

Luftfahrtforschung und –technologie

LuFo VI-1

Abschlussbericht

Brennstoffzellen-Stack und lärmoptimierter Ducted Prop für das Haupttriebssystem von Passagierflugzeugen (Aero_Stack)

Förderkennzeichen **20M1919**

Laufzeit: 01.09.2020 - 30.09.2024

Berichterstatter: Mark Vonnoe

MTU Aero Engines AG

Gefördert durch:



Bundesministerium
für Wirtschaft
und Energie

aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages

München, März 2025

Inhaltsverzeichnis

1	Einleitung	4
2	Zusammenfassung.....	5
2.1	Projektstrukturplan.....	5
2.2	Erreichte Ergebnisse	6
2.2.1	HAP 1 Komponenten-Design und Auslegung (Brennstoffzelle)	6
2.2.2	AP 1.1 Bipolarplatten	6
2.2.3	AP 1.2 Membranelektrode	7
2.2.4	AP 1.3 Endplatten	7
2.2.5	AP 1.4 Dichtungskonzept.....	8
2.2.6	AP 1.5 Lochblech.....	8
2.2.7	HAP 2 Integration und Test (Brennstoffzelle).....	9
2.2.8	AP 2.1 Einzel-Zelle	9
2.2.9	AP 2.2 Einzel-Segment Stack.....	9
2.2.10	AP 2.3 Multi-Segment Stack	10
2.2.11	AP 2.4 Potenzial für Up-Scaling.....	11
2.2.12	HAP 3 Lärmoptimierter Ducted Prop (E-SAT Prop)	11
2.2.13	AP 3.1 Aerodynamische und strukturmechanische Auslegung eines lärmoptimierten Ducted Prop	11
2.2.14	AP 3.2 Ducted Prop-Tests am Prüfstand	12
2.2.15	AP 3.3 Gesamtsystemintegration.....	13
3	Technische Darstellung der Arbeitspakete.....	14
3.1	HAP 1 Komponenten-Design und Auslegung (Brennstoffzelle)	14

3.1.1	AP 1.1 Bipolarplatten	14
3.1.2	AP 1.2 Membranelektrode	16
3.1.3	AP 1.3 Endplatten	16
3.1.4	AP 1.4 Dichtungskonzept.....	19
3.1.5	AP 1.5 Lochblech.....	21
3.2	HAP 2 Integration und Test (Brennstoffzelle)	22
3.2.1	AP 2.1 Einzel-Zelle	22
3.2.2	AP 2.2 Einzel-Segment Stack.....	25
3.2.3	AP 2.3 Multi-Segment Stack	27
3.2.4	AP 2.4 Potenzial für Up-Scaling.....	29
3.3	HAP 3 Lärmoptimierter Ducted Prop (E-SAT Prop)	30
3.3.1	AP 3.1 Aerodynamische und strukturmechanische Auslegung eines lärmoptimierten Ducted Prop	30
3.3.2	AP 3.2 Ducted Prop-Tests am Prüfstand	36
3.3.3	AP 3.3 Gesamtsystemintegration.....	42

1 Einleitung

Die Europäische Kommission hat mit Flightpath 2050 ambitionierte Ziele für die künftige Luftfahrt formuliert. Dazu gehört die Reduktion von CO₂-Emissionen um 75 % und die Verringerung des Lärms um 65 % bis zum Jahr 2050 im Vergleich zu 2000. Außerdem soll die Emission von Stickoxiden, Ozon und Kondensstreifen vermieden werden. In diesem Zusammenhang spielt die MTU Aero Engines AG (MTU) als Deutschlands führender Triebwerkshersteller eine zentrale Rolle: Sie hat die Roadmap „Towards Emission-Free Flying“ entwickelt, die das langfristige Ziel einer vollständig emissionsfreien Luftfahrt verfolgt.

Ein entscheidender Technologieansatz zur Erreichung dieser ehrgeizigen Ziele ist die wasserstoffbetriebene Brennstoffzelle (BZ). Diese erzeugt, abgesehen von Wasser, keine Emissionen. Um Klimaneutralität zu gewährleisten, muss der Wasserstoff aus erneuerbaren Energiequellen gewonnen und das Wasser in flüssiger Form ausgestoßen werden, um die Bildung von Kondensstreifen zu vermeiden. Unter diesen Bedingungen eröffnet die Entwicklung der BZ für Passagierflugzeuge vielversprechende Möglichkeiten, um die Ziele der MTU sowie der Europäischen Kommission nicht nur zu erreichen, sondern sogar zu übertreffen.

Ein wesentlicher Erfolgsfaktor für die BZ als Antriebssystem ist die spezifische Leistung. Diese konnte in den letzten Jahren bereits signifikant gesteigert werden und liegt derzeit bei etwa 3 kW/kg für einen Stapel von Brennstoffzellen („Stack“), die elektrische Energie aus der Reaktion von Wasserstoff mit Luftsauerstoff gewinnen. Diese Leistung ist jedoch noch weit entfernt von der Effizienz einer Gasturbine (10 kW/kg). Daher wird angestrebt, einen effiziente, flugtauglichen BZ-Stack zu entwickeln. Zudem soll die Zuverlässigkeit der BZ erhöht werden, um die Sicherheitsstandards für Passagierflugzeuge zu erfüllen, und eine Skalierbarkeit zwischen 200 kW und 5 MW zu realisieren.

Die MTU unterstützt darüber hinaus die Entwicklung von Urban Air Mobility-Anwendungen, da die ersten Produktanwendungen für die BZ voraussichtlich bei niedrigeren Leistungen von etwa 200 kW beginnen. In diesem Rahmen wird ein lärmoptimierter, ummantelter Propeller entwickelt, der eine besonders leise Flugweise ermöglicht und hybrid-elektrisch betrieben wird. Hier könnte die BZ möglicherweise als erstes zum Einsatz kommen. Anschließend sind Anwendungen mit höheren Leistungen von 0,5 bis 5 MW für Zubringer- und Regionalflugzeuge geplant. In späteren Projekten ist auch die Erprobung der BZ unter realen Flugbedingungen vorgesehen.

Mit der entscheidenden Unterstützung des Ministeriums für Wirtschaft und Klimaschutz (BMWK) hat die MTU, als international agierender Hersteller von Luftfahrtantrieben, die Gesamtverantwortung für ein solch innovatives Antriebssystem übernommen.

2 Zusammenfassung

2.1 Projektstrukturplan

Abbildung 1 zeigt den Projektstrukturplan des Vorhabens. Die Projektstruktur ist gegenüber dem Antrag unverändert. Das Projekt gliedert sich in die drei Hauptarbeitspakete: HAP1 „Komponenten-Design und Auslegung (Brennstoffzelle)“, HAP2 „Integration und Test (Brennstoffzelle)“ und HAP3 „Lärmoptimierter Ducted Prop (E-SAT-Prop)“. Es gab keinen Verbundpartner in dem Vorhaben.

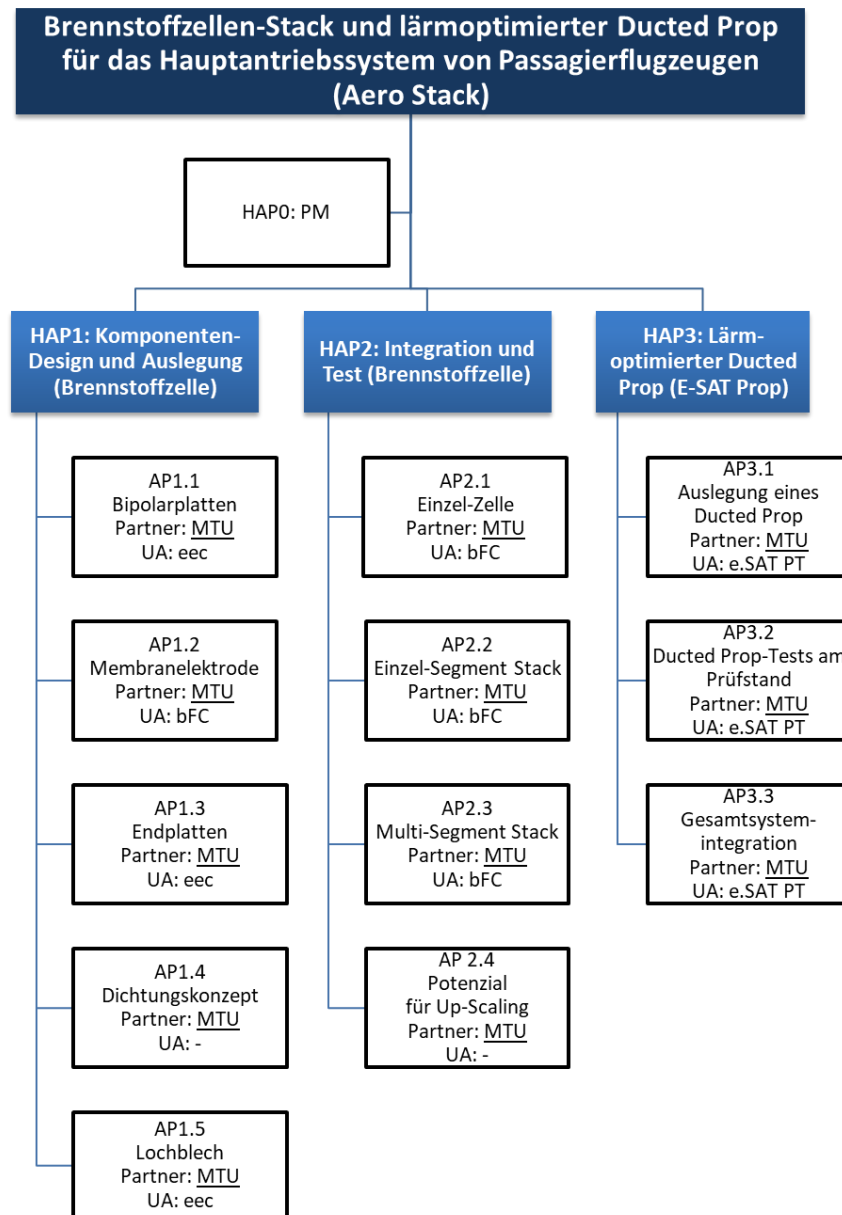


Abbildung 1: Projektstrukturplan des Gesamtvorhabens

HAP1 stellt die Design- und Auswahlphase von unterschiedlichen Brennstoffzellen-stack-Komponenten dar. Hierbei werden unterschiedliche Kombinationen und Konzepte für einen auf Luftfahrtbedingungen ausgelegten Brennstoffzellenstack optimiert. Die Zielsetzung liegt dabei in der Maximierung der Leistungsfähigkeit und der Gewährleistung der Sicherheit und Zuverlässigkeit

HAP2 beschäftigt sich mit der Integration der Komponenten und dem Testing. Hierbei wird die Komplexität und der Aufwand kontinuierlich erhöht und Wechselwirkungen mit HAP1 berücksichtigt. Zunächst werden Tests mit einzelnen Zellen und Einzel-Segment Stacks durchgeführt und das Optimum abschließend als Multi-Segment Stack getestet.

HAP3 beinhaltet die Lärmoptimierung eines Ducted Props. Hierbei findet zunächst eine umfangreiche aerodynamische und strukturmechanische Auslegung des Antriebes statt. Anschließend folgt der Test des Systems am Prüfstand. Abschließend findet eine Gesamtsystemintegration statt.

2.2 Erreichte Ergebnisse

2.2.1 HAP 1 Komponenten-Design und Auslegung (Brennstoffzelle)

2.2.2 AP 1.1 Bipolarplatten

Es wurden drei Flowfield (FF)-Varianten für eine aktive Zellfläche (AZF) von 180 cm² entwickelt. Diese Varianten unterscheiden sich in der Kanalgeometrie und Anzahl der Kanäle. Zur Bewertung wurden kleinere FFs (AZF ca. 50 cm²) gefertigt und in einer quick-connect fixture (qcF) Testzelle getestet. Basierend auf den Testergebnissen wurden zwei FF-Designs als leistungsfähig eingestuft, während Variante II verworfen wurde. Die erfolgreichen Varianten wurden in Bipolarplatten (BPP) für Einzelsegment-Tests übertragen. Designs für Variante I und III wurde gefertigt.

Basierend auf bisherigen Erkenntnissen und Feedback wurde eine neue Bipolarplatten-Variante IV aus Graphit entwickelt, welches das Flowfield einer metallischen BPP widerspiegelt. Einzelzelltests zur Überprüfung der Übertragbarkeit der bisherigen

Ergebnisse auf Variante IV wurden vorbereitet und begonnen. Die Weiterführung der Tests fanden in LuFo VI-3 Metal_Stack statt. Spezielle metallische Einlege-Flowfields wurden konstruiert und getestet. In 2024 wurde das Variante IV Design weiter verbessert, indem die Stege verbreitert wurden, um ein stabileres Design zu erreichen.

2.2.3 AP 1.2 Membranelektrode

Zehn verschiedene CCMs (Catalyst-Coated Membrane) und 17 verschiedene GDLs (Gas-Diffusions-Lagen) wurden beschafft und in AP2.1 charakterisiert. Auf Grund von Kapazitätsproblemen bei der favorisierten CCM, wurde eine zweite Screening-Phase mit neuen CCMs gestartet. Basierend auf den weitergeführten Tests wurde die beste CCM/GDL Kombination für die weiteren APs ausgewählt. Degradationstests der ausgewählten CCM/GDL Kombinationen wurden durchgeführt und ausgewertet. Die Beschaffung von CCMs/GDLs für die verschiedenen Graphit-Einzelsegment-Stacks sowie für den Multisegment-Stack fand statt. Da Varianten III und IV übereinstimmen, konnte das gleiche CCM- und GDL-Design verwendet werden. Für Variante I wurden extra CCMs/GDLs bestellt. Für den Beschaffungsprozess wurden die dementsprechenden Zeichnungen erstellt.

2.2.4 AP 1.3 Endplatten

Insgesamt wurden vier verschiedene Endplattenkonzepte inklusive Stromabnehmerplatten und Medienanschlusssysteme konzipiert, konstruiert und gefertigt. Für den ESS und MSS gibt es jeweils ein Labor- sowie ein Leichtbaukonzept. Beim Laborkonzept wurde vor allem auf das Handling geachtet. Für die Leichtbauvariante wurden neue Konzepte entwickelt und getestet, wie z.B. Hardstops aus CFK Rohren. Gefertigte System wurden jeweils mittels Fujifilm-Druckpapier getestet, um eine gleichmäßige Kompression nachzuweisen.

Zusätzlich zu den Endplattendesigns wurde ein Constant-Force-Element entwickelt und mittels 3D Druck gefertigt und getestet. Die Fertigung aller Endplattenkonzepte wurde 2024 mit den MSS Komponenten abgeschlossen.

2.2.5 AP 1.4 Dichtungskonzept

Die Arbeiten begannen mit der Charakterisierung von verschiedenen Dichtungsmaterialien, die für den ESS und MSS eingesetzt werden sollen. Insgesamt wurden acht Flachdichtungsmaterialien und vier Dispensermaterialien beschafft und getestet. Die Dichtmaterialien wurden auf Graphit-Platten aufgebracht und hinsichtlich Leckageraten und Kompressionsverhalten untersucht. Nach abgeschlossener Charakterisierung wurde ein Dichtungsmaterial ausgewählt und beschafft. Die Dichtungsapplikation für die ESS Varianten (I, III und IV) wurde entwickelt und erfolgreich mittels Dichtigkeitstests an Dummy-Stacks getestet.

Die Übertragbarkeit der entwickelten Dichtungsapplikation von graphitischen auf metallische Substrate wurde untersucht. Umformgeometrien aus Edelstahl wurden ausgelegt und gefertigt, um die Dichtungshöhe und Dichtheit zu verifizieren. Die Tests bei verschiedenen Anpressdrücken zeigten, dass das Dichtungsdesign erfolgreich abdichtet und es zu keiner Leckage kommen kann ohne die Dichtung irreversibel zu beschädigen.

2.2.6 AP 1.5 Lochblech

Um den Einfluss eines perforierten Einlegeblechs auf den Wasserhaushalt einer Brennstoffzelle zu untersuchen, wurden Tests mit Lochblechen durchgeführt. Diese hatten Perforationsgrade zwischen 20% und 75% und wurden verwendet, um die Auswirkungen auf den Innenwiderstand und den Wasserhaushalt der Membran zu analysieren. Der optimale Perforationsgrad für die Kathodenseite wurde ermittelt und Lochbleche für drei Flowfield-Varianten entworfen und hergestellt. Vergleiche mit gleichwertigen Testaufbauten ohne Lochbleche zeigten jedoch durchschnittliche Performanzminderung von etwa 10%.

Es wurde entschieden, dass eine weitere Optimierung der Lochbleche notwendig wäre, um die Leistungseinbußen zu reduzieren. Zusätzliche Tests und Hardware-Fertigungen wären erforderlich, was den Projektverlauf verzögern würde. Daher wurde die Fortsetzung dieses Arbeitspakets nicht weiterverfolgt und die Kapazitäten für andere Arbeitspakete genutzt.

2.2.7 HAP 2 Integration und Test (Brennstoffzelle)

2.2.8 AP 2.1 Einzel-Zelle

Alle in AP1.1 bis AP1.5 entwickelten Einzelzellkomponenten wurden getestet, um die optimale Komponentenkombination herauszufinden. Verschiedenste GDLs wurden hinsichtlich ihrer Kompression und Kontaktwiderstände bei unterschiedlicher Kanalgeometrie untersucht. Drei verschiedene Flowfieldvarianten wurden getestet, wobei Variante II Performanz basiert verworfen und Variante I als Standard bestimmt wurde. Polarisationskurven mit verschiedenen CCMs und GDLs führten zur Auswahl von zwei Favoriten-Kombinationen.

Messungen mit designten Lochblechen zeigten, dass der kathodenseitige Befeuchtungsbedarf verringert werden konnte, jedoch die Leistung der Zellen bei gesenkter Eingangsfeuchte abnahm.

Ein Degradationstest für die beste Kombination aus FF Variante I und CCM mit GDL zeigte höhere Degradationsraten als erwartet. Eine Ursachenforschung wurde durchgeführt. Die ausgewählten Varianten wurden für Einzelsegment-Tests mit 180 cm² aktiver Zellfläche beschafft. Arbeiten zur Bestimmung des Einflusses der Kanal- und Stegbreiten auf die Leistung der Brennstoffzelle weisen auf weiteres Optimierungspotenzial hin.

Tests zur Übertragbarkeit der bisherigen Ergebnisse auf das Variante IV Bipolarplatten-Design und die Effekte des Übergangs von Graphit auf Metall wurden durchgeführt, indem metallische Einlegeflowfields aus Edelstahl gefertigt und die Druckverluste und Strömungscharakteristika bestimmt wurden.

2.2.9 AP 2.2 Einzel-Segment Stack

Der Prüfstand für die ESS-Tests wurde eingerichtet und in Betrieb genommen. Erste Messungen am in Betrieb genommenen Prüfstand an einer Einzelsegmentzelle zur Bestimmung der Druckverluste im Anoden- und Kathodenflowfield dienten der Kalib-

rierung der Flowfield-Simulationen. Daraufhin wurden die Kanalgeometrien angepasst und die Bipolarplatten-Hardware für die short-ESS-Tests bestellt.

Der erste vollständige short-ESS wurde im Dezember 2022 aufgebaut und im Januar 2023 in Betrieb genommen. Nach einem erfolgreichen Dichtigkeitstest wurde die ESS Variante III aktiviert und die Leistungscharakteristik des Stacks ermittelt, welche eine Leistung von 1,7 kW zeigte. Hochgerechnet auf einen MSS 400 Zeller würde das 340kW ergeben. Polarisationskennlinien und Messungen aus dem Flugmissionsprofil wurden durchgeführt, jedoch lieferte die Stromdichtemessplatte fehlerhafte Messungen.

Der Stack wurde im Counter-Flow und Co-Flow Betrieb charakterisiert, wobei Wasseransammlungen im unteren Medienmodul zu Störungen führten. Diese Erkenntnisse flossen in die Weiterentwicklung der Laborendplatte für ESS Variante I ein.

2024 wurde der ESS Variante I in Betrieb genommen, jedoch kam es zu einer Leckage. Im Juni 2024 wurde nach mehreren erfolglosen Iterationen entschieden, direkt auf den Variante IV ESS zu wechseln. Ende Q2 2024 wurde der ESS Variante IV aufgebaut und getestet, jedoch kam es zu einem Bruch von mehreren Koppelplatte und der Versuch wurde gestoppt. Eine Weiterführung der Experimente ist mit Eigenmittel geplant.

2.2.10 AP 2.3 Multi-Segment Stack

2022 fand die Optimierung der internen und externen Medienführung für den MSS statt, basierend auf Erfahrungen aus Einzelzell- und Einzelsegment-Tests. Anpassungen in den Zu- und Ableitungen sowie der Instrumentierung wurden umgesetzt. Ein Konzept zur Versorgung des Stacks am Prüfstand bei balticFuelCells GmbH wurde erstellt und zusätzliche Testkomponenten integriert um den Teststand finalisieren zu können.

Die Bipolarplatten für den short-MSS Variante III wurden gefertigt, und eine Positionierhilfe sowie Halterung für die Dichtungsapplikation konstruiert. Aufgrund von Be-

schaffungsengpässen wurde Variante IV für den short-MSS verwendet und verstärkt, um Brüche, bekannt aus den ESS Tests, zu verhindern. Aufgrund von Undichtheiten während dem ersten Aufbau des short-MSS, mussten mehrere Iterationen der Assemblierung durchgeführt werden bis die Undichtigkeiten beseitigt waren. Dies führte zu einer Verzögerung des finalen Einbaus in den Teststand und der short-MSS Test konnte nicht mehr innerhalb des Förderzeitraums durchgeführt werden. Um die Vorhabensziele trotzdem zu erreichen, wird der short-MSS Test und die Optimierung der Betriebsbedingungen im Anschluss an das Fördervorhaben auf MTU Eigenmitteln durchgeführt. Auf Grund von Erkenntnissen aus dem short-ESS als auch parallel laufenden Fördervorhaben (EbAnDo228) wird aber erwartet, dass sich die Betriebsbedingungen aus dem short-ESS übertragen lassen.

2.2.11 AP 2.4 Potenzial für Up-Scaling

Im Arbeitspaket wurde zuerst die Fertigungstiefe des Stacks und der Entwicklung einer Prozesskette für die Stack-Fertigung festgelegt, wobei auch Aspekte der Qualitätssicherung und Dokumentation in der Luftfahrt berücksichtigt wurden. Mehrere potenzielle Auftragnehmer für die Produktionsphasen wurden kontaktiert, und die Designs des Multisegment-Stacks wurden mit Herstellern diskutiert und deren Feedback integriert. Es wurde intensiv nach einem Dienstleister für die Stack-Assemblierung gesucht, jedoch fand sich keiner mit geeigneter Anlage. Daher wurden Anlagenhersteller kontaktiert und zwei Grobkonzepte erstellt. Aufgrund hoher Kosten und langer Lieferzeiten war eine genaue Kostenabschätzung der Serienfertigung nicht möglich. Kosten und Gewicht eines Stacks wurden jedoch basierend auf den einzelnen Komponenten berechnet.

2.2.12 HAP 3 Lärmoptimierter Ducted Prop (E-SAT Prop)

2.2.13 AP 3.1 Aerodynamische und strukturmechanische Auslegung eines lärmoptimierten Ducted Prop

Das AP 3.1 beinhaltet sowohl die Entwicklung und Auslegung als auch die anschließende Konstruktion des Ducted Prop Prüfstands. Dabei umfasst die Auslegung des

Prüfstands die aerodynamische, die aeroelastische und die aeroakustische Entwicklung eines ersten Demonstrators „Bau 0“.

Ein Ducted-Prop mit 109 dB Gesamtschallleistungspegel reduziert gegenüber einem freien Propeller den Schalldruckpegel in 300 m Entfernung um über 25 dB von 75 dB auf 50 dB. Bei der aerodynamischen Auslegung konnte eine Schaufelzahlkombination von 7 Rotorschaukeln und 10 Statorschaukeln sowohl die Schubanforderungen als auch die Anforderungen an die Lärmemissionen erfüllen. Dabei war besonders zu beachten, dass der King-Stator zur Führung der Welle über eine größere Profildicke verfügen muss, als aerodynamisch für die regulären Statoren vorgesehen ist. Deswegen musste der King-Stator aerodynamisch separat ausgelegt werden. Dieser erhöht den Gesamtschallleistungspegel nur geringfügig um 3dB auf 112 dB.

Um das Gewicht des lärmoptimierten Props möglichst gering zu gestalten, werden leichte Faserverbundwerkstoffe verwendet, wodurch sich aber das Schwingungsverhalten der Schaufeln gegenüber konventionellen metallischen Schaufeln ändert. Die aeroelastische Berechnung der CFK-Schaukeln stellte sich u.a. aufgrund des Lagenaufbaus des Werkstoffs wesentlich herausfordernder dar, als bei konventionellen metallischen Schaufeln. Dennoch konnte die strukturmechanische Belastung der Rotorschaukeln und Schaufelanbindung als unkritisch bewertet werden. Somit konnte eine konstruktive Auslegung des Ducted Prop Prüfstands auch hinsichtlich Lagerung, Wellen, Getriebe/Getriebekühlung und Rotordynamik erfolgen.

2.2.14 AP 3.2 Ducted Prop-Tests am Prüfstand

Das Arbeitspaket 3.2 beinhaltet sowohl die Beschaffung, Fertigung, Montage und Installation sämtlicher mechanischer Prüfstandskomponenten und der Messtechnik, als auch die Inbetriebnahme des Bau 0 Ducted Prop Prüfstands und die Testkampagne. Nach der Auslegung wurden alle erforderlichen Bauteile gefertigt bzw. beschafft und in der Prüfstand der Maschinenhalle des Institut für Strahlantriebe und Turbomaschinen (IST) der RWTH Aachen aufgebaut und anschließend in mehreren Schritten in Betrieb genommen.

Die Messung des Schalleistungspegels des Bau 0 Ducted Prop fiel durch Schallanregung infolge von Schaufelschwingungen 10 dB höher aus, als durch die Auslegung vorhergesagt worden ist. Durch einen Vergleich der akustischen Messdaten mit den

gemessenen Schaufelschwingungen konnte der Anteil der Schalleistung, der durch die Schaufelschwingungen generiert wird, auf 7 dB quantifiziert werden. Somit beträgt die eigentliche Differenz der Auslegung zur Messung lediglich 3 dB, was für eine hohe Qualität des Auslegungsverfahrens spricht. Durch die Analyse der Schallanregungen konnten zusätzliche Weiterentwicklungspotentiale des Ducted Props zur Reduktion der Schallemissionen identifiziert werden. Deren Potential wird dabei zu 5 dB abgeschätzt. Durch den Einsatz akustischer Liner im Gehäuse des Ducted Props sind weitere Reduktionen der Schallemissionen um 5 dB möglich. Die Zielvorgaben in Form eines Schalldruckpegels in 300 m Entfernung von 50 dB(A) sind damit erreichbar.

2.2.15 AP 3.3 Gesamtsystemintegration

Das Arbeitspaket 3.3 beinhaltet einerseits die Entwicklung und Auslegung des hybrid-elektrischen Powerplant Prüfstands, sowie dessen Aufbau mit Test, und in einem zweiten Teil die Vorauslegung eines mit Wasserstoff betriebenen Brennstoffzellensystems für eine Fluganwendung in einem e.SAT Flugtaxi.

Dabei umfasst die Auslegung des Prüfstands die Entwicklung des eBoosts, der Thermalsysteme, des Wellenstrangs sowie des Kupplungs- und Dämpfersystems eines ersten Demonstrators „Bau 0“. Die Leistungsanforderungen an den Bau 0 Powerplant wurden aus den Daten der Flugleistungsrechnung des e.SAT-Flugzeugs abgeleitet. Als Verbrennungsmotor des hybrid-elektrischen Antriebsstrangs dient der bereits kommerziell verfügbare Flugmotor Rotax 915 iS. Der Elektromotor wird als eBoost verwendet, der die Leistungsspitzen bspw. beim Start des Flugzeugs abdecken kann. Damit wurde gezeigt, dass eine Lösung für eine Flugmission von 500 km Reisestrecke mit einer Start- und Steigflugphase von 5 min und eine Reisezeit von 1h:40min mit einem leistungsfähigen E-Motors innerhalb der Nabe grundsätzlich möglich ist. Für dieses Flugszenario ergibt die Flugleistungsrechnung eine notwendige Leistung pro Antriebsseite von 127 kW für die Start- und Steigphase und 85 kW für die Phase des Reiseflugs. Um Gewicht und Volumen des Brennstoffzellensystems möglichst gering zu halten, wird das Brennstoffzellensystem so ausgelegt, dass es lediglich die elektrische Leistung für die Phase des Reiseflugs alleine bereitstellt. Für die leistungsintensivere aber wesentlich kürzere Start- und Steigphase wird eine

Batterie zur zusätzlichen Bereitstellung elektrischer Leistung vorgesehen, wie es auch im Fall des hybrid-elektrischen Antriebsstrangs als eBoost vorgesehen ist. Als Brennstoffzelle wurde eine Polymerelektrolyt-Membran Brennstoffzelle (PEM BZ) ausgewählt.

3 Technische Darstellung der Arbeitspakete

Ausführliche Beschreibung der Ergebnisse in den einzelnen Arbeitspaketen.

3.1 HAP 1 Komponenten-Design und Auslegung (Brennstoffzelle)

3.1.1 AP 1.1 Bipolarplatten

Im Jahr 2020 wurden drei Flowfield (FF)-Varianten für eine aktive Zellfläche (AZF) von 180 cm² pro Segment (Einzelsegment) entwickelt. Diese Varianten unterscheiden sich in der Anzahl der Kanäle, der Kanalgeometrie (Kanalbreiten, Stegbreiten, Kanalhöhen) und dem Verlauf der Kanäle. Zur Bewertung der drei FF-Varianten wurden 2021 kleinere FFs (AZF ca. 50 cm²) designt und gefertigt, die wesentliche Merkmale der 180 cm² FFs enthalten. Diese kleineren FFs wurden in einer quick-connect fixture (qcF) Testzelle der Firma balticFuelCells getestet. Die qcF ermöglicht ein schnelles Öffnen und Wiederverschließen von Zellen bei reproduzierbarem Anpressdruck und erlaubt so das effiziente Wechseln und Testen verschiedener Zell-Komponenten.

Basierend auf den Testergebnissen in AP 2.1 wurden zwei der FF-Designs als leistungsfähig eingestuft. Die Entscheidungskriterien umfassten die resultierende Spannung an verschiedenen Designpunkten, Stromdichteverteilungsmessungen und Impedanzmessungen. Ein Design (Variante II) fiel deutlich ab und wurde nicht weiter verfolgt. Die beiden erfolgreichen Varianten wurden in Bipolarplatten (BPP) für Einzelsegment-Tests (AZF 180 cm²) übertragen. Die Konstruktion für Variante III ist abgeschlossen und ein erster Prototyp wurde gefertigt. Für Variante I folgte das Design und die Fertigung im Q1/2022.

Für den Einsatz in der Luftfahrt ist ein Wechsel von graphitischen zu metallischen

Bipolarplatten wegen des verringerten Platzbedarfs anzustreben. Um die Übertragbarkeit der entwickelten Designs von Graphit auf Metall sicherzustellen, wurde für Variante III ein metallisches Design sowohl für die Einzel- als auch für die Multisegmentplatte abgeleitet. Diese Designs dienten als Grundlage für Diskussionen mit Herstellern bezüglich der Machbarkeit mittels Tiefziehen oder Hydroformen. Das Feedback der Hersteller floss in das Design der Bipolarplatte ein.

Auf Basis der bisherigen Erkenntnisse und des Feedbacks der BPP-Hersteller wurde eine zusätzliche Bipolarplatten-Variante IV in Graphit entwickelt. Diese neue Variante besitzt die gleichen Port-Geometrien und äußeren Abmessungen wie Variante III, weist jedoch ein geändertes Flowfield auf. Der benötigte Umformgrad im Bereich der aktiven Zellfläche wurde reduziert, um eine prozessstabilere Fertigung in Metall zu ermöglichen. Gleichzeitig wurde der Druckverlust auf Anoden- und Kathodenseite niedrig gehalten, um die Kompatibilität mit den Luft- und H₂-Versorgungssystemen zu gewährleisten.

Um die Übertragbarkeit der bisherigen Testergebnisse aus den Einzelzellversuchen auf das Variante IV Design zu überprüfen, wurden erneut Einzelzelltests mit den ausgewählten Favoriten-Komponenten für die Catalyst Coated Membrane (CCM) und Gas Diffusion Layer (GDL) vorbereitet und begonnen. Um die Übertragbarkeit von Graphit auf Metallbauteile zu gewährleisten, wurden spezielle metallische Einlege-Flowfields konstruiert und gefertigt, die im quick-connect fixture-Aufbau getestet werden können. Diese Tests nutzen freigewordene Ressourcen aus dem unterbrochenen AP 1.5 Lochbleche.

In 2024 wurde das Variante IV Design weiter verbessert, basierend auf den Testresultaten in AP2.2. Stege wurden verbreitert um ein stabileres Design herzustellen.

Das Arbeitspaket 1.1 zur technischen Entwicklung der Bipolarplatten ist damit abgeschlossen. Die Ergebnisse erweitern den ursprünglichen Antrag und schaffen Anschlussfähigkeit an weiterführende Arbeiten zu metallischen Bipolarplatten in zukünftigen Projekten.

3.1.2 AP 1.2 Membranelektrode

Im Rahmen des Projekts wurden zehn verschiedene CCMs (Catalyst-Coated Membrane) von sechs verschiedenen Herstellern und 17 verschiedene GDLs (Gas-Diffusions-Lagen) von fünf verschiedenen Herstellern beschafft und charakterisiert. Zu Beginn des Jahres 2022 wurden jeweils zwei favorisierte Produkte ausgewählt, die im weiteren Projektverlauf verwendet wurden. Diese Auswahl basierte auf den Testergebnissen in AP 2.1.

Basierend auf den Designs der Einzelsegment-Bipolarplatten wurden technische Zeichnungen der Einzelsegment-CCM und -GDLs erstellt. Der Einkauf der beiden GDL-Typen sowie einer CCM ist für beide Bipolarplatten-Designs (Variante I und Variante III) abgeschlossen. Es wurden weitere Konstruktionszeichnungen für die Multisegment-CCM und GDL erstellt.

Da die hohe Auslastung der Komponenten-Hersteller die kontinuierliche Beschaffung erschwerte, wurde eine zweite Screening-Phase für CCMs durchgeführt. Fünf weiterentwickelte CCMs und sechs Produkte von zwei neuen Herstellern wurden beschafft und getestet.

Die Beschaffung von CCMs für den Graphit-Einzelsegment-Stack (ESS) der Flow-field-Variante IV fand statt. Da die Varianten III und IV in ihren Abmessungen der aktiven Zellfläche und den Portgeometrien übereinstimmen, kann das gleiche CCM- und GDL-Design für die neue BPP Variante IV verwendet werden. Zusätzlich lief die Beschaffung für die 7-Lagen MEA für den Multisegmentstack (MSS). Auch dieses Arbeitspaket 1.2 ist damit bezüglich der technischen Entwicklung abgeschlossen (Komponenten-Auswahl und Design).

3.1.3 AP 1.3 Endplatten

Die Labor-Endplatten für die ESS Tests wurden ausgelegt, konstruiert und hergestellt. Diese umfassen die beiden Endplatten, zwei Medienmodule, zwei Stromabnehmerplatten und Zugstangen als Verspannelemente. Eine CAD-Darstellung der Endplatten-Hardware ist in Abbildung 2 zu sehen.

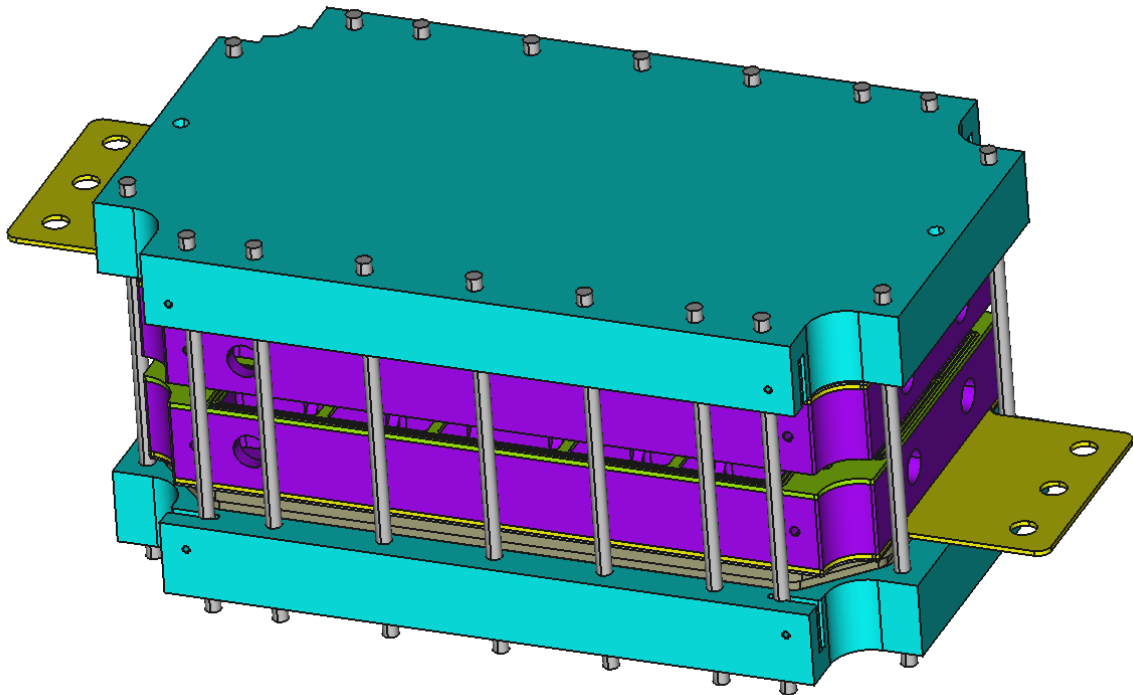


Abbildung 2: CAD-Darstellung der Endplatten-Hardware der ESS. Endplatten sind in türkis, die Medienmodule in lila, Stromabnehmerplatten in grün-gelb und Zuganker in grau dargestellt.

Für die Entwicklung von Leichtbau-Endplatten wurde ein zusätzlicher Unterauftrag an die TU Ilmenau vergeben. Ein Federelement aus 1.4404-Edelstahl wurde entwickelt, das eine konstante Kraft über einen größeren Bereich der Kraft-Weg-Kurve aufweist. Eine Patentanmeldung für dieses Federelement wurde durchgeführt.

Die Labor-Endplatten-Hardware wurde im ESS-Test der Variante III eingesetzt. Dabei konnten einige Schwachstellen identifiziert werden, wie Probleme beim Wasseraustrag aus den Endplatten. Basierend auf diesen Erkenntnissen wurde die Einzelsegment-Endplatten-Hardware weiterentwickelt. Bei den neuen Konzepten wurde auf das Medienmodul verzichtet, was eine Anpassung der Endplatten und Stromabnehmerplatten erforderte. Das abgeänderte Konzept wurde für die Einzelsegment Varianten I und III umgesetzt.

Die Entwicklung der Leichtbau-Endplattenhardware erfolgt für den ESS und den

MSS. Ein Konzept auf Basis von Constant-Force-Elementen (CFE) wurde entwickelt und Prototypen mittels 3D-Druck gefertigt. Aufgrund von Fertigungsproblemen wird dieses Konzept aktuell nicht weiterverfolgt. Nach dem Druckvorgang müssen die Federelemente gegläht werden, um die gewünschte Eigenschaft eines Constant-Force-Arbeitsbereichs herzustellen. Dies ist gelungen, jedoch veränderten die gedruckten Elemente nach einigen Kompressions- und Entspannungszyklen ihre Federeigenschaften hin zu einer linearen Kraft-Weg-Kurve, was auf Gefügeänderungen im Metall zurückzuführen ist.

Ein weiteres Konzept für eine Leichtbauendplatte wurde entwickelt. Die Konstruktion besteht aus einer leichten, berippten Druckplatte aus hochfestem Aluminium (Aluminium 7075-T6, $R_{p0.2}=460 \text{ N/mm}^2$, $R_m=520 \text{ N/mm}^2$), kombiniert mit einer Isolationsebene aus Kunststoff. Die Eignung einer zweischichtigen Stromabnehmerplatte aus Edelstahl/Aluminium wird geprüft. Die Verspannung erfolgt durch zylinderförmige Zuganker mit Hardstopps aus CFK-Rohren. Ein Foto der gefertigten, berippten Endplatte für den ESS ist in Abbildung 3 zu sehen.



Abbildung 3: Foto der gefertigten gerippten Endplatte für den ESS.

Die Entwicklung der Leichtbau-Endplattenhardware für den MSS basiert auf den Erkenntnissen aus den ESS Experimenten. Das Anforderungsprofil für die MSS-Endplattenhardware ist anspruchsvoller, da die größere aktive Zellfläche zu einer höheren Gesamt-Durchbiegung (3.5 – 4 mm vs. ~2 mm) führt. Dies erfordert eine signifikante Verkürzung der Druckplatte in horizontaler Dimension, was eine Anpas-

sung der Zugankerpositionen notwendig macht. In 2024 fand die Fertigung der Leichtbau-MSS-Endplattenhardware statt. Die Auslegung wurde mit Hilfe von Fujifilm Druckpapier durchgeführt. Es wurde gezeigt, dass mit der Leichtbau-Endhardware eine gleichmäßige Kompression hergestellt werden konnte.

3.1.4 AP 1.4 Dichtungskonzept

Die Arbeiten für AP 1.4 begannen 2021 mit der Charakterisierung verschiedener Dichtungsmaterialien für die ESS und MSS. Insgesamt wurden acht Flachdichtungsmaterialien von vier verschiedenen Herstellern sowie vier Dispensermaterialien von vier verschiedenen Herstellern beschafft und getestet. Um die Dichtmaterialien zu testen, wurden Graphit-Platten mit einer speziellen Geometrie hergestellt, die einem Anoden/Kathodenport-Design einer Einzelsegment-BPP entsprechen. Die verschiedenen Dichtmaterialien wurden nacheinander auf die Graphit-Platten aufgebracht, verpresst und die Innenräume der Platten mit Wasserstoff gefüllt. Daraus wurden die Leckageraten und das Kompressionsverhalten der Dichtmittel bestimmt. Der Versuchsaufbau und die benutzten Graphitplatten sind in Abbildung 4 zu sehen.

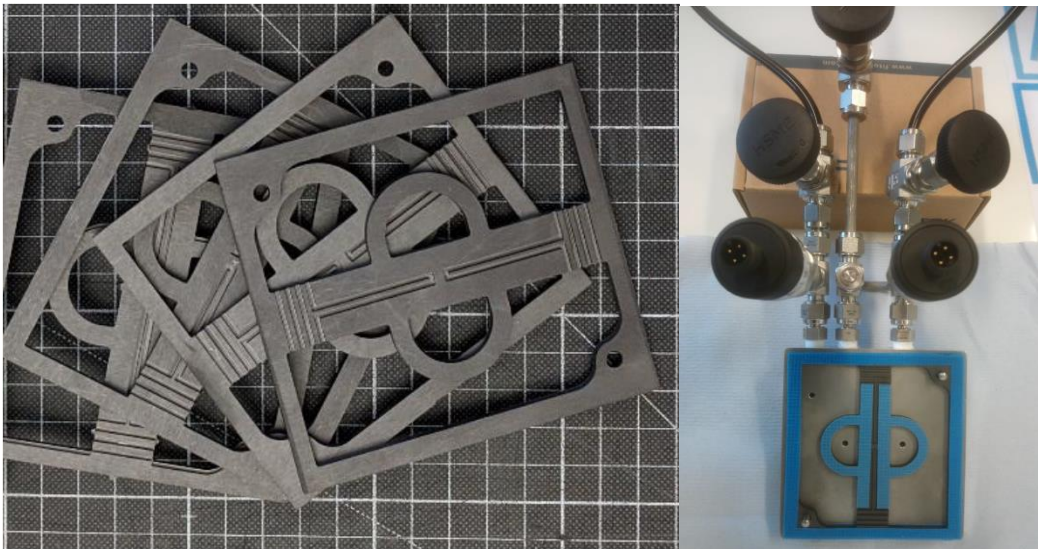


Abbildung 4: links: Graphit-Platten für die Charakterisierung verschiedener Dichtungsmaterialien; rechts: geöffneter Messaufbau. Graphit-Platte mit aufgebrachtener Dichtung in blau und Gasanschlüssen (Quelle: baltic Fuel Cells GmbH)

Der Einkauf und die Charakterisierung der Dichtungsmaterialien wurden abgeschlos-

sen. Verschiedene Dichtmittel wurden hinsichtlich ihrer Dichtwirkung, ihres Kompressionsverhaltens, ihrer Eignung für Prototypen und Serienproduktion, ihrer Verarbeitbarkeit, ihres Aushärteprozesses sowie ihrer Lagerung und Transportfähigkeit untersucht. Ein bevorzugtes Dichtmittel wurde anhand dieser Kriterien ausgewählt.

Auf Basis des BPP-Designs und des ausgewählten Dichtmittels wurde die Dichtungsapplikation für den ESS Variante III erstellt und getestet. Die BPP der Einzelsegment Variante III wurden anschließend mit dem Dichtmittel versehen und zu einem „Dummy-Stack“ zusammengebaut, der erfolgreich auf Dichtigkeit geprüft wurde. Anschließend wurde der Einzelsegment „short stack“ aufgebaut und erwies sich ebenfalls als dicht.

Für die Varianten I und IV wurden ebenfalls Dichtungsapplikationen erstellt und getestet. Für die beide Varianten wurde anschließend ein „Dummy-Stack“ aufgebaut, die erfolgreich auf Dichtigkeit geprüft wurden.

Als Erweiterung zu den ursprünglich geplanten Aktivitäten in AP 1.4 wurde die Übertragbarkeit der entwickelten Dichtungsapplikation (ausgewähltes Dichtmittel und Design der Dichtnuten) von graphitischen auf metallische Substrate untersucht. Dazu wurden vom Unterauftragnehmer electromotive engineering & consulting GmbH Umformgeometrien aus 1.4404 Edelstahl designt und hergestellt (siehe Abbildung 5). Diese wurden bei balticFuelCells GmbH mit Dichtmittel versehen. Hierbei konnte die benötigte Aufbau-Höhe der Dichtung in den umgeformten Dichtnuten verifiziert werden.

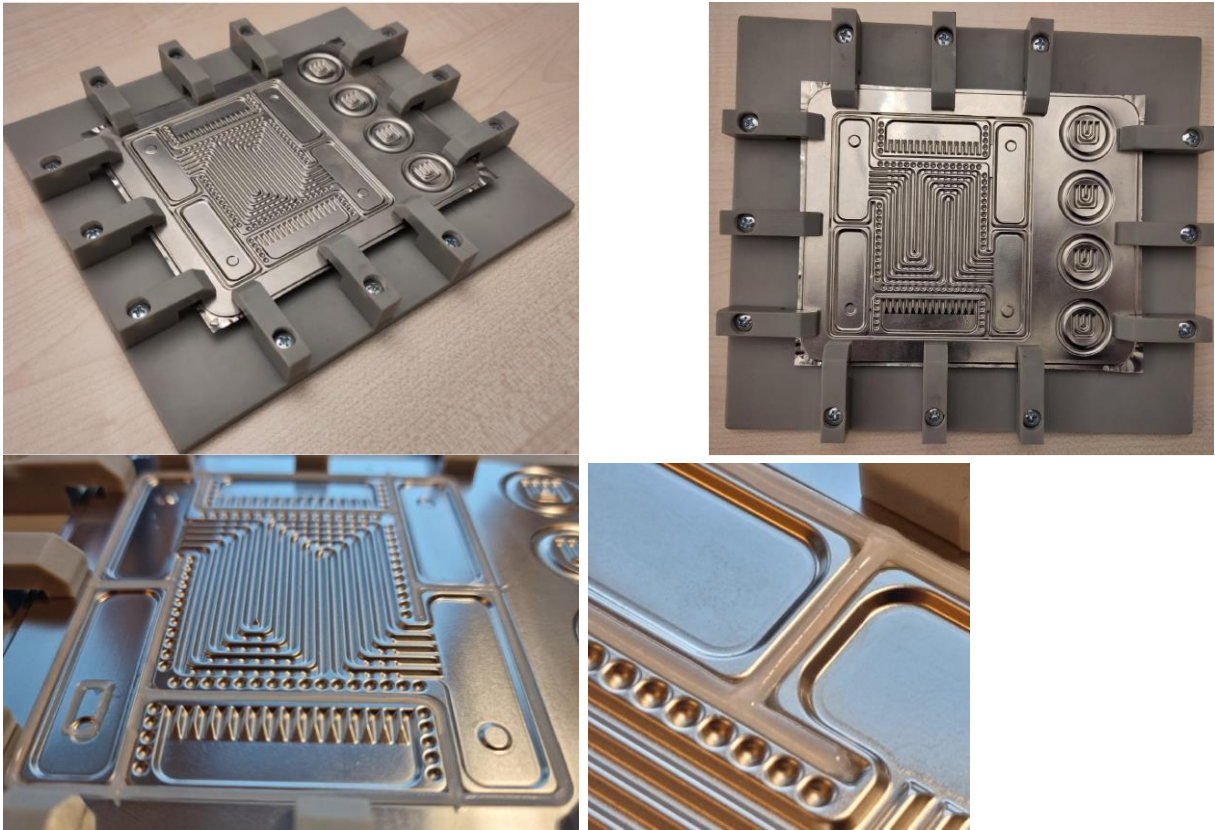


Abbildung 5: Aufnahmen der metallischen Umformteile zur Überprüfung der entwickelten Dichtungssapplikation auf metallischen Substraten.

Anschließend wurden Tests mit den metallischen Umformteilen durchgeführt, um herauszufinden, bis zu welchem maximalen Differenzdruck (Innendruck Zelle vs. Umgebungsdruck) das Dichtungsdesign erfolgreich abdichtet und wie ein Fehlerfall aussieht.

Nach dem Test wurde die Testzelle auseinanderggebaut und die Dichtung optisch untersucht. Es konnten keine Beschädigungen der Dichtung festgestellt werden. Die Reversibilität der Leckage durch Erhöhung des Anpressdrucks deutet darauf hin, dass die Dichtung im Fehlerfall „ausweicht“ und Gas nach außen austreten kann, ohne zu desintegrieren oder beschädigt zu werden.

3.1.5 AP 1.5 Lochblech

Zur Untersuchung der Auswirkung eines perforierten Einlegeblechs zwischen FF und GDL auf den Wasserhaushalt einer Brennstoffzelle wurden Voruntersuchungen mit

kleinen Lochblechen (ca. 4 cm²) mit Perforationsgraden zwischen 20% und 75% durchgeführt. Mit diesen Lochblechen wurde der Einfluss auf die Zell-Innenwiderstände und den Wasserhaushalt der Membran untersucht. Der optimale Perforationsgrad für eine definierte relative Feuchte der Versorgungs-Luft auf der Kathodenseite wurde ermittelt. Da die relative Feuchte durch Wasserproduktion in der Zelle entlang der Lauflänge eines FF ansteigt, muss sich auch der Perforationsgrad entlang der Lauflänge verändern. Ein idealer Perforationsgradient wurde für die EZ-Tests in AP 2.1 abgeleitet.

Mit dem ermittelten Perforationsgradienten wurden Lochbleche für die drei FF-Varianten designt und gefertigt. Der Einfluss auf die Performance einer Einzelzelle wurde evaluiert. Bei einem vollständigen Verzicht auf Kathodenbefeuchtung und voller Befeuchtung der Anode konnte ein positiver Performance-Einfluss nachgewiesen werden. Die Idee, Austrocknungseffekte der Membran zu verringern, wurde bestätigt. Für eine Kosten/Nutzen-Analyse muss jedoch die Performance der Zelle im Betrieb mit Lochblech bei unbefeuchteter Kathode mit der Performance einer Zelle ohne Lochblech und befeuchteter Kathode verglichen werden. Dabei wurden durchschnittliche Performance-Minderungen um 10% festgestellt.

Es wurde beschlossen, dass eine weitere Optimierung der Lochbleche notwendig ist, um den Performance-Verlust zu verringern, bevor eine Weiterführung in die Einzelsegment-Phase sinnvoll ist. Dies erfordert zusätzliche Tests und Hardware-Fertigungen. Die Durchführung dieser Arbeiten wird aktuell als nicht zielführend erachtet, da sie den Projektverlauf verzögern würden. Eine Weiterführung dieses Arbeitspakets im Rahmen von Aero_Stack wurde nicht weiterverfolgt. Die verbleibenden Kapazitäten werden für eine Erweiterung des Projektumfangs in AP 1.1, 1.3 und 2.1 eingesetzt.

3.2 HAP 2 Integration und Test (Brennstoffzelle)

3.2.1 AP 2.1 Einzel-Zelle

In den Arbeitspaketen 1.1 bis 1.5 entwickelten Zellkomponenten für Einzel-Zellen wurden in diesem AP getestet, um die besten Kombinationen aus FF, Lochblechen,

GDLs und CCMs auszuwählen.

Zahlreiche GDLs wurden hinsichtlich ihrer Kompression und Kontaktwiderstände bei unterschiedlichen Kanalgeometrien untersucht. Drei FF-Varianten (I, II und III) wurden mit einer Standard-CCM und verschiedenen GDLs getestet. Zwei der drei FFs erwiesen sich als ähnlich performant, während Variante II verworfen wurde.

Alle Messungen wurden mit den in AP 1.5 designten Lochblechen wiederholt. Für Varianten I und III konnte der kathodenseitige Befeuchtungsbedarf durch den Einsatz eines Lochblechs verringert werden, jedoch nahm die Leistung der Zellen bei gesenkter Eingangsfeuchte der Kathodenluft ab.

Das FF Variante I wurde als Standard-FF bestimmt. Polarisationskurven mit einer Standard-GDL und zehn verschiedenen CCMs wurden durchgeführt, wobei die Anzahl der zu testenden CCMs auf sechs reduziert wurde. Anschließend wurden das FF mit einer Standard-CCM und verschiedenen GDLs gemessen, wodurch die Anzahl der GDLs auf zwei reduziert wurde. Zwei Favoriten-Kombinationen aus CCM und GDL werden ausgewählt.

Für die performanteste Kombination aus FF Variante I und CCM mit GDL wurde ein Degradationstest durchgeführt, basierend auf einer vereinfachten Flugmission. Höhere Degradationsraten als vom Hersteller angegeben wurden festgestellt, und die Ursachenforschung durchgeführt. Die ausgewählten Varianten wurden in eine Einzelsegment-Variante mit 180 cm² aktiver Zellfläche übersetzt und für die folgenden Einzelsegment-Tests in AP 2.2 beschafft.

Zusätzlich wurden Arbeiten zur Bestimmung des Einflusses der Kanal- und Stegbreiten auf die Leistung der Brennstoffzelle durchgeführt. Sechs verschiedene Mehrkanal-Serpentinen-Flowfields wurden ausgelegt und gefertigt. Die Testergebnisse weisen auf weiteres Optimierungspotenzial hin.

Die 2022 gestarteten Degradationsmessungen der performantesten Kombination aus

GDL und CCM wurden 2023 abgeschlossen. Abbildung 6 zeigt einen Ausschnitt der aufgenommenen Messdaten für unterschiedliche Betriebspunkte. Der Unterschied zwischen den bestimmten Degradationsraten und den Degradationsprofilen der CCM-Hersteller konnte größtenteils auf reversible Degradation zurückgeführt werden. Dies unterstreicht die Notwendigkeit, in zukünftigen Projekten ein luftfahrtspezifisches Vorgehen für beschleunigte Alterungstests zu entwickeln.

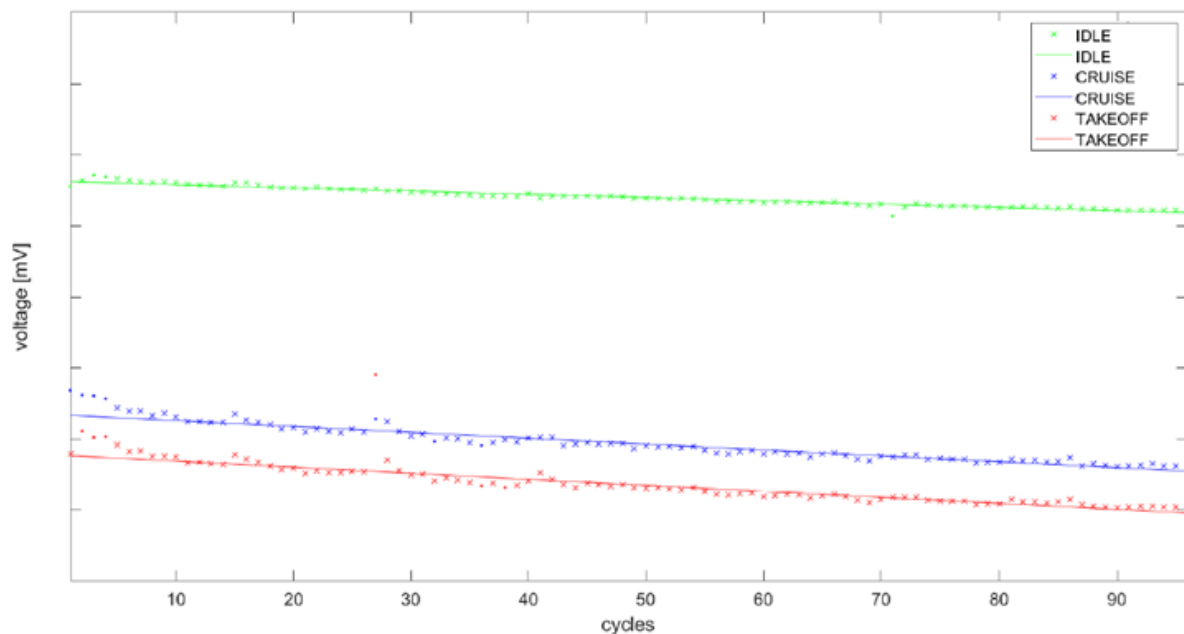


Abbildung 6: Ausschnitt der Messdaten eines Degradationstest für Idle, Cruise und TakeOff Betriebspunkt

Im Einzelzellen-Teststand wurden verschiedene Einfahrprozeduren sowie Ein- und Ausschaltvorgänge erprobt. Da nur jeweils eine CCM und eine GDL der zwei ausgewählten Favoriten weiterhin beschafft werden konnte, wurde eine zweite Screening-Phase für CCMs durchgeführt. Insgesamt elf CCMs wurden charakterisiert.

AP 2.1 wurde um eine Testkampagne erweitert, um die Übertragbarkeit der bisherigen Testergebnisse auf das Variante IV Bipolarplatten-Design zu überprüfen und die Effekte des Übergangs von Graphit auf Metall zu untersuchen. Metallische Einlege-flowfields aus 1.4404 Edelstahl wurden gefertigt und in den Einzelzellenteststand implementiert. Der Anpressdruck auf die Zelle wurde variiert, und es wurden Tests mit Stickstoff durchgeführt, um die Druckverluste und Strömungscharakteristika des

neuen Testaufbaus zu bestimmen.

3.2.2 AP 2.2 Einzel-Segment Stack

Der Prüfstand für die Tests der ESS wurde aufgebaut und in Betrieb genommen. Zur Verifizierung der Kanalgeometrien des Flowfields der Bipolarplatte wurden zunächst Messungen an einer einzelnen Einzelsegmentzelle durchgeführt, um die Druckverluste im Anoden- und Kathodenflowfield zu bestimmen. Diese Ergebnisse dienten zur Kalibrierung der MTU-internen Flowfield-Simulationen und zur Verifizierung der maximal zulässigen Druckverluste im Stack.

Auf Basis der Messergebnisse wurden die Kanalgeometrien des Flowfields angepasst und die Bipolarplatten-Hardware für die short-ESS Tests bestellt. Nach mehreren Versuchen wurde der erste „vollständige“ short-ESS im Dezember 2022 fertig aufgebaut und ging im Januar 2023 in Betrieb. Eine Stromdichtemessplatte (CSS) wurde beschafft, um den erzeugten Strom und die Temperatur orts aufgelöst zu messen.

Nach einem erfolgreichen Dichtigkeitstest wurde die ESS Variante III in Betrieb genommen. Messungen zur Bestimmung der Druckabfälle und zur Kalibrierung der CFD-Simulationen wurden durchgeführt. Der Stack wurde elektrochemisch aktiviert und die Leistungscharakteristik des Stacks wurde anhand eines Messprogramms abgefahren. Polarisationskennlinien bei verschiedenen Temperaturen und Drücken sowie Messungen an definierten Arbeitspunkten aus dem Flugmissionsprofil des Gesamt-Systems „Flying Fuel Cell“ wurden durchgeführt. Leider lieferte die Stromdichtemessplatte fehlerhafte Messungen und wurde zur Reparatur zurückgesendet. Auf Grund des unbekanntes Einflusses der Stromdichtemessplatte auf den Testbetrieb und der Dringlichkeit der anstehenden ESS Tests zur Erreichung der Vorhabensziele wurde sich entschlossen, die Platte nicht in den im Fördervorhaben enthaltenen Tests weiterzuverwenden.

Der Stack wurde im Counter-Flow und Co-Flow Betrieb charakterisiert. Die Messungen wurden durch Wasseransammlungen im unteren Medienmodul erschwert, was zu Störungen führte. Diese Erkenntnis wurde in die Weiterentwicklung der Laborend-

platte für den ESS Variante I umgesetzt. Der 10-Zeller mit 180 cm² erreichte eine Leistung von 1,7 kW, was auf die volle aktive Zellfläche des MSS-Designs skaliert eine Nennleistung von 340 kW ergibt.

Zusätzlich wurde 2023 der zweite short-ESS, Variante I, designt, die Komponenten gefertigt und der Stack aufgebaut. Nach erfolgreicher Verifizierung der Dichtigkeit wurde der Stack voll funktionsfähig aufgebaut und in den Teststand integriert (siehe Abbildung 7). Aufgrund eines technischen Defekts im Prüfstand konnte der ESS Variante I erst im Januar 2024 in Betrieb gehen. Jedoch kam es zu einer Leckage während des Einfahrens. Nach mehreren erfolglosen Iterationen im Stackaufbau wurde im Juni 2024 entschieden, direkt auf den Variante IV ESS zu wechseln.

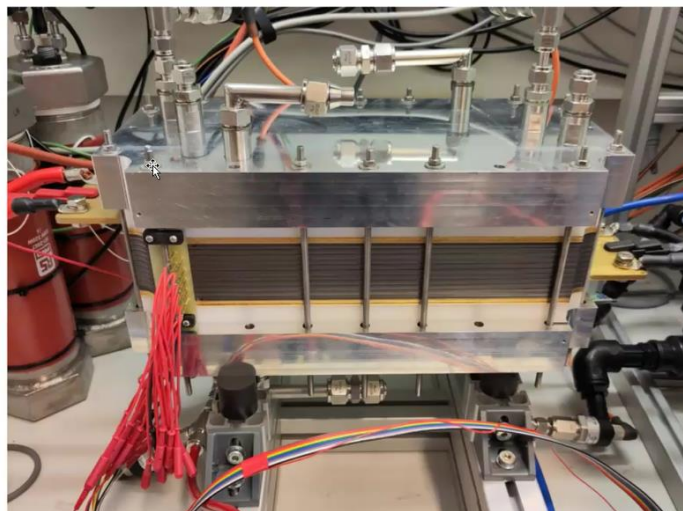


Abbildung 7: ESS Variante I im Teststand

Ende Q2 2024 wurde der dritte short ESS, Variante IV, aufgebaut und auf Dichtheit getestet. Nach erfolgreicher Dichtheitsprüfung wurde der Stack eingefahren. Nach Aufnahme der ersten Polarisationskurve wurde ein Bruch in der Koppelplatte (Verbindungsstück zwischen erster/letzter BPP und Stromabnehmerplatte) entdeckt. Nach erneutem Aufbau des Variante IV Stacks und Ersetzen der Koppelplatte, kam es wieder zu einem Bruch der Koppelplatte. Auf Grund der fehlenden Koppelplatten wurde deshalb der short ESS Variante IV im Zuge von Aero_Stack nicht weiter getestet sondern mit MTU Eigenmitteln nach Abschluss des Förderzeitraums.

Nach dem erfolgreichen Aufbau und der beschriebenen Test-Durchführung mit den verschiedenen Zehnzeller ESS Varianten war eine Erweiterung auf ein Hundertzeller ESS geplant. Auf Grund von technischen Teststandlimitierungen konnte ein Hundertzeller ESS jedoch nicht in einem sinnvollen Ausmaß getestet werden. Damit konnte der Meilenstein 2d nicht abgeschlossen werden.

3.2.3 AP 2.3 Multi-Segment Stack

Die Arbeiten zu diesem Arbeitspaket begannen 2022 mit der Definition der stack-internen Führung der Medien für den MSS. Erfahrungen aus Einzelzell- und Einzelsegment-Tests wurden genutzt, um einen optimierten Betrieb zu ermöglichen.

Zusätzlich wurde die externe Medienversorgung für den MSS betrachtet. Anpassungen in den Zu- und Ableitungen der Versorgungsmedien sowie in der Instrumentierung wurden identifiziert und umgesetzt. Ein Konzept zur Versorgung des Stacks am Prüfstand bei balticFuelCells GmbH wurde erstellt, und zusätzliche Testkomponenten wurden integriert. Abbildung 8 zeigt den MSS Teststand.

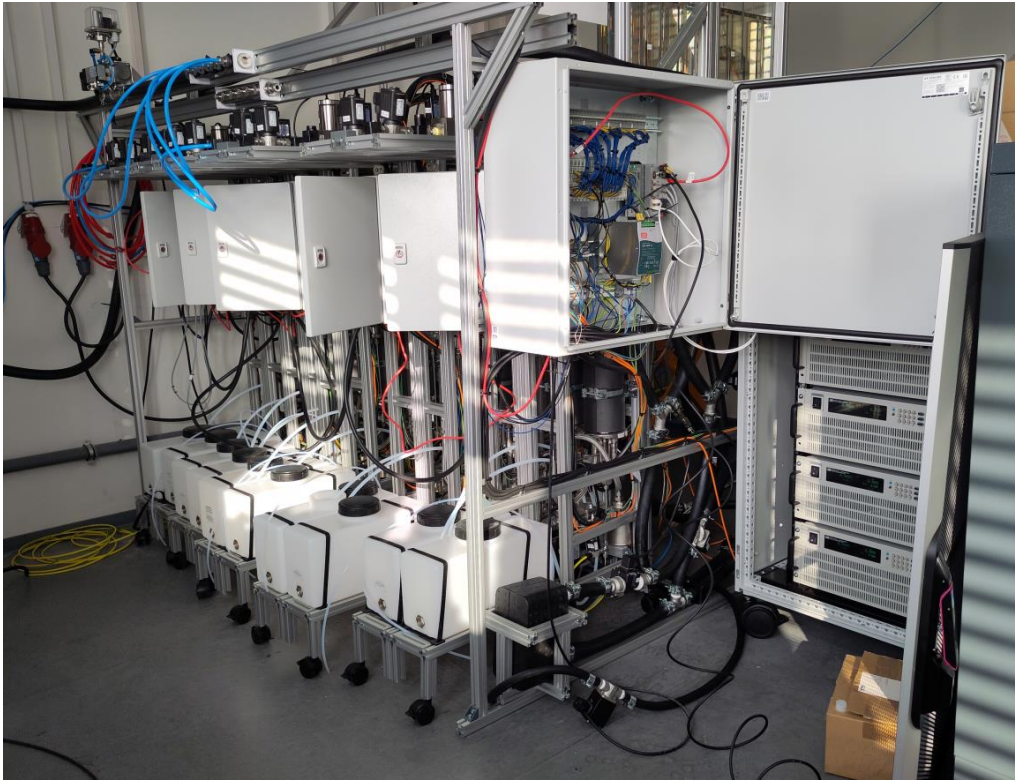


Abbildung 8: MSS Teststand

Die Bipolarplatten für den short-MSS Variante III wurden gefertigt. Eine Positionierhilfe und eine Halterung für die Bipolarplatten wurden konstruiert. Das automatisierte Programm zur Dispensierung des Dichtmittels wurde erstellt. Auf Grund von Verschiebungen und Engpässen in bei der Beschaffung von Teststandskomponenten wurde entschieden, die Variante IV für den short-MSS zu verwenden. Die BPP wurden basierend auf den Ergebnissen der ESS VarIV Tests auch verstärkt, um ein Brechen der Platten zu verhindern. Die Dichtungsentwicklung wurde angepasst und abgeschlossen.

Nach der erstmaligen Montage der short-MSS Variante IV, gemäß der hierfür entwickelten Bauunterlagen, fand eine Dichtheitsprüfung statt. Abbildung 9 zeigt den short-MSS dafür in den Teststand eingebaut. Aufgrund einer Undichtheit musste der Stack erneut aufgebaut werden. Diese Undichtigkeiten konnten nach mehreren Iterationen beseitigt werden. Durch die notwendige iterative Vorgehensweise verspätete sich der finale Einbau in den Prüfstand und der Testbeginn konnte nicht mehr innerhalb des Fördervorhabens stattfinden. Die short-MSS Tests und die Optimierung der

Betriebsbedingungen werden deshalb im Anschluss an das Fördervorhaben mit Eigenmitteln durchgeführt. Auf Grund von gewonnenen Erkenntnissen aus dem short-ESS sowie Ergebnissen aus dem parallelen laufenden LuFo 6-2 Vorhaben EbAn-Do228 am Multi-Segment Demostack, ist die Erwartung, dass sich die Segmentbetriebsbedingungen aus dem ESS gut auf den MSS übertragen lassen.

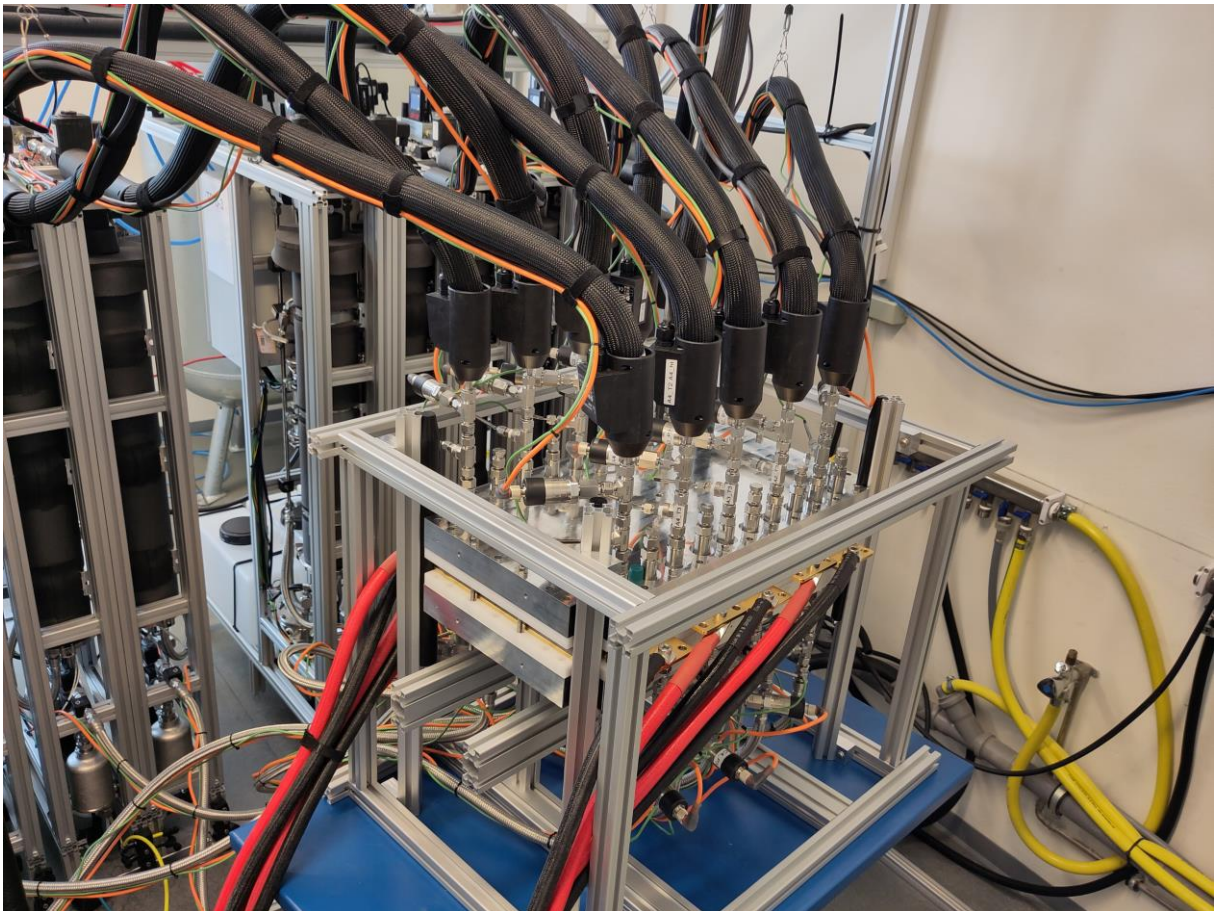


Abbildung 9: Short-MSS im Teststand eingebaut

Auf Grund von technischen Teststandlimitierungen konnte ein Hundertzeller MSS nicht in einem sinnvollen Ausmaß getestet werden. Damit konnte der Meilenstein 2f nicht abgeschlossen werden.

3.2.4 AP 2.4 Potenzial für Up-Scaling

Die Arbeiten zum Arbeitspaket 2.4. begannen 2022 mit der Definition der Fertigungs-

tiefe des Stacks und der Erstellung einer Prozesskette für die Stack-Fertigung. Dabei wurden auch Aspekte der Qualitätssicherung und Dokumentation in der Luftfahrt berücksichtigt, insbesondere im Hinblick auf das Do228-Projekt. Der Umfang des AP 2.4 und des Unterauftrags an die balticFuelCells GmbH wurde entsprechend erweitert.

Mehrere mögliche Auftragnehmer für die verschiedenen Produktionsphasen wurden kontaktiert. Die Designs des Multisegment-Stacks wurden mit MEA- und Bipolarplattenherstellern diskutiert und deren Feedback in die Designs integriert. Es wurde intensiv nach einem Dienstleister für die Stack-Assemblierung von etwa 10-15 vollen MSS (400 Zellen) gesucht, um den Hardware-Bedarf für die Validierung und Erprobung abzudecken. Aufgrund des besonderen Designs des MSS und der höheren Anforderungen an die Handhabung und Pressenkraft gibt es jedoch keine Dienstleister mit entsprechender Anlage.

Daher wurden mögliche Anlagenhersteller für die Stackassemblierung kontaktiert. Zwei Hersteller erstellten ein Grobkonzept für eine Anlage, welche intern verglichen wurden. Auf Grund der hohen Kosten und der langen Lieferzeit solcher Stackassemblierungsanlagen (Eintritt von Risiko 2 im Antrag), war es nicht möglich, mehr über die Kosten der Serienfertigung zu sagen. Basierend auf den vorliegenden Daten und dem engen Austausch mit Lieferanten wurde aber eine Abschätzung des Gewichts und der Kosten eines Stacks vorgenommen.

3.3 HAP 3 Lärmoptimierter Ducted Prop (E-SAT Prop)

Die hier beschriebenen Arbeiten zum lärmoptimierten Ducted Prop wurden an die e.SAT Powertrain GmbH (jetzt Jetpel GmbH) in Aachen beauftragt und dort auch ausgeführt.

3.3.1 AP 3.1 Aerodynamische und strukturmechanische Auslegung eines lärmoptimierten Ducted Prop

Aerodynamische und aeroakustische Auslegung

Die aerodynamische Schaufelauslegung erfolgte im Zusammenspiel mit der aeroa-

kustischen Auslegung, da diese Aspekte keinesfalls getrennt voneinander zu betrachten sind. Innerhalb der Vorauslegung wurden verschiedene Designvarianten zur Optimierung der Leistungsparameter untersucht, wobei sich insbesondere die Verstelldüsenkonzepte als vorteilhaft erwiesen. Dabei wurde das Leistungsverhalten über die gesamte Flugmission beurteilt. Hierbei konnte eine Schaufelzahlkombination von 7 Rotorschaukeln und 10 Statorschaukeln sowohl die Schubanforderungen als auch die Anforderungen an die Lärmemissionen erfüllen. Auf Basis eines akustischen Auslegungstools wurde der Gesamtschallleistungspegel für den Betriebspunkt „TO EOR“ mit 109 dB berechnet. Dabei zeichnete sich der Tonallärm als dominant gegenüber dem Breitbandlärm aus. Die berechnete Schallleistung führt zu einer Reduktion des Schalldruckpegels in 300 m Entfernung gegenüber einem freien Propeller um über 20 dB. Hierauf aufbauend wurde eine aerodynamische 3D-CFD-Auslegung der Beschaukelung durchgeführt, siehe Abbildung 10.

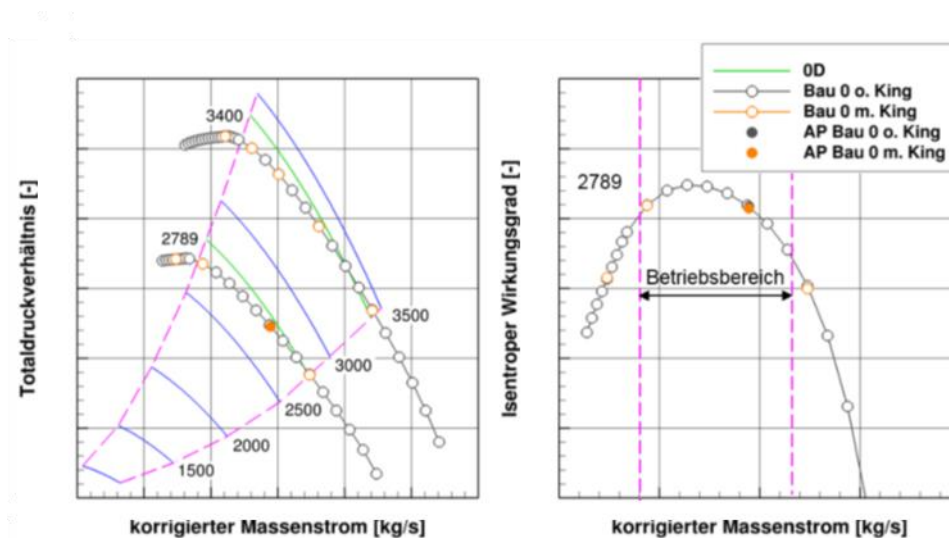


Abbildung 10: Kennfeld des Bau 0 Ducted Prop auf Basis der Vorauslegung und 3D-CFD-Auslegung mit und ohne King-Stator

Die mechanische Antriebsleistung wird beim Ducted Prop von außen über eine Welle auf den Rotor übertragen. Die Welle wird dabei innerhalb einer Statorschaukel, dem sogenannten King-Stator, vom Gehäuse zur Nabe geführt. Da der King-Stator zur Führung der Welle über eine größere Profildicke verfügen muss, als aerodynamisch für die regulären Statoren vorgesehen ist, musste der King-Stator aerodynamisch

separat ausgelegt werden. Die Kombination der mechanischen Randbedingung einer radialen Wellenführung durch den Stator und der aeroakustischen Randbedingung einer Rückwärtspeilung der Statoren stellte für die aerodynamische Auslegung des King-Stators eine deutliche Herausforderung dar. Letztendlich konnte ein Design des King-Stators definiert werden, das alle Randbedingungen erfüllt und dabei aerodynamisch keine signifikanten Auswirkungen auf den Propulsor zeigte und die Lärmemissionen auf Basis des akustischen Vorauslegungstools nur unwesentlich erhöhte, siehe Abbildung 10 und Abbildung 11.

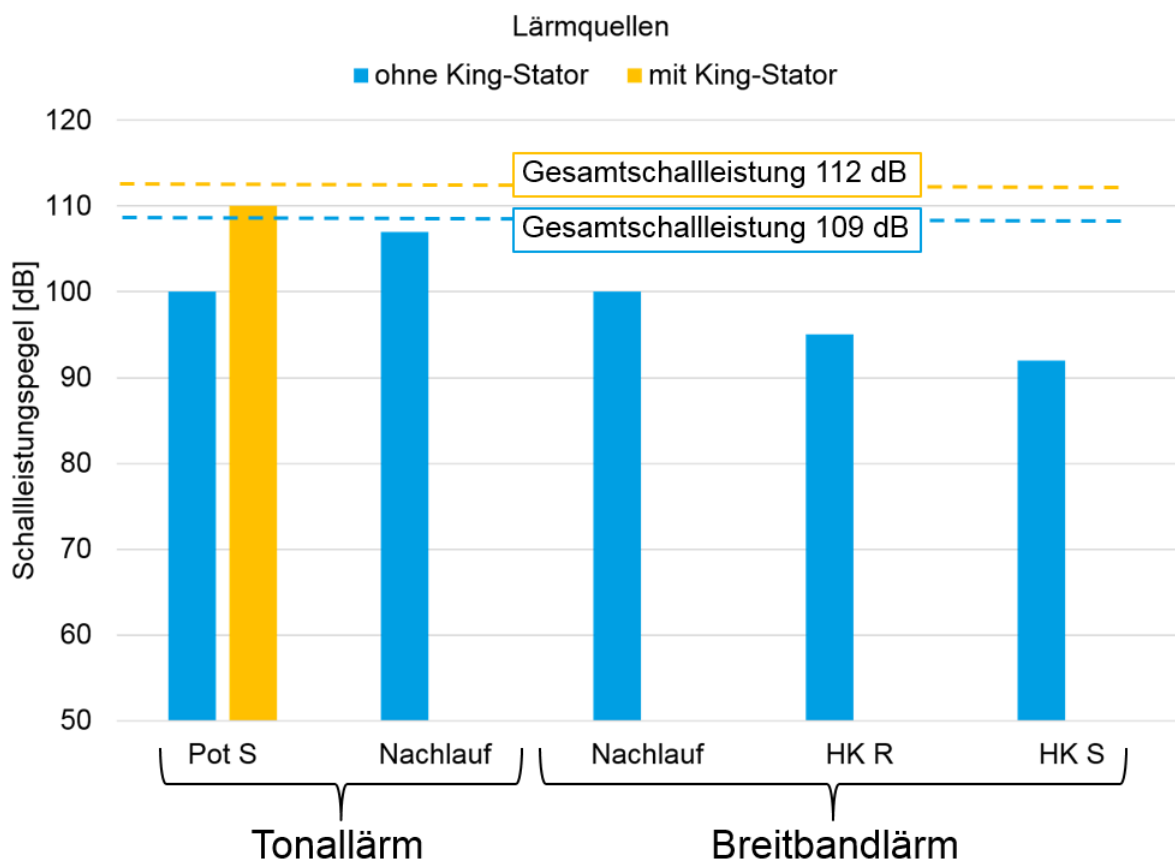


Abbildung 11: Schalleistungspegel der verschiedenen Lärmquellen mit und ohne King-Stator

Strukturmechanische Bewertung der Beschau felung

Rotor

Die statische Festigkeit der Rotorschau feln und der Schau fel fu ß anbindungen wurde anhand von Zugversuchen bei der Helix-Carbon GmbH überprüft. Hierbei trat erst bei

einer Zugkraft entsprechend der Fliehkraft bei 2,3-facher Maximaldrehzahl ein Materialversagen auf. Der Bruch erfolgte, wie gewünscht, innerhalb des Profils. Die Schaufelfußanbindung zeigte keinerlei sichtbare Beschädigungen oder Verformungen. Zur Bewertung des Schwingungsverhaltens wurden aufgrund der Unsicherheit bzgl. der genauen Eigenschaften der viellagig aufgebauten CFK Rotorschaukeln experimentelle Modalanalysen bei der MTU sowohl der einzelnen Rotorschaukel als auch des gesamten montierten Rotors („Shakertest“) vorgenommen. Durch diese experimentellen Daten konnten die Strukturmodelle hinreichend gut kalibriert werden. Auf der Basis von URANS Rechnungen inkl. des King-Stators wurden die aerodynamischen Anregungen bestimmt. Mithilfe der kalibrierten Strukturmodelle konnten die aus den aerodynamischen Anregungen resultierenden Schwingspannungen des Rotors als unkritisch eingestuft werden.

Weiterhin wurde das gesamte Getriebe-Wellen-System rotordynamisch simuliert. Hierbei konnten keine Anregungen festgestellt werden, die einem sicheren Prüfstandsbetrieb entgegenstehen.

Stator

Für die Statorschaufeln wurde die statische Festigkeit im Fehlerfall des Ausbruchs von zwei Rotorschaukeln betrachtet. Die resultierende Unwucht bei Maximaldrehzahl ergibt eine zusätzliche Kraft von 33 kN. Die größte Materialspannung trat dabei an der Statorhinterkante im Nabenbereich auf, die bei der gewählten hochfesten Aluminiumlegierung zu einem minimalen Sicherheitsfaktor von 2 führt. Selbst dieser erhebliche Fehlerfall ist also für die mechanische Integrität der Statoren unkritisch.

Konstruktion des Bau 0 Ducted Prop Prüfstands

Der Bau 0 Ducted Prop wird über einen externen E-Motor angetrieben. Dabei wird die mechanische Leistung vom E-Motor über einen Riementrieb auf den Bau 0 Ducted Prop übertragen. Dieses Konzept wurde ausgewählt, um einen bereits vorhandenen E-Motor eines anderen Prüfstands verwenden zu können. In Abbildung 12 ist eine Querschnittsdarstellung des Bau 0 Ducted Props mit den verschiedenen Messebenen und Messzugängen zu sehen. Der vordere und der hintere Messring, welche die Messebenen 1, 2 bzw. 5, 6 beinhalten, können jeweils über einen Servo-Motor

um 90° in Umfangsrichtung verdreht werden. Neben der Möglichkeit zur Kennfeldmessung verfügt der Prüfstand weiter über Messtechnik zur aerodynamischen, aeroelastischen und aeroakustischen Messung. Das Messkonzept, insbesondere hinsichtlich Kennfeld und Aerodynamik, wurde zusammen mit der MTU einem Review unterzogen.

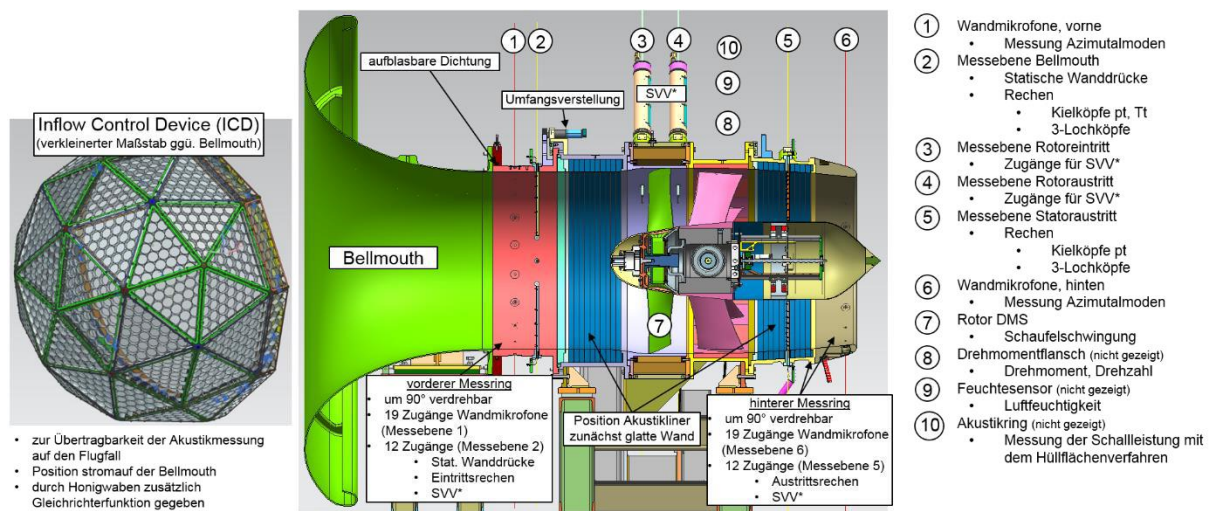


Abbildung 12: Querschnitt des instrumentierten Bau 0 Ducted Props mit Bezeichnung der Messebenen und Messtechnik

Zur Kennfeldmessung sind die Messebenen 2, 5, 8 und 9 vorgesehen. Dabei dient die Messebene 2 sowohl der Durchsatzmessung als auch der Bestimmung des Eintrittszustands des Ducted Props. Die Durchsatzmessung wird aufgrund der hohen Durchsätze in situ am Prüfstand anhand von 5-Loch-Sonden und 3-Loch-Sonden kalibriert, die mit SVVs (Sondenverstellvorrichtungen) in der Messebene 2 radial traversiert werden. Durch mehrere Zugänge über den Umfang sowie der Möglichkeit der Umfangsverstellung des Messrings lässt sich das gesamte Strömungsfeld über 360° vermessen. Gleiches gilt für die Austrittsmessebene 5. Hier bedarf es zwar keiner Kalibrierung, aber Umfangsinhomogenitäten, die bspw. durch den King-Stator generiert werden, können hierdurch ebenfalls erfasst werden. Für weitere aerodynamische Detailmessungen existieren SVV-Zugänge direkt stromauf und stromab des Rotors jeweils an drei diskreten Umfangspositionen (Messebenen 3 und 4). Der vom Ducted Prop generierte Schub wird nicht direkt gemessen, sondern anhand des

Durchsatzes und des Austrittstotaldrucks bestimmt.

Das Schwingverhalten der Rotorscheufeln und der Rotorscheiben wird durch auf die Oberflächen aufgebrachte Dehnungsmessstreifen (DMS) aufgezeichnet. Die Messdaten werden durch eine Telemetrie, die innerhalb der Rotornabe verbaut ist, aus dem rotierenden System übertragen. Dabei wurden drei Positionen für die Schaufel DMS in jeweils vierfacher Redundanz und eine Position für die Scheiben DMS in dreifacher Redundanz ausgewählt, wobei mit der Telemetrie 8 Kanäle simultan aufgezeichnet werden können. Die Aufzeichnung der Schwingungen dienen dabei sowohl als Teil der sicherheitsrelevanten Betriebsüberwachung und der Validierung der aeroelastischen Auslegung des Bau 0 Ducted Props als auch als Eingangsgrößen für die Auswertung und Analyse der akustischen Messdaten.

Für die akustischen Messungen ist ein Turbulenzschirm vorgesehen, siehe Abbildung 12, der über die Bellmouth aufgespannt wird und dadurch die vom Ducted Prop emittierte Schalleistung im vorliegenden Bodenstandfall reduziert, um eine Vergleichbarkeit mit dem relevanten Flugfall herstellen zu können. Die akustische Messung teilt sich in mehrere Verfahren auf. Mit Hilfe einer Schallintensitätssonde wird mittels eines Hüllflächenverfahrens die vom Ducted Prop generierte Schalleistung bestimmt. Hierzu wird die Sonde auf einem kleinen Messwagen entlang des Akustikmessrings, siehe Abbildung 13, verfahren. Der Messring kann wiederum um den Ducted Prop geschwenkt werden, sodass eine den Prüfstand einhüllende Fläche, mit Ausnahme des bodennahen Bereichs, abgefahren wird. Die Schalleistung kann dann als Integralwert über die Hüllfläche bestimmt werden. Aufgrund des vergleichsweise hohen zeitlichen Aufwands dieser Messungen werden in Ergänzung zu den Schallintensitätsmessungen Mikrofone in Bodennähe eingesetzt, die ortsabhängige Messungen des Schalldruckpegels erlauben. Hiermit kann näherungsweise auf die Schalleistung zurückgerechnet werden. Der Vorteil liegt hierbei in den um Größenordnungen kleineren Messzeiten. Allerdings ist die Genauigkeit zur Bestimmung der Schalleistung anhand dieses Verfahrens, insbesondere aufgrund der Gegebenheiten in der Maschinenhalle, geringer anzusehen als mittels der Schallintensitätssonde. In den Messebenen 1 und 6 sind über den Umfang verteilt Wandmikrofone eingesetzt mit denen die vorliegenden Azimutalmoden des akustischen Druckfelds im Strömungskanal des Ducted Props bestimmt werden können.

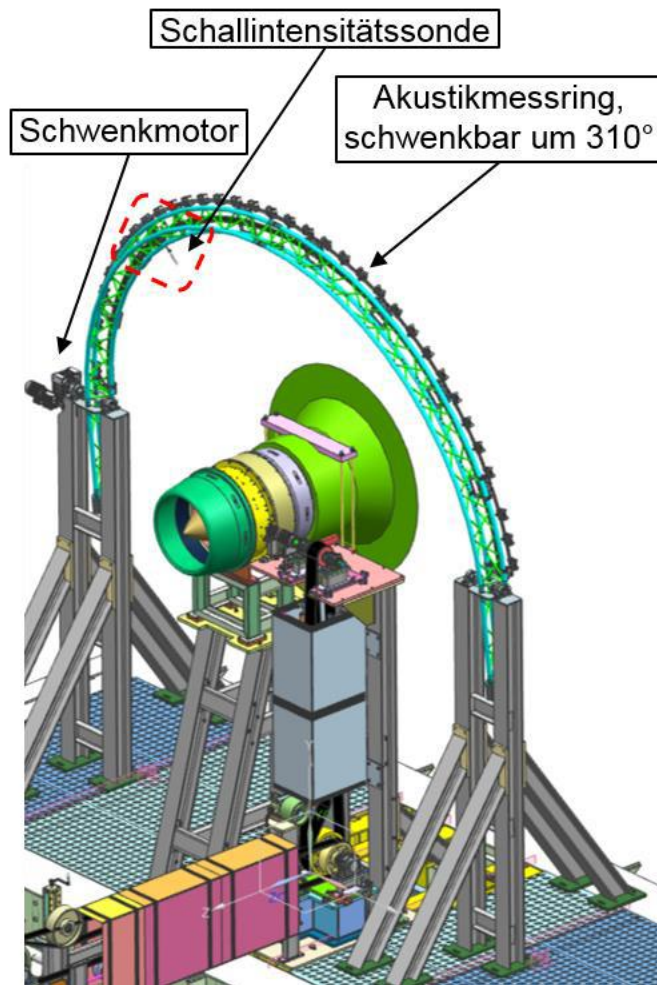


Abbildung 13: Bau 0 Ducted Prop mit schwenkbarem Akustikmessring

3.3.2 AP 3.2 Ducted Prop-Tests am Prüfstand

Aufbereitung des Testbeds, Beschaffung und Herstellung der mechanischen Komponenten, Montage des Prüfstands

Für den Prüfstands Aufbau mussten zunächst die auf den Maschinenfundamenten bislang vorhandenen Prüfstands- und Versorgungsanlagen demontiert und entfernt werden.

Die Fertigung der Rotorscheufeln wurde durch die Helix Carbon GmbH durchgeführt, die ebenfalls die Zugversuche an den Rotorscheufeln und die Wuchtung des gesamten Rotors vorgenommen hat. Die Fertigung der Statorschaufeln erfolgte am Institut für Strahlantriebe und Turbomaschinen (IST) der RWTH Aachen. Rotor- und Statorschaufeln wurden am IST zur Bestimmung der Fertigungsabweichungen optisch

vermessen. Der Großteil der weiteren mechanischen Komponenten wurde extern beauftragt bzw. als Standardbauteile zugekauft. Die Ein- und Austrittsmessrechen sowie pneumatische Sonden wurden durch das IST gefertigt und kalibriert. Die DMS wurden von der MTU auf den Rotorscheiben und Rotorscheiben appliziert. Sämtliche notwendigen Messgeräte, Mikrofone, Verstellmotoren etc. wurden extern eingekauft. Der endmontierte Bau 0 Ducted Prop ist in Abbildung 14 mit Turbulenzschirm und Akustikmessring zu sehen.

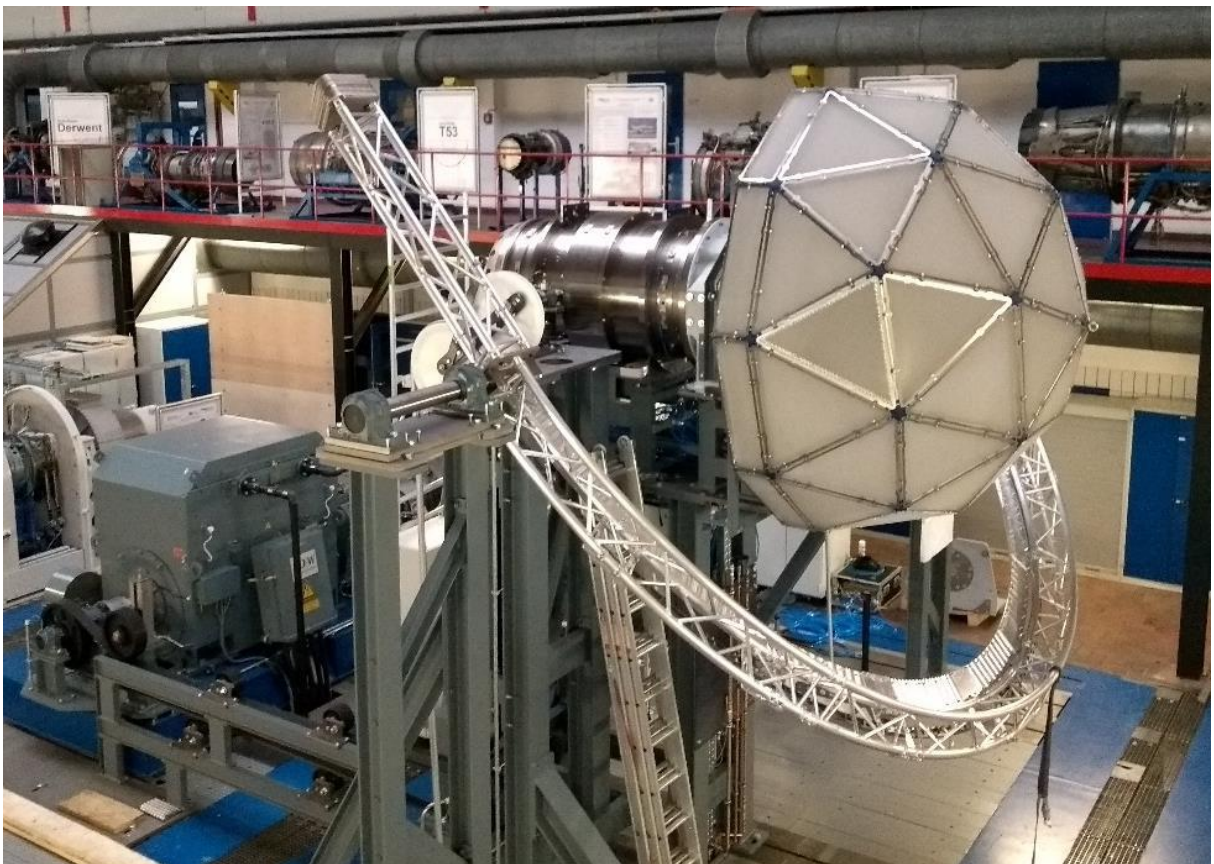


Abbildung 14: Bau 0 Ducted Prop im endmontierten Zustand mit Turbulenzschirm und Akustikmessring

Inbetriebnahme

Die Inbetriebnahme des Bau 0 Ducted Prop Prüfstands erfolgte in mehreren Schritten. Zunächst wurde der Antriebsstrang lastfrei, also ohne Rotor, in Betrieb gesetzt. Im Anschluss erfolgte die eigentliche Inbetriebnahme des Ducted Props. Dabei wurden die angefahrenen Drehzahlen iterativ gesteigert und stets die Schwingungen der

Rotorschaukeln und Rotorscheiben anhand der Messdaten der DMS überprüft, analysiert und mit der Vorhersage des Strukturmodells abgeglichen. Dabei traten keinerlei kritische Schwingungsspannungen in den Rotorschaukeln und Rotorscheiben auf. Auch der gesamte Antriebsstrang verhielt sich hinsichtlich Lagerschwingungen und –temperaturen, Getriebeöltemperaturen und Riemenschwingungen unauffällig.

Testergebnisse

Die gemessenen Anregungen der Rotorschaukeln konnten eindeutig dem Getriebe und dem Statorpotentialfeld zugeordnet werden. In Abbildung 15 ist hierzu exemplarisch ein gemessenes Campbell-Diagramm der Rotorschaukeln dargestellt. Dabei ergaben sich allerdings im Vergleich zum Shakertest Frequenzverschiebungen der Moden „ND0 1T-TE“ und „ND1 1T-TE“. Diese Frequenzverschiebungen konnten aber auf den veränderten Rotoraufbau gegenüber dem Shakertest zurückgeführt werden. Die maximal gemessene Schwingungsspannung in den Rotorschaukeln liegt bei < 11 MPa. Dabei wird die maximale Schwingungsspannung von CFK, dem Material der Rotorschaukeln, mit 200 MPa angegeben. Das Rot-Limit kann damit zu 140 MPa und das Gelb-Limit zu 100 MPa gesetzt werden. Gegenüber dem Rot-Limit ergibt sich also ein Sicherheitsfaktor bei der maximal gemessenen Schwingungsspannung von über 12. Die auftretenden Schwingungsspannungen sind in Bezug auf High Cycle Fatigue (HCF) somit als unkritisch anzusehen.

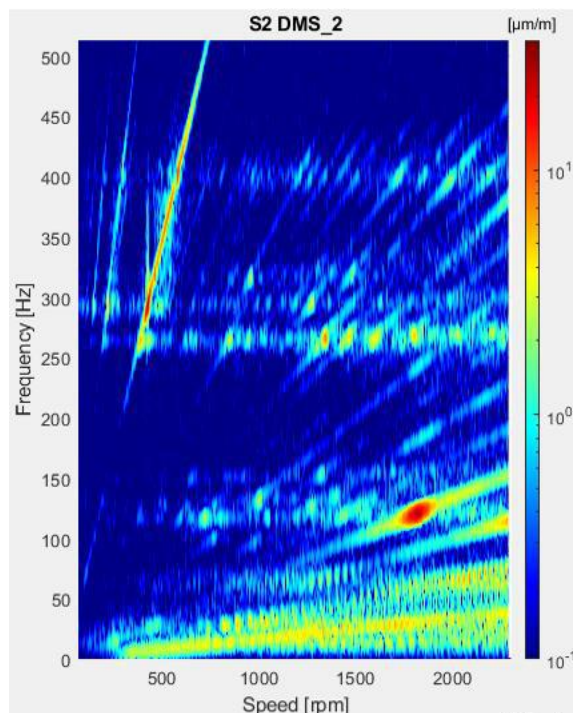


Abbildung 15: Beispiel eines gemessenen Campbell-Diagramms der Rotorschaukeln

Die experimentell bestimmte Schalleistung des Bau 0 Ducted Prop ergab einen Pegel von 117dB (bei 2300 1/min). Dies entspricht einem Schalldruckpegel in 300 m Entfernung von 65dB. Der Schalleistungspegel der Auslegung liegt jedoch mit 107dB signifikant niedriger als der gemessene Wert. Allerdings konnte die vorhergesagte Dominanz des Tonallärms gegenüber dem Breitbandlärm bestätigt werden. In Abbildung 16 sind hierzu die dominanten tonalen Schallanteile der 1. bis 10. Blattpassierfrequenzen anhand der Auslegungsdaten (Numerik) und der experimentellen Daten dargestellt. Wie hieraus hervorgeht, sind die Abweichungen zwischen Auslegung und Experiment stark frequenzabhängig. Insbesondere die hohe Übereinstimmung der zweiten Blattpassierfrequenz sticht dabei hervor.

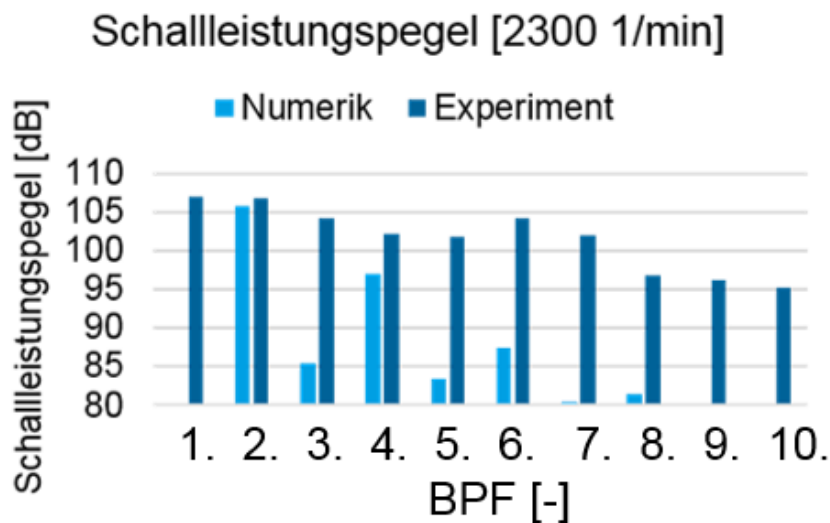


Abbildung 16: Gegenüberstellung der Schalleistungspegel der 1. bis 10. Blattpassierfrequenzen anhand numerischer und experimenteller Daten

Zur Analyse der Differenzen zwischen Messung und Auslegung wurden die Daten der Schwingungsmessungen der Rotorschaukeln hinzugezogen. Dabei wurde ein Vergleich der gemessenen Schalldruckpegel mit den durch die DMS gemessenen Auslenkungen der Rotorschaukeln durchgeführt. Dabei zeigte sich, dass die Frequenzen erhöhter Schaufelauslenkungen ebenso durch erhöhte Schalldruckpegel gekennzeichnet sind, was darauf schließen lässt, dass die Schaufelschwingungen zu einer zusätzlichen Schallanregung führen. Diese zusätzlichen Schallquellen konnten in der Auslegung nicht berücksichtigt werden. Somit konnte eine erste Ursache der Differenz zwischen Messung und Auslegung gefunden werden. Um den Einfluss der Schaufelschwingungen auf den Schalleistungspegel des Bau 0 Ducted Props zu quantifizieren, wurden die Messdaten der Schaufelschwingungen und des Schalldrucks einer mathematischen Faltung unterzogen. Zunächst wurde hierfür eine Frequenztransformation der im Absolutsystem gemessenen Schalldruckpegel in das rotierende Relativsystem des Rotors durchgeführt. Mithilfe der Faltung im Frequenzbereich durch Multiplikation der Spektren von Schalldruck und Auslenkung konnten für die Blattpassierfrequenzen verschiedene Überlappungsbereiche identifiziert werden. Hieraus konnten dann die Schallanteile der einzelnen Blattpassierfrequenzen, die durch Schaufelschwingungen generiert werden, abgeleitet werden. In Abbildung

17 sind die Ergebnisse hierzu in gebündelter Form dargestellt. Hierbei handelt es sich bei der Bezeichnung „Aerodynamik Experiment“ um die Messdaten abzüglich der durch die Faltung bestimmten Schallanteile, die infolge der Schaufelschwingungen generiert werden (Bezeichnung „Schaufelschwingung Experiment“). Die Summe aus „Aerodynamik Experiment“ und „Schaufelschwingung Experiment“ ergibt dann entsprechend wieder die tatsächlich gemessenen Werte. Wie aus Abbildung 17 hervorgeht, ist der Einfluss der Schaufelschwingungen am Schalleistungspegel des Bau 0 Ducted Prop mit 7 dB erheblich. Dabei führen die Anregungen durch den King-Stator und durch das Getriebe zu den größten Schwingungs- und Schallamplituden. Da die Auslegung die Schallanregung durch Schaufelschwingungen nicht berücksichtigen kann, beträgt die eigentliche Differenz zwischen Auslegung und Messung 3 dB und spricht somit für eine hohe Qualität des Auslegungsverfahrens.

Durch die Analyse der Schallanregungen konnten zusätzliche Weiterentwicklungspotentiale des Ducted Props zur Reduktion der Schallemissionen identifiziert werden. Über eine Anpassung der Eigenfrequenzen der Rotorschaufeln können die Eigenfrequenzkreuzungen zur Vermeidung von Resonanzanregung während des Starts gezielt verschoben werden. Der Lagenaufbau der CFK-Schaufeln ermöglicht hierbei ein zielgerichtetes Eigenfrequenz-tuning. Weiteres Potential bietet die Verwendung eines laufruhigeren Getriebes bspw. durch Schrägverzahnung und die Anpassung der Zähnezahl des Getriebes an die Schaufelzahlen des Ducted Props. Weiterhin können durch eine optimierte Auslegung des King-Stators und der benachbarten Statorschaufeln, die auch aeroakustische Randbedingungen berücksichtigt, die Anregungsamplituden der niedrigen Ordnung reduziert werden. Das Potential der genannten Weiterentwicklungsmaßnahmen zur Reduktion der Schallemissionen wird dabei zu 5 dB abgeschätzt. Durch den Einsatz akustischer Liner im Gehäuse des Ducted Props sind weitere Reduktionen der Schallemissionen um 5 dB möglich. Die Zielvorgaben in Form eines Schalldruckpegels in 300 m Entfernung von lediglich 50 dB(A) sind damit erreichbar.

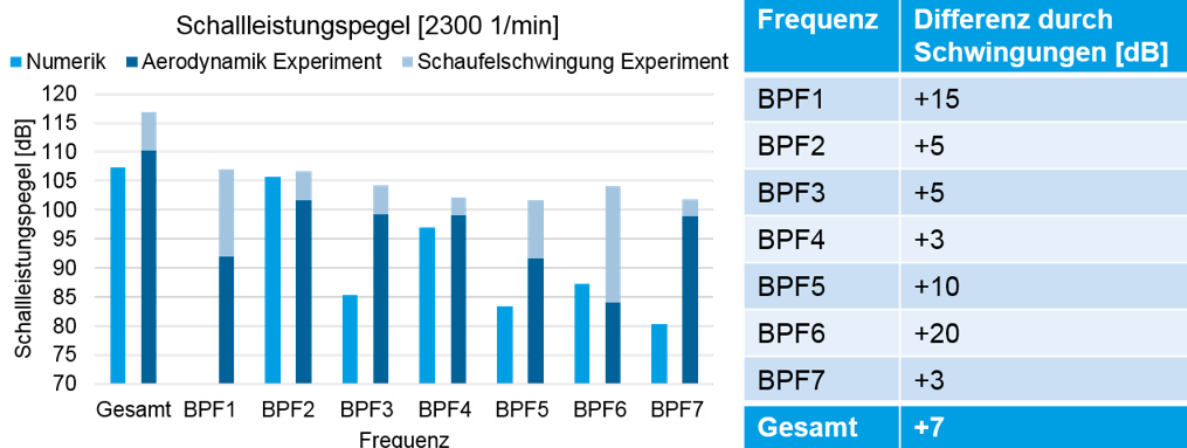


Abbildung 17: Durch Schaufelschwingungen generierte Schallanteile der Blattpassierfrequenzen und deren Auswirkungen auf den Schallleistungspegel des Bau 0 Ducted Prop

3.3.3 AP 3.3 Gesamtsystemintegration

Entwicklung und Auslegung des Powerplant Prüfstands

Die Auslegung des Powerplant Prüfstands umfasst die die Entwicklung des eBoosts, der Thermalsysteme, des Wellenstrangs sowie des Kupplungs- und Dämpfersystems eines ersten Demonstrators „Bau 0“. Die Leistungsanforderungen an den Bau 0 Powerplant wurden aus den Daten der Flugleistungsrechnung des e.SAT-Flugzeugs abgeleitet. Als Verbrennungsmotor des hybrid-elektrischen Antriebsstrangs dient der bereits kommerziell verfügbare Flugmotor Rotax 915 iS. Der Elektromotor wird als eBoost verwendet, der die Leistungsspitzen bspw. beim Start des Flugzeugs abdecken kann.

E-Motor

Bei der Auslegung des Bau 0 Powerplant Prüfstands sollen die Anforderungen des späteren Flugeinsatzes bereits berücksichtigt werden. Dies gilt insbesondere hinsichtlich der Anbindung des E-Motors an den Antriebsstrang. Aus Platzgründen ergab sich für Fluganwendungen die Notwendigkeit den E-Motor mit einer Hohlwelle auszuführen, siehe Abbildung 18. Somit war auch für den Bau 0 Powerplant eine Ausführung mit einem Hohlwellenmotor zwingend erforderlich. Die Verwendung eines „off the shelf“ Motors, wie es zunächst zu Projektbeginn als schnelle pragmatische Lösung für den Bau 0 Powerplant favorisiert wurde, stellte sich allerdings als

nicht umsetzbar dar. Am Markt waren keine Motoren mit Hohlwelle verfügbar, die die geforderten Leistungsdaten bereitstellen und auf dem passenden Spannungsniveau arbeiten konnten. Somit war eine Neuentwicklung des E-Motors auch schon für den Bau 0 Powerplant notwendig. Hierfür kann allerdings auf einen solchen E-Motor, der aktuell in einem anderen Projekt entwickelt wird, zurückgegriffen werden. Das speziell auf einen solchen Anwendungsfall zugeschnittene Design dieses E-Motors erlaubt somit bereits mit dem Bau 0 Powerplant Prüfstand für den späteren Flugfall repräsentativere Messdaten zu erzielen, als es mit einem „off the shelf“ Motor möglich gewesen wäre. Weiterhin ergeben sich hierdurch Synergien zwischen den Projekten, die auf beiden Seiten genutzt werden können.

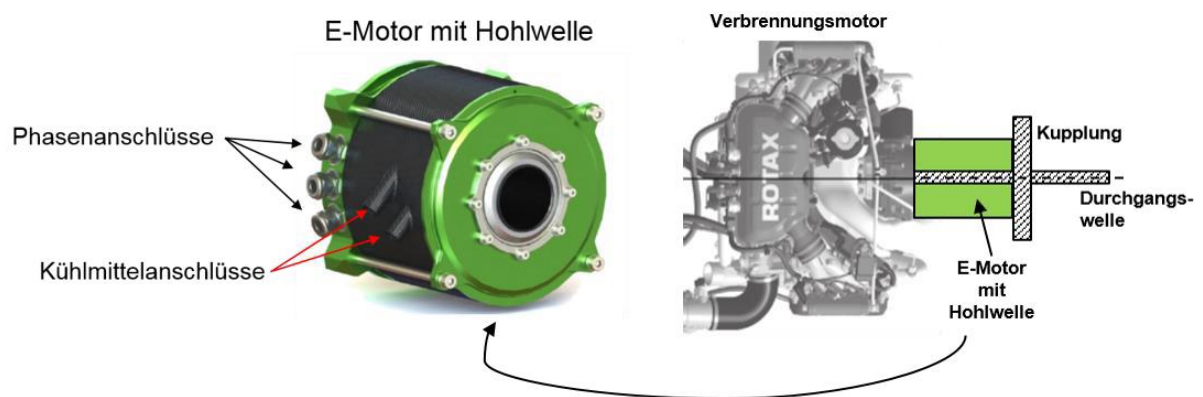


Abbildung 18: Elektromotor mit Hohlwelle sowie schematische Darstellung der Kopplung von Verbrennungsmotor und Elektromotor

Anbindung des E-Motors an den Antriebsstrang

Wie bereits erläutert wurde, soll insbesondere das Anbindungskonzept des E-Motors an den Antriebsstrang beim Bau 0 Powerplant Prüfstand die Anforderungen im späteren Flugfall berücksichtigen. Hierzu ist in Abbildung 19 ein Querschnitt des konstruierten Anbindungskonzepts für den Bau 0 Powerplant dargestellt. Der E-Motor ist hierbei über die Zwischenflansche 1 und 2 starr mit dem Rotax-Motor verbunden. Der Zwischenflansch 1 ersetzt dabei die Abdeckung des regulären Rotax-Getriebes hinsichtlich Lagerung und Ölabdichtung. Der Zwischenflansch 2 stellt hingegen Aufhängpunkte für den gesamten Antriebsstrang zur Verfügung. Auf der Kurbelwelle des Rotax-Motors wird statt des Rotax-Getriebes eine Verbindungswelle montiert, welche

gleichzeitig die Leistung des Rotax-Motors und die Leistung des E-Motors über die Antriebsglocke aufnimmt. Die weitere Übertragung der mechanischen Leistung zum Ducted Prop findet über eine Zwischenwelle statt, die innerhalb der Hohlwelle des E-Motors geführt wird. Die Metallbalgkupplung 1 gleicht hierbei einen möglichen Winkelversatz zwischen Verbindungswelle und Zwischenwelle aus. Die folgende Antriebswelle des Ducted Props ist über ein Festlager mit der Nacelle fest verbunden, um keine Bewegungen ins Getriebe des Ducted Props zu leiten und eine Beschädigung der Verzahnung zu vermeiden. Die Metallbalgkupplung 2 gleicht hierfür die Bewegungen der Zwischenwelle gegenüber der Antriebswelle aus.

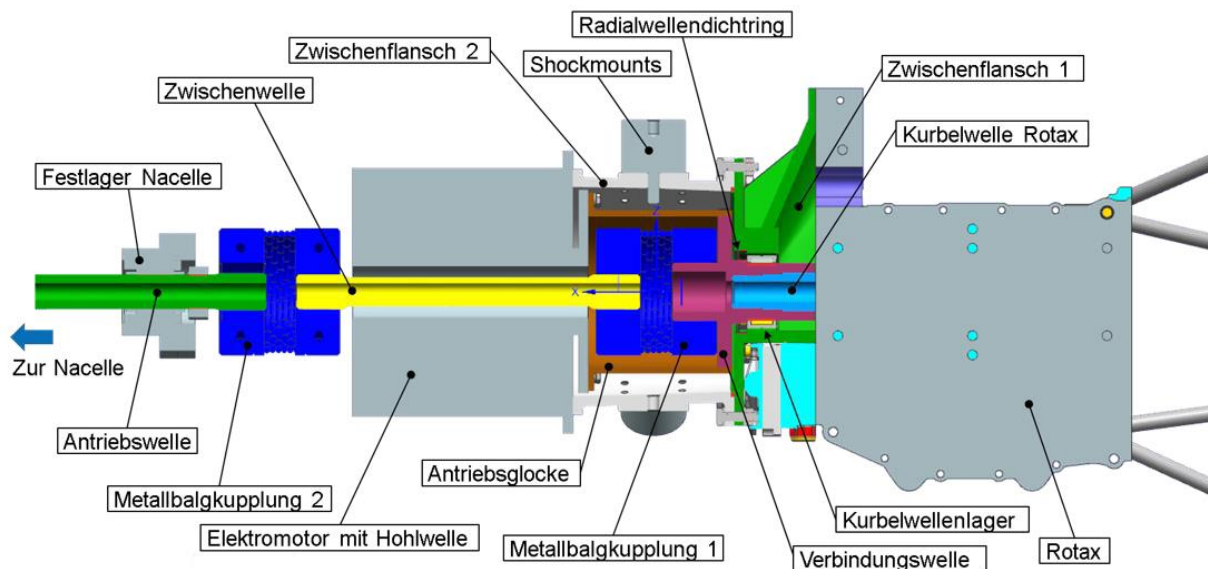


Abbildung 19: Querschnitt des Bau 0 Powerplant

Thermalsysteme

Der Rotax-Motor verfügt mit der Zylinderkühlung, der Zylinderkopfkühlung, der Ölkühlung und der Ladeluftkühlung über vier Kühlsysteme. In Abbildung 20 sind exemplarisch für die maximale Motorleistung die abzuführenden Wärmeströme dargestellt. Unter der Bezeichnung „Motorblock“ ist hierbei die Wärmeabfuhr durch Strahlung und natürliche Konvektion des Motors zu verstehen. Im Flugfall findet die Wärmeabgabe der Kühlsysteme klassischerweise direkt an die Umgebungsluft statt. Für den Prüfstands Aufbau ist aufgrund der nicht vorhandenen Luftgeschwindigkeit der Umgebung eine aktive Zufuhr von Kühlluft oder eines anderen Kühlmediums

notwendig. Abbildung 21 zeigt den Rotax-Motor mit den veränderten Kühlsystemen am Träger des Bau 0 Powerplant Prüfstands. Dabei werden Ladeluftkühler (3) und Zylinderkühler (4) aktiv über Gebläse mit Kühlluft beaufschlagt. Um die Anzahl von notwendigen Gebläsen gering zu halten und die Aufheizung des Prüfstandraums zu reduzieren, wurde für die Wärmeabfuhr der Zylinderkopfkühlung (1) und der Ölkühlung (2) eine Wasserkühlung vorgesehen.

Input	Output						
Fuel Power	Mech. Power	Zylinderkopf	Öl	Zylinder	Ladeluft	Abgas	Motorblock
kW	kW	kW	kW	kW	kW	kW	kW
409,9	104,5	27,24	14,3	6	3,43	150,0	107,8

Abbildung 20: Abzuführende Wärmeströme des Rotax-Motors bei max. Motorleistung

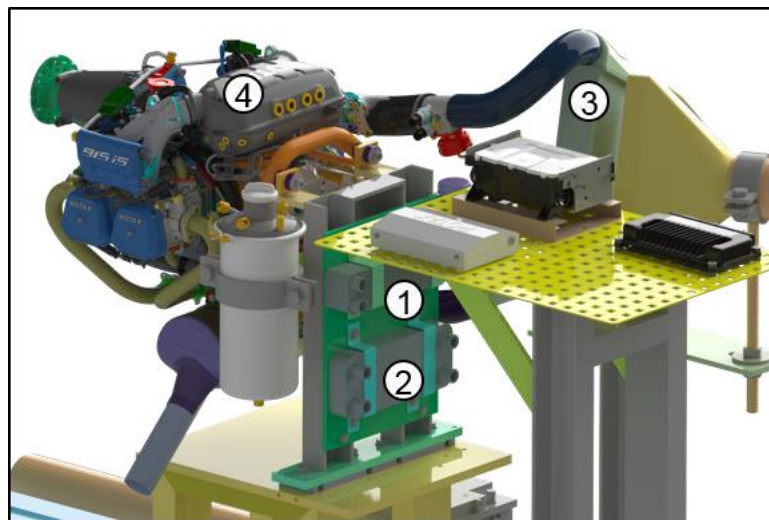


Abbildung 21: Rotax-Motor und Thermalsysteme am Bau 0 Powerplant Prüfstand

Konzeptänderung des Bau 0 Powerplant Prüfstands

Das Konzept des Bau 0 Powerplant Prüfstands sah zunächst eine Aufstellung des Prüfstands in einer separaten Prüfstandsbox vor. Die Abnahme der mechanischen Leistung der Motoren sollte über eine Bremse erfolgen. Das Abgas wäre über einen bereits vorhandenen Kamin abgeführt worden. Nach eingehender Analyse zeigte

sich jedoch, dass eine Integration des Bau 0 Powerplant Prüfstands in den Bau 0 Ducted Prop Prüfstand vorteilhaft ist. Hierbei dient der Ducted Prop als Leistungsabnehmer des Powerplants. Somit sind Tests, Analysen und Bewertungen des Gesamtantriebs bestehend aus Powerplant und Ducted Prop möglich. Die resultierenden Erkenntnisse sind im Einzelbetrieb der beiden Prüfstände hingegen nicht in gleicher Fülle und Tiefe erzielbar. So kann bspw. der Einfluss von Drehzahlschwankungen des Rotax-Motors auf die Aeroelastik und die Aeroakustik des Ducted Props untersucht und bewertet werden. Aufgrund des Betriebs in der Maschinenhalle ergibt sich weiterhin der Vorteil einer wesentlich einfacheren Wärmeabfuhr des Rotax-Motors. Ebenso ist die Anschaffung einer Bremse nicht mehr notwendig, da die Motorleistung vom Ducted Prop abgenommen wird. Die Verwendung des Bau 0 Powerplant stellt lediglich eine alternative Antriebsmöglichkeit des Bau 0 Ducted Props dar. Der separate Betrieb des Ducted Props durch den regulären Antrieb, E-Motor via Riementrieb, wird weiterhin möglich sein.

Aufbau und Test des „Bau 0 Powerplants“

Dieser Teil des Arbeitspakets wurde im Rahmen von Aero_Stack nur teilweise ausgeführt. Es beinhaltet lediglich die Konstruktion des Bau 0 Powerplants in der oben genannten Variante als alternative Antriebsform des Bau 0 Ducted Prop Prüfstands. Der Aufbau des Antriebsstrangs wurde durch Jetpel gemeinsam mit dem IST der RWTH Aachen im EFRE-Verbundvorhaben „E-SAT - Entwicklung und Integration eines elektro-hybriden Antriebsstrangs für das Silent Air Taxi“ aufgegriffen und umgesetzt.

Eine CAD Darstellung der Konstruktion des Powerplants am Ducted Prop ist in Abbildung 22 zu sehen. Hierbei befindet sich der Powerplant auf einem eigenen Turm auf der Höhe der Rotationsachse des Ducted Props. Die Abgasabführung wird hierbei über eine Absaugung mittels eines Heißgasgebläses über Hochtemperaturschläuche und über das Kaminsystem der Halle erfolgen. Der Powerplant ist samt seiner Peripheriekomponenten auf einer Plattform montiert. Hierzu zählen bspw. die Kühlsysteme inkl. Gebläsen, das Kraftstoffsystem inkl. Tank, die Abgasabführung sowie die Batterie und zugehörige Elektronik, siehe Abbildung 23. Dieses Konzept

ermöglicht einerseits eine einfache Montage am Boden. Andererseits wird hierdurch eine hohe Flexibilität bei der Antriebswahl des Ducted Props gewährleistet. Die Plattform kann samt montierter Antriebseinheit bei Bedarf schnell auf den Turm gehoben werden. Zum Antrieb des Ducted Props durch den Powerplant sind dann nur noch wenige Montagearbeiten, wie bspw. das Verbinden der Antriebswelle mit dem Ducted Prop, notwendig. Umgekehrt kann ebenso sehr schnell vom Antrieb durch den Powerplant auf den regulären Antrieb durch den E-Motor via Riementrieb gewechselt werden. Durch die Integration des Powerplants in den Ducted Prop Prüfstand werden somit dessen Möglichkeiten zur Messung des aerodynamischen, aeroelastischen und aeroakustischen Verhaltens nicht eingeschränkt. Vielmehr ergeben sich durch die Verknüpfung der beiden Prüfstände sogar neue experimentelle Möglichkeiten hinsichtlich der Erprobung des Gesamtantriebssystems.

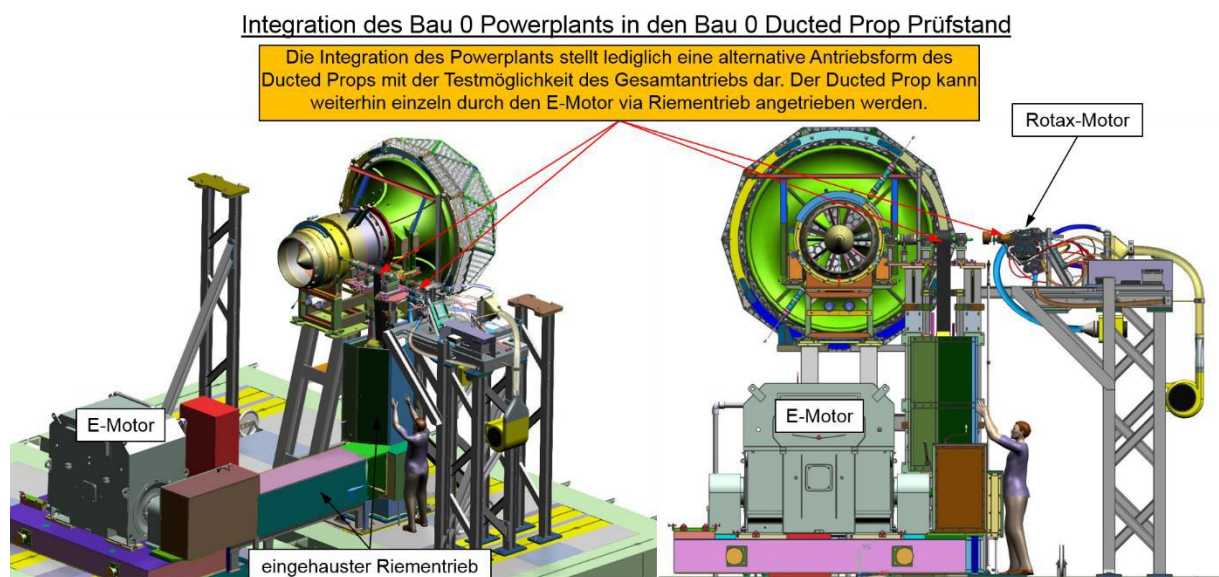


Abbildung 22: CAD Konstruktion der Integration des Bau 0 Powerplant in den Bau 0 Ducted Prop Prüfstand

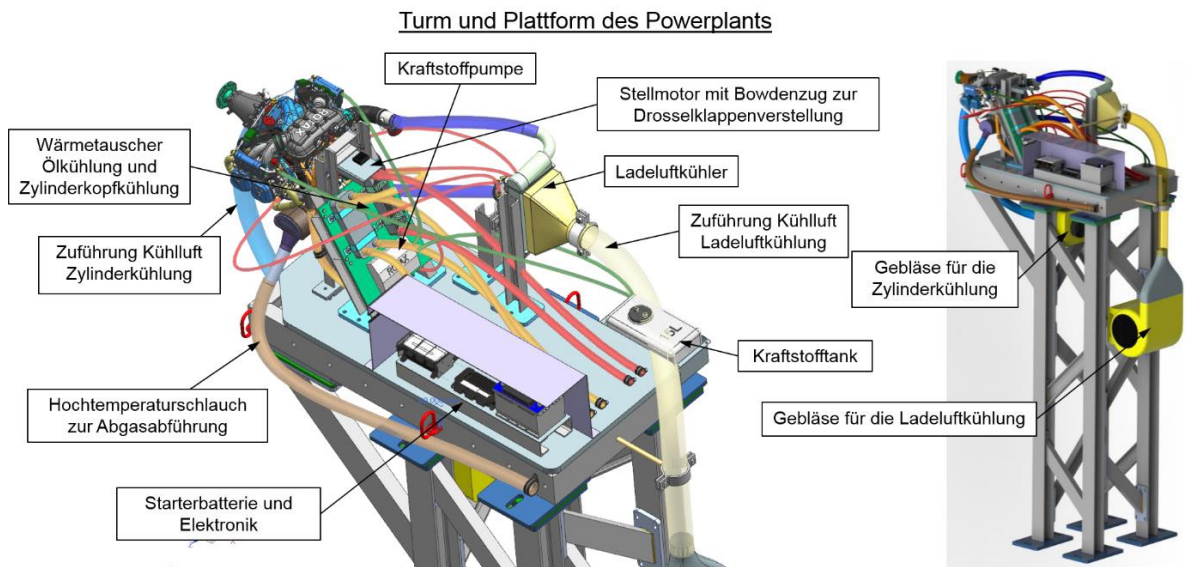


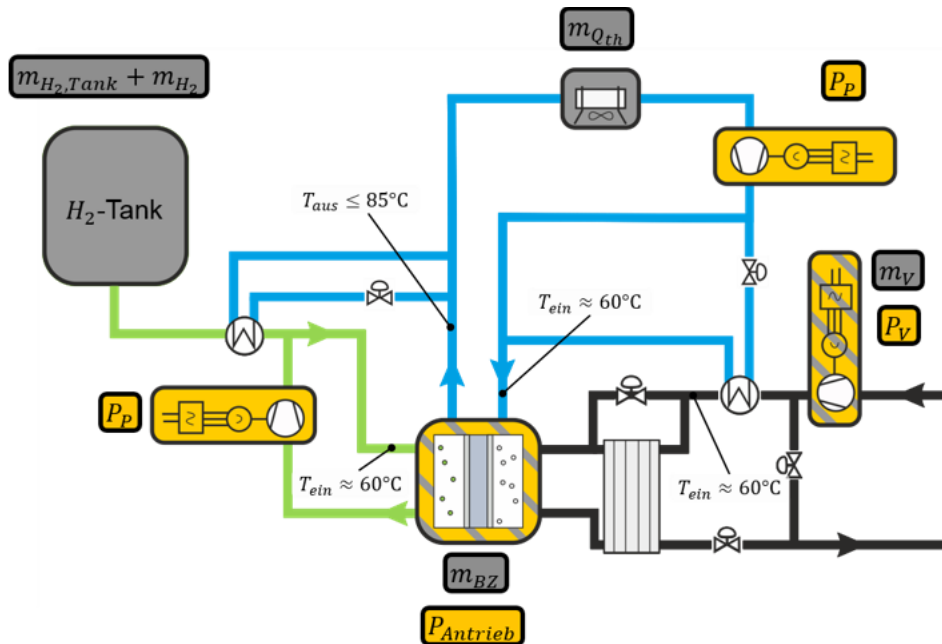
Abbildung 23: CAD Konstruktion des Bau 0 Powerplants inkl. Peripheriekomponenten

Vorauslegung eines H₂-Brennstoffzellensystems

Systemische Vorauslegung und technische Definition der Leistungs-, Volumen- und Gewichtsparameter

Als Anforderung für die Vorauslegung wurde definiert, dass das Brennstoffzellensystem in der Lage sein soll eine typische Flugmission des e.SAT-Flugzeugs abzudecken. Dabei werden eine Reisestrecke von 500 km mit einer Start- und Steigflugphase von 5 min und eine Reisezeit von 1h:40min zugrunde gelegt. Für dieses Flugszenario ergibt die Flugleistungsrechnung eine notwendige Leistung pro Antriebsseite von 127 kW für die Start- und Steigphase und 85 kW für die Phase des Reiseflugs. Um Gewicht und Volumen des Brennstoffzellensystems möglichst gering zu halten, wird das Brennstoffzellensystem so ausgelegt, dass es lediglich die elektrische Leistung für die Phase des Reiseflugs alleine bereitstellt. Für die leistungsintensivere aber wesentlich kürzere Start- und Steigphase wird eine Batterie zur zusätzlichen Bereitstellung elektrischer Leistung vorgesehen, wie es auch im Fall des hybrid-elektrischen Antriebsstrangs als eBoost vorgesehen ist. Als Brennstoffzelle wurde eine Polymerelektrolyt-Membran Brennstoffzelle (PEM BZ) ausgewählt. In Abbildung 24 ist hierzu das Betriebssystem des vorausgelegten Brennstoffzellensystems dargestellt. Es ergeben sich hierbei drei Fluidkreisläufe. Diese sind der Anodenkreislauf in grün zur Versorgung der Brennstoffzelle mit Wasserstoff, der Kathodenkreislauf in

schwarz zur Versorgung der Brennstoffzelle mit verdichteter, befeuchteter Luft und der Kühlkreislauf in blau zur Wärmeabfuhr.



$$m_{BZ, System} = m_{BZ} + m_{H_2, Tank} + m_{H_2} + m_V + m_{Q_{th}}$$

$$P_{BZ, System} = P_{Antrieb} + P_P + P_V = P_{Antrieb} + P_{BoP}$$

BoP = Balance of Plant

Abbildung 24: Betriebssystem des vorausgelegten Brennstoffzellensystems

Die Arbeitstemperatur der Brennstoffzelle liegt bei $60^\circ\text{C} - 85^\circ\text{C}$. Entsprechend müssen der Wasserstoff vorgewärmt und die verdichtete Luft gekühlt werden, bevor sie in die Brennstoffzelle eintreten. Diese Aufgabe wird ebenfalls durch den Kühlkreislauf übernommen. Die Nettoleistung des Brennstoffzellensystems ergibt sich dann aus der elektrischen Leistung der Brennstoffzelle abzüglich der Leistungen des Luftverdichters, des Zirkulationsgebläses des Anodenkreislaufs sowie der Kühlmittelpumpe. Die Masse des Antriebs ohne Ducted Prop setzt sich in erster Größenordnung aus der Masse des E-Motors, der Leistungselektronik, der Batterien, des Brennstoffzellensystems, des Wellensystems und des Tanks zusammen. Die Massen, Volumen und Leistungen der Komponenten sind in der Tabelle in Abbildung 25 aufgelistet. Hinzukommen noch ca. 18 kg Wasserstoff für die genannte Flugmission. Als Tank-

system wurden Kryogentanks mit Superisolation ausgewählt. Ein Beispielbild eines solchen Tanks ist in Abbildung 26 zu finden. Drucktanks schieden bei einer Analyse möglicher Tanksysteme aufgrund ihres hohen Gewichts aus. Die Masse eines 700 bar Drucktanks, der die für die Flugmission notwendige Wasserstoffmasse aufnehmen kann, wurde auf ca. 350 kg abgeschätzt und fällt damit deutlich zu schwer aus. 350 bar Drucktanks schieden hingegen wegen ihres zu großen Volumens aus, das im Flugzeug nicht untergebracht werden kann. Bei Kryogentanks wurden zwei unterschiedliche Isolationskonzepte untersucht. Neben der Superisolation, die aus einer Schicht aus Mikrokugeln unter Vakuum besteht, wurde eine Isolation aus Polyurethanschaum betrachtet. Trotz der höheren Masse und der größeren Systemkomplexität wurde die Superisolation ausgewählt, da hierbei die Wärmeleitfähigkeit und die Abdampftrate des Wasserstoffs nahezu um den Faktor 2 kleiner ausfallen als beim Polyurethanschaum.

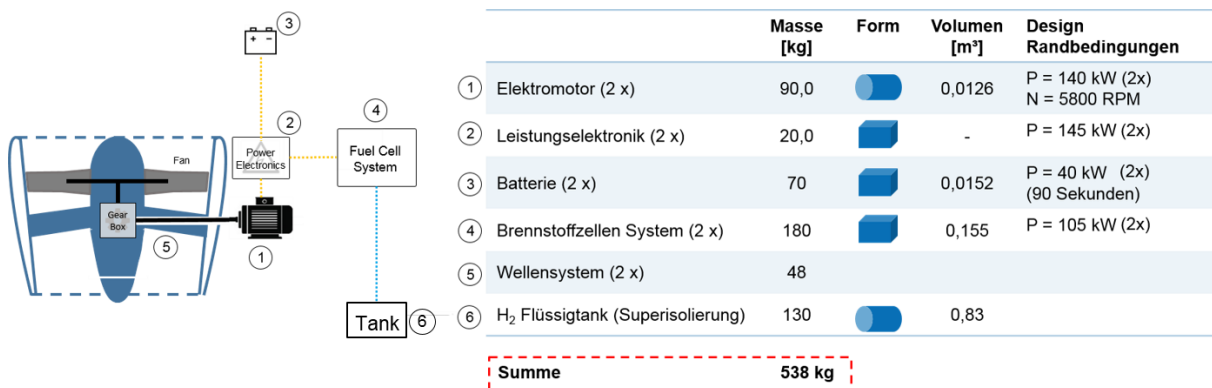


Abbildung 25: Massen, Volumen und Leistungen der Komponenten des Brennstoffzellenantriebssystems

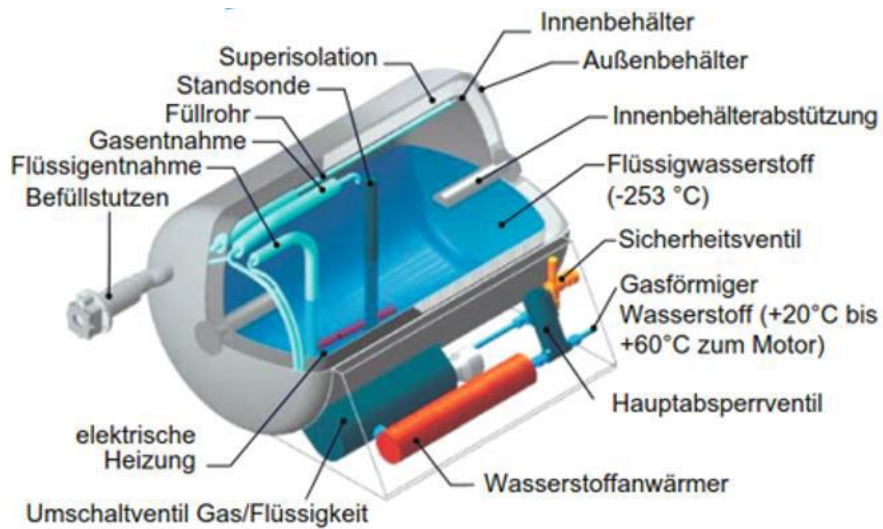


Abbildung 26: Beispielbild eines Wasserstoff-Kryogentanks mit Superisolation

Integration in das e.SAT-Flugzeug

Das vorausgelegte Brennstoffzellenantriebssystem wurde mit allen notwendigen Komponenten, wie Tanks, Batterien, E-Motoren etc. in das e.SAT-Flugzeug integriert. Das Antriebssystem ist separat in Abbildung 27 zu sehen. Die Integration ins Flugzeug ist in Abbildung 28 dargestellt.

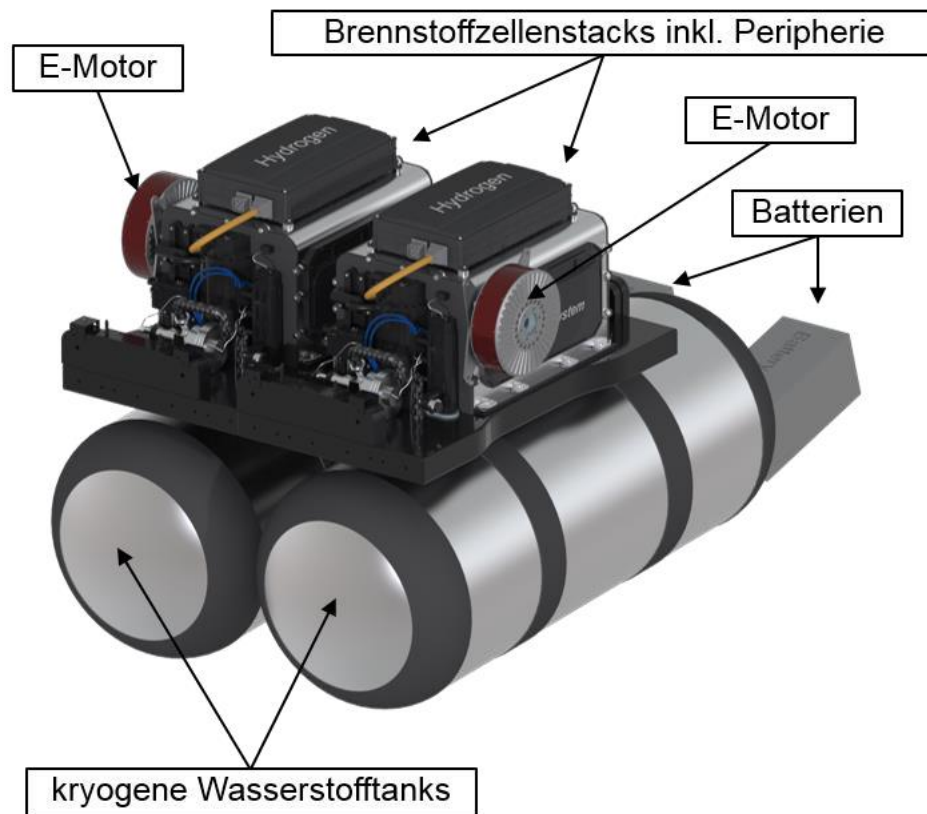


Abbildung 27: CAD Darstellung des Brennstoffzellenantriebssystems

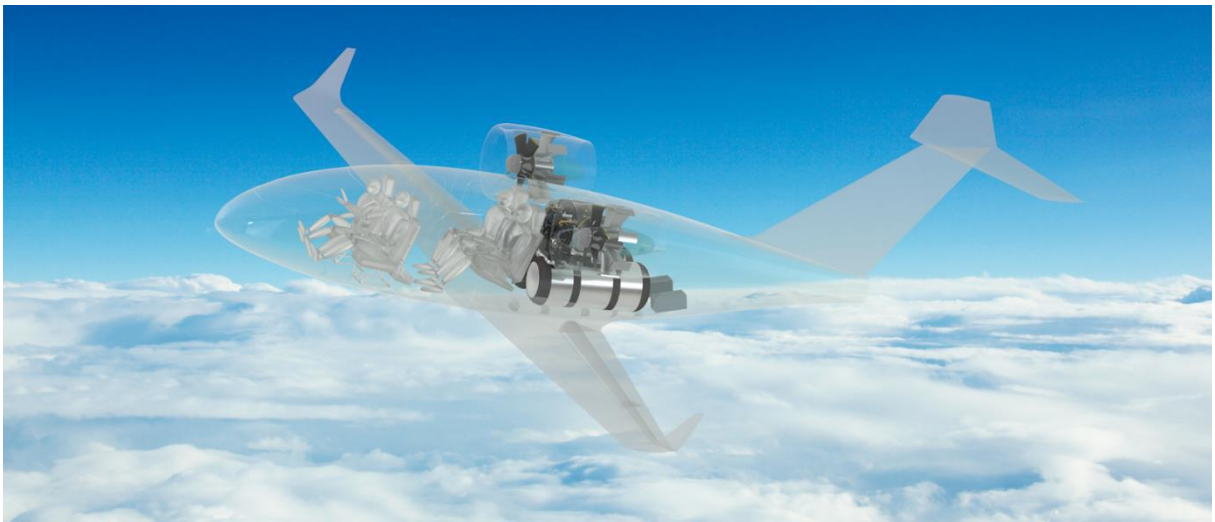


Abbildung 28: CAD-Integration des Brennstoffzellenantriebs in das e.sat-Flugzeug

Neben der Integration in das e.SAT-Flugzeug wurde zusätzlich als Abschluss des Arbeitspakets ein alternatives Konzept des Brennstoffzellenantriebs untersucht. Durch das Ausscheiden des Verbrennungsmotors ergeben sich für den rein elektri-

schen Antrieb nun weitere Gestaltungsmöglichkeiten. Bspw. kann der E-Motor direkt auf die Propulsornabe platziert werden. Dieses Konzept ist sowohl mit als auch ohne Untersetzungsgetriebe zwischen Motor und Rotor denkbar. In Abbildung 29 sind diese beiden Alternativkonzepte der bisherigen Form, die dem konventionellen hybrid-elektrischen Antrieb entspricht, schematisch gegenübergestellt. Als elektrischer Nabenmotor könnte bspw. der EMRAX 268 eingesetzt werden, der in der Luftfahrt bereits Verwendung findet. Dieser Motor kann aus zwei Einzelmotoren zu einem Doppelmotor verbunden werden, der dann über die doppelte Leistung verfügt. Mit 193 kW bei 3700 1/min würde dieser Doppelmotor die maximalen Leistungsanforderungen des Ducted Props deutlich abdecken können. Die Maße des Motors erlauben einen Einbau in die Nabe des Ducted Props ohne den Nabenradius vergrößern zu müssen. Das Leistungsgewicht beträgt im vorliegenden Anwendungsfall 4,75 kW/kg. Allerdings wird sich dieser Wert bei Berücksichtigung eines Berstschesutes reduzieren. Der Vorteil der Verwendung eines Nabenmotors liegt in der Einsparung mechanischer Komponenten wie Umlenkgetriebe, Wellen, Kupplungen etc. Allerdings ergeben sich gegenüber der „konventionellen“ Motorposition außerhalb des Ducted Props zusätzliche Herausforderungen bzgl. Kühlung, Containment und der konstruktiven Umsetzung. Deshalb wird die „konventionelle“ Konfiguration des Brennstoffzellenantriebs weiterhin mit höherer Priorität verfolgt, um die hier vorhandenen Synergien zum hybrid-elektrischen Antrieb nutzen zu können.

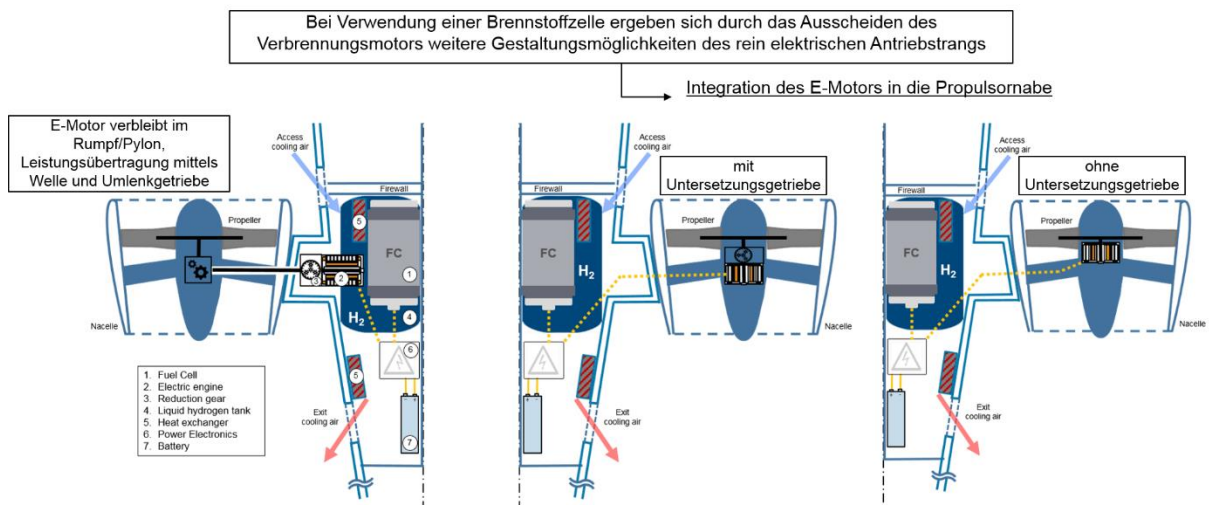


Abbildung 29: Schematische Darstellung alternativer Konzepte des Brennstoffzellenantriebs