in der Luftfahrt attraktiv werden zu lassen.

Das Commuter-RCP überschreitet die Abflugmasse mit 10800 kg deutlich die derzeitige maximale Abflugmasse der kerosingetriebenen Beechcraft 1900D von 7800 kg. Die zulässige Abflugmasse wird um rund 40% überschritten. Die Flugzeugkonfiguration der existierenden Beechcraft kann somit hinsichtlich der zulässigen Massen nicht mit einem reformerbasierten elektrischen Antriebssystem ausgestattet werden. Es wäre ein neuer Flugzeugentwurf erforderlich, wobei die Zulassung dann aufgrund der hohen Abflugmasse auf Basis der CS25, statt wie derzeit auf Basis der CS23, erfolgen müsste.

Kraftstoff- und Wasserverbrauch des Brennstoffprozessors

Für das Regional-RCP ergibt sich eine benötigte PG-Masse von ca. 2700 kg für die vorliegende Referenzmission. Mit der Dichte von reinem PG von $\rho_{PG} = 1,04 \text{ g/cm}^3$ ergibt sich ein erforderliches Tankvolumen von etwa 2600 Litern. Die ATR 72 besitzt in der Standardkonfiguration eine Tankkapazität von 6370 Litern [16]. Die Tankkapazität ist somit für den Betrieb eines reformerbasierten elektrischen Antriebssystems ausreichend. Das konventionelle Tanksystem der ATR 72 könnte ohne Modifikationen verwendet werden.

Für das Commuter-RCP ergibt sich für die Referenzmission eine benötigte PG-Masse von ca. 700 kg. Dieses hat einen Platzbedarf von etwa 680 Litern. Das verfügbare Tankvolumen der Beechcraft 1900D beträgt 2500 Liter, so dass auch hier Reserven bestehen [26].

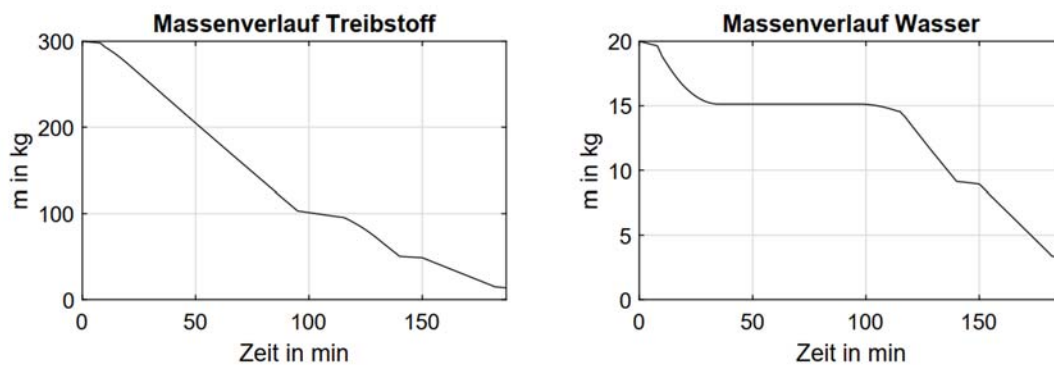


Abbildung 9: Verlauf der Treibstoff- (PG) und Wassermasse über die Referenzmission einer Antriebseinheit des Regional-RCP

Abbildung zeigt den Treibstoff (PG)- und Wassermassenverlauf für eine Antriebseinheit über die Referenzflugmission für das Regional-RCP in der Systemsimulation.

Aufgrund der unterschiedlichen Betriebspunkte des Brennstoffprozessors im Verlauf der Flugmission kann nicht an jedem Punkt die an der Dampfreformierung beteiligte Wassermasse zurückgewonnen werden. Für das Gesamtsystem des Regional-RCP werden über die Referenzmission ca. 170 kg Wasser benötigt, die zusätzlich an Bord mitgeführt werden müssen.

Luftbedarf des Brennstoffzellensystems

Für das Commuter-RCP ergibt sich ein Gesamtluftmassenbedarf aller installierten Brennstoffzellen von $\dot{m}_{\text{Luft,FCS}} = 135 \text{ kg/min}$.

Für das Regional-RCP ergibt sich ein Gesamtluftmassenbedarf aller installierten Brennstoffzellen von $\dot{m}_{\text{Luft,FCS}} = 350 \text{ kg/min}$.

In beiden Fällen übersteigt der ermittelte Luftmassenstrom die Kapazität der jeweils installierten Klimaanlage. Die Luftversorgung der Brennstoffzellen sollte somit durch Umgebungsluft erfolgen. In der Betrachtung unberücksichtigt bleibt der Luftbedarf der Brennstoffprozessoren.

