

Luftfahrtforschung und –technologie

LuFo VI-2

Abschlussbericht

Flying Fuel Cell: Systementwicklung der Wasserstoff-, Kühl- und Antriebslinie und Simulationen

zugehörig zum Verbundvorhaben

Fuel Cell Systems for H2-Emission-Free Propulsion (H2Prop)

Förderkennzeichen **20M2107A**

Laufzeit: 01.11.2021 - 31.01.2025

Berichtersteller: Mark Vonnoe

MTU Aero Engines AG

Gefördert durch:



Bundesministerium
für Wirtschaft
und Energie

aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages

München, Juli 2025

Inhaltsverzeichnis

1	Einleitung	4
2	Zusammenfassung.....	6
2.1	Projektstrukturplan.....	6
2.2	Erreichte Ergebnisse	7
2.2.1	HAP 1: Brennstoffzellensystem.....	7
2.2.2	HAP 2: LH2 Treibstoffsystem.....	15
2.2.3	HAP 3: Elektrischer Antriebstrang.....	17
3	Technische Darstellung der Arbeitspakete.....	20
3.1	HAP 1: Brennstoffzellensystem	20
3.1.1	AP 1.1 Flying Fuel Cell Transient System Simulation	20
3.1.2	AP 1.2 2-Phasen Kühlsystem	24
3.1.3	AP 1.3 Rezirkulationskreislauf für Wasserstoff	30
3.1.4	AP 1.4 Verdichter-Konfiguration der Luftversorgung.....	40
3.2	HAP 2: LH2 Treibstoffsystem	45
3.2.1	AP 2.1 Requirements and Verification	45
3.2.2	AP 2.2 Tankstruktur	47
3.2.3	AP 2.3 Fluidsystem	47
3.2.4	AP 2.4 Elektrik und Sensorik.....	47
3.2.5	AP 2.5 Regelungssystem und Ventilsystem.....	47
3.3	HAP 3: Elektrischer Antriebstrang	51
3.3.1	AP 3.1 Systemauslegung-Antriebsstrang	51

3.3.2 AP 3.2 Elektrischer Antrieb	53
3.3.3 AP 3.3 Wandlerstrukturen & Leistungsskalierung	58
4 Literaturverzeichnis	59

1 Einleitung

Das übergeordnete Ziel des Verbunds H2Prop liegt in der Entwicklung von Systemen und Komponenten für einen wasserstoffbetriebenen Brennstoffzellenantrieb für zukünftige Flugzeuge. Damit adressiert der Verbund Ziel 1 der Ausschreibung LuFo VI, „Umweltfreundliche Luftfahrt“, sowie die Zielsetzungen des Flightpath 2050, in dem bis 2050 eine CO₂-Reduktion um 75% pro Passagierkilometer, eine NO_x-Reduktion um 90% und eine Lärm-Reduktion um 65% gefordert wird. Damit kann die Luftfahrt einen Beitrag dazu leisten, die Erderwärmung gemäß Pariser Klimaabkommen 2015 im Vergleich zum vorindustriellen Zeitalter auf 2°C zu begrenzen.

Mit der Flying Fuel Cell können diese Ziele nicht nur eingehalten, sondern sogar übertroffen werden. Wenn es gelingt, den Wasserstoff zum Betrieb der BZ regenerativ zu erzeugen und Kondensstreifen zu vermeiden, wäre ein nahezu klimaneutraler Flugantrieb möglich (in einer Ökobilanz würden Belastungen durch Produktion und Entsorgung verbleiben, allerdings sind die Werkstoffe einer BZ leichter recyclebar als z.B. die einer Batterie). Die Vision einer emissionsfreien Luftfahrt motiviert die Verbundpartner zu intensiven Forschungs- und Technologieentwicklungsarbeiten in einem innovativen und in der kommerziellen Luftfahrt neuartigen Feld.

Die Brennstoffzelle gilt im Gegensatz zu anderen Ansätzen als mögliche „wahre Lösung“ emissionsarmer/-freier Luftfahrt [1]. Allerdings sind vor einem Einsatz noch anspruchsvolle technische Herausforderungen zu lösen. Das Leistungsgewicht einer modernen Brennstoffzelle aus der Automobilindustrie beträgt etwa 1–2 kW/kg auf Systemebene, wohingegen die Gasturbine eine Leistungsdichte von etwa 5–15 kW/kg liefert (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), 2020). Deshalb hat sich die MTU im Verbundvorhaben H2Prop das Ziel gesetzt, einen elektrischen Antriebs zu entwickeln, der ein Leistungsgewicht von über 15 kW/kg und einen Wirkungsgrad von über 96% aufweist. Weiter fokussiert sich die MTU zur Steigerung der Leistung und Effizienz auf die Entwicklung eines effizienten Kühl- und Rezirkulationssystems.

Weiter muss das Brennstoffzellensystem für eine Luftfahrtzulassung deutlich höhere Anforderungen an Zuverlässigkeit und Sicherheit erfüllen als in bodengebundenen Fahrzeugen und diese auch bei extremen Umgebungsbedingungen (Luftdruck, Feuchtigkeit, Temperatur ...) einhalten.

Ein Nebenziel des Vorhabens ist Ziel 4 der Ausschreibung LuFo VI: Gesamtsystemfähigkeit. Deshalb setzt die MTU unter anderem durch Erlangen der Simulationsfähigkeit des Gesamtsystems Flying Fuel Cell darauf, wesentliche Entwicklungsschritte inhouse durchzuführen. So können dringend benötigte Verbesserungen schneller erreicht und luftfahrtspezifische Herausforderungen durch die langjährige Erfahrung im Triebwerksbau ohne Umwege gelöst werden. Darüber hinaus werden Arbeitsplätze und wertvolles Know-how am Entwicklungsstandort Deutschland aufgebaut.

Auflistung der von der MTU bearbeiteten Arbeitspakete mit durchführenden Teilprojektleitern:

Gionata Luisoni	AP 1.1: Flying Fuel Cell Transient System Simulation
Valerie Pabst	AP 1.2: 2-Phasen Kühlsystem
Georg Baumgartner	AP 1.3: Rezirkulationskreislauf für Wasserstoff
Tomas Cahalan	AP 1.4: Verdichter-Konfiguration der Luftversorgung
Georg Baumgartner	AP 2.1: Requirements und Verification
Georg Baumgartner	AP 2.5: Regelungssystem und Ventilsystem
Gionata Luisoni	AP 3.1: Systemauslegung Antriebsstrang
Martin Kuhn	AP 3.2: Elektrischer Antrieb

2 Zusammenfassung

2.1 Projektstrukturplan

Abbildung 1 zeigt den Projektstrukturplan des Vorhabens. Die Projektstruktur ist gegenüber dem Antrag unverändert.

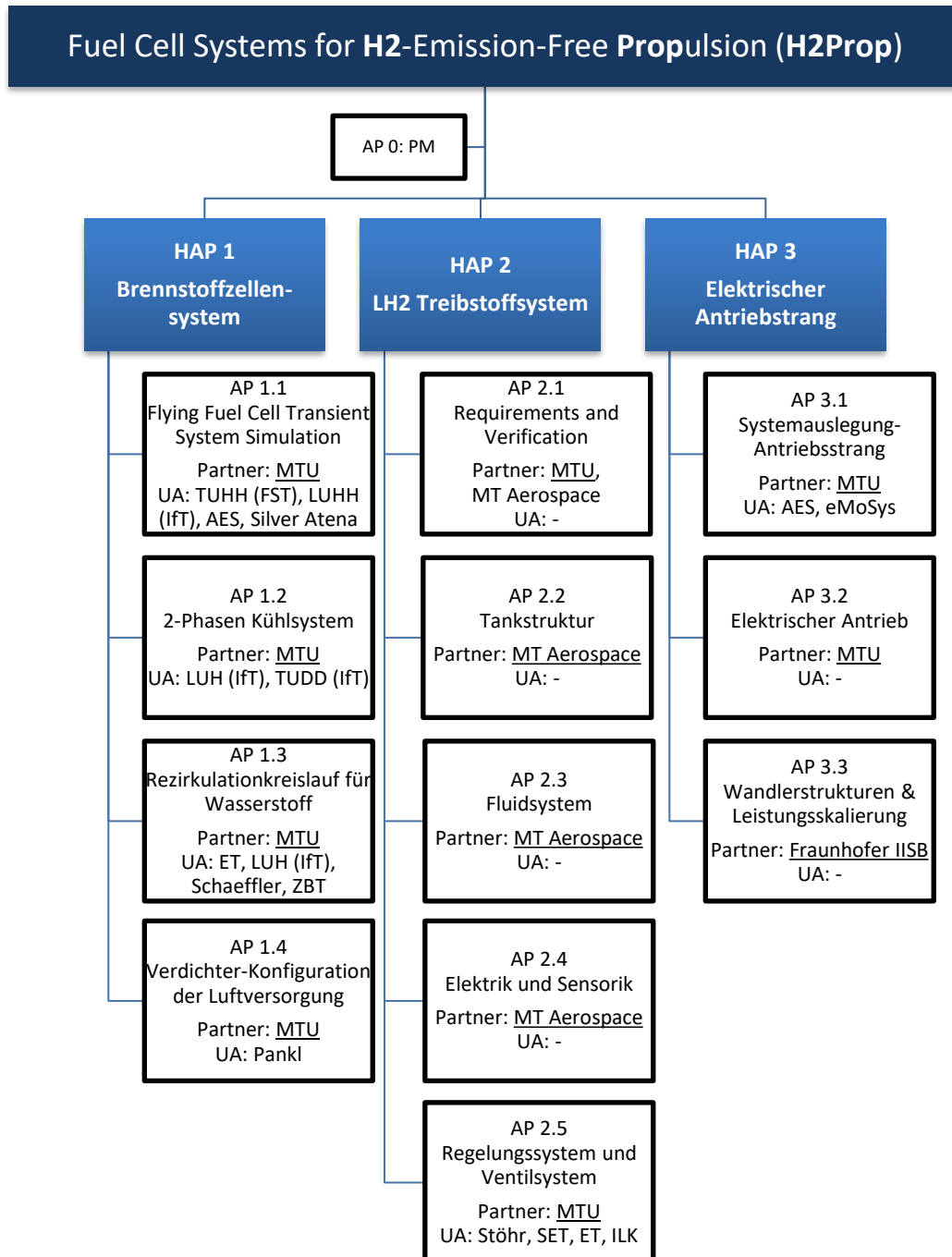


Abbildung 1: Projektstrukturplan des Gesamtvorhabens

2.2 Erreichte Ergebnisse

2.2.1 HAP 1: Brennstoffzellensystem

2.2.1.1 AP 1.1 Flying Fuel Cell Transient System Simulation

Die Entwicklung einer Bibliothek von Komponentenmodellen zur Simulation einzelner Geräte, Subsysteme oder des gesamten Brennstoffzellen Antriebsystems war sehr erfolgreich. Innerhalb des Fördervorhabens wurden über 70 Komponentenmodelle entwickelt. Das erlaubt die Durchführung eines sehr breiten Spektrums an simulativen Studien für die Auslegung und Bewertung von unterschiedlichen System- und Subsystemarchitekturen. Durch die Implementierung der Komponentenmodelle und deren Anwendung für konkrete Vorhersagen wurden auch die Fähigkeiten zum Aufbau und zur Durchführung von transienten Simulationen sowie das Verständnis von grundlegenden Systemzusammenhängen und die Auslegungsfähigkeiten auf Gesamtsystemebene deutlich verstärkt. Das bessere Verständnis der Systemzusammenhänge war ein essentieller Beitrag zur anschließenden Erarbeitung erster Regelungsstrategien einzelner Subsysteme. Letzteres war das zweite Ziel des AP1.1 und wurde sehr erfolgreich erreicht.

Im ersten Teil des Vorhabens wurde das Modellierungskonzept erarbeitet. Dabei wurde die Softwareumgebung Matlab Simscape gewählt, da sie die objektorientierte Modellierung von transienten, multiphysikalischen Systemen ermöglicht. Weiter erlaubt sie, Basiskomponenten mit nur wenigen, klar definierten physikalischen Eigenschaften in sogenannten Kompositkomponenten miteinander zu koppeln, um insgesamt komplexe physikalische Effekte abzubilden. Somit können auch sehr komplexe Komponenten, wie zum Beispiel ein Brennstoffzellenstack, sehr detailliert modelliert werden.

Wie bereits erwähnt, war die Entwicklung und Implementierung der Komponentenmodelle sehr erfolgreich. Mehr als 70 Komponentenmodellen wurden implementiert und erlauben die Modellierung des physikalischen Verhaltens von allen Hauptkomponenten eines Brennstoffzellenantriebes.

Mit Hilfe der entwickelten Komponenten konnten Subsystemmodelle für alle Subsysteme des Flying Fuel Cell Antriebes erstellt werden. Das ermöglicht eine simulationsbasierte Vorhersage des Verhaltens der einzelnen Subsysteme sowie deren Zusammenspiel in einem Gesamtsystemmodell.

Das physikalische Verhalten der Modelle für die Komponenten konnte anhand von Testdaten, 3D CFD Simulationen oder Herstellerspezifikationen von einzelnen Komponenten, validiert werden. Komponenten- und Subsystemmodelle wurden in mehreren internen Verifikationen genau überprüft und die damit erzielten Simulationsergebnisse im Detail hinterfragt.

Parallel zur Entwicklung der Subsystemmodelle, die auch ein erstes transientes Systemverhalten abbilden, wurden die dafür nötigen Regelungsaufgaben identifiziert. Dies erfolgte in engem Austausch mit den Subsystementwicklern, um die geeigneten Regelgrößen und -logiken zu definieren.

Auf Basis der Regelungsaufgaben und Regelungslogik wurde für alle Subsysteme geeignete Regler entwickelt, zum Teil in Form von Zustandsmaschinen. Diese erlauben die Subsysteme hochzufahren, kritische Lastwechsel zu simulieren und auch ganze Missionen zu berechnen.

Als Gesamtergebnisse konnte durch die Erstellung und Erweiterung der Komponenten- und Subsystemmodelle ein Gesamtsystemmodell erstellt werden, welches aufgrund seiner Gesamtreife den Stand von TRL4 erfüllt. Dies wurde intern anhand von Verifikationen nachgewiesen.

2.2.1.2 AP 1.2 2-Phasen Kühlsystem

Im Rahmen des Arbeitspakets wurde ein 2-Phasen-Kühlsystem für Luftfahrtanwendungen mit Brennstoffzellenantriebssystem erfolgreich entwickelt, experimentell validiert und auf sein Potenzial bewertet. Die Arbeiten wurden in UA mit der TU Dresden und der LU Hannover durchgeführt. Die Projektmeilensteine wurden sehr erfolgreich erreicht.

Im Rahmen der ersten Projektphase wurden verschiedene Basisarchitekturen für das 2-Phasen-Kühlsystem untersucht. Zwei Hauptarchitekturen, ein Verdampfungs-Kühlkreislauf mit Pumpe sowie ein Kaltdampf-Kompressionskältekreislauf, wurden identifiziert. Zur Bewertung dieser Systeme wurden Modellierungs- und Simulationsmethoden in Matlab und Simscape entwickelt und implementiert. Stationäre Simulationen und dynamische Modellierungen ermöglichen eine umfassende Analyse der System-Randbedingungen, was zur Auswahl des Kompressionskältekreislaufs für die detaillierte Auslegung führte.

In einer weiteren Projektphase wurde das vollständige Kühlsystem entwickelt. Die abgeleitete Systemarchitektur wurde umgesetzt, wobei die Dimensionierung und Positionierung der wichtigsten Komponenten, insbesondere des Kältemittelverdichters, in enger Abstimmung mit den Anforderungen des Simulationsmodells erfolgten. Die entwickelten Lösungsansätze wurden in eine funktionale Kühlsystemarchitektur integriert, die in der Lage ist, sowohl konstante als auch variable Lasten während der unterschiedlichen Flugphasen zu bedienen. Als Hauptkomponenten wurden ein Verdichter (zwei verschiedene Verdichter-Varianten wurden im Projekt getestet und modelliert), ein Kondensator, zwei verschiedene Verdampfer für die unterschiedlichen Lasten, ein interner Wärmeübertrager zur verbesserten Regelbarkeit und ein Senkenkreislauf identifiziert.

Die experimentelle Validierung des Kühlsystems stellt einen wichtigen Schritt dar, um die theoretischen Modelle zu bestätigen. Ein Prüfstand, der sich um bis zu 40° kippen lässt, um entsprechende Flugphasen zu simulieren, wurde entwickelt. In insgesamt 25 Betriebsmodi wurden zentrale Komponenten des Kühlsystems charakterisiert. Die Messergebnisse weisen eine hohe Übereinstimmung mit den simulierten Werten auf. Beispielsweise lag bei den Verdichtern die Abweichung zwischen Simulation und Experiment unter 5 %. Diese Ergebnisse belegen die Validität des entwickelten Software-Tools, welches zur Simulation und Analyse des Kühlsystems verwendet wurde.

Abschließend wurde das Potenzial des 2-Phasen-Kältekreislaufs für zukünftige Anwendungen in der Luftfahrt bewertet. Durch die Anwendung eines exemplarischen Missionsprofils auf die gewählte Systemarchitektur und die Simulation der relevanten

Lasten wurde das System dynamisch betrachtet. Die Ergebnisse zeigen, dass das Kühlsystem gut auf variable und konstante Lasten reagieren kann und sich somit exemplarische Lastverläufe der Brennstoffzellen-Anwendung mit dem Model charakterisieren lassen. Es zeigte sich außerdem, dass die erwartete Systemoptimierung des Kühlkonzepts über das 2-Phasenkühlsystem von 15% relativ zu einem Einphasensystem, aufgrund der besseren Systemintegration, der kompakteren Bauweise mit kleineren Wärmetauschern und reduzierten Leitungslängen realisierbar ist.

