

Gefördert durch:



Koordiniert durch:



Nationales Innovationsprogramm Wasserstoff- und Brennstoffzellentechnologie

Abschlussbericht

Verbundprojekt:

Antares H3 – Ein Flugzeug extremer Flugdauer mit modularem Brennstoffzellen-Antrieb – Modulare Energieversorgungseinheit zur Versorgung eines elektrisch angetriebenen Flugzeugs

Förderkennzeichen: 03BV116B

Zuwendungsempfänger: DLR - Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.

Ausführende Stelle: DLR - Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.

Laufzeit: 01.03.2010 – 15.09.2015

„Das diesem Bericht zugrundeliegende Forschungsvorhaben wurde mit Mitteln des Bundesministeriums für Verkehr und digitale Infrastruktur unter dem Förderkennzeichen 03BV116B gefördert. Die Verantwortung für den Inhalt dieses Berichtes liegt beim Autor“

Inhaltsverzeichnis

I.	Kurze Darstellung des Projektes	3
1	Aufgabenstellung.....	3
1.1	Motivation.....	3
1.2	Zielsetzung.....	3
2	Darstellung der Vorarbeiten des Antragstellers	4
3	Planung und Ablauf des Vorhabens	6
3.1	Einbindung des Projektes und Projektstruktur	6
3.2	Ablauf des Vorhabens	7
3.3	Projekt- und Meilensteinplanung	8
4	Wissenschaftlicher und technischer Stand an dem angeknüpft wurde.....	8
4.1	Literatur zum Thema (Auswahl).....	15
5	Zusammenarbeit mit anderen Stellen	16
6	Erzielte Projektergebnisse	17
6.1	Arbeitspaket 2 Antriebssystem	17
6.2	Arbeitspakete 3-7	23
6.3	Arbeitspaket 8 Erweiterung u. Inbetriebnahme Batteriesystem für Direkthybridisierung	23
6.4	Arbeitspaket 9: Anpassung u. Inbetriebnahme von NT-PEM BZ-Systemen für Hochleistungsdirekthybridisierung.....	28
6.5	Arbeitspaket 10: Erweiterung u. Inbetriebnahme Hybridsystem BZ/Batterien	33
6.6	Arbeitspaket 11: Kopplung erweitertes Hybridsystem mit Antrieb	38
6.7	Arbeitspaket 12: HT-PEM System als Hybridsystem	41
6.8	Arbeitspaket 13 Automatische Fahrzeug Verfolgung durch Auswertung von Luftbild- Sequenzen	48
7	Verwertbarkeit der Ergebnisse	55
8	Fortschritte auf dem Gebiet des Vorhabens bei anderen Stellen	59
9	Erfolgte und geplante Veröffentlichungen.....	59
9.1	Veröffentlichungen	59
9.2	Erfindungen und Schutzrechtsanmeldungen	60
9.3	Vorträge, Workshops und Seminare.....	60

I. Kurze Darstellung des Projektes

1 Aufgabenstellung

1.1 Motivation

Die Antragsteller haben in den Jahren 2008 und 2009 mit dem Forschungsflugzeug Antares DLR H2 ein erstes brennstoffzellengespeistes Flugzeug entwickelt. Das Flugzeug hatte am 08.05.2009 seinen Erstflug und wird seitdem erfolgreich für die Forschung eingesetzt. Das Flugzeug führte am 15.05.2009 als erstes und bisher einziges Flugzeug weltweit einen Selbststart auf Brennstoffzelle durch. Im Zuge der Entwicklung dieses Flugzeugs erkannten die Partner das enorme Potential der Brennstoffzellentechnologie für die Entwicklung von unbemannten Flugzeugen mit extremer Flugdauer sowie bemannten Flugzeugen mit emissionsfreiem Antrieb.

Mit dem Projekt soll ein erster Schritt in Richtung quasi dauerhaft betriebener, fliegender Plattformen für Kommunikation, Überwachung (Verkehr, Grenzen, Schifffahrtsrouten, polizeiliche Aufgaben), Forschung (Fernerkundung, Langstrecken-Flüge über die Meere und Polargebiete zur Beobachtung des Klimawandels) erreicht werden. Weitere Anwendungen, wo es um die Beobachtung eines Gebietes über viele Stunden geht, sind z. B. die Überwachung von Großveranstaltungen, Unfall-Schwerpunkten und die Bestimmung aktueller Reisezeiten auf den Haupttrouten des Ferien-Verkehrs. Ein derartiges System ist bisher nicht verfügbar.