Abzuführende Wärme des reformerbasierten Brennstoffzellenantriebssystems

Für das Regional-RCP ergeben sich die in Abbildung dargestellten abzuführenden Wärmeströme des Brennstoffprozessors (FP) und des Brennstoffzellensystems einer Antriebseinheit als ein Simulationsergebnis. Für den Wärmestrom des FP ergibt sich im Nennbetrieb während des Reiseflugs ungefähr $\dot{Q}_{\text{FP,nenn}} = 260 \text{ kW}$. Für das gesamte Antriebssystem des Regional-RCP ergibt sich somit eine maximal abzuführende Wärmelast der Brennstoffprozessoren von $\dot{Q}_{\text{FP,ges,max}} = 2,6 \text{ MW}$. Hinzu kommt der Wärmestrom des Brennstoffzellensystems, welcher mit $\dot{Q}_{\text{FCS,nenn}} = 300 \text{ kW}$ höher ausfällt. Die maximale Gesamtwärmelast beträgt $\dot{Q}_{\text{FCS,ges,max}} = 3 \text{ MW}$.

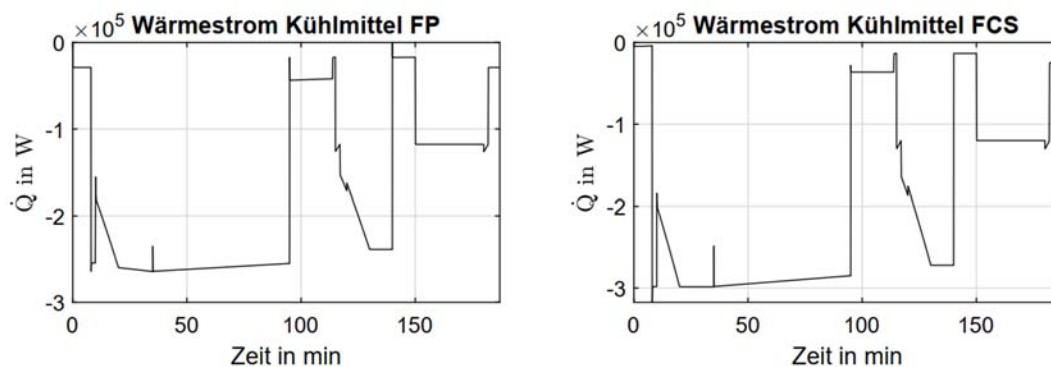


Abbildung 10: Abzuführende Wärmeströme des Brennstoffprozessors und des Brennstoffzellensystems einer Antriebseinheit des Regional-RCP

Eine überschlägige Rechnung für die Wärmelasten des Commuter-RCP ergibt, dass dort ein maximaler Wärmestrom allein der Brennstoffprozessoren von etwa $\dot{Q}_{FP,ges,max} = 1,2 \text{ MW}$ anfällt. Hinzu kommen auch hier die ähnlich großen Wärmelasten der installierten Brennstoffzellensysteme.

Zuverlässigkeit des reformerbasierten Brennstoffzellenantriebssystem

Für die Zuverlässigkeitsanalyse wurden die in **Fehler! Verweisquelle konnte nicht gefunden werden.** gelisteten Ausfallraten herangezogen. Daraus ergibt sich für die Ausfallwahrscheinlichkeit des Gesamtsystems des Commuter-RCP $F_{ges} = 6,6 \cdot 10^{-12}$ und erfüllt somit die Vorgabe von $F = 1 \cdot 10^{-9}$.

Für die Ausfallwahrscheinlichkeit einer Antriebseinheit des Regional-RCP ergibt sich $F_{Antriebseinheit} = 4,7 \cdot 10^{-4}$. Für die Ausfallwahrscheinlichkeit des Gesamtsystems ergibt sich $F_{ges} = 8,1 \cdot 10^{-19}$ und erfüllt somit ebenfalls die Vorgabe von $F = 1 \cdot 10^{-9}$.

2.6. Arbeitspaket 2.1.6 – Analyse- und Gesamtbewertung

In Arbeitspaket 2.1.6 erfolgte die abschließende Bewertung des Potenzials des Einsatzes der Reformertechnologie in brennstoffzellenbasierten Antriebssystemen in der Luftfahrt. Die Potenzialanalyse erfolgte dabei exemplarisch anhand zweier Referenzflugzeuge mit antizipiertem EIS 2040, in der Größenordnung einer Beechcraft 1900D sowie einer ATR 72.

Vergleich reformerbasiertes mit LH2-Antriebssystemkonzept

Im Vergleich des reformerbasierten Antriebssystems zu einem Flüssigwasserstoff (LH2)-Antriebskonzept fällt die Flugzeuggesamtmasse für das LH2-Konzept deutlich niedriger aus. Dies wurde exemplarisch für die Zielplattform der ATR 72 untersucht. Hier ist eine Massenzunahme von etwa 1000 kg für das Antriebssystem zu berücksichtigen und zusätzlich eine Zunahme des Systemgewichts von etwa 400 kg ggü. des kerosinbasierten Antriebs, aufgrund der an Bord benötigten LH2-Tanks und Versorgungsleitungen. Ausgehend von einer Betriebsleermasse von 13000 kg ergibt sich für das LH2-Konzept eine Betriebsleermasse von 14400 kg. Diese liegt deutlich unter der ermittelten Masse des PG-Konzepts für das Regional-RCP von 20500 kg. Hinzu kommt die Treibstoffmasse sowie die Nutzlast, so dass davon auszugehen ist, dass

die zulässige Abflugmasse der ATR 72 mit einem LH2-Antriebskonzept weniger stark überschritten wird, als dies der Fall für das reformerbasierte Antriebskonzept ist.

Zusammenfassende Bewertung

Die Motivation für die Umsetzung eines reformerbasierten Brennstoffzellenantriebsstranges stellt im Vergleich zum LH2-Antriebskonzept u.a. eine ggf. einfachere Systemintegration in bisherige Flugzeugarchitekturen dar. Reformerbasierte Antriebskonzepte ermöglichen zudem die Verwendung konventioneller Integraltanksysteme. Des Weiteren könnte der Zulassungsaufwand für ein reformerbasiertes Konzept reduziert werden, da insbesondere Propylenglykol (PG) zu Enteisierungszwecken für die Luftfahrt zugelassen ist.

Für LH2-Antriebskonzepte bestehen Herausforderungen insbesondere bei der Integration des Tanksystems sowie der Handhabung des Wasserstoffs an Bord. Hier sind noch nicht alle Zulassungsaspekte geklärt. Zudem ist der Aufwand zur Bereitstellung einer geeigneten (Flüssig-)Wasserstoffinfrastruktur verhältnismäßig groß und muss für die flächendeckende Einführung von Wasserstoff als Energieträger zunächst weiter ausgebaut werden.

Eine wesentliche Erkenntnis ist, dass der Brennstoffprozessor den größten Anteil am Gesamtgewicht eines reformerbasierten Antriebsstranges hat. Dabei zeigte sich, dass infolgedessen die maximalen Abfluggewichte der realen Flugzeugmodelle weder für das Commuter-RCP, noch für das Regional-RCP mit verteiltem Antrieben eingehalten werden können. Das Abfluggewicht des Commuter-RCP mit reformerbasiertem Antrieb wird hinsichtlich der zugrundeliegenden Referenzmission ggü. der kerosinbasierten Beechcraft 1900D um etwa 3000 kg bzw. 40% überschritten. Für das Regional-RCP ergibt sich eine Überschreitung von 5800 kg bzw. 25% ggü. der Referenz.

3. Verwertbarkeit der Ergebnisse

Es ist die Verwertung in Form eines wissenschaftlichen Beitrags auf dem Deutschen Luft- und Raumfahrtkongress 2022 vorgesehen. Themenschwerpunkt ist ein Vergleich der Systemarchitektur konventioneller Antriebssysteme mit reformerbasierten Brennstoffzellenantriebssystemen für jeweils die Beechcraft 1900D sowie die ATR 72. Die Bewertung der Systemarchitekturen erfolgt anhand ausgewählter qualitativer und quantitativer Zielkriterien, wie z.B. Effizienz, Gewicht und Sicherheit. Der Vergleich zu rein wasserstoffbasierten Antriebskonzepten soll qualitativ erfolgen.

4. Fortschritt auf dem Gebiet des Vorhabens bei anderen Stellen

Dem Zuwendungsempfänger wurde kein Fortschritt auf dem Gebiet des Vorhabens mit demselben Fokus bekannt.

5. Veröffentlichungen

Es ist eine Veröffentlichung geplant, die **Fehler! Verweisquelle konnte nicht gefunden werden.** entnommen werden kann.

Konferenz	Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2022 (Abstract eingereicht und Veröffentlichung akzeptiert)
Datum	September 2022
Ort	Dresden
Beitrag	Assessment of Reformer-based H2 Power Systems for Electrical Regional Aircraft
Autoren	Kriewall, V.; Schwarz, F.; Thielecke, F.

6. Verwendete Fachliteratur und Ergebnisdokumente

Die folgende Auflistung der genutzten Fachliteratur enthält wesentlich genutzte Quellen. Die Liste ist in verschiedene fachliche Bereiche eingeteilt, die für die Arbeiten der TUHH eine starke Relevanz hatten. Eine genauere thematische Zuordnung sowie weitere Quellen können den Berichten sowie den Veröffentlichungen entnommen werden.

- [1] P. Purnima und S. Jayanti, „Water neutrality and waste heat management in ethanol reformer - HTPEMFC integrated system for on-board hydrogen generation,“ *Applied Energy* 199, p. 169–179, 2017.
- [2] B. Pregelj, M. Micor, G. Dolanc, J. Petrovcic und V. Jovan, „Impact of fuel cell and battery size to overall system performance – a diesel fuel-cell APU case study,“ *Applied Energy* 182, pp. 365-375, 2016.
- [3] D. Chrenko, F. Gao, B. Blunier, D. Bouquain und A. Miraoui, „Methanol fuel processor and PEM fuel cell modeling for mobile application,“ *Int J Hydrogen Energy* 35, pp. 6863-6871, 2010.
- [4] S. Martin und A. Wörner, „On-board reforming of biodiesel and bioethanol for high temperature PEM fuel cells: comparison of autothermal reforming and steam reforming,“ *J Power Sources* 196, pp. 3163-3171, 2011.
- [5] R. Can, J. Pasel, H. Janßen, W. Lehnert, R. Peters und D. Stolten, „Design and test of a 5 kW e high-temperature polymer electrolyte fuel cell system operated with diesel and kerosene,“ *Appl Energy* 114, pp. 238-249, 2014.
- [6] B. Najafi, A. Mamaghani, F. Rinaldi und A. Casalegno, „Long-term performance analysis of an HT-PEM fuel cell based micro-CHP system: Operational strategies,“ *Appl Energy* 147, pp. 582-592, 2015.
- [7] J. Pasel, R. Samsun, A. Tschauder, R. Peters und D. Stolten, „A novel reactor type for autothermal reforming of diesel fuel and kerosene,“ *Appl Energy* 150, pp. 176-184, 2015.
- [8] H. Han, C. Cho, S. Kim und J. Hyun, „Performance evaluation of a polymer electrolyte membrane fuel cell system for powering portable freezer,“ *Appl Energy* 105, pp. 125-137, 2013.

- [9] M. Azizi, J. Brouwer und D. Dunn-Rankin, „Analytical investigation of high temperature 1 kW solid oxide fuel cell system feasibility in methane hydrate recovery and deep ocean power generation,“ *Appl Energy* 179, pp. 909-928, 2016.
- [10] G. Ercolino, M. Ashraf, V. Specchia und S. Specchia, „Performance evaluation and comparison of fuel processors integrated with PEM fuel cell based on steam or autothermal reforming and on CO preferential oxidation or selective methanation,“ *Appl Energy* 143, pp. 138-153, 2015.
- [11] O. Sharaf und M. Orhan, „An overview of fuel cell technology: fundamentals and applications,“ *Renew Sustain Energy Rev* 32, pp. 810-853, 2014.
- [12] SerEnergy, „Methanol Power System H3 - 30k Rack,“ Datenblatt, 2018.
- [13] SAE International, „EUROCAE/SAE WG80/AE-7 AFC Hydrogen Fuel Cells Aircraft Fuel Cell Safety Guidelines, AIR6464,“ 2020.
- [14] European Aviation Safety Agency, „CS 23: Certification Specifications for Normal-Category Aeroplanes,“ 2020.
- [15] European Aviation Safety Agency, „CS25: Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes,“ 2018.
- [16] Avions de Transport Régional, „Flight Crew Operating Manual. ATR 72: Version 0.00.00,“ 1999.
- [17] P. Kurzweil, Brennstoffzellentechnik : Grundlagen, Materialien, Anwendungen, Gaserzeugung, 3. überarbeitete und aktualisierte Auflage Hrsg., Wiesbaden: Springer Vieweg, 2016.
- [18] H. Schefer, L. Fauth, T. H. Kopp, R. Mallwitz, J. Friebe und M. Kurrat, „Discussion on Electric Power Supply Systems for All Electric Aircraft,“ *IEEE Access* 8, p. 84188–84216, 2020.
- [19] Hyzon Motors, „Third party tests confirm Hyzon Motors’ new liquid-cooled fuel cell stack leads the world in power density,“ 27 Oktober 2020. [Online]. Available: <https://www.hyzonmotors.com/in-the-news/third-party-tests-confirm-hyzon-motors-leads-fuel-cell-power-density>. [Zugriff am 1 April 2022].
- [20] A. Thielmann, „Technology Roadmap Energy storage for Electric mobility 2030,“ Fraunhofer-Institut für System- und Innovationsforschung ISI, 2013.
- [21] Siemens AG, „Rekord-Motor SP260D und Extra330LE. Datenblatt,“ 2016.
- [22] Fraunhofer-Institut für Integrierte Systeme und Bauelementetechnologie, „Bidirectional full SiC 200 kW DC-DC Converter. for Electric, Hybrid and Fuel Cell Vehicles. Datenblatt,“ 2015.
- [23] VDMA Batterieproduktion, „Roadmap Batterie-Produktionsmittel 2030,“ 2020.
- [24] T. Kadyk, C. Winnefeld, R. Hanke-Rauschenbach und U. Krewer, „Analysis and Design of Fuel Cell Systems for Aviation,“ *Energies* 2018, 11(2), 2018.
- [25] M. Pehnt, „Ganzheitliche Bilanzierung von Brennstoffzellen in der Energie- und Verkehrstechnik. Dissertation,“ Institut für Technische Thermodynamik, Universität Stuttgart, 2002.
- [26] FlightSafety International, „Beech 1900 Airliner Pilot Training Manual, Record of Revision No. 2.01“.
- [27] Avions de Transport Régional, „ATR 72-600. Datenblatt“.

- [28] J. Kammermann, I. Bolvashenkov, K. Tran, H.-G. Herzog und I. Frenkel, „Feasibility Study for a Full-Electric Aircraft Considering Weight, Volume, and Reliability Requirements,“ *2020 International Conference on Electrotechnical Complexes and Systems (ICOECS)*, pp. 1-6, 2020.
- [29] World Wide Web Consortium, State Chart XML (SCXML): State Machine Notation for Control Abstraction, 2015.
- [30] D. Hillig und F. Thielecke, „Approach to Systematic Test Signal Definition for Operation Scenarios of Aircraft Systems,“ in *Proceedings of the 2nd Workshop on Avionics Systems and Software Engineering*, Innsbruck, Österreich, 2020.
- [31] T. Eksen und F. Thielecke, „An Approach for Partially Automated Test Generation Based on Signal Recordings,“ in *Proceedings of the 3rd Workshop on Avionics Systems and Software Engineering*, Braunschweig, Deutschland, 2021.
- [32] J. Grymlas, Systemautomatisierung für den multifunktionalen Betrieb von Brennstoffzellen in Verkehrsflugzeugen, Hamburg, 2017.
- [33] A. Mueen, Y. Zhu, M. Yeh, K. Kamgar, K. Viswanathan, C. K. Gupta und E. Keogh, „The Fastest Similarity Search Algorithm for Time Series Subsequences under Euclidean Distance,“ 2015. [Online]. Available: <http://www.cs.unm.edu/~mueen/FastestSimilaritySearch.html>.
- [34] P. Purnima und S. Jayanti, „Water neutrality and waste heat management in ethanol reformer - HTPEMFC integrated system for on-board hydrogen generation,“ *Applied Energy* 199, pp. 169-179, 2017.

Die Ergebnisse des Vorhabens sind in folgenden Veröffentlichungen und Deliverables dokumentiert:

- [35] Quaium, F.; Thielecke, F.: *Erster Jahresbericht für den Berichtszeitraum 01.01.2020 – 31.12.2020 zum TUHH-Vorhaben GETpower2*. LuFo 5.3-Jahresbericht für das Verbundvorhaben „GETpower2 – Galley Energy Trolley Power 2“, FKN: 20Y1710, FST-Projektberichtsnummer: FST-PB-2021-293, März 2021.
- [36] Kriewall, V.; Thielecke, F.: *Zweiter Jahresbericht für den Berichtszeitraum 01.01.2021 – 31.12.2021 zum TUHH-Vorhaben GETpower2*. LuFo 5.3-Jahresbericht für das Verbundvorhaben „GETpower2 – Galley Energy Trolley Power 2“, FKN: 20Y1710, FST-Projektberichtsnummer: FST-PB-2022-339, März 2022.
- [37] Kriewall V.; Schwarz, F.; Thielecke F.: *Assessment of Reformer-based H2 Power Systems for Electrical Regional Aircraft*, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2022, Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt -Lilienthal-Oberth e.V., Dresden, Germany, 2022.
(Abstract eingereicht; Veröffentlichung ist bereits akzeptiert)