Es wurden jedoch auch weitere Entwicklungsbedarfe identifiziert, insbesondere hinsichtlich der Verdampferrohr-Geometrie und der Entwicklung geeigneter Kältemittel und Kompressoren, die für den Luftfahrtbereich zukünftig zugelassen werden könnten.

2.2.1.3 AP 1.3 Rezirkulationskreislauf für Wasserstoff

Fokus der in diesem Arbeitspaket durchgeführten Arbeiten lag auf den Betriebsweisen (Verschaltungsmöglichkeiten) und der Ausarbeitung und Validierung der Systemarchitektur. Wesentliche Fragestellung war dabei, ob ein passives System alle Betriebsanforderungen der Flying Fuel Cell erfüllen kann. Im Rahmen des Arbeitspakets 1.3 wurden entsprechend umfassende Tests und Simulationen zur Effizienz und Funktionalität des passiven Rezirkulationskreislaufs durchgeführt.

Bei einem passiven System wird der Rezirkulationsstrom durch Ejektoren angetrieben. Drei verschiedene Ejektor-Varianten wurden getestet, um unterschiedliche physikalische Prinzipien zu überprüfen und die optimale Ausführung zu ermitteln. Eine präzise Modellierung des Ejektors, basierend auf Testergebnissen, dient als Grundlage für zukünftige Designverbesserungen. Insbesondere wurde das „Recirculation Ratio“ untersucht, welches vom Druckabfall zwischen Einlass und Auslass des Brennstoffzellensystems abhängt.

Das Wasserstoffsystem der FFC umfasste das LH₂-Treibstoffsystem und die Anodenrezirkulation, die den Brennstoffzellenstack mit überstöchiometrischem Wasserstoff versorgt. Mittels dieser Auslegungsphilosophie wurde die Anzahl an Purgezyklen (Abblasen des angereicherten Stickstoffs) reduziert und der Einlassmassenstrom optimiert. Die passive Rezirkulation mit Ejektoren stellt eine innovative Lösung für zukünftige Luftfahrtanwendungen dar, da sie keine externe Stromversorgung benötigt und

parasitäre Lasten minimiert.

Ein weiteres Ziel des Arbeitspakets war die Entwicklung einer modularen Systemarchitektur, die den gesamten Betriebsbereich der Brennstoffzelle abdeckt, sowohl für Einzelsegmente als auch für Multisegment-Stacks. Dabei wurde das transiente Systemverhalten zur Validierung aller notwendigen Betriebsmodi und Sicherheitsfälle berücksichtigt.

Für das passive System wurde eine Simulationsumgebung in Matlab Simscape entwickelt. Ein kennlinienbasiertes Komponentenmodell des Ejektors, das grundlegende geometrische Eingaben und verschiedene Effizienzen berücksichtigt, wurde implementiert.

Das aktualisierte Modell integriert Ejektoren mit variablen Querschnittsflächen und ermöglichte eine Anpassung der Düsengröße während des Betriebs. Dabei liefern die Testergebnisse wertvolle Informationen über das Verhalten des Ejektors unter unterschiedlichen Betriebsbedingungen, einschließlich der Korrelation zwischen dem Strom am Nadelaktuator und der Düsengröße, die vom Rückdruck abhängt. Diese Modellierung zusammen mit der Validierung unterstützen die präzise Analyse und Optimierung des passiven Anodenrezirkulationskreislaufs.

Eine Testumgebung für den Ejektor wurde in einer Open-Loop-Anordnung eingerichtet. Die Möglichkeit, die verschiedenen Ports des Ejektors mit unterschiedlichen Strömen zu beaufschlagen, berücksichtigte den Einfluss unterschiedlicher Strömungszusammensetzungen im Rezirkulationskreislauf. In diesem Fall wurde Helium als Ersatzmedium für Wasserstoff und Luft als Ersatzmedium für das Wasserstoff-Stickstoff-Gemisch gewählt.

Die experimentellen Tests bestätigten die Berechnungen des Entrainment Ratios, welches die erreichbare Stöchiometrie in der Brennstoffzelle darstellt. Der betriebspunktabhängige Wasserstoffmassenstrom wurde mit einem Pulsventil moduliert, was eine Anpassung in verschiedenen Betriebsmodi ermöglicht. Diese Ergebnisse flossen in

den Aufbau eines MATLAB 1D-Simulationsmodells für den gesamten Anodenrezirkulationskreislauf ein, um Betriebsparameter und Purge-Strategien abzuleiten.

Ein weiteres Arbeitspaket beschäftigte sich mit der Übertragung der Ergebnisse aus den Einzelsegmentstudien auf eine Multisegmentanordnung. Alle Segmente des Anodenkreislaufs sind dabei mit identischen Eingangs- und Ausgangstemperaturen sowie einheitlichen Massenströmen beaufschlagt.

Die verwendete Ejektoreinheit wurde erfolgreich bei einem Lieferanten ausgelegt und gefertigt, wobei Vorabtests die Dichtheit und Funktionalität bestätigten. Zudem wurde eine Wasserabscheider-Einheit für die Tröpfchenabscheidung entwickelt und getestet. Die Ergebnisse der durchgeführten Tests wurden in die weitere Projektplanung integriert, um die angestrebten Ziele zu erreichen. Die Arbeiten tragen zum einen dazu bei, die Gesamtsystemarchitektur für die Anodenrezirkulation zu entwickeln, die eine hohe Modularität bietet und den gesamten Betriebsbereich der Brennstoffzelle abdeckt. Zum anderen dienen diese Vortests der Risikomitigation für die Zusammenschaltung sämtlicher Komponenten des FCHS-Rezirkulationskreislaufs (Fuel Cell Hydrogen System) inkl. Stack im nachfolgenden Integrationstest.

Für den geplanten Integrationstest wurde, neben der Durchführung der Vortests, ein detaillierter Versuchsaufbau inkl. Instrumentierung festgelegt und ein detailliertes Testprogramm abgeleitet, welches neben dem nominalen Betrieb auch das Verhalten bei Notabschaltungen und in Fehlerfällen, z.B. defekte Ventile, etc., umfasst.

Der Fokus bei den geplanten experimentellen Untersuchungen lag auf der funktionalen Validierung der Hardware und der Überprüfung des Regelungskonzepts in einer realen Brennstoffzellensystemumgebung. Die tatsächliche Durchführung des Integrations-tests und damit der Nachweis der Technologiereife des Anodenrezirkulationskreislaufs konnte aufgrund von Verzögerungen bei der Hardwarebereitstellung und starken Verzögerung bei der Inbetriebnahme des Systemprüfstands, bedingt durch einen nötigen Lieferantenwechsel, nicht mehr innerhalb des Vorhabenszeitraums stattfinden.

Durch die erarbeiteten Ergebnisse bezüglich optimaler Auslegung der passiven Rezirkulation in Kombination mit einem optimierten Purgeverhalten und einer durch Simulation gestützten, angepassten Reglerstrategie konnten Einsparpotentiale von über 10% des Wasserstoffs beim Rezirkulationssystem identifiziert werden.

2.2.1.4 AP 1.4 Verdichter-Konfiguration der Luftversorgung

Zur Bestimmung der mechanischen Anforderungen an das Verdichtersystem wurde eine Verdichter-Expander-Rad-Positionsanalyse durchgeführt und über eine strukturierte Bewertung sämtliche möglicher Positionspaare betrachtet. Daraus resultierte ein Verdichter-Expander-Rad-Positionspaar, welches unter Beachtung der existenten Rand- und Rahmenbedingungen ein optimales Design verspricht. Weiter wurden basierend auf dem ausgewählten Verdichter-Expander-Rad-Positionspaar rotordynamische Studien durchgeführt, um das strukturdynamische Verhalten zu untersuchen und geeignete Materialien auszuwählen.

Nach der rotordynamischen Bewertung und Auswahl der Materialien folgte die Auslegung der Lagerung, welche auf einem Luftlagerkonzept beruht. Dies erlaubte es, die initiale Auslegung des Elektromotorrotors und zugehöriger Komponenten vorzunehmen und zu bewerten.

Im Rahmen des Arbeitspakets hat MTU zusammen mit dem Unterauftragnehmer Pankl Turbosystems GmbH ein Verdichtersystem als Bestandteil der Luftversorgung für die Brennstoffzelle entwickelt. Das auf Grundlage von erarbeiteten Anforderungen ausgewählte Konzept zur Weiterverfolgung ist ein „Back-to-Back“-Verdichter mit radialem und axialem Einlass, kombiniert mit einem Expander und einem Elektromotor. Dieser soll als Anforderung unter anderem Luft in zwei extremen Betriebspunkten bereitstellen, die als „Hot Day Take-Off“ (HDTO) sowie als Reiseflughöhe von 35.000ft definiert wurden. Das System sollte gegenüber dem aktuellen Stand der Technik ein geringeres Gewicht und eine höhere Effizienz aufweisen.

Unter anderem wurden das Kompressorrad, das Expansionsrad und die Spirale entworfen und simuliert. Diese Entwürfe führten anschließend zur Bestimmung des Kompressor- und Expanderkennfelds mittels CFD. Nach Herstellung und Beschaffung der

Testkomponenten konnte die Kennfelder in Tests erfolgreich validiert werden.

Nach Abschluss des aerodynamischen und mechanischen Designs (Teilarbeitspakete 1.4a und 1.4b) wurde deutlich, dass die Anforderung, FL350 zu erreichen, erhebliche Auswirkungen auf die Breite des Verdichter kennfelds hat. Als Konsequenz der Anforderung an das Druckverhältnis des Verdichters im FL350 Betriebspunkt wird das Kompressorkennfeld sehr schmal, was die Flexibilität und Anforderung des Verdichters für andere kritische Betriebspunkte – wie beispielsweise TO (Take-Off) mit höheren Druckverhältnissen – stark reduzieren würde. Diese Erkenntnis hat die MTU veranlasst, nach vollständigem Abschluss der ersten beiden Teilarbeitspakete das Konzept eines einstufigen Kompressor in Kombination mit der Anforderung von FL350 nicht weiter zu verfolgen.

In der Folge wurden intensive Recherchen und Studien durchgeführt, um diese Einschränkung zu überwinden und ein flugtaugliches Produkt zu entwickeln. Dabei zeigte sich, dass ein zweistufiges Verdichtersystem ein breiteres Potenzialband an Betriebspunkten bietet, sofern FL350 weiterhin eine Anforderung bleibt. Zudem wurde deutlich, dass ein zweistufiges System, bestehend aus zwei separaten Einheiten, mehr Optionen und Flexibilität hinsichtlich der Integration ermöglicht.

Neben der FL-Anforderung verfolgt das Verbundvorhaben H2Prop das Ziel, das Gewicht und die Teileanzahl des zu entwickelnden Verdichtersystems im Vergleich zum Stand der Technik zu reduzieren. In Kombination mit der deutlich verringerten Komplexität stellt dies den größten Vorteil des einstufigen Verdichterkonzepts dar.

MTU hat daher beschlossen, die gewonnenen Erkenntnisse aufzugreifen und plant die Entwicklung eines einstufigen Verdichtersystems für eine reduzierte Reiseflughöhe weiterzuverfolgen. Dieses System soll ein breiteres Kennfeld ermöglichen und eine höhere Flexibilität hinsichtlich der Druckverhältnisse bei verschiedenen Betriebspunkten bieten. Ein zweistufige Aufladung wäre denkbar, sollten weiterhin entsprechend Anforderungen an die Reishöhe einer zukünftigen Anwendung definiert werden.

2.2.2 HAP 2: LH2 Treibstoffsystem

2.2.2.1 AP 2.1 Requirements and Verification

Im Rahmen des Arbeitspakets AP 2.1, das gemeinsam von den Partnern MTU und MT Aerospace durchgeführt wurde, wurde die Grundlage für die Technologieentwicklung eines LH2 Speicher- und Versorgungssystems gelegt. Ziel war es, die Anforderungen zu definieren und einen Verifikations- und Validationsplan (V&V) zu erstellen, um die Nachweisführung für das LH2-Treibstoffsystem zu sichern.

Ausgehend von der übergeordneten Funktions-Spezifikation der FFC wurde eine detaillierte Funktions-Spezifikation (FPS) für das LH2-Treibstoffsystem abgeleitet. In enger Abstimmung mit MT Aerospace wurden die Anforderungen an das LH2-Treibstoffsystem erarbeitet, wobei insbesondere die Reichweite, Reisedauer, Flughöhe und das transiente Verhalten auf Grundlage der Basismissionen berücksichtigt wurden. Diese Anforderungen dienten als Basis für die Erstellung des V&V-Plans, der die notwendigen Nachweismethoden sowohl für die Funktions-Spezifikation als auch für die Supplier System Specification (SSS) definierte.

Die partnerschaftliche Zusammenarbeit mit MT Aerospace war entscheidend, um die Anforderungen hinsichtlich ihrer Auswirkungen auf die Systemarchitektur und das Design zu bewerten und zu priorisieren. Der erstellte V&V-Plan spiegelt die definierten Nachweismethoden wider und sorgt dafür, dass alle relevanten Luftfahrtspezifikationen und -standards eingehalten werden.

2.2.2.2 AP 2.2 Tankstruktur

Arbeiten liegen in der Verantwortung von MT Aerospace und sind nicht Teil des Berichts.

2.2.2.3 AP 2.3 Fluidsystem

Arbeiten liegen in der Verantwortung von MT Aerospace und sind nicht Teil des Berichts.

2.2.2.4 AP 2.4 Elektrik und Sensorik

Arbeiten liegen in der Verantwortung von MT Aerospace und sind nicht Teil des Berichts.

2.2.2.5 AP 2.5 Regelungssystem und Ventilsystem

Auf Grundlage der abgeleiteten Anforderungen in AP 2.1 und der daraus entwickelten Systemarchitektur wurden Konzepte für das Regelungs- und Ventilsystem entwickelt, bewertet und ausgewählt. Dazu wurde ein vollständiger Anforderungssatz – abgeleitet von der Flugzeugsystemebene – bis auf die Subsystemebene des Ventil- und Regelungssystem heruntergebrochen.

Dabei wurden v.a. die Versorgung des Stacks mit konditioniertem H₂ in Abhängigkeit vom Flugmissionsprofil, Gewährleistung aller Sicherheitsfunktionen und Abdeckung aller möglicher Fehlerfälle sowie des Betankungsvorgangs betrachtet und entsprechend für die einzelnen Systemstatus des Ventil- und Regelungssystem definiert.

Es wurden detaillierte Untersuchungen hinsichtlich der Sicherheitsbetrachtungen in Form von FTA (Fault Tree Analysis), PSSA (Preliminary System Safety Assessment) und FHA (System Functional Hazard Assessment) durchgeführt.

Basierend auf den Ergebnissen der Konzeptbewertung und den ersten Ergebnissen der Systemsimulation wurden die Komponenten zur Umsetzung der Systemarchitektur vorausgelegt. Bei der Auswahl des notwendigen Equipments wurde vorzugsweise auf geeignete COTS-Komponenten zurückgegriffen.

Die Systemsimulation wurde in enger Abstimmung mit dem Tanksystem durchgeführt, um die Wechselwirkung zwischen Tank und Ventil- und Regelsystem abzubilden.

Neben dem Regelungssystem wurde zudem die Hydrogen System Capsule ausgelegt und im Detail konstruiert. Dabei wurde im engen Austausch mit dem Projektpartner MTA hinsichtlich der Schnittstellen gearbeitet.

Für den integrierten Test erfolgte die Konzeptionierung, Definition und Auslegung des Testaufbaus, der das komplette HFS (Hydrogen Fuel System)(Hydrogen Storage Sys-

tem, Hydrogen System Controller, Regler) in full scale funktional repräsentiert. Es wurden zu untersuchende Testfälle definiert, um die Systemanforderungen nachzuweisen. Dazu wurde eine detaillierte Sicherheitsanalyse und Fehlerfallbetrachtung für den Integrationstest durchgeführt.

Der integrierte Test des HFS wurde am Standort ET Brunthal, mit der Unterstützung von ILK beim Testdesign und MT Aerospace bei Testaufbau und Testdurchführung, durchgeführt. Die Tests bestätigten die vollständige Funktionalität des Tank- und des Regel- und Ventilsystems für verschiedene Betriebspunkte. Darüber hinaus wurden am HFS vorausgelegte Fehlerfälle getestet und die Systemreaktion dokumentiert. Die Testergebnisse flossen weiterhin in die Validierung der Systemsimulation ein.

Mit dem integrierten Test wurde die Funktionalität für Tank- und Regel- und Ventilsystem für TRL4 erfolgreich nachgewiesen.

2.2.3 HAP 3: Elektrischer Antriebstrang

2.2.3.1 AP 3.1 Systemauslegung-Antriebsstrang

Alle Komponenten, die für eine elektrische Übertragung notwendig sind, wurden in ihren essenziellen elektrischen und thermischen Verhalten vollständig in Matlab/Simulink/Simscape modelliert. Hauptfokus lag hier vor allem in der Modellierung der Sicherungskomponenten (engl. „fuses“). Die Sicherungskomponenten wurden anhand ihrer primären Charakteristiken während eines Kurzschlussfalls modelliert. Dies beinhaltet die Effekte Vorlichtbogen (pre-arcing), Lichtbogen (arcing) und Löschung (clearing) des Kurzschlusses. Ein Großteil der Standard Modellierungsansätze bilden allerdings keine luftfahrtspezifischen Effekte ab wie Höheneinfluss. Diese Effekte wurden mit Hilfe von Literaturkorrekturfaktoren in das elektrische und thermische Modell implementiert und umfasst damit Einflüsse aufgrund der Flughöhe, Umgebungstemperaturänderungen und gegebenenfalls aktiver Kühlung. Die Integration der physikalischen Effekte wurde in Simscape realisiert und die Lichtbogenlöschung in Simulink.

Basierend auf den Verteilkomponenten, die ebenfalls in einer transienten Komponentendatenbank erfasst wurden, wurden im nächsten Schritt unterschiedliche Systemarchitekturen aufgebaut, simuliert und bewertet. Diese Architekturen umfassen primär

die Integration der Komponenten in einer Stromverteilereinheit (engl. Power Distribution Unit, PDU). Für die untersuchten PDU Architekturoptionen wurden sogenannte „architectural“ und „behavioural“ Modelle erstellt. Der Grund für die Erstellung zweier Simulationsmodelle liegt in der unterschiedlichen Detailtiefe und dahingehend in der Simulationszeit für die benötigten Ergebnisse. Das „architectural“ Modell dient primär zur Analyse von stationären Ergebnissen, das Andere berücksichtigt detaillierte transiente Effekte.

Zur Auslegung einer luftfahrttauglichen PDU wurden neben den normalen Betriebsbereichen auch abnormale Betriebszustände, wie Leerlaufspannung, betrachtet. Die genannten Betriebszustände wurden für verschiedene Operationspunkte wie Rollen, Startvorgang, Steig- und Reiseflug simuliert. Die Fehlerfälle wurden außerdem an unterschiedlichen Positionen im Netzwerk evaluiert um die kritischsten Fälle zu identifizieren.

Im nächsten Schritt, wurden die unterschiedlichen elektrischen Architekturkonzepte (Motor Topologien) der elektrischen Maschine anhand ihrer primären Anforderungen wie Gesamteffizienz, Gewicht, Ausfallswahrscheinlichkeit, externe Abmaße etc. bewertet, die optimal für eine Flugzeuganwendung in Frage kommen. Als beste Option hat sich eine elektrische Architektur mit unregulierter Spannungsversorgung und parallelisierten Kabel für die Brennstoffzelle und den Hauptantriebsmotor ergeben. Anhand dieser wurden wiederum Spezifikationen für alle involvierten Subsysteme und Komponenten abgeleitet.

2.2.3.2 AP 3.2 Elektrischer Antrieb

In diesem Arbeitspaket konnte die Motor-Vorauswahl einschließlich der Qualifizierung additiver Fertigungsverfahren, der Weiterentwicklung des Designs für Zulassungsanforderungen sowie umfangreicher Tests zur Absicherung der Systemzuverlässigkeit abgeschlossen werden. Die enge Zusammenarbeit mit Partnern ermöglichte eine zielgerichtete Entwicklung eines leistungsfähigen elektrischen Antriebssystems für die Luftfahrt.

Die entsprechenden Werkstoffe wurden ausgewählt. Dabei stand sowohl die Charakterisierung als auch mögliche Qualifizierung geeigneter Materialien sowie der Untersuchung der Material-Kühlmittel-Kompatibilität im Fokus. Hierdurch wurden eine belastbare Grundlage für die strukturmechanische Bewertung und Zulassung der additiv gefertigten Komponenten geschaffen.

Ein weiterer Schritt war die Erweiterung der Zulassungsbasis für das elektrische Antriebssystem. Diese beinhaltet die Anpassung und regulatorische Absicherung neuer sicherheitsrelevanter Anforderungen durch spezifische Certification Review Items und anerkannte Nachweisverfahren in enger Abstimmung mit der Luftfahrtbehörde. Mittels des Tools APIS IQ wurde eine detaillierte Design-FMEA auf Komponenten- und Funktionsbasis durchgeführt, potenzielle Fehlerquellen identifiziert, Risiken bewertet und gezielte Maßnahmen zur Risikominimierung abgeleitet. Diese flossen direkt in das Sicherheitskonzept und die Zulassungsstrategie ein.

Ein weitere Aspekt war die detaillierte Auslegung mittels Parametrisierung. Diese umfasste die Entwicklung eines Konzepts zur zentralen Verwaltung parametrisierter Anforderungen für verschiedene E-Maschinenvarianten. Mithilfe eines kalibrierten Simulationsmodells, MBSE-gestützter Schnittstellendefinition und eines Excel-basierten Tools zur Elektronikauslegung konnten Anforderungen flexibel angepasst, Varianten effizient verglichen und der Spezifikationsaufwand deutlich reduziert werden.

Mittels der erarbeiteten Erkenntnisse liegt ein Konzept für den eMotor vor, welches bereits am Prüfstand einen Wirkungsgrad von über 96 % nachgewiesen hat. Bezüglich des Leistungsgewichtes liegt der aktuelle Prototyp ganz leicht unter dem Ziel von 15 kW/kg, es liegen jedoch weitere Konzeptideen unter anderem zur Statorweiterentwicklung vor, die zeigen, dass dieses Ziel erreichbar ist. Diese Ideen sollen für zukünftige Generation hin zu einer Produktentwicklung weiterverfolgt werden.

2.2.3.3 AP 3.3 Wandlerstrukturen & Leistungsskalierung

Arbeiten liegen in der Verantwortung von Fraunhofer IISB und sind nicht Teil des Berichts.

3 Technische Darstellung der Arbeitspakete

Ausführliche Beschreibung der Ergebnisse in den einzelnen Arbeitspaketen.

3.1 HAP 1: Brennstoffzellensystem

3.1.1 AP 1.1 Flying Fuel Cell Transient System Simulation

Das Ziel des APs 1.1 war die Entwicklung und Implementierung von Modellen, welche die MTU befähigen, erste stationäre und transiente Systemsimulationen eines Brennstoffzellenantriebes durchzuführen. Dieses Ziel wurde sehr erfolgreich erreicht. Eine ausführliche Beschreibung der Ergebnisse der einzelnen Arbeitspakete ist in den nächsten Abschnitten gegeben.

3.1.1.1 AP 1.1.1 Definition Modellierungskonzept

Für die Entwicklung der Modellbibliothek wurde die Softwareumgebung Matlab Simscape gewählt. Simscape erlaubt die objektorientierte Modellierung von transienten, multiphysikalischen Systemen. Damit können Methoden wie Vererbung und Modularisierung angewendet werden. Dies bedeutet, dass es möglich ist, Basiskomponenten mit nur wenigen, klar definierten physikalischen Eigenschaften zusammen zu verbinden, und sogenannte Kompositkomponenten zu konstruieren, welche die komplexeren physikalischen Effekte abbilden. Zusätzlich bietet Simscape eine Basisbibliothek von Komponenten, die die grundsätzlichen physikalischen Eigenschaften für unterschiedliche physikalische Domänen modelliert. Diese besteht aus resistiven und kapazitiven Elementen. Für ein Brennstoffzellensystem sind besonders die folgenden Domänen relevant:

- feuchte Luft („moist air“ auf Englisch) - für Luft/Wasserstoff und Wasserdampf Gemische
- thermische Fluide („thermal liquid“ auf Englisch) – für flüssiges Kühlmittel
- elektrisch – für elektrische Komponenten und elektrisches Netzwerk
- thermisch – für Wärmetransport
- 2-phasen – für den kryogenen Wasserstoff, der in einer flüssig-gasförmigen Mischung vorhanden sein kann.

Außerdem bietet die Matlab-Simscape Umgebung die Möglichkeit, die physikalischen

Simulationsmodelle direkt mit Simulink zu koppeln, um auch eine Regler- und Regelungslgik zu entwickeln. Aus diesen Gründen ist bei der Erarbeitung des Modellierungskonzeptes die Entscheidung auf Matlab-Simscape gefallen.

3.1.1.2 AP 1.1.2 Implementierung Komponentenmodelle

Eine wesentliche Arbeit innerhalb des AP1.1 bestand in der Entwicklung von transienten Komponentenmodellen auf Basis der zuvor entwickelten Modellierungsstrategien. Über die gesamte Projektlaufzeit wurden mehr als 70 Komponentenmodelle für alle unterschiedlichen Domänen entwickelt, die in einem Brennstoffzellenantrieb vorkommen. Besonders viele Komponentenmodelle wurden für das Luft-, das Wasserstoff- und das Kühlsystem entwickelt. Dazu gehören alle Schlüsselkomponenten wie Kompressor, Turbine und Befeuchter für die Luftlinie, Pumpen, Rohre und einfache Wärmetauscher für die Kühlungsline, Strahlpumpen und Ventile für die Wasserstofflinie. Ein wesentlicher Beitrag zur Entwicklung der Komponenten für das Luft-, das Wasserstoff und das Kühlsystem kam durch den Unterauftrag an der TUHH. Dank der großen Erfahrung und Expertise der TUHH konnten physikalisch komplexere Komponenten wie Pumpen, Befeuchter und Strahlpumpen implementiert werden. Nach entsprechender Kalibrierung konnte das gemessene physikalische Verhalten mit sehr guter Genauigkeit reproduziert werden. Dabei war das Verhalten auch in größere Modellen stabil. Auch der Beitrag zur Entwicklung von Komponentenmodellen durch den UA an der LUH war erfolgreich. Im Rahmen des Unterauftrags hat sich die LUH hauptsächlich mit der Entwicklung der Komponenten für die 2-Phasen Kühlung beschäftigt. Mehr Informationen können im Abschnitt zu HAP 1.2 und im Abschnitt 3.1.2 gefunden werden.

Für die Entwicklung und Implementierung der Komponentenmodelle wurde hauptsächlich auf öffentliche Quellen und firmeninternes Wissen zurückgegriffen, um das physikalische Verhalten mit der gewünschten Genauigkeit zu beschreiben. Neben dem eigentlichen Code wurden zusätzlich für jede Komponente ein sogenannter „Unit-Test“ und ein Manual-Eintrag erstellt. Ziel des Unit-Tests ist es zum einen, das implementierte physikalische Verhalten zu plausibilisieren, und zum anderen durch gezieltes Testen Fehler im Code zu identifizieren. Für einen großen Teil der Komponenten wurde auch ein sogenannter „Physical-Test“ implementiert, in dem die Vorhersagen

des Modells mit einer Referenz verglichen werden. Weiter wurde das numerische Verhalten und die numerische Stabilität der Komponenten in komplexeren Modellen überprüft. Die endgültige Qualitätssicherung der abgebildeten Physik und des Kodierungsstils wurde im Zuge von gezielten Verifikationen für die unterschiedlichen Komponenten überprüft.

3.1.1.3 AP 1.1.3 Implementierung Subsystemmodelle

Um Subsystemmodelle für die unterschiedlichen Subsysteme aufzubauen, wurden die Komponentenmodelle aus AP 1.1.2 benutzt. Dabei lag der Fokus im ersten Schritt insbesondere auf dem Modell des Kühlsystems. Hierzu wurden unterschiedliche Architekturen untersucht, um die funktionalste und beste Lösung zu finden. Besonders im Kühlsystem gibt es zahlreiche mögliche Architekturen, die die Druck- und Temperaturanforderungen der einzelnen Geräte, die im Kühlkreislauf angeschlossen sind, erfüllen können. Parameterstudien und simulative Voruntersuchungen waren deswegen sehr wichtig, um das Design des Systems zu optimieren sowie Anforderungen für einzelne Geräte, wie Pumpen, Filter, Reservoirs und Rohren abzuleiten.

Im zweiten Schritt wurden Subsystemmodelle für das Luftsystem und das Wasserstoffzirkulationssystem entwickelt. Das Luftsystem ist dafür verantwortlich, die Luft vorkonditioniert auf den gewünschten Druck, die gewünschte Temperatur und relative Feuchte zu bringen. Dafür sind Modelle vom Kompressor, Wärmetauscher, Befeuchter und Turbine nötig, sowie von Ventilen und Rohren für ein kompressibles Fluid, wie Luft. Das Wasserstoffzirkulationssystem beschreibt das hochtransiente Verhalten der Wasserstoffzirkulation in und um den Brennstoffzellenstack herum. Um die Stickstoffkonzentration unterhalb einer kritische Schwelle zu halten, wird ein sogenanntes „Purge-Ventil“ in einer festgelegten Taktung geöffnet. Das System muss so aufgebaut sein, dass es dagegen steuern kann, um den Druck konstant zu halten. Alle Komponenten, die diese transiente Beschreibung erlauben, wurden im AP 1.1.2 entwickelt.

3.1.1.4 AP 1.1.4 Validierung Komponentenmodelle

Über die Projektlaufzeit wurden die Subsystemmodelle durch unterschiedliche Validierungsstrategien überprüft. Die Modelle für die Prüfstände der Kühlung konnten erfolgreich mit Messdaten kalibriert und validiert werden. Diese wichtigen Kalibrierungsinformationen können auch zukünftig für das Modell verwendet werden, um das final geplante Subsystem abzubilden. In vergleichbarer Weise wurde mit den Prüfstands-Messergebnissen des Luftsubsystems, der sich auf die Kompressoreinheit beschränkt, vorgegangen.

Durch die Verzögerung der Inbetriebnahme des Prüfstands konnten die Validierungen des Wasserstoffrezirkulationssystem nur begrenzt anhand von Messdaten durchgeführt werden. Die Tests für das Wasserstoffrezirkulationssystem sind in der finale Vorbereitung zur Zeit des Schreibens des Berichtes. Die vollständige Validierung erfolgt damit im Anschluss an das Vorhaben H2Prop.

Zusätzlich zur Validierung anhand von Messdaten wurden die Subsystemmodelle in verschiedenen MTU internen Reviews und Reviews mit externen Fachexperten verifiziert und plausibilisiert.

3.1.1.5 AP 1.1.5 Identifizierung Regelungsaufgaben

Um, wie in den letzten Abschnitten beschrieben, Simulationsstudien mit den erstellten Subsystemmodellen durchführen zu können, war es erforderlich, rudimentäre Regler zu implementieren. Voraussetzung hierfür war die Identifizierung der eigentlichen Regelungsaufgaben. Im Falle der Kühlungslinie bestehen diese in der Einhaltung unterschiedlicher Temperaturgrenzen an unterschiedlichen Stellen im System sowie der Sicherstellung, dass maximale und minimale Systemdrücke nicht über- bzw. unterschritten werden. Für das Luftsubsystem und das Wasserstoffsystem wurden ebenfalls entsprechende Regelungsaufgaben identifiziert. Für das Luftsubsystem bestehen sie darin, den erforderlichen Druck, den nötigen Luft-Massenstrom und die geeignete Luftfeuchte der Brennstoffzelle zu Verfügung zu stellen. Wie bereits erwähnt, muss der Regler im Wasserstoffsystem den Druck konstant und dabei die Stickstoffkonzentration unterhalb einer kritischen Schwelle halten.

3.1.1.6 AP 1.1.6 Implementierung grundlegender Regelungskonzepte

Unterschiedliche Regelungskonzepte, insbesondere für die Kühlungslinie, wurden implementiert und getestet. Für die hochtransiente Wasserstoffrezirkulation wurde ebenfalls eine Regelung implementiert, welche die Pulsventile und Ablassventile so steuert, dass der Brennstoffzellenstack kontinuierlich mit ausreichend Wasserstoff versorgt wird und gleichzeitig überflüssiger Stickstoff, der sich im Rezirkulationspfad ansammelt, abgelassen werden kann. Eine optimale Regelung ist in diesem Fall besonders anspruchsvoll, da der Druck an der Brennstoffzelle nicht zu stark schwanken darf. Für das Luftsystem wurde außerdem eine Regelung implementiert, anhand der erforderliche Werte für Druck, Massenstrom und relative Feuchte am Brennstoffzellenstack-Eintritt eingehalten werden können. Um einen stabilen Betrieb zu erreichen, wurde außerdem eine Regelungsstrategie entwickelt, die es erlaubt, im Betriebsbereich der Kompressoren zu bleiben und gleichzeitig genügend Abstand zu der Pump- und Stopfgrenze des Kennfeldes zu halten.

3.1.2 AP 1.2 2-Phasen Kühlsystem

Im Rahmen des Arbeitspakets wurde ein 2-Phasen-Kühlsystem für Luftfahrtanwendungen mit Brennstoffzellenantriebssystem entwickelt, experimentell validiert und im Hinblick auf das Potential bewertet. Dabei wurde sowohl eine Systemmodellierung entwickelt, auf deren Basis eine 2-Phasen-Kühlkreisarchitektur entstand, sowie deren Regelstrategie.

Die Arbeiten wurden in Zusammenarbeit mit der TU Dresden (TUDD) und der LU Hannover (LUH) durchgeführt. Der simulative Fokus im Arbeitspaket lag dabei bei der LUH, der experimentelle Fokus bei der TUDD.

Für die Entwicklung wurde anhand der übergeordneten Rahmenbedingungen von zwei parallelen Lasten ausgegangen: eine konstante Last über das Flugprofil und eine variable Last (siehe Abbildung 2), die abgeleitet die Flugphasen (Taxi, Take-Off, Climb, Cruise, Decend, Ground Operation) widerspiegelt, um eine hohe Vergleichbarkeit zu möglichen Anwendungen im Brennstoffzellenantriebssystem zu erhalten.

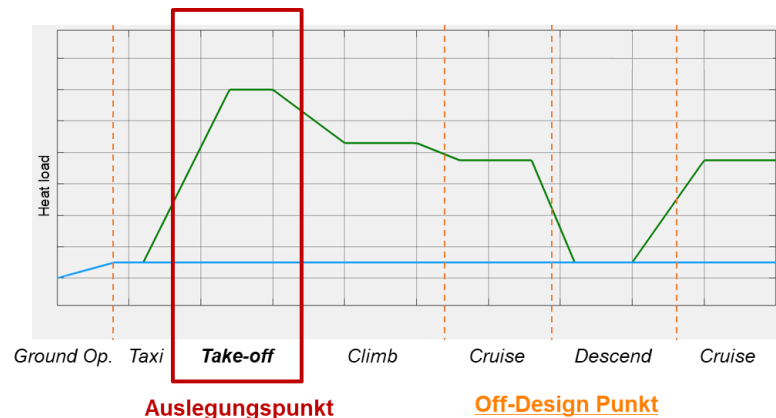


Abbildung 2: Missionsprofil für variable Lasten von Leistungselektronikkomponenten

Der Fokus lag bei der Auslegung sowohl auf den maximalen Lastpunkten, als auch auf den niedrigen Lastpunkten im Off-Design. Diese sollen mit der gleichen Systemarchitektur erreicht werden können. Im Arbeitspaket 1.2 wurde die Arbeit in vier Unterarbeitspakete unterteilt, um die Bewertungsmethoden zu entwickeln, eine Systemarchitektur daraus abzuleiten und diese an einem Prüfstand zu validieren. Anschließend sind die Ergebnisse dieser Unterarbeitspakete in die Potentialbewertung eingeflossen.

3.1.2.1 AP 1.2.1 Entwicklung der Bewertungsmethoden

Im Rahmen des Arbeitspakets wurden verschiedene Basis-Architekturen für ein 2-Phasen-Kühlsystem in der Luftfahrt untersucht. Zwei Hauptarchitekturen wurden identifiziert: ein Verdampfungs-Kühlkreislauf mit Pumpe sowie ein Kaltdampf-Kompressionskältekreislauf. Um diese Systeme zu bewerten, wurden zunächst Modellierungs- und Simulationstechniken entwickelt. Stationäre Simulationen in Python ermöglichten eine schnelle Vordimensionierung der Systeme, während die dynamischen Eigenschaften in Simulink-Simscape untersucht wurden. Dabei wurden Standardkomponenten für die Modellierung verwendet. Die Ausnahme bildeten wenige Hauptkomponente, wie dem Kondensator, in deren Auslegung sich vertieft wurde. Ein Design-Tool in Matlab unterstützte die geometrische Auslegung und die Sensitivitätsanalysen.

Nach Abschluss der Methodenentwicklung wurde der Kaltdampf-Kompressionskältekreislauf für die detaillierte Auslegung ausgewählt. Dieser fließt in die detaillierte Entwicklung der Kühlsystemarchitektur und die experimentelle Validierung ein.

3.1.2.2 AP 1.2.2 Entwicklung Kühlsystemarchitektur

Die entwickelten Lösungsansätze aus AP 1.2.1 wurden in eine Architektur für einen Kompressionskältekreislauf überführt, wobei zwei parallele Lasten, eine konstante und eine variable, berücksichtigt wurden, um die unterschiedlichen Flugphasen abzubilden. Die Dimensionierung und Positionierung der Komponenten, insbesondere des Kältemittelverdichters, wurden in enger Abstimmung mit den Anforderungen aus dem Simulationsmodell durchgeführt.

Die Bewertung und Integration geeigneter Komponenten, einschließlich der Auswahl und Dimensionierung von Kondensatoren und Verdampfern, erfolgte unter Einsatz von komponenten- und systemspezifischen Matlab- und Simscape-Modellen, um Regelkonzepte zu identifizieren und ein dynamisches Verhalten zu erstellen.

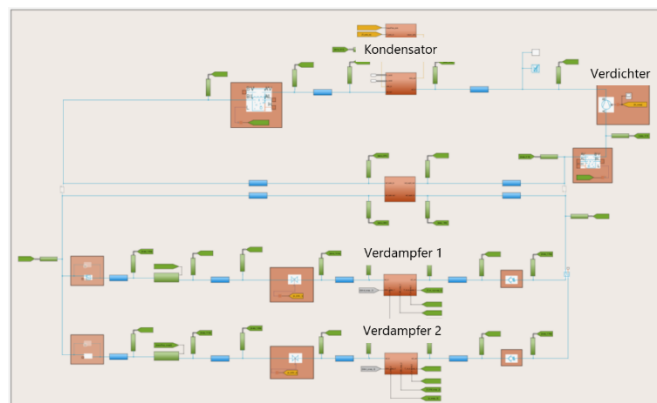


Abbildung 3: Matlab Simulationsumgebung für 2-Phasen Kältekreislauf Architektur

Erkenntnisse aus diesen Studien unterstützen die Auswahl des Verdichters und verbesserten die Regelstrategie, um eine effiziente Nutzung des Kompressors zu gewährleisten. Dies wurde als Basis für die experimentelle Validierung der Kühlsystemarchitektur verwendet.

3.1.2.3 AP 1.2.3 Experimentelle Validierung

Das Arbeitspaket konzentrierte sich auf die experimentelle Validierung eines 2-Phasen-Kühlsystems für Brennstoffzellenantriebssysteme in Flugzeugen. Die Auslegung

und Auswahl der Prüfstands-Komponenten war eine der Kernelemente dieses Arbeitspakets. Besonderen Wert wurde auf die Auswahl des Kältemittelverdichters gelegt, da diese Komponente kein Standardbauteil in der Luftfahrt ist. Es wurden dennoch zwei geeignete Verdichter identifiziert, die den Anforderungen des Teststandes entsprechen und in die spätere Bewertung einfließen können. Das erarbeitete R-I-Fließschema des Versuchsaufbaus in Abbildung 4 zeigt die Hauptkomponenten.

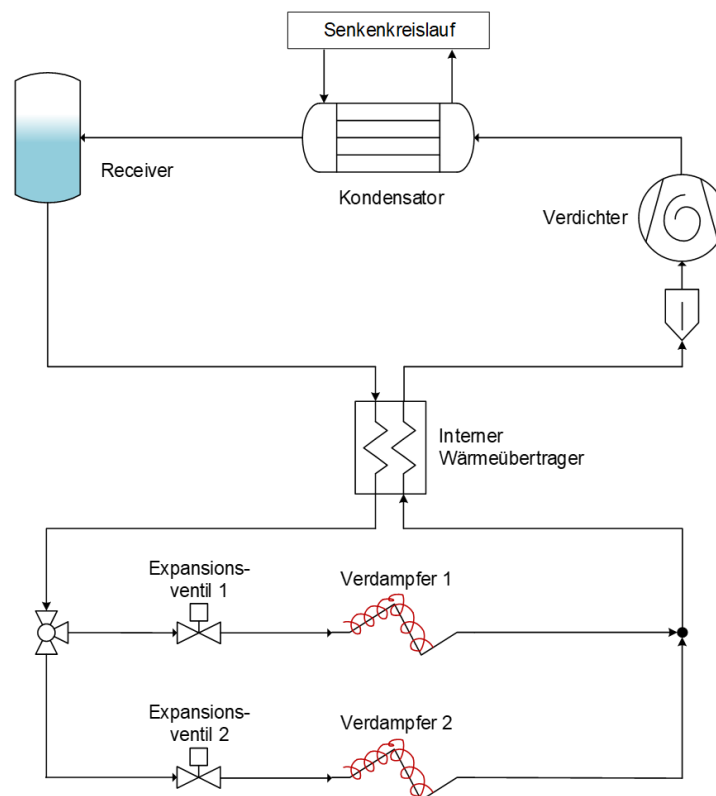


Abbildung 4: 2-Phasen Kältekreislauf Architektur für den Prüfstands Aufbau

Im Kältekreislauf des Prüfstandes wurden zwei verschiedene Verdampfer mit unterschiedlicher maximaler Heizleistung integriert, um den unterschiedlichen Lastanforderungen gerecht zu werden.

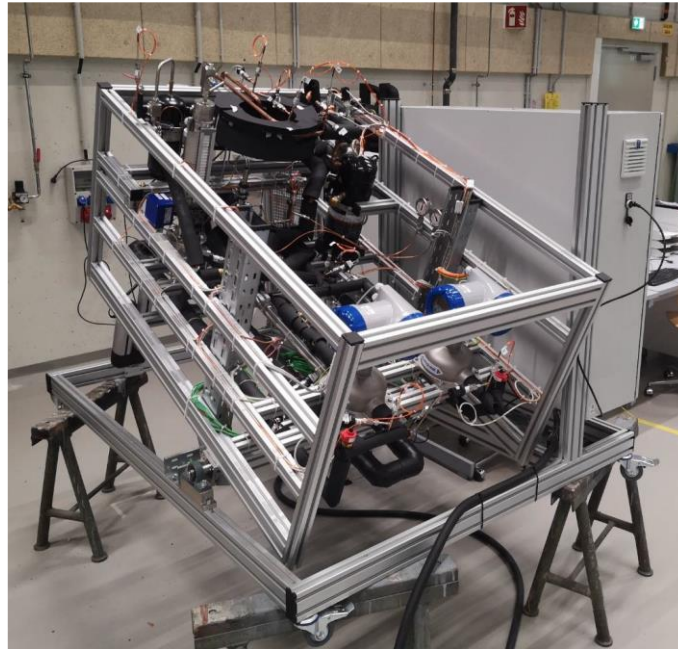


Abbildung 5: 2-Phasenprüfstand mit Kippfunktion

Der Prüfstand wurde so konzipiert, dass er sich um bis zu 40° kippen lässt, um verschiedene Flugphasen abbilden zu können und unter anderem einen „Steigflug“ zu emulieren. Abbildung 5 zeigt diesen Prüfstand. In insgesamt 25 Betriebsmodi wurden zentrale Komponenten, wie interne Wärmeübertrager, Expansionsventile, Verdichter, Verdampfer und Kondensator charakterisiert. Die Messdaten weisen eine hohe Übereinstimmung mit den simulierten Werten auf. Wie in Abbildung 6 zu erkennen ist, lag beispielsweise bei den Verdichtern die Abweichung unter 5 %.

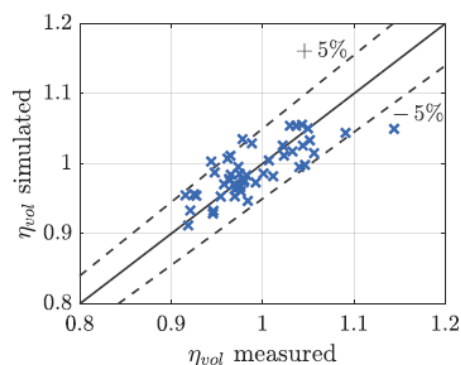


Abbildung 6: Validierung der Systemsimulation, hier volumetrischer Wirkungsgrad mit Abweichung unter 5%

Nach der statischen Validierung erfolgten Messungen im gekippten Zustand. Dabei wurde die Einstellbarkeit des Kältekreislaufs in der „Steigflug“-Konfiguration bestätigt. Abschließend wurden transiente Versuche entlang des Missionsprofils durchgeführt, um die Temperaturverläufe der zu kühlenden Komponenten und am Wärmeübertrager zu analysieren. Diese umfassenden Tests und Validierungen tragen entscheidend zur Optimierung und Zuverlässigkeit des Kühlsystems bei.

3.1.2.4 AP 1.2.4 Potentialbewertung Integrationsaspekte 2-Phasenkühlung

Zur Potentialanalyse des 2-Phasen-Kältekreislaufs wurde das exemplarische Missionsprofil auf die gewählte Systemarchitektur angewandt und die relevanten Lasten aus dem Brennstoffzellenantriebssystem in einer transienten Mission simuliert. Das zuvor validierte Model reagierte sehr gut auf die veränderlichen Lasten, wie Abbildung 7 zeigt. Für die Flugmission wurde der Fluid-Wärmeübertrager aus dem Model und dem Prüfstand durch einen luftgekühlten Wärmeübertrager getauscht und somit die Flughöhe im Model berücksichtigt.

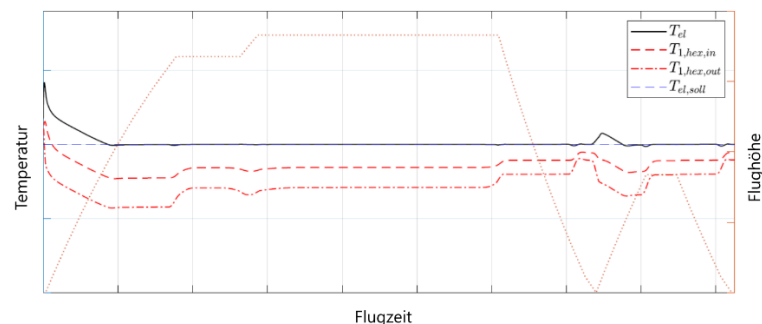


Abbildung 7: Missions-Simulation für die Potentialanalyse des 2-Phasen Kältekreislaufs

Potentielle Weiterentwicklungen des 2-Phasensystems werden vor allem in Kombination mit den Elektronikkomponenten gesehen. Dabei muss in zukünftigen Entwicklungsschritten vor allem die Entwicklung der Verdampferrohr-Geometrie in den Fokus gestellt werden. Ein zwei-phasiger Austritt aus den Verdampferrohren ermöglicht die Anwendung in der Elektronik und kann so die Entstehung von Hot-Spots reduzieren. In dem Projekt wurde aktuell auf einen zwei-phasigen Austritt verzichtet, um zum einen die Validierung des Simulationsmodels qualitativ zu ermöglichen und zum anderen die

Effizienz des Systems hochzuhalten. Diese operative Änderung kann jedoch vielversprechend für den zukünftigen Einsatz in realen Komponenten sein. Minichannel-Wärmeübertrager mit guter Fluid-Verteilung können besser in reale Leistungselektronikkomponenten integriert werden und so punktueller Überhitzung vorbeugen. Weitere Entwicklungen sind vor allem auf Komponenten-Ebene (u.a. beim Verdichter) und beim Kältemittel selbst notwendig. Im gewünschten Betriebsbereich gibt es aktuell noch kein Kältemittel und keine Kompressoren, die eine Flugzulassung besitzen. Damit liegt das Hauptpotential des 2-Phasen-Kältekreislaufs in der Kühlanwendung der Leistungselektronik. Diese bedarf nach dem Abschluss des Projektes weiterer Entwicklungsschritte um ein höheres TRL Level zu erreichen.

3.1.3 AP 1.3 Rezirkulationskreislauf für Wasserstoff

3.1.3.1 AP 1.3.1 Systemarchitektur und Systemsimulation Einzelsegment

Die Systemarchitektur umfasst mehrere wesentliche Komponenten, die eine effiziente und sichere Steuerung des Systems gewährleisten. Dazu gehören Sicherheitsventile, Ejektor-Regelventile sowie ein Rezirkulationssystem, das sicherstellt, dass die Stickstoff- und Wasserwerte stets unter den maximal zulässigen Werten bleiben und dass die Anforderungen an Druck, Temperatur und Massenstrom erfüllt werden. Weiter gewährleistet diese Systemarchitektur auch die optimale Leistung und das ideale Verhalten des gesamten Systems.

Fokus der in diesem Arbeitspaket durchgeführten Arbeiten lag auf den Betriebsweisen (Verschaltungsmöglichkeiten) und der Ausarbeitung und Validierung der Systemarchitektur. Wesentliche Fragestellung war dabei, ob ein passives System alle Betriebsanforderungen der Flying Fuel Cell erfüllen kann. Im Rahmen des Arbeitspakets 1.3 wurden entsprechend für das passive System eine Simulationsumgebung in Matlab Simscape [2] entwickelt. Da bei einem passiven System der Rezirkulationsstrom durch Ejektoren angetrieben wird, wurde zunächst ein kennlinienbasiertes Komponentenmodell des Ejektors implementiert, das grundlegende geometrische Eingaben und verschiedene Wirkungsgrade berücksichtigt. Die Modellierung beruht auf spezifischen Effizienzparametern, darunter die Effizienz der Primärdüse, des Saugstroms und der

Durchmischung. Abbildung 8 zeigt die Grundkonzeption des Modells, wobei das Simscape-basierte Ejektormodell nur als Ausgangspunkt diente. Im weiteren Schritt wurde dieses erheblich erweitert und verbessert.

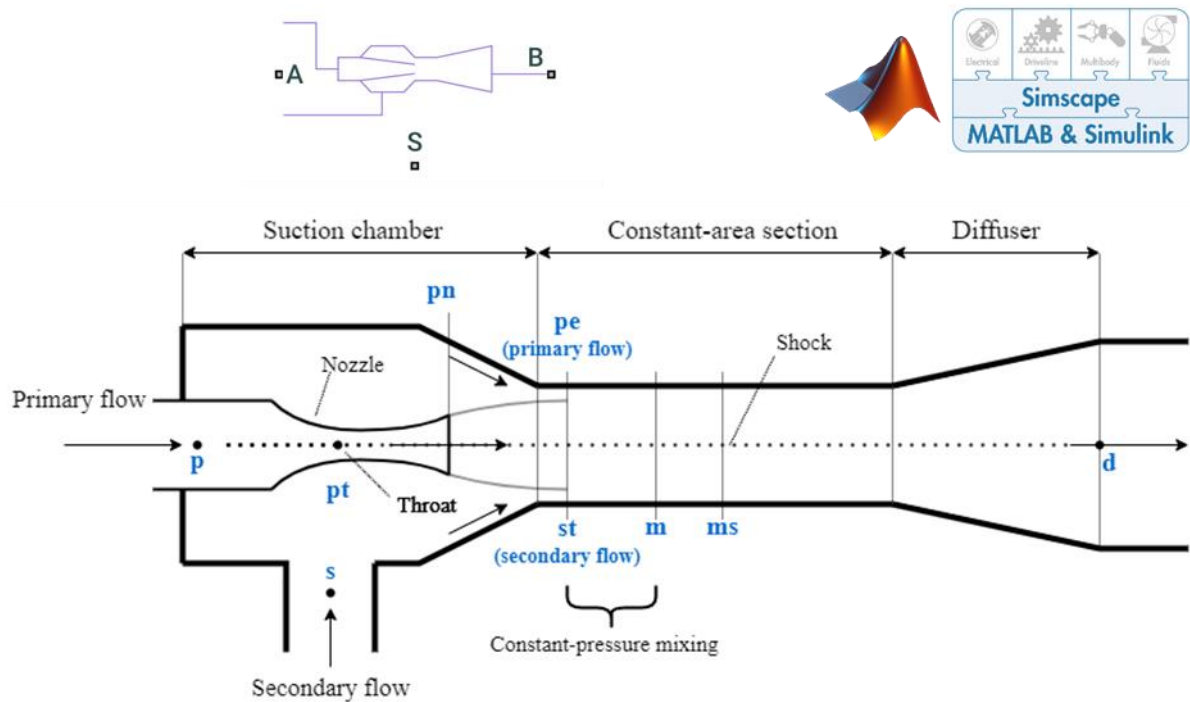


Abbildung 8: Simscape Ejektormodell

Die Tests zur Validierung des Ejektors lieferten wertvolle Informationen über das Verhalten des Ejektors unter unterschiedlichen Betriebsbedingungen. Diese Validierung umfasste verschiedene Medien wie Luft, Helium, Wasserstoff und Wasserstoff-Stickstoff-Gemische und half dabei, die Effizienz und Zuverlässigkeit des Modells zu gewährleisten.

Das aktualisierte Modell integriert Ejektoren mit variablen Querschnittsflächen und ermöglicht eine Anpassung der Düsengröße während des Betriebs. Diese dynamische Anpassung verbessert die Variabilität und Effizienz des Systems erheblich. Darüber hinaus besteht die Möglichkeit, Pulsationen in den Strömungen zu berücksichtigen, was für bestimmte Anwendungen von Bedeutung ist.

Die Simulationsumgebung bietet eine Vielzahl von Parametern, die es den Benutzern

ermöglicht, die Geometrie des Ejektors und seine Betriebsbedingungen flexibel anzupassen. Zu den verfügbaren Parametern gehören:

- Düsengröße („Throat Area“): Anpassbare Querschnittsfläche der Primärdüse, die die Strömungseigenschaften optimiert.
- Mischkammerfläche: Variable Fläche der Mischkammer, die den Mischprozess zwischen Primär- und Sekundärstrom beeinflusst.
- Effizienz der Primärdüse: Anpassbare Effizienz, die je nach spezifischen Anforderungen der Anwendung optimiert werden kann.
- Effizienz des Sekundärstroms: Ermöglicht die Optimierung des Saugstroms.
- Misch-Effizienz: Anpassbare Effizienz für den Mischprozess, wichtig für die Medienzusammensetzung.
- Effizienz der Primärströmungserweiterung: Optimierbare Effizienz, um die Strömungsverhältnisse im Ejektor zu beeinflussen.
- Variabilität der Querschnittsflächen: Integration von Ejektoren mit variablen Querschnittsflächen für dynamische Anpassungen der Düsengröße.
- Pulsationsmöglichkeiten: Konfiguration des Modells zur Berücksichtigung von Pulsationen in den Strömungen, wodurch eine genauere Modellierung von Anwendungen möglich ist.

Die Voruntersuchungen haben gezeigt, dass ein passives System ohne Rezirkulationspumpe die Anforderungen erfüllen kann.

3.1.3.2 AP 1.3.2 Experimentelle Validierung Einzelsegment

Im Rahmen dieses Arbeitspakets wurden die Komponentenvorversuche zur Validierung des jeweiligen Komponentenmodells durchgeführt. Diese Untersuchungen umfassten Tests mit Helium und Luft als Ersatzmedien für Wasserstoff und Wasserstoff-Stickstoff-Wasserdampf-Gemische. Die experimentellen Tests bestätigen die Berechnungen der Entrainment Ratios, welche die erreichbare Stöchiometrie in der Brennstoffzelle darstellen.

Eine Testumgebung für den Ejektor wurde in einer Open-Loop-Anordnung eingerichtet, um den Einfluss unterschiedlicher Massenstromzusammensetzungen im Rezirkulationskreislauf zu berücksichtigen. Die Möglichkeit, die verschiedenen Anschlüsse

des Ejektors mit unterschiedlichen Strömen zu beaufschlagen, erlaubt eine umfassende Analyse der Ejektorleistung unter realistischen Bedingungen. Für eine gute Adaption im Prüfumfeld wurden Helium als Ersatzmedium für Wasserstoff auf der Treibseite und Luft als Ersatzmedium für das Wasserstoff-Stickstoff-Gemisch im Saugstrom (Rezirkulationsstrom) gewählt. Einen Überblick über den Ejektor sowie die Druckinstrumentierung erhält man aus Abbildung 9 und Abbildung 10.



Abbildung 9: „Open-Loop“ Ejektor

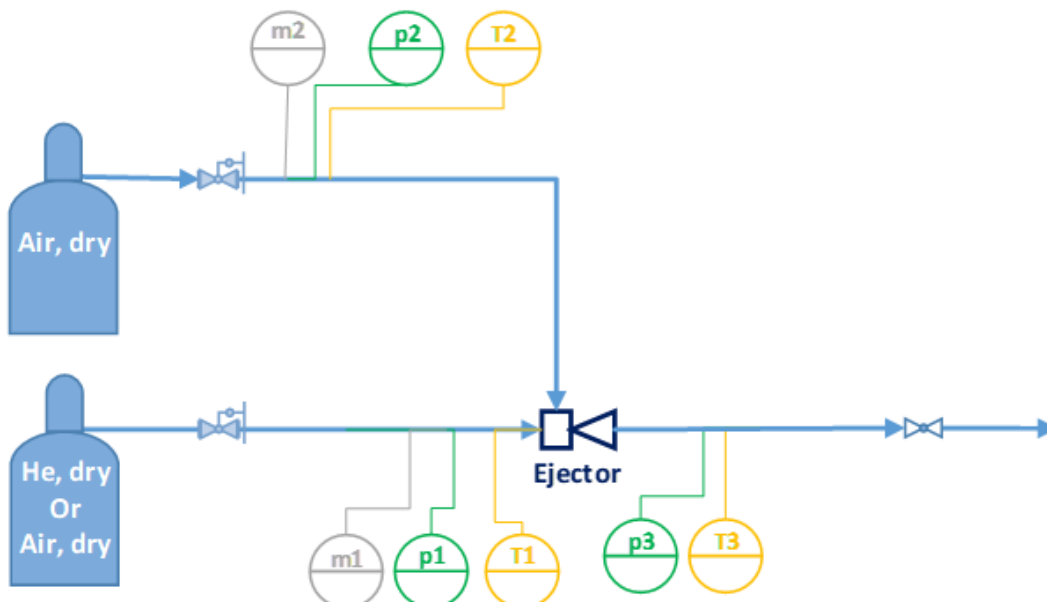


Abbildung 10: „Open-Loop“ Ejektor – Schema Testaufbau

Wie die Ergebnisse in den Abbildungen zeigen (Abbildung 11 für Luft-Luft Mischung

und Abbildung 12 für Helium-Luft Mischung), stimmen die in der CFD vorhergesagten Entrainment Ratios sehr gut mit den experimentellen Ergebnissen aus den Ejektor-Versuchen überein.

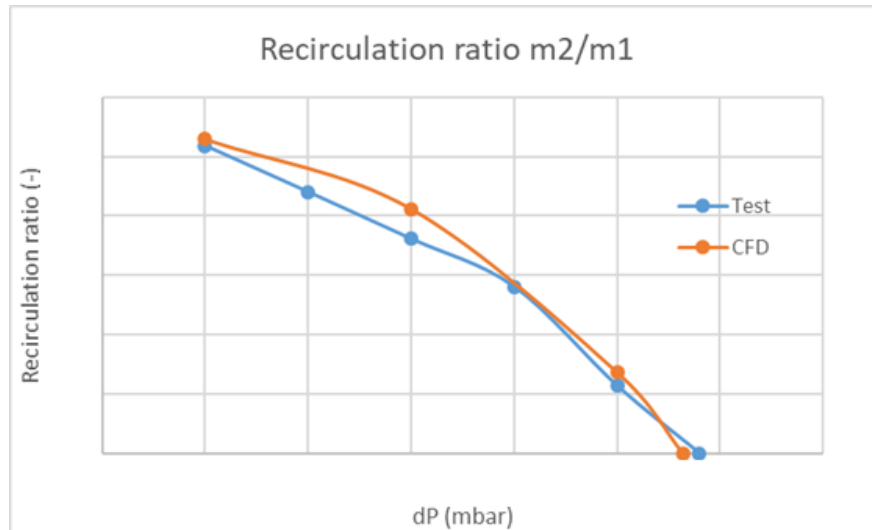


Abbildung 11: Entrainment Ratios – Luft-Luft

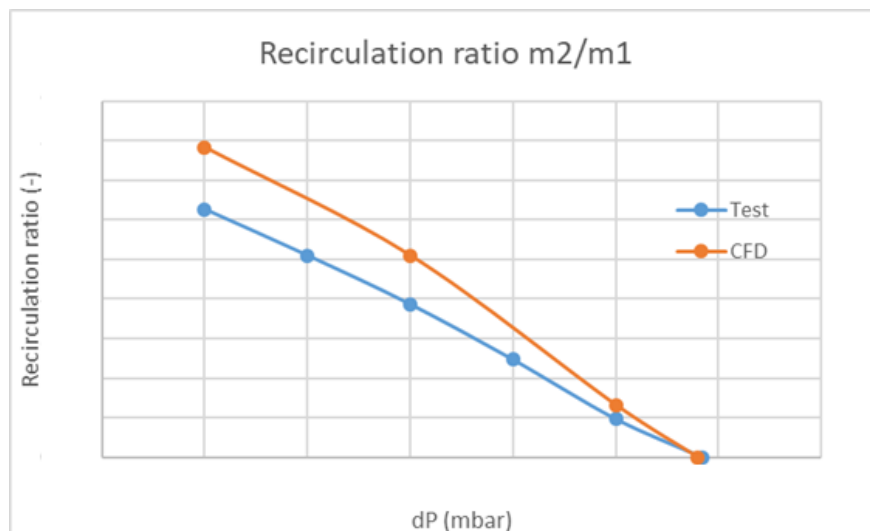


Abbildung 12: Entrainment Ratios – Luft-Helium

Um die Einstellung der unterschiedlichen Betriebspunkte (Idle, Cruise, Takeoff) zu ermöglichen, erfolgte die Modulierung des für den Brennstoffzellenstack benötigten, punktabhängigen Wasserstoffmassenstroms mit Hilfe eines Pulsventils. Dies erlaubte

eine Variation des Duty Cycles. In den zugehörigen Versuchen mit der Ejektor-Pulsventil-Einheit konnte gezeigt werden, dass die Reduzierung des Duty Cycles zur gewünschten Reduktion des Liefermassenstroms führt, während gleichzeitig der Rezirkulationsmassenstrom aufrechterhalten werden kann. Dadurch konnte in Niedriglastpunkten, wie zum Beispiel im Idle-Betrieb, ein ausreichendes Entrainment Ratio und damit die benötigte Stöchiometrie sichergestellt werden. Zudem wurde der Einfluss der Pulsfrequenz untersucht, um die optimale Leistung des Systems zu gewährleisten.

Die Ergebnisse dieser Komponentenvorversuche flossen in den Aufbau eines MATLAB 1D-Simulationsmodells für den gesamten Anodenrezirkulationskreislauf ein (siehe Kapitel 3.1.3.1). Mit diesem Modell konnten Betriebsparameter des Pulsventils, Purge-Strategien und die Spezifikation des Wasserabscheiders abgeleitet werden. Das FCHS-Simulationsmodell wurde auf Basis der experimentellen Daten mit Helium und Luft kalibriert und dient dazu, die Einhaltung der Anforderungen für alle stationären Betriebszustände zu demonstrieren.

Weitere Tests wurden durchgeführt, um die Kombination von Pulsventil und Ejektor in einem geschlossenen Testaufbau zu untersuchen, wie in Abbildung 13 vereinfacht dargestellt.

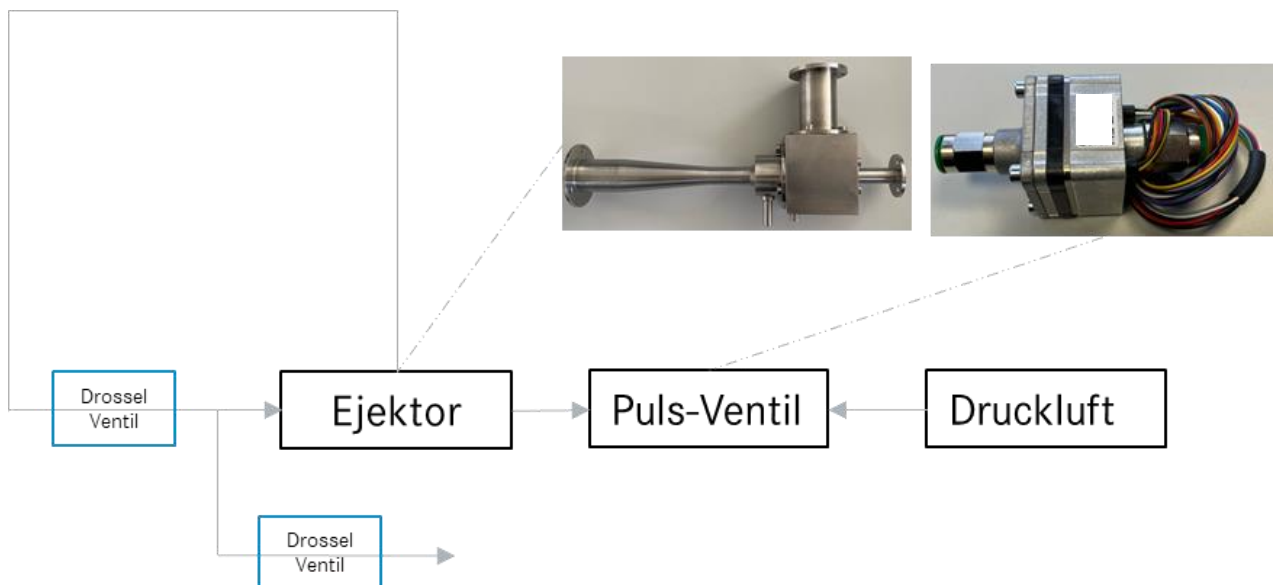


Abbildung 13: „Closed-Loop“ Ejektor – Qualitativer Test Aufbau

Wie in Abbildung 14 dargestellt, konnte in den Tests gezeigt werden, dass die pulsierende Betriebsweise des Ejektors ein stabiles (und sogar steigendes) Entrainment Ratio ($\triangleq \lambda$) bei verringerten Motivenströmen (\triangleq Abnahme der Brennstoffzellenlast) ermöglicht.

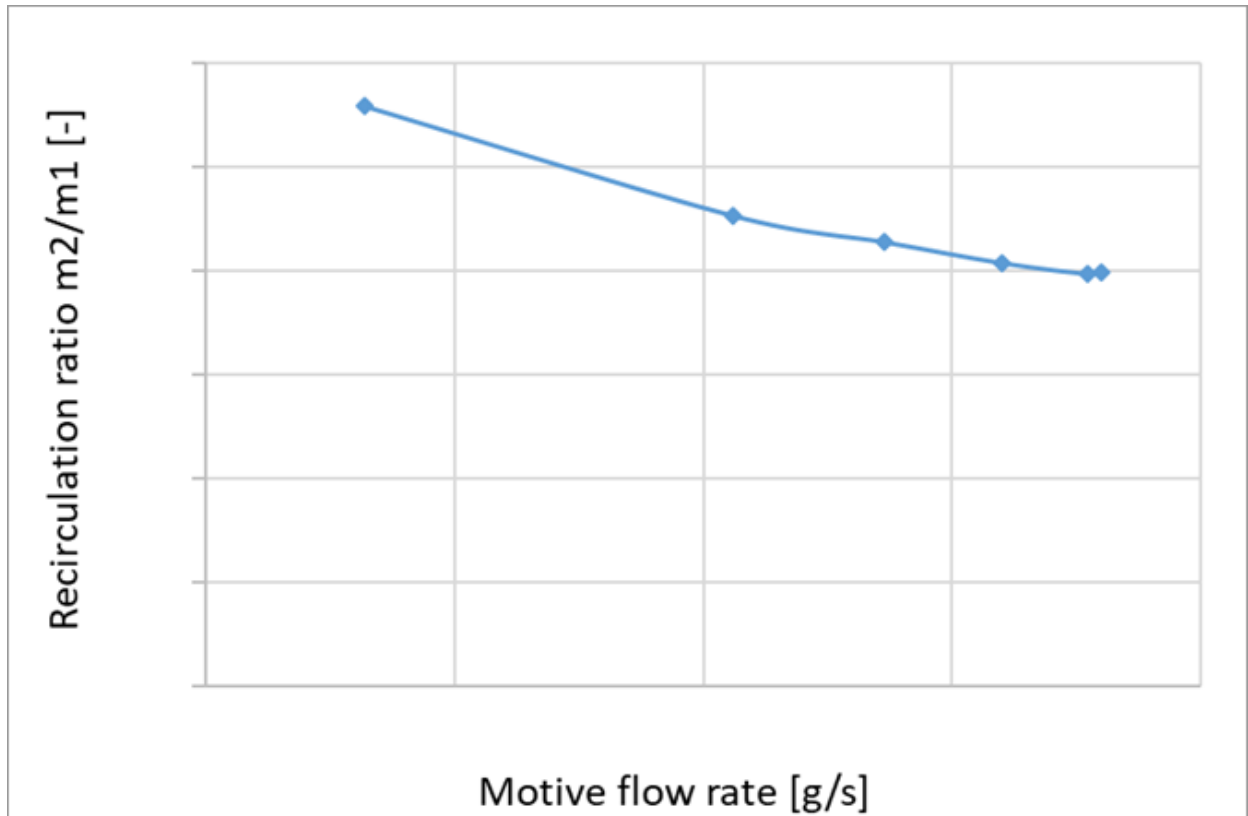


Abbildung 14: „Closed-Loop“ Ejektor - Entrainment Ratios

3.1.3.3 AP 1.3.3 Erweiterung von Einzelsegment auf Multisegment-Anordnung

In diesem Arbeitspaket wurde die Übertragung der Ergebnisse aus den Einzelkomponentenstudien auf eine Multisegmentanordnung untersucht. Bei der Umsetzung der Stack-Architektur zeigte sich, dass es von Vorteil ist, alle Segmente unter identischen Betriebsbedingungen zu betreiben. Dies bedeutete, dass alle Segmente des Anodenkreislaufs nun mit gleichen Eingangs- und Ausgangstemperaturen sowie einheitlichen Massenströmen betrieben wurden. Diese Anpassung ermöglichte eine vereinfachte Analyse und den Transfer der Ergebnisse auf eine Multisegmentanordnung, insbesondere im Hinblick auf die Leistungsoptimierung und Effizienzsteigerung des gesamten Systems.

Die Ejektoreinheit wurde erfolgreich von einem Lieferanten ausgelegt und gefertigt, wobei Vorabtests die Dichtheit und Funktionalität bestätigten. Im Februar 2024 wurde jedoch beim bisherigen Lieferanten die Entscheidung getroffen, die Aktivitäten rund um das Produktspektrum des Anodenkreises der Brennstoffzelle einzustellen. Dies führte zum vorübergehenden Stopp des laufenden Projekts. Als Reaktion darauf wurde ein Wechsel zu einem alternativen Lieferanten vollzogen. Die neue Ejektoreinheit, einschließlich der Ventile, wurde ausgelegt und mit repräsentativen Ersatzmedien (Wasserstoff und Stickstoff) erfolgreich vorgetestet.

Abbildung 15 zeigt sowohl den Ejektor als auch die verschiedenen Schnittstellen, die für die Integration und den Betrieb des Systems entscheidend sind.

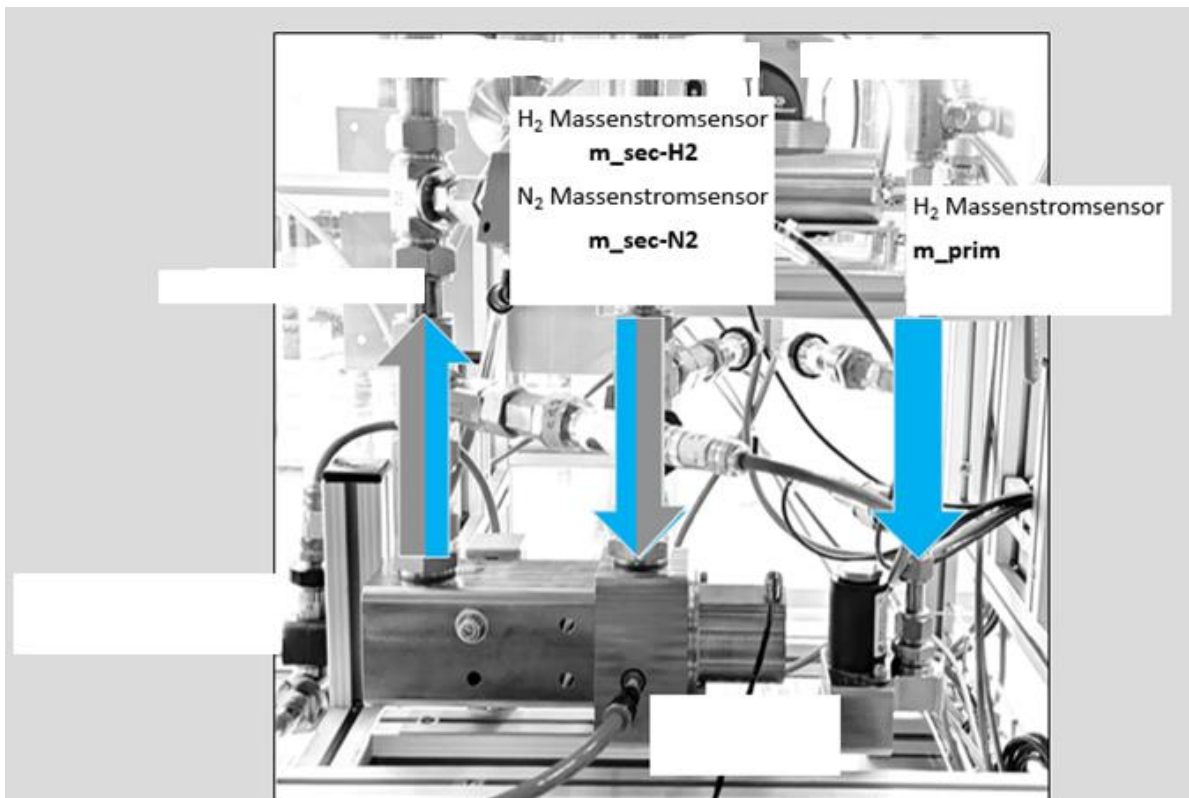


Abbildung 15: Ejektor-Test-Aufbau

Diese Tests umfassten Leckagetests, Druckfestigkeitstests und funktionale Performancetests, um die Qualität und Zuverlässigkeit der Ejektoreinheit zu gewährleisten. Die Durchführung dieser Prüfungen erfolgte im Prüfstand, wie er in der Abbildung 16

dargestellt ist.

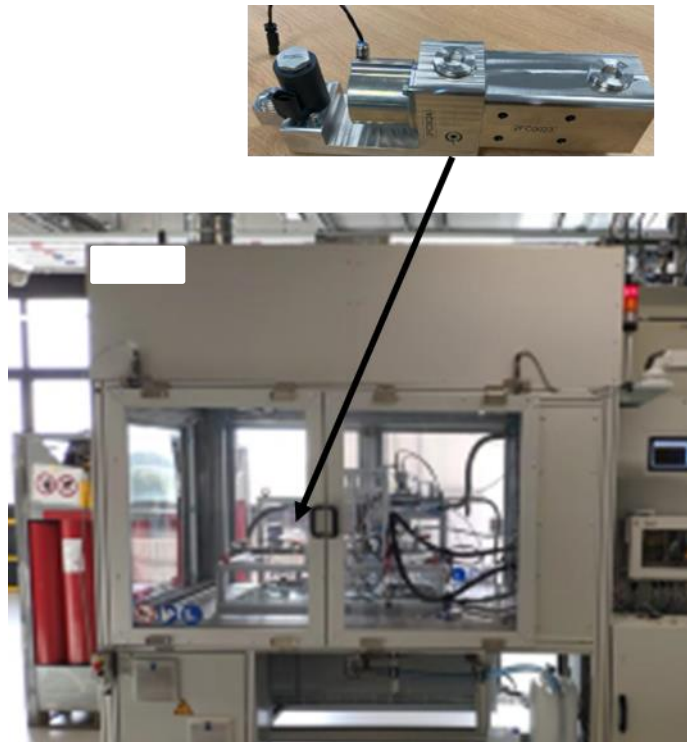


Abbildung 16: Rezirkulationstests mit funktionaler Ejektorgeometrie

Zusätzlich wurde eine Wasserabscheider-Einheit für die Tröpfchenabscheidung entwickelt und getestet. Diese Einheit umfasst ein Purge- und Drainventil für eine Einzelsegmentkonfiguration. Die Vorabtests mit feuchter Luft und Wassertropfen dienen der Risikomitigation für die anschließende Zusammenschaltung sämtlicher Komponenten des FCHS-Rezirkulationskreislaufs, einschließlich des Stacks, im nachfolgenden Integrationstest. Die Hauptergebnisse der durchgeführten Tests zur korrekten Funktionalität des Systems sowie zur ordnungsgemäßen Versorgung der Brennstoffzellen mit Wasserstoff werden in der nachfolgenden Abbildung 17 dargestellt.

Die Arbeiten haben dazu beigetragen, die Systemarchitektur für die Anodenrezirkulation zu entwickeln. Dabei wurde eine hohe Modularität erreicht und es konnte der gesamte Betriebsbereich der Brennstoffzelle abdeckt werden.

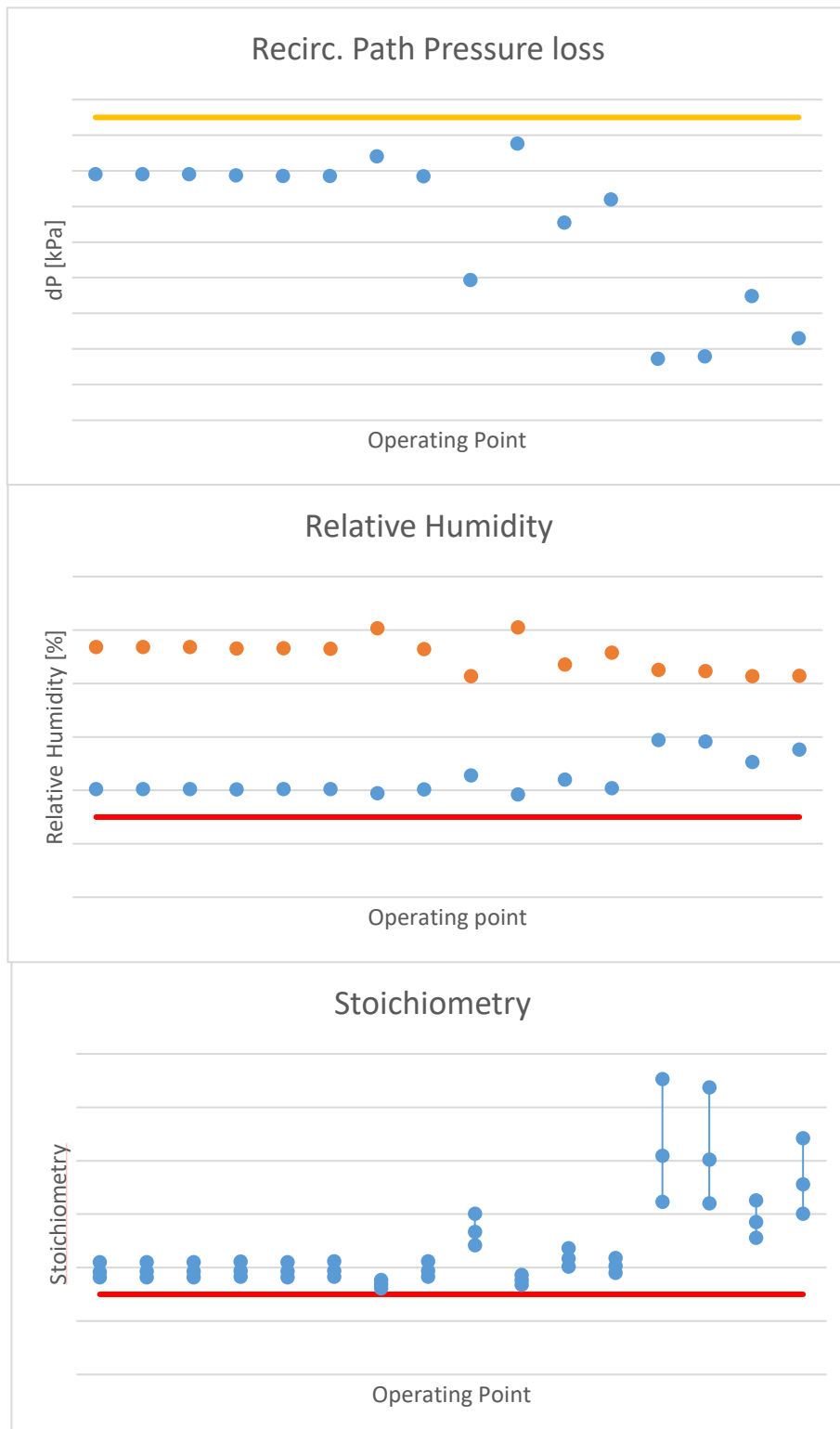


Abbildung 17: Ejektor Rezirkulationspfad Druckverlust, Stöchiometrie und relative Feuchtigkeit

Für den geplanten Integrationstest wurde, neben der Durchführung der Vortests, ein

detaillierter Versuchsaufbau inkl. Instrumentierung festgelegt und ein detailliertes Testprogramm abgeleitet, welches neben dem nominalen Betrieb auch das Verhalten bei Notabschaltungen und in Fehlerfällen, z.B. defekte Ventile, etc., umfasst.

Die tatsächliche Durchführung des Integrationstests konnte nicht mehr innerhalb des Förderzeitraums stattfinden. Grund hierfür ist zum einen der nötige Lieferantenwechsel und damit einhergehend die Verzögerung bei der Hardwarebereitstellung (Ejektoreinheit inkl. Ventilen). Zum anderen war der Integrationstest bei der Universität der Bundeswehr München (Uni BW) auf dem sich dort im Aufbau befindlichen Systemprüfstand geplant. Im Anschluss an das erfolgreich durchgeführte TCR wurde seitens Uni BW eine massive Verzögerung bei der Inbetriebnahme des Systemprüfstands angekündigt, was die Suche nach einem alternativen Testanbieter für den Integrationstest initiierte. Der geplante Integrationstest des FCHS-Subsystems, einschließlich der MTU FCHS-Regelungsstrategie, ist nun für August 2025 bei einer externen Firma vorgesehen. Für den Test wird ein Stack eingesetzt, der ein Segment des geplanten MTU-Stacks gut repräsentiert. Damit kann das Ziel der vollständigen Validierung des gesamten Rezirkulationskreislaufs einschließlich der Regelungen sowie die Risikominimierung für die gesamte System-Demonstration voraussichtlich erreicht werden.

3.1.4 AP 1.4 Verdichter-Konfiguration der Luftversorgung

Im Zuge des Arbeitspaketes wurden zunächst auf Systemebene und anschließend auf Subsystemebene die Anforderungen basierend auf der Annahme abgeleitet, dass das Brennstoffzellensystem, in dem dieser Verdichter eingesetzt werden soll, in großen Regionalflugzeugen ähnlich der Saab 2000 oder der Dash-8 betrieben wird. Weiter sollte zur Reduzierung der Systemkomplexität, des Bauraums und des Gewichts ein einstufiges Aufladesystem ausgelegt werden.

Zum Zeitpunkt der Antragsstellung variierte die maximale Einsatzhöhe dieser Anwendungen dabei zwischen FL250 und FL310. Ziel der Verdichteranforderungen war es jedoch, FL250 mit einer entsprechenden Marge zu erreichen, um potentielle zukünftige Anwendungen bedienen zu können. Somit wurde der maximale Auslegungspunkt auf FL350 festgelegt. Außerdem wurden weitere relevante Betriebspunkte wie Idle, Taxi Mode und Hot-Day-Take-Off definiert.

Eine weitere Anforderung wurde hinsichtlich des Wirkungsgrads getroffen. Dabei sollten höhere Effizienzen als die zum damaligen Zeitpunkt verfügbaren Standard-Technik-Verdichter erreicht werden. Der hohe Wirkungsgrad ist von besonderer Bedeutung, da der Verdichter den größten Anteil an parasitären Verlusten verursacht und somit die für den Antrieb verfügbare Leistung aus dem Brennstoffzellenstack reduziert.

Hinzu kommen diverse weitere Anforderungen, unter anderem zu Bauraum, Containment, Lebensdauer und dynamischen Verhalten. Diese wurden zusammen mit dem im UA beteiligten Lieferanten Pankl Turbosystems erarbeitet und abgestimmt. Zur Bestimmung der mechanischen Anforderungen an das Verdichtersystem wurde eine Verdichter-Expander-Rad-Positionsanalyse durchgeführt und über eine strukturierte Bewertung sämtliche möglicher Positionspaare betrachtet.

Im nächsten Schritt erfolgte die Konzeptphase der Verdichterentwicklung. Als Basis für die Auswahl der finalen Back-to-Back-Konfiguration des Verdichters wurden mehrere mögliche Konzepte identifiziert und anschließend in einer Bewertungsmatrix miteinander verglichen. Dabei wurden Kriterien wie Auswuchtbarkeit, Rotordynamik, Kompaktheit, Lagerung, Axialkräfte und weitere technische Aspekte berücksichtigt. Hierbei konnte auf das Know-How des Lieferanten zurückgegriffen werden, um mittels numerischer Verfahren und Skalierung bereits vorhandener Raddesigns Bewertungen machen zu können. Nach Abschluss der Bewertung wurde das Back-to-Back-Konzept mit Axial-Radial-Verdichter und Expander als bevorzugte Lösung ausgewählt. Die Volute wurde dabei, im Zusammenspiel mit der Laufrad-Schaufelgeometrie und dem beschauften Diffusor, analysiert, optimiert und gestaltet.

Nach der rotordynamischen Bewertung und Auswahl der Materialien folgte die Auslegung der Lagerung, welche auf einem Luftlagerkonzept beruht. Dies erlaubte es, die initiale Auslegung des Elektromotorrotors und zugehöriger Komponenten vorzunehmen und zu bewerten. Das final ausgelegte Subsysteme ist in Abbildung 20 zu sehen.

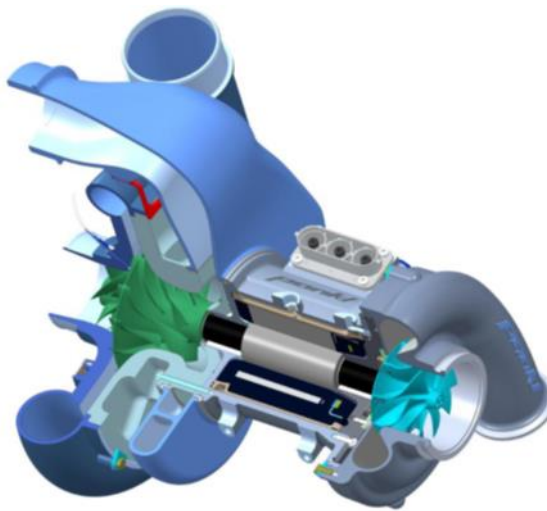


Abbildung 20: Schnittdarstellung der finale Back-to-Back Verdichter-Expander Konfiguration

Nach der Festlegung des Designs wurde für die Einzelkomponenten ein Validierungsprogramm erstellt. Die Kennfelder für Verdichter und Expander sollten hierfür nicht nur simulationsbasiert definiert, sondern auch experimentell validiert werden.

Es folgte die Fertigung und Beschaffung der für die aerodynamische experimentelle Validierung erforderlichen Komponenten. Abbildung 21 zeigt einige der Komponenten, die im Rahmen der Tests verwendet wurden.



Abbildung 21: Verdichtergehäuse mit dem Verdichterrad für den Axialeinlass sowie für den Radialeinlass.

Die relevanten Tests wurden anschließend durchgeführt, um das Kompressor- und

Expanderkennfeld experimentell zu bestimmen. Siehe Abbildung 22 für den Testaufbau.



Abbildung 22: Closed-Loop-Testaufbau für die Expanderkennfeld-Messungen

Das resultierende Verdichterkennfeld inkl. der eingezeichneten Betriebspunkte ist in Abbildung 23 dargestellt. Durch die Optimierung hin zu hohen Druckverhältnisse die für FL350 notwendig sind reduziert sich die Kennfeldbreite erheblich. Dadurch liegen einige Betriebspunkt wie z.B. Descent weit außerhalb des Kennfeldes.

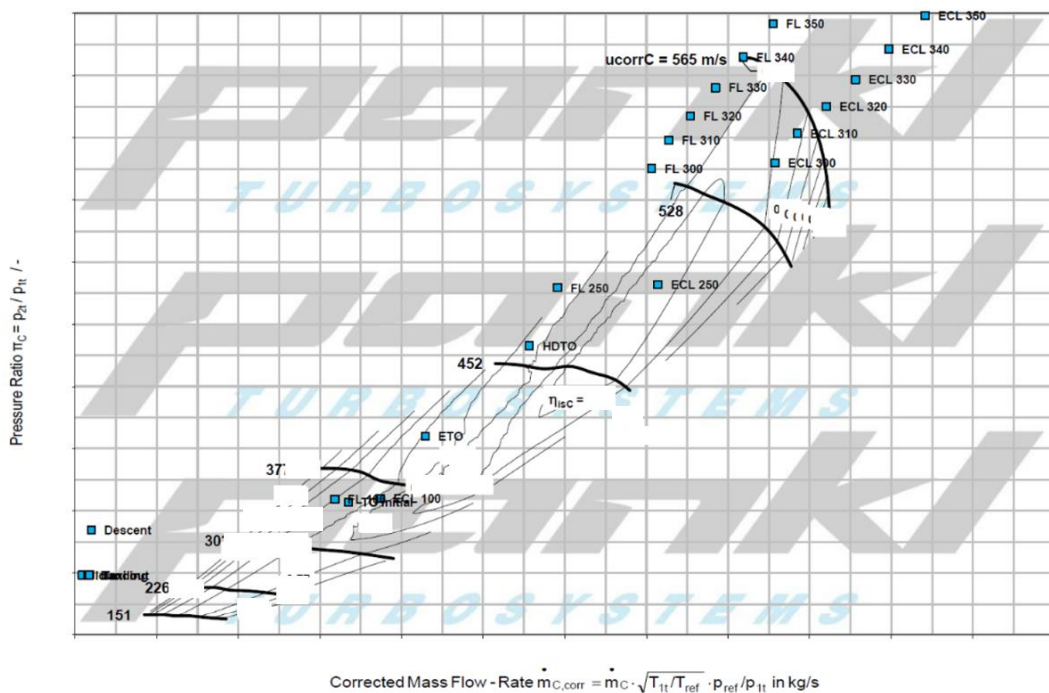


Abbildung 23: Experimentell gemessenes Verdichterkennfeld

Abbildung 24 zeigt das Kennfeld des Expanders sowie den Wirkungsgrad in Abhängigkeit vom Druckverhältnis.

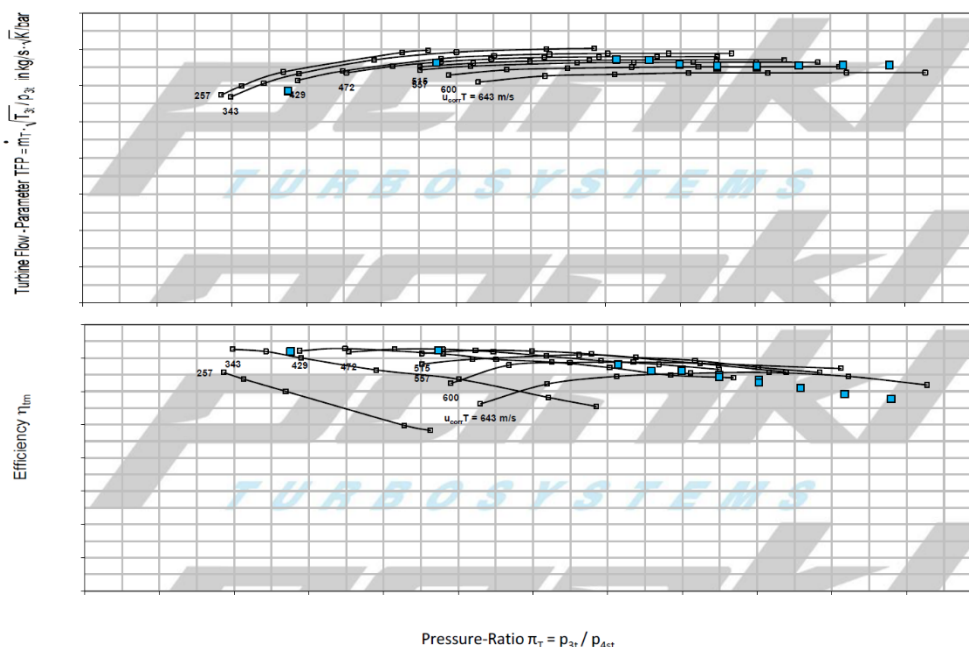


Abbildung 24: Experimentell gemessenes Expanderkennfeld

Auf Grundlage der Validierungsergebnisse der Einzelkomponententests wurde beschlossen, dass die Entwicklung dieses Verdichtersystems mit den getroffenen Anforderungen nicht zielführend ist. Durch das benötigte Druckverhältnis zur Erreichung von FL350 verringert sich die effektive Kennfeldbreite. Dies wiederum hat zur Folge, dass nicht mehr alle relevanten Betriebspunkte innerhalb des Verdichterkennfeld untergebracht werden können. Für zukünftige, einstufige Auslegungen für Brennstoffzellensysteme werden die Anforderungen auf Grundlage der gewonnenen Erkenntnisse überarbeitet.

3.2 HAP 2: LH2 Treibstoffsystem

3.2.1 AP 2.1 Requirements and Verification

Ein zentrales Ziel von AP 2.1 war die Ableitung einer Funktions-Spezifikation (FPS) für das LH2 Treibstoffsystem (Hydrogen Fuel System „HFS“), die auf den übergeordneten Spezifikationen des flugfähigen Brennstoffzellensystems (FFC) basiert. Die FPS legt

die kritischen Betriebsparameter und Leistungskennzahlen fest, die das HFS erreichen muss, einschließlich Faktoren wie Reichweite, Flugdauer und Anpassungsfähigkeit an verschiedene Flugprofile. Darüber hinaus wurden design-relevante Anforderungen, wie Einlassdruck, Wasserstoffverbrauch und Temperaturmanagement berücksichtigt, um sicherzustellen, dass das System effizient und zuverlässig im Luftfahrtkontext betrieben werden kann. Zu den definierten Eingaben zählten auch Anforderungen an die Traglasten des Flugzeugs, Vorgaben für die Arbeitsflüssigkeiten, erforderliche Betriebszustände und -modi, Garantien für Missionsprofile, Lebenszyklusanforderungen, thermische Betankungszyklen, Aufprallbelastungen, erforderliche Redundanzen im System, Steuerungsmechanismen, Leckageprävention sowie Anforderungen an Betankung und Enttanken.

Die Spezifikationen bieten umfassende Anforderungen in Bezug auf die Betriebszustände und -modi des Systems und detaillieren die funktionalen Fähigkeiten, die das HFS erfüllen muss. Diese Fähigkeiten umfassen nicht nur die Leistung der Wasserstoffspeicher- und -lieferprozesse, sondern auch wesentliche Sicherheitsmerkmale und Überlegungen zum menschlichen Faktorenengineering, die für einen sicheren Betrieb in der Luftfahrt entscheidend sind. Das Design muss den etablierten Luftfahrtstandards entsprechen, um sicherzustellen, dass jeder Aspekt des HFS zur allgemeinen Sicherheit und Zuverlässigkeit des Systems beiträgt.

Darüber hinaus berücksichtigen die Spezifikationen Anforderungen an die Produktqualität, einschließlich Zuverlässigkeit, Verfügbarkeit, Wartbarkeit und Sicherheit. Diese Kriterien sind entscheidend, um sicherzustellen, dass das HFS den betrieblichen Belastungen des Fluges standhält, eine konsistente Leistung aufrecht erhält und über den gesamten Lebenszyklus hinweg einen sicheren Betrieb gewährleistet. Die Integration von Sicherheitsmaßnahmen und Risikomanagementprotokollen war von großer Bedeutung, wobei der Fokus auf der Identifizierung potenzieller Fehlermodi und der Etablierung wirksamer Minderungsstrategien lag.

Zur Unterstützung der Entwicklung des HFS wurde ein umfassender Verifikations- und Validationsplan (V&V) erstellt. Dieser Plan konzentriert sich auf die Validierung der

Einsatzbereitschaft des Systems zur Teilnahme am Full-Scale Demonstration (FSD) Testprogramm. Die V&V-Strategie legt besonderen Wert auf Funktionstests und operative Sicherheit, um sicherzustellen, dass das HFS innerhalb einer Testzelle zuverlässig funktioniert. Die Verifikation begann mit der Prüfung der kleinsten Komponenten und baute schrittweise zum Gesamtsystem auf. Dieser systematische Ansatz gewährleistet eine gründliche und vollständige Systemverifikation und liefert einen konsistenten und effizienten V&V-Plan.

Durch die Integration von Rückmeldungen aus Test- und Validierungsprozessen wurde das HFS kontinuierlich verbessert, indem Erkenntnisse genutzt wurden, um die Leistung zu optimieren und identifizierte Probleme zu beheben. Dieser iterative Ansatz stellte sicher, dass das System den sich weiterentwickelnden Anforderungen der Luftfahrttechnologie und Sicherheitsstandards entspricht und letztlich zur erfolgreichen Integration von Wasserstoff-Treibstoffsystemen in zukünftige Flugzeuge beiträgt.

3.2.2 AP 2.2 Tankstruktur

Arbeiten liegen in der Verantwortung von MT Aerospace und sind nicht Teil des Berichts.

3.2.3 AP 2.3 Fluidsystem

Arbeiten liegen in der Verantwortung von MT Aerospace und sind nicht Teil des Berichts.

3.2.4 AP 2.4 Elektrik und Sensorik

Arbeiten liegen in der Verantwortung von MT Aerospace und sind nicht Teil des Berichts.

3.2.5 AP 2.5 Regelungssystem und Ventilsystem

3.2.5.1 AP 2.5.1 Konzeptuntersuchung

Aus den in AP 2.1 erarbeiteten Anforderungen und Betriebsbedingungen wurde die

Systemarchitektur des LH2-Treibstoffsystems und damit das Regelungs- und Ventilsystem abgeleitet. Die Systemarchitektur wurde als detailliertes Modell mit logischen Verknüpfungen in Cameo implementiert.

Während der Konzeptionierung wurden verschiedene Systemzustände betrachtet, für die spezifische Eigenschaften des Regelungs- und Ventilsystems definiert wurden. Zu den betrachteten Systemzuständen gehören unter anderem die Versorgung des Stacks mit konditioniertem H₂ in Abhängigkeit vom Flugmissionsprofil, die Gewährleistung aller Sicherheitsfunktionen und Abdeckung aller möglicher Fehlerfälle sowie der Betankungsvorgang.

Das entwickelte Regelungs- und Ventilsystem bildet Schnittstellen zum Tanksystem (HSS), Rezirkulationskreislauf (FCHS) und Kühlkreislauf. Dabei basiert das Regelungskonzept auf der Tankdruckregelung durch die Verdampfung von LH₂ infolge der Rückführung eines warmen GH₂-Teilmassenstroms. Durch die Steuerung der Regelventile durch den Regler können die Massenströme an die Betriebsbedingungen angepasst werden.

Bei der Konzeptentwicklung für das Regelungs- und Ventilsystem wurden hauptsächlich die verschiedenen Wärmetauscherkonfigurationen, sowie die Ventildimensionierung untersucht und bewertet. Die Ergebnisse dieser Untersuchungen führten zu der Auswahl eines Konzepts mit zwei Wärmetauschern und zwei Regelventilen, jeweils eine Komponente für den Gesamtmassenstrom und eine für den Teilmassenstrom.

Aus den Systemanforderungen und aus der Konzeptionierung wurden weiter die Komponenten bestimmt und in Form einer BOM (Bill of Materials) erfasst. Dabei wurden bei der Auswahl des notwendigen Equipments möglichst auf geeignete COTS-Komponenten (Commercial off-the-shelf) zurückgegriffen. Die Anforderungen an die Komponenten des Regelungs- und Ventilsystems wurden in Form von Requirements definiert. Diese sollen den sicheren Betrieb des LH₂-Treibstoffsystems in jedem Systemzustand gewährleisten.

Zur Untersuchung der Systemsicherheit und der Quantifizierung möglicher Fehlerfälle wurden eine FTA (Fault Tree Analysis), PSSA (Preliminary System Safety Assessment) und FHA (System Functional Hazard Assessment) durchgeführt.

3.2.5.2 AP 2.5.2 Auslegung und Simulation

Die Detaillierung des Regelungs- und Ventilsystems erfolgte auf Basis der Ergebnisse der Konzeptentwicklung und der Sicherheitsanforderungen. Dazu wurde ein Simulationsmodell für das LH2-Treibstoffsystem, welches das Tanksystem (HSS), Hydrogen System Capsule (HSC) sowie das Regelungssystem umfasst, entwickelt. Ziel des Modells ist es, das Systemverhalten bei definierten Betriebspunkte vorab zu untersuchen, besonders die Wechselwirkung zwischen Tank und Ventil- und Regelungssystem.

Mit dem Simulationsmodell wurde das System- und Regelverhalten für den Betankungsvorgang, Tank boot-up, sowie H₂-supply, also In-Mission performance getestet. Die Ergebnisse halten die in der Konzeptauslegung definierten Anforderungen ein: Für das Flugmissionsprofil erzielt das System die gewünschten Temperatur- und Massenstromwerte am HSC-Ausgang, der Druck im Tank kann erfolgreich geregelt werden und die Wärmeübergänge in den Wärmetauschern liegen im geforderten Bereich. Außerdem wurden der Betankungsvorgang und der Tank boot-up erfolgreich simuliert.

Mit den Ergebnissen der Simulation erfolgte die genauere technische Spezifikation der Komponenten: Besonders die Dimensionierung der Wärmetauscher wurde angepasst und die HSC wurde im Detail konstruiert. Die Schnittstellen wurden im engen Austausch mit dem Projektpartner MTA ausgearbeitet. Die Firma STÖHR wurde mit der detaillierten Auslegung der Ventiltechnik beauftragt. Bei der Auswahl des restlichen Equipments wurde auf geeignete COTS-Komponenten zurückgegriffen.

3.2.5.3 AP 2.5.3 Integration und Test

Zur Validierung der Simulationsergebnisse und dem Funktionsnachweis des Regelungs- und Ventilsystems erfolgte die Konzeptionierung, Definition und Auslegung eines integrierten Testaufbaus, der das komplette LH₂-Tanksystem full scale funktional repräsentiert. Ziel der Versuche war es TRL4 für das LH₂-Tanksystem zu erreichen. Das Testdesign wurde von ILK unterstützt, der Testaufbau und die Testdurchführung wurden vom Projektpartner MT Aerospace begleitet. Die Tests wurden am Standort ET-Brunnthal durchgeführt. Der Aufbau ist in Abbildung 25 dargestellt.



Abbildung 25: HFS Prüfstandaufbau nach TRL4

Um die Systemanforderungen zu demonstrieren, wurden vor Beginn der Kampagne zu untersuchende Testfälle definiert, welche sich an den vorangegangenen Simulationen orientierten. Es wurden im Detail die Tankinertisierung, der Betankungsvorgang, der Tank Start-Up, sowie die H₂-Bereitstellung in Abhängigkeit des Missionsprofils getestet und ausgewertet.

Anhand einer detaillierten Sicherheitsanalyse für den Integrationstest wurden Fehlerfälle definiert, welche ebenfalls im Zuge der Testkampagne untersucht wurden. Die getesteten Fehlerfälle umfassten unter anderem den kleinstmöglichen H₂-Massenstrom im System, Tanküberdruck, Regelventilausfall und das Einfrieren des Kühlmittels in den Wärmetauschern.

Die Tests konnten die vollständige Funktionalität des Tank und Regelungs- und Ventilsystems für die vorausgelegten Betriebspunkte und somit TRL4 nachweisen. Anhand des Systemverhaltens in den Fehlerfällen konnten weitere Systemgrenzen und neue

Anforderungen an die Komponenten ermittelt werden. Die Tests lieferten zusätzliche Verbesserungsmöglichkeiten, insbesondere bei Feuchte- und Wasserschutz, sowie der Druckverlustabschätzung.

Des Weiteren wurde mit gesammelten Daten das Simulationsmodell validiert und gleichzeitig angepasst und verbessert.

3.3 HAP 3: Elektrischer Antriebstrang

3.3.1 AP 3.1 Systemauslegung-Antriebsstrang

Der elektrische Antriebsstrang beinhaltet alle elektrischen Komponenten, die notwendig sind, um die Verbraucher im elektrischen Antriebsstrang in deren Betriebsgrenzen mit der nötigen Spannung und Leistung zu versorgen. Im Allgemeinen kann ein elektrischer Antriebsstrang in folgende Hauptkomponenten unterteilt werden:

- Quellen, wie Brennstoffzellen oder Batterien;
- Leistungsverteilung und -überwachung beinhaltet Kabel, Sensoren, Sicherungen etc.;
- Verbraucher, wie Elektromotoren

Wichtige Designparameter bei einem elektrischen System sind die Spannungen und elektrischen Ströme. Die Designspannungen werden in der Regel von den Spannungsquellen vorgegeben, im vorliegenden Fall durch die Brennstoffzellen. Die elektrischen Ströme, auf die insbesondere die Komponenten der Leistungsverteilung ausgelegt werden, werden durch die Leistungsanforderungen der Verbraucher definiert. Um eine optimale Systemkonfiguration zu ermitteln, welche die gesamte Flugenveloppe abdeckt, werden stationäre und transiente Komponentenmodelle benötigt. Dafür wird, wie in AP 1.1, Matlab Simscape benutzt. Simscape stellt für das elektrische System bereits viele vorgefertigte Komponenten, wie Widerstände, Spulen, Kondensatoren, etc., zur Verfügung. Es wurde als Prämisse angenommen, dass alle Komponenten aus dieser Bibliothek bereits validiert sind und den erwartbaren physikalischen Effekten entsprechen. Aus diesem Grund werden zur Modellierung der elektrischen, transienten Komponenten soweit wie möglich auf diese Elemente zurückgegriffen, um den Aufwand der Validierung zu minimieren. Zusätzlich zur Entwicklung eines Systemmodells

für das elektrische System wurde für die Komponenten ein thermisches Modell entwickelt. Das erlaubt es, das Komponentenverhalten für die relevanten Spannungs- und Strombereiche in der gesamten Flugenveloppe abzubilden.

Mit Hilfe eines Kabelmodells konnte eine Simulationsstudie durchgeführt werden, die gezeigt hat, dass das Verbindungskabelbündel zwischen zentraler Leistungsverteilung und Hauptantriebsmotor während des Startfalls in kritische Temperaturbereiche kommen kann.

Im Laufe des Projekts wurden auch Sicherungskomponenten anhand ihrer primären Charakteristiken während eines Kurzschlussfalls modelliert. Dies beinhaltet die Effekte Vorlichtbogen (pre-arcing), Lichtbogen (arcing) und Löschung (clearing) des Kurzschlusses. Ein Großteil der Standard-Modellierungsansätze bilden allerdings keine luftfahrtspezifischen Effekte, wie Höheneinfluss, ab. Diese Effekte wurden mit Hilfe von Literaturkorrekturfaktoren in das elektrische und thermische Modell implementiert, die damit Einflüsse aufgrund der Flughöhe, Umgebungstemperaturänderungen und gegebenenfalls aktive Kühlung beinhalten. Die Integration der physikalischen Effekte wurde in Simscape realisiert und die Lichtbogenlöschung in Simulink.

Basierend auf diesen Komponenten wurden im nächsten Schritt unterschiedliche Systemarchitekturen aufgebaut, simuliert und bewertet. Dafür wurden sogenannte „architectural“ und „behavioural“ Modelle erstellt. Ein „architectural“ Model dient primär zur Analyse von stationären und quasi-stationären Ergebnissen wie zum Beispiel der Bestimmung der entwickelten Wärmemenge und auch Kurzschlussströmen. „behavioural“ Modell berücksichtigt hingegen detaillierte transiente Effekte, wie Schaltvorgänge von einzelnen Leistungselektronikkomponenten. Dies erlaubt unter anderem die Analyse der Netzqualität und die detailliertere Betrachtung von Kurzschlussströmen. Zur Auslegung einer luftfahrtauglichen PDU (Power Distribution Unit) müssen neben den normalen Betriebsbereichen auch zwingenderweise abnormale Betriebszustände (u.a. diverse Fehlerfälle) berücksichtigt werden.

Basierend auf der Vorarbeit des im Bay_LuFo-Vorhaben „ELFE“ geförderten Antriebs-Demonstrators wurde das Design in Hinblick auf die Zielarchitektur weiterentwickelt.

Mithilfe des DLRs wurden die wesentlichen Anforderungen an das EPS (Electric Power System) und EPT (Electric Power Train) abgeleitet und daraus mögliche Architekturen definiert. Die unterschiedlichen elektrischen Architekturkonzepte wurden anhand ihrer primären Anforderungen, wie Gesamteffizienz, Gewicht, Ausfallswahrscheinlichkeit, externe Abmaße etc., bewertet, ob sie für eine Flugzeuganwendung in Frage kommen. Auf Basis dieser Bewertung wurde in einem ersten Schritt das beste Design ausgewählt und damit die Systemarchitektur des elektrischen Antriebstranges definiert. In einem zweiten Schritt wurde eine detailliertere Simulationen durchgeführt, um Spezifikationen für alle involvierten Subsysteme und Komponenten abzuleiten.

In der Anfangsphase des Projekts wurden außerdem zwei grundlegend unterschiedliche Netzarchitekturen untersucht: eine mit konstanter bzw. geregelter Systemspannung und eine mit variabler bzw. unregelter Spannung. Die Wahl der Architektur hat maßgeblichen Einfluss auf die Auslegung der EPU. Besonders kritisch ist bei der unregelten Variante die Möglichkeit einer generatorischen Rückspeisung in bestimmten Flugphasen, die zu einer potenziell schädlichen Überspannung am Eingang der Brennstoffzelle führen kann. Zudem wurde analysiert, ob der breite Eingangsspannungsbereich mit den Wirkungsgradanforderungen der EPU vereinbar ist oder ob eine zusätzliche DC/DC-Eingangsstufe erforderlich ist. Letztere würde die Systemkomplexität erhöhen und wurde daher in Bezug auf die Zuverlässigkeit des Gesamtsystems bewertet. Ergänzend wurde untersucht, ob eine Partitionierung der EPU in weitgehend unabhängige Hemisphären mit eigener Elektronik und Regelung sicherheitstechnische Vorteile bietet.

Die Designverantwortung für die EPU lag dabei bei dem Lieferanten eMoSys. Die MTU konnte hier auf langjährige Erfahrung bei der Integration von Zulieferern aufbauen und die Firma für die Arbeiten im Projekt qualifizieren. Speziell für die FFC wurde ein eigener Lieferantenzulassungsprozess definiert, mit eMoSys besprochen und auditiert.

3.3.2 AP 3.2 Elektrischer Antrieb

Das Arbeitspaket AP 3.2 „Elektrischer Antrieb“ verfolgte das Ziel, die im vorangegangenen Arbeitspaket AP 3.1 entwickelten Auslegungsaspekte des elektrischen Antriebstrangs weiterzuführen und unter Berücksichtigung aktueller Anforderungen an

Zulassung, Zertifizierung und Systemintegration in ein qualifiziertes Motordesign zu überführen.

Motor-Vorauswahl und Bewertung für Zieldesign

Im Rahmen des Arbeitspakets zur Motor-Vorauswahl wurde ein zentraler Beitrag zur Entwicklung eines elektrischen Antriebssystems für die Luftfahrt geleistet. Aufbauend auf einem im Vorgängerprojekt ELFE entwickelten Antriebs-Demonstrator wurde das Design gezielt weiterentwickelt, um die Anforderungen an eine First Engine to Test (FETT) sowie eine spätere Zulassung im Rahmen eines Permit to Fly (PtF) zu erfüllen. Ein wesentliches Ziel war die Qualifizierung eines additiven Herstellungsverfahrens für die Motorfertigung, das sowohl technologisch als auch integrativ neue Maßstäbe setzt. In enger Zusammenarbeit mit Forschungspartnern wurden die Anforderungen an das elektrische Antriebssystem (EPS) und den elektrischen Antriebsstrang (EPT) abgeleitet und in eine belastbare Zielarchitektur überführt. Besondere Herausforderungen ergaben sich durch die variable Eingangsspannung der Brennstoffzelle, sicherheitsrelevante Aspekte der Motorregelung sowie die Integration in den Kühlkreislauf.

Im Projektverlauf wurden Lücken in den vorhandenen Spezifikationen identifiziert, insbesondere in Bezug auf Schnittstellen zu Getriebe, Spannungsqualität, Netzwerkstabilität und Kühlkreislauf. Diese wurden systematisch analysiert und ergänzt, um eine fundierte Weiterentwicklung des Designs zu ermöglichen.

Ein besonderer Fokus lag auf der Qualifizierung additiv gefertigter Komponenten, wie Rotorschaft und Statorgehäuse. Die Fertigungskette wurde dokumentiert und durch Qualitätskontrollen abgesichert. Parallel dazu wurden mechanische Verbesserungen vorgenommen, etwa durch optimierte Fertigungsverfahren und konstruktive Anpassungen zur Erhöhung der Robustheit gegenüber Vibrationen.

Zur Absicherung der Zuverlässigkeit wurden umfangreiche Komponententests durchgeführt. Besonders hervorzuheben sind die Dauerlaufuntersuchungen an der Radialwellendichtung, die die Abdichtung des Kühlmittelkreislaufs im Rotor verantwortlich ist. Der dedizierte Prüfstand dazu ist in Abbildung 26 dargestellt.

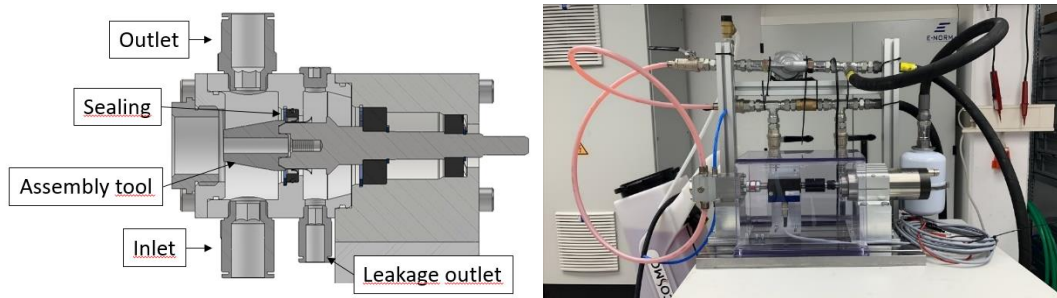


Abbildung 26: Prüfstand für rotierende Dichtung

Trotz sorgfältiger Vorauswahl zeigten die Tests einen vorzeitigen Verschleiß der Dichtlippen aufgrund fehlerhafter Compliance-Angaben durch den Lieferanten. Dies unterstreicht die Bedeutung realitätsnaher Prüfstände und iterativer Optimierung.

Werkstoffqualifikation

Im Rahmen der Werkstoffqualifikation wurden zentrale Grundlagen für die sichere und zulassungsfähige Auslegung des elektrischen Antriebs geschaffen. Ziel war es, geeignete Materialien für Rotor- und Statorbauteile zu identifizieren, zu charakterisieren und für die strukturmechanische Bewertung verfügbar zu machen.

Im Fokus standen Werkstoffe, die mittels Additive Layer Manufacturing (ALM) verarbeitet werden. Aufgrund des geforderten Temperaturbereichs lagen zu Projektbeginn keine qualifizierten Daten vor. Daher wurden Probenkörper gefertigt, metallographisch ausgewertet und physikalische sowie mechanische Kennwerte – insbesondere aus Zugversuchen – dokumentiert. Diese Daten wurden in eine interne Materialdatenbank überführt und normgerecht aufbereitet.

Ein weiterer Schwerpunkt lag auf der Auswahl eines geeigneten Kühlmittels für den gemeinsamen Kreislauf von Brennstoffzelle und Motor. In einer vergleichenden Studie erwies sich ein Kühlmittel als besonders geeignet, da es eine dauerhaft niedrige elektrische Leitfähigkeit sowie gute thermische Eigenschaften aufweist. Die Ergebnisse wurden in einem technischen Memorandum zusammengefasst und dienen als Grundlage für die weitere Systemauslegung.



Abbildung 27: Probe und die Prüfeinrichtung für Korrosionstest von heißen Oberflächen

Darüber hinaus wurde die Kompatibilität zwischen Werkstoffen und Kühlmittel untersucht, um potenzielle Korrosionsmechanismen frühzeitig zu erkennen. Hierzu wurden spezielle Prüfstände aufgebaut, um das Verhalten der Materialien unter anwendungsnahen thermischen und chemischen Bedingungen zu analysieren. Exemplarisch ist in Abbildung 27 ein Testaufbau dargestellt.

Mit Abschluss dieses Arbeitsschritts liegt eine belastbare Datenbasis für die strukturelle Bewertung und Zulassung der additiv gefertigten Komponenten vor.

Zulassungs- und Zertifizierungsbasis

Im Rahmen des Arbeitspaketes wurde eine erweiterte Zulassungsbasis für das elektrische Antriebssystem eines brennstoffzellenbetriebenen Flugzeugs entwickelt. Da sich das System grundlegend von konventionellen Antrieben unterscheidet, mussten neue sicherheitsrelevante Anforderungen berücksichtigt und regulatorisch abgesichert werden.

Aufbauend auf den Ergebnissen des Vorgängerprojekts ELFE wurde die bestehende

Zertifizierungsgrundlage weiterentwickelt. In enger Abstimmung mit der Luftfahrtbehörde wurden zentrale Certification Review Items (CRI) auf die spezifischen Anforderungen des H2Prop-Projekts angepasst. Dazu zählen unter anderem CRI E-19 (Electric/Hybrid Propulsion), CRI F-02 (Hochspannungsverteilung), CRI F-03 (Brennstoffzellen- und Wasserstoffsysteme) sowie CRI C-0X (Additive Fertigung).

Zusätzlich wurden weitere Nachweisverfahren wie CRI F-01 (System Safety), CS-E Amdt 6 und CS-23 Amdt. 4 als „Means of Compliance“ anerkannt. Diese bilden die Grundlage für eine strukturierte Bewertung der sicherheitsrelevanten Systemaspekte.

Qualitäts- und Sicherheitsanalyse

Im Rahmen der Qualitäts- und Sicherheitsanalyse wurde eine Design-FMEA (DFMEA) mithilfe des Tools APIS IQ durchgeführt. Dabei wurden potenzielle Fehlerquellen systematisch auf Komponenten- und Funktionsbasis analysiert. Die DFMEA bildet die Grundlage für die Ableitung der vollständigen System-FMEA, indem die identifizierten Risiken, Ursachen und Auswirkungen auf Systemebene übertragen und bewertet werden. Durch die strukturierte Methodik in APIS IQ konnten gezielte Maßnahmen zur Risikominimierung abgeleitet werden. Die Ergebnisse fließen direkt in das Sicherheitskonzept und die Zulassungsstrategie des elektrischen Antriebssystems ein.

Detaillierte Auslegung mit Parametrisierung

Im letzten Arbeitsschritt wurde ein Konzept zur parametrischen Auslegung des elektrischen Antriebs entwickelt und erfolgreich abgeschlossen. Ziel war es, Anforderungen für verschiedene Varianten einer E-Maschine so zu strukturieren, dass sie durch eine zentrale Parameterliste flexibel angepasst und wiederverwendet werden können.

Kern der Arbeiten war die Definition einer optimalen Konfiguration auf Basis eines Full Engine Performance (FEP) Modells. Dieses wurde durch ein detailliertes Simulationsmodell kalibriert und diente zur Ableitung von Kennfeldern, etwa für Effizienz oder thermische Verluste. Abbildung 28 zeigt beispielsweise ein vom Simulationsmodell abgeleitetes Kennfeld für die Effizienz, das wiederum Eingang in die Schnittstellen-Parametrisierung fand.

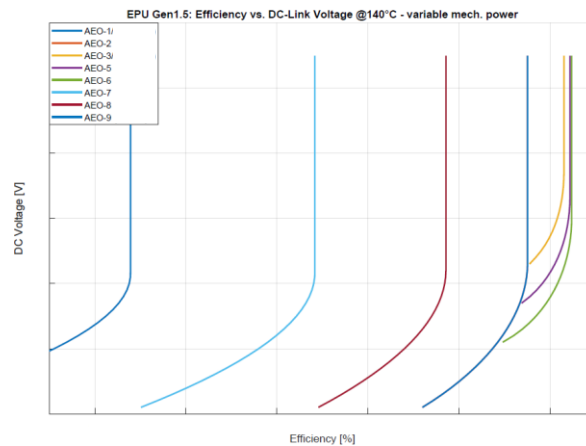


Abbildung 28: Numerisch erstelltes Effizienz-Kennfeld in Abhängigkeit von Eingangsspannung und Lastfalls (Missionspunkt)

Die Ergebnisse fließen direkt in die Schnittstellendefinition ein, die mithilfe des MBSE-Tools CAMEO modelliert wurde. Dort wurden Soll- und Ist-Werte aus Simulation und Spezifikation gegenübergestellt, um Abweichungen automatisiert zu erkennen.

Als eine weitere wichtige Ergänzung wurde ein Excel-basiertes Tool zur parametrischen Auslegung der Elektronik für Höhenlagen entwickelt. Es berücksichtigt luftfahrtrelevante Normen (z. B. IPC 2221B, AIR6127, IEC 60664-1) zur Berechnung von Luft- und Kriechstrecken in Abhängigkeit von Spannung und Flughöhe.

Durch die eingeführten Methoden konnte der Spezifikationsaufwand für neue Varianten deutlich reduziert werden. Die entwickelten Modelle ermöglichen eine konsistente, vergleichbare und anpassbare Auslegung des elektrischen Antriebs für unterschiedliche Systemumgebungen und Integrationsszenarien.

3.3.3 AP 3.3 Wandlerstrukturen & Leistungsskalierung

Arbeiten liegen in der Verantwortung von Fraunhofer IISB und sind nicht Teil des Berichts.

4 Literaturverzeichnis

- [1] S. Tong, D. Qian und C. Huo, Hydrogen-Air PEM Fuel Cell, Berlin/Boston: Walter de Gruyter GmbH, 2018.
- [2] Ejector (MA), [Ejector \(MA\) - Ejector in a moist air network - MATLAB](#), The MathWorks, Inc.