1.2 Zielsetzung

Im Rahmen des Entwicklungsvorhabens Antares H3 soll ein elektrisch angetriebenes Flugzeug entwickelt werden und als Erprobungsträger für ein späteres Serienprodukt dienen. Die herausragenden Merkmale dieses Flugzeugs sollen die extrem lange maximale Flugdauer von 90 h und die enorme Reichweite von bis zu 10.000 km, sowie die hohe Nutzlast von ca. 150 kg sein.

Die Energieversorgung erfolgt bei der Antares H3 auf Basis von Brennstoffzellen mit integriertem Reformer für Dimethylether (DME). Das System aus Brennstoffzelle und Reformer ist bei einer Energieentnahme über lange Zeit, in Bezug auf das Gesamtsystemgewicht allen üblichen Systemen überlegen, da aus dem Reformerkraftstoff wesentlich mehr Energie entnommen werden kann, als bei Verbrennungsmotoren. Die vorgesehene neuartige Integration des Reformers in die Brennstoffzelle bietet darüber hinaus eine deutliche Verbesserung der Systemeffizienz.

Weiteres Ziel im Vorhaben ist die Entwicklung und Erstellung eines modularen BZ-Systems zur hoch dynamischen emissionsfreien Bereitstellung von elektrischer Energie zum Betreiben des Antriebsmotors des Motorseglers. Diese Arbeiten umfassen folgende Schwerpunkte:

- Systeme mit hoher Dynamik und Leistungsreserve
- Schnelle Verfügbarkeit einsetzbarer Systeme
- Systeme mit hoher Zuverlässigkeit

Aufgrund des Anwendungsszenarios als Erkundungssystem ergibt sich die Anforderung an ein sehr dynamisch betreibbares System. So müssen z.B. Geschwindigkeiten der Antares von ca. 200 km/h dauerhaft erreicht werden können.

Neben den technischen Anforderungen ist es zudem wichtig, zeitnah die Machbarkeit der Anwendung zu demonstrieren. Hierzu müssen neben den Möglichkeiten des Antriebssystems die bestehenden Grenzen des Flugzeuges (Antares) ermittelt und ausgetestet werden. Dabei ist es notwendig, dass zur Durchführung der Tests Systeme mit hoher Zuverlässigkeit verfügbar sind. Um keine Verzögerung durch die Entwicklung der grundlegenden Technologie zu haben, wie sie im Fall der HT-PEM Systeme mit H₂-erzeugenden Systemen unumgänglich sind, werden die Entwicklungsarbeiten in drei Schritten durchgeführt.

Zunächst erfolgt die Umsetzung und Bereitstellung der elektrischen Energieversorgung durch Batterien, welche in den bestehenden DLR H2 integriert werden können. Somit steht sehr zeitnah ein einsatzfähiges System zur Verfügung, welches eine durchgängige, zuverlässige Versuchsdurchführung ermöglicht. Die Erfassung der maximal möglichen Leistung in Hinsicht auf Dynamik und die damit verbundene Evaluierung und Auswahl von Batterien kann somit in der realen Umgebung getestet werden. Das Gewicht von später einzusetzenden BZ-Systemen kann hierbei durch die Batterien, die zusätzlich in die Aussenlast-Behälter integriert werden, simuliert werden.

Weitergehend wird das Batteriesystem auf ein Hybridsystem zur Kopplung mit BZ-Systemen erweitert. Die Schwerpunkte hierbei sind die Entwicklung und Umsetzung von Hybridkonzepten, die auf die entsprechenden Anwendungen abgestimmt und optimiert sind. Als BZ-Systeme werden hierbei NT-PEM Systeme eingesetzt, welche kommerziell verfügbar und zuverlässig einsetzbar sind. Hierbei steht zunächst die Entwicklung von modularen BZ-Systemen im Vordergrund. Die Treibstoffbereitstellung für die BZ-Systeme erfolgt dabei durch H₂-Drucktanks. Dadurch wird neben der schnellen Umsetzbarkeit und Bereitstellung auch eine klare Zuordnung der Testergebnisse zu den Systemeigenschaften erhalten, da die Charakterisierung und Eigenschaften der NT-PEM Systeme bekannt sind. Die Integration der Systeme kann hier ebenfalls in den DLR H2 erfolgen und somit eine möglichst zeitnahe Umsetzung erreicht werden.

Die erzielten Ergebnisse können dann auf die zeitlich parallel entwickelte Technologie der HT-PEM Systeme mit H₂-Erzeugungseinheit übertragen werden, wobei dann die Vorteile eines hoch dynamisch betreibbaren Systems mit den Vorteilen eines Systems mit extremer Betriebsdauer zusammengeführt werden können.

2 Darstellung der Vorarbeiten des Antragstellers

Das DLR hat zahlreiche Erfahrungen mit Brennstoffzellen für Luftfahrtanwendungen im Rahmen von Projekten in der Luftfahrt und Verkehr gesammelt. In 2009 wurde in Zusammenarbeit mit Lange Aviation die Antares DLR H2 entwickelt, ein Motorsegler mit Brennstoffzellenantrieb ent-

wickelt, mit dem der erste rein Brennstoffzellenbetriebene Start eines bemannten Flugzeuges durchgeführt wurde.

Im Projekt Antares DLR H2 (Lufo-HH, Hamburg) ging es um Tests neuer BZ-Technologien in der Luftfahrt. Dabei wurden grundlegende Entwicklungsarbeiten für BZ-Systementwicklung in der Luftfahrt durchgeführt. Laufzeit: 2009-2012

Im Rahmen des DLR internen Projektes GEKOS (gekoppelte Systeme 2009-2011) arbeitete das DLR an der Zusammenschaltung und wärmetechnischen Integration von BZ Systemen mit Wasserstoffgeneratoren (Methanol, Dimethyl-Ether, etc.).

DLR-internes Projekt „CoSiCab“ (Laufzeit 2004-2006)

Im Projekt CoSiCab wurden Forschungsarbeiten zur on-board-Energieversorgung von Flugzeugen durchgeführt. Das DLR entwickelte zusammen mit Airbus luftfahrttaugliche Brennstoffzellen-Systeme. Diese sollen die derzeitige on-board-Stromversorgung künftig ergänzen, beziehungsweise später vollständig ersetzen. Das DLR hat dazu erstmalig in Europa ein Brennstoffzellen-System bei Unterdruck bis 200 mbar absolut getestet. Dies entspricht einer Flughöhe von ca. 12.000 Meter. Die erstmals gemessenen Leistungswerte ermöglichen so eine genaue Auslegung des Brennstoffzellen-Systems sowohl für die Reise Flughöhe als auch für die An- und Abflugphase.

DLR internes Projekt CoSiCab+ (Laufzeit: 2007-2009)

Die Grundlage des Projektes bestand darin, die Brennstoffzelle nicht nur als autarken Energieerzeuger, sondern auch als Wasser- und Wärmeerzeuger zu betrachten. Hierzu wurden die Systemanforderungen auf Robustheit, Reife, Wartung und Sicherheit unter Luftfahrtbedingungen geprüft. Im Ergebnis wurde eine angepasste Betriebsstrategie erarbeitet, die den Luftfahrtanforderungen in der Kabine entspricht. Darauf aufbauend wurde eine Systemarchitektur entwickelt, die aufgebaut und demonstriert wurde.

BMW Projekt Elektrische Basissysteme in einem CFK-Rumpf (ELBASYS)

Im Verbundprojekt ELBASYS wurde von Seiten des DLR das Teilarbeitspaket TP 4 „Integration von Brennstoffzellensystemen in die CFK Flugzeugarchitektur“ bearbeitet. Dieses Teilprojekt war in 3 Schwerpunkte gegliedert:

1: Der erste Schwerpunkt beinhaltete die Integration eines H₂/O₂ betriebenen Brennstoffzellensystems zur Energiebereitstellung im Notfall. Dieses Brennstoffzellensystem wurde von Airbus zur Verfügung gestellt und bereits für eine Flugfreigabe qualifiziert. Im Rahmen des Projektes wurde das Brennstoffzellensystem am Airbus Standort Hamburg/Deutschland in den Laderaum einer A320 eingebracht und dort während eines Standardfluges charakterisiert.

2: Analysen bei Airbus haben ergeben, dass insbesondere Systeme von kommerziellem Interesse sind, die mehrere notwendige Funktionen im Flugzeug erfüllen. Neben der Energiebereitstellung im Notfall sind die Inertisierung des Tankvolumens mittels sauerstoffabgereicherter Luft und die Bereitstellung von Wasser zu nennen. Der zweite Schwerpunkt des Projektes beinhaltet daher die Entwicklung eines H₂/Luft betriebenen Brennstoffzellen-Systems. Der Fokus der Entwicklung lag hierbei in der Bedienung mehrerer Systemfunktionen, wie der Bereitstellung von elektrischer Energie, Inertgas und Produktwasser.

3: Im dritten Schwerpunkt wurde das Brennstoffzellensystem zur Validierung des emissionsarmen Rollantrieb „ground taxiing“ verwendet. Dazu wurde neben dem Brennstoffzellensystem ein elektrischer Antrieb für das Bugfahrwerk des A320 entwickelt. Die Arbeiten beinhalteten neben der flugrelevanten Qualifizierung der Systeme, die Integration des BZ-Systems in den Laderaum des A320 sowie die Integration des Bugradantriebes in das Bugfahrwerk und deren Charakterisierung im Bodenbetrieb.

3 Planung und Ablauf des Vorhabens

3.1 Einbindung des Projektes und Projektstruktur

Das geplante Vorhaben beinhaltet technische und wissenschaftliche Arbeitsziele in unterschiedlichen Bereichen, die in dem Gesamtziel den Aufbau eines Demonstratorflugzeuges, eines lange fliegenden Brennstoffzellenflugzeuges verfolgen. Bei den ergänzenden Arbeiten liegt der Schwerpunkt in der dynamischen Bereitstellung elektrischer Energie mittels BZ-Hybridssystemen sowie der Integration von Erkundungssystemen in das Flugzeug.

Um eine schnelle und kostengünstige technische Umsetzung des Vorhabens Antares H3 zu erreichen, basiert die Antares H3 soweit als möglich auf der Antares 20E. Allerdings sind durch die geforderten extremen Flugleistungen und die Verwendung der Brennstoffzellentechnologie einige große Änderungen notwendig.

Gemeinsam arbeiten die Kooperationspartner Lange Research Aviation GmbH und das Institut für Technische Thermodynamik an der Entwicklung eines leistungsstarken Nachfolgers der ANTARES DLR H2, dessen Reichweite und Flugdauer sowie Nutzlast wesentlich gesteigert werden sollen. Das Nachfolgemuster soll als Vorserienflugzeug entwickelt werden. Die Antares DLR H2 wird als Testplattform ebenfalls nach den gleichen Kriterien weiterentwickelt.

Die Arbeiten gliedern sich in folgende Arbeitspakete:

AP 1 Gesamtauslegung der Antares
AP2 Antriebssystem
AP 3 Strukturentwicklung und Fertigung der Strukturbauteile

AP 4 Erprobung der Antares H3
AP 5 Einrüsten und Testen des Flight Managementsystems
AP 6 Schutzrechtsanmeldungen
AP 7 Berichtserstellung Investitionen in Anlagegüter
AP 8 Erweiterung u Inbetriebnahme vorhandenes Batteriesystem für Direkthybridisierung
AP 9 Anpassung u Inbetriebnahme von NT-PEM BZ-Systemen für Hochleistungsdirekthybridisierung
AP 10 Erweiterung u Inbetriebnahme Hybridsystem BZ/Batterie
AP 11 Kopplung erweitertes Hybridsystem mit Antrieb
AP 12 HT-PEM System als Hybridsystem
AP 13 Automatische Fahrzeug Verfolgung

Abbildung 1: Übersicht der Arbeitspakete

3.2 Ablauf des Vorhabens

Das Projekt startete nahezu planmäßig zum 01.04.2010. Die im Projekt geplanten Arbeitspaket-Ziele (APZ) konnten überwiegend erreicht werden (s. Kap. 3.3). Die Erreichung der APZ im Bereich der Hybridisierung der HTPEM Systeme konnten im Rahmen des Projektes nicht vollständig umgesetzt werden.

Im Rahmen der Projektlaufzeit haben sich notwendige Erweiterungen der Arbeiten ergeben, welche sich aus der angestrebten Zielerreichung ableiten. Daraus folgend wurde eine Verlängerung der Projektlaufzeit zum 31.12.15 beantragt. Die Projektlaufzeit wurde kostenneutral verlängert. Die Arbeiten zur Anwendung der Erkundungssysteme konnten im letzten Berichtszeitraum erfolgreich abgeschlossen werden.

Die Arbeiten zur Kopplung NT-PEM BZ + Batterien zeigen sehr positive Ergebnisse. Die Direkthybridisierung konnte erfolgreich umgesetzt und demonstriert werden. Die weitere Umsetzung einer verbesserten Hybridarchitektur am Gesamtsystem (3fach System) mit 30-50kW Leistung wurde weiter verfolgt und stellt einen vielversprechenden Ausblick für einen zukünftigen Personenverkehr im Bereich des elektrischen Fliegens dar.

Die geplanten Ziele bzgl. der HTPEM/Reformer Systeme konnten nicht vollständig umgesetzt werden.

Der Überwiegende Teil der Ziele konnte somit wie im Vorhaben geplant erreicht werden. So wurden die Ziele bzgl. der

- Batteriesysteme
- NTPEM-Systeme
- NTPEM-Hybridsysteme
- sowie der Erkundungssysteme

erfolgreich umgesetzt. Die Zuverlässigkeit und die Leistungsfähigkeit der Systeme konnten demonstriert werden und in zahlreichen Testflügen getestet werden.

Die Arbeiten bzgl. der Hybridisierung und der Entwicklung des HT-PEM Systems zeigen sich aufgrund der oben, in den Berichten und im Verlängerungsantrag, ausführlich beschriebenen Gründe deutlich verzögert. Die Entwicklung der HTPEM Systeme ist dennoch weit vorangeschritten. Viele Ziele konnten erreicht werden. So steht ein, weltweit wohl einmaliges, betriebsfähiges HTPEM System in der Leistungsklasse 20kW bereit, welches von den Abmessungen und Gewicht für eine Integration in ein Luftfahrzeug wie geplant geeignet ist, für weitere Entwicklungsschritte bereit. Zur Erreichung der Technologiereife um die HTPEM Systeme mit Reformer für Flugtests im Flugzeug zu integrieren sind weitere aufwendige Entwicklungsarbeiten und eine endgültige Definition und Festlegung der Anforderungen notwendig wie in AP2 und AP12 beschrieben wurde.

3.3 Projekt- und Meilensteinplanung

Als Projektmeilenstein wurde die „ Erprobung der Antares H2 mit reinem erweitertem Batteriesystem u. Erkundungssystemen“ festgelegt, welcher im geplanten Zeitraum abgeschlossen wurde.

Den in *Abbildung 1* dargestellten Arbeitspaketen AP1-AP13 wurden für die Projektplanung 24 Arbeitspaket-Ziele (APZ) zugeordnet, welche zur Arbeitsfortschrittbewertung verwendet wurden. 21 APZ wurden im Projekt erfolgreich abgeschlossen.

4 Wissenschaftlicher und technischer Stand an dem angeknüpft wurde

Brennstoffzellensysteme werden intensiv für terrestrische Anwendungen im Automobiltransport, in der Hausenergie, für dezentrale Industrieanwendungen und für portable Geräte entwickelt und auch bereits angewendet. Seit einigen Jahren werden auch Brennstoffzellenanwendungen in der Luftfahrt diskutiert. Konkrete Entwicklungen werden bei Boeing und bei Airbus durchgeführt. Die Motivation dieser Entwicklungen liegt in der Realisierung neuer elektrischer Funktionen, der Kombination verschiedener Funktionen in einem Energiesystem und der Möglichkeit,

Treibstoffverbrauch und Emissionen in einem „More Electric Aircraft“ in zukünftigen Flugzeugen zu senken.

Eine Literatursuche in diesem Bereich ergibt eine relative niedrige Zahl an Publikationen in der Luft- und Raumfahrt und noch weniger für Brennstoffzellenanwendungen in der Verkehrsluftfahrt. Von den wenigen Veröffentlichungen in diesem Bereich beschäftigen sich viele mit theoretischen Studien zu Systemkonzepten und deren Auswirkungen auf die Flugzeugarchitektur. Im Vordergrund des Interesses steht in den USA dabei die UAV-Anwendung mit Brennstoffzellensystemen [1-7].

Mehrere Firmen entwickeln Brennstoffzellensysteme als Energieversorgungssysteme in der Luftfahrt. Aktivitäten von Boeing, Airbus, der NASA und Cessna sind bekannt geworden [7-9]. Allein Cessna berichtet in einer Veröffentlichung von einem praktischen Test eines Brennstoffzellensystems unter flugzeugrelevanten Bedingungen, wobei das System bei einem 5.000 Fuß äquivalenten Unterdruck getestet wurde [8]. Das DLR-Institut für Technische Thermodynamik in Stuttgart hat erstmalig in Europa ein Brennstoffzellensystem bei Unterdruck bis 200 mBar_{abs.} getestet. Dies entspricht einer Flughöhe von ca. 12.000 m. Die erstmals gemessenen Leistungswerte ermöglichen so eine genaue Auslegung des Brennstoffzellensystems sowohl für die Reiseflughöhe als auch für die An- und Abflugphase [12].

Im Rahmen des Lufo-III-Projektes APWAGS (Advanced Power and Water Generation System) wurden die technischen Möglichkeiten untersucht, Energie und Wasser für Flugzeuge mit Brennstoffzellensystemen bereitzustellen. Die Qualität des Wassers wurde für diverse Verwendungen an Bord qualifiziert. Das DLR hat in dem Projekt im Rahmen einer Regleroptimierung für das Brennstoffzellensystem mitgewirkt.

Die großen Zivilflugzeughersteller Airbus und Boeing entwickeln Brennstoffzellensysteme mit verschiedenen Ansätzen als Bordstromeinheiten, um damit eine Effizienzsteigerung des Flugzeugbetriebs zu ermöglichen. Boeing hat diesbezüglich mehrere Studien beauftragt und veröffentlicht [13-15].

Airbus arbeitet mit dem DLR seit fünf Jahren an der Entwicklung von Brennstoffzellensystemen für die Luftfahrt [17-20]. Die Kooperation beinhaltet die stationäre und dynamische Modellierung von Brennstoffzellensystemen, die Auslegung von Brennstoffzellen für die Anwendung in Zivilflugzeugen, den Test von Systemen unter flugzeugrelevanten Bedingungen, die Qualifizierung der Systeme und die Flugtests. Ein wichtiger Meilenstein in dieser Kooperation war der erstmalige Test eines Brennstoffzellensystems an Bord eines Zivilflugzeugs, bei dem das System zum Betrieb der hydraulischen und elektrischen Backup-Systeme eingesetzt wurde [19]. Das auf der Verwendung von reinem Wasserstoff und Sauerstoff basierende Brennstoffzellensystem mit 20 kW wurde im Rahmen des Lufo IV-Projektes ELBASYS getestet und wurde dabei zum Betrieb der elektrischen Motorpumpe des blauen Reserve-Hydraulikkreises zum Antrieb der Steuerflächen des Flugzeugs eingesetzt. Das DLR modifiziert und erweitert im Rahmen dieses Projektes Brennstoffzellensysteme, um mehrere Funktionen eines luftbetriebenen Brennstoffzellensystems zu nutzen, wie z.B. die Wassererzeugung für die Kabine, die Abluft für eine Tankinertisierung und einen elektrischen Radantrieb.

Im Bereich von HT-PEM-Systemen wurden vom DLR Arbeiten zur flugrelevanten Charakterisierung an 1 kW-Modulen durchgeführt. Die Systeme zeigen einen stabilen robusten Betrieb bei Normalbetriebsbedingungen. Weiterhin wurden Messungen im Unterdruck (äquivalent zu 10.000 Fuß Höhe) durchgeführt, wobei ebenfalls ein stabiler Betrieb bei hoher Leistung nachgewiesen werden konnte. Nachfolgend wurde ein HT-PEM System in der Leistungsklasse bis 20 kW in den DLR-eigenen DLR-H₂-Antares Motorsegler eingebaut. Das Flugzeug dient als fliegender Teststand zur Analyse des Systems unter realen Bedingungen, wobei durch die Selbststartfähigkeit alle Flugphasen abgebildet werden können. Gleichzeitig soll so das Potenzial der Technologie auf Systemebene aufgezeigt werden.

Im Rahmen eines EU-Projektes (ENFICA-FC) wurde unter Leitung der Politechnischen Universität Turin ein Brennstoffzellenantrieb für ein Kleinflugzeug der Firma JIHLAVAN Airplanes entwickelt [21]. Ergebnisse sind noch nicht bekannt geworden.

Der Stand der Technik kann folgendermaßen zusammengefasst werden: Brennstoffzellensysteme für Luftfahrtanwendungen mit Niedertemperaturbrennstoffzellen (PEM-Brennstoffzellen) besitzen die technologische Reife, um in der realen Flugzeugumgebung getestet zu werden und haben ihre Robustheit gezeigt. Diese Systeme sind aber bislang noch nicht in die Flugzeugarchitektur integriert und die verschiedenen Funktionen und Möglichkeiten werden noch nicht ausgenutzt. Somit kann zwar die Funktionalität unter Luftfahrtbedingungen gezeigt werden, die Effizienzsteigerung unter den speziellen Integrationsaspekten und die erforderliche Langlebigkeit im Flugzeug müssen jedoch durch experimentelle Fluguntersuchungen noch nachgewiesen werden.

Antares DLR-H2

Das Forschungsflugzeug Antares DLR-H2 ist das weltweit erste startfähige, pilotgesteuerte Flugzeug mit Brennstoffzellenantrieb. Es basiert in wesentlichen Teilen auf dem seit einigen Jahren gebauten Motorsegler Antares 20E. In zwei zusätzlichen Außenlastbehältern werden das Brennstoffzellensystem und die Wasserstofftanks unter den dafür verstärkten Flügeln angebracht. In weiteren Schritten könnten die Leistungsdaten des Flugzeugs mit bis zu vier Außenlastbehältern und weiterentwickelten Brennstoffzellen noch signifikant gesteigert werden.

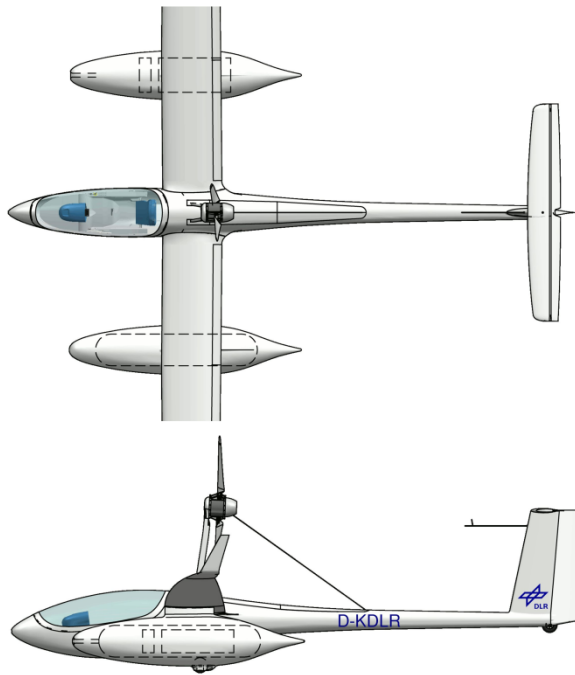


Abbildung 2 : Skizzen Antares DLR-H2

Entwickelt und gebaut wird der fliegende Hochtechnologie-Versuchsträger vom Projektpartner Lange Aviation GmbH in Zweibrücken. Als primäre Energiequelle für den Antrieb wird ein vom DLR-Institut für Technische Thermodynamik speziell dafür bereitgestelltes Brennstoffzellensystem eingesetzt. Dieses System ist annähernd identisch mit dem in Großraumflugzeugen verwendeten Brennstoffzellensystem zur Bordenergieversorgung und liefert die elektrische Energie für den von Lange Aviation entwickelten Antriebsstrang, der aus der Leistungselektronik, Motor und Propeller besteht. Der Einsatz einer hocheffizienten Brennstoffzelle (Effizienz bis zu 52% elektrisch) mit dem Kraftstoff Wasserstoff macht den Antrieb dieses Flugzeuges CO₂ frei. Das Abfallprodukt ist sauberes Wasser.

Es ist zu erwarten, dass die Kopplung der Brennstoffzelle mit dem sehr leisen und leistungsstarken elektrischen Kleinflugzeugantrieb im Vergleich zu kolbengetriebene Motoren neue Maßstäbe bei der Höhentauglichkeit setzt.



Abbildung 3: Animation: Antares DLR-H2 Forschungsflugzeug im Anflug auf den Flughafen Stuttgart

Das Projekt besteht durch die Zusammenführung interdisziplinärer Aktivitäten. Um einen sehr sparsamen Flug zu ermöglichen ist das gesamte Flugzeug strömungstechnisch optimiert. Das Ziel ist es turbulente Luftströmungen an allen Flächen zu vermeiden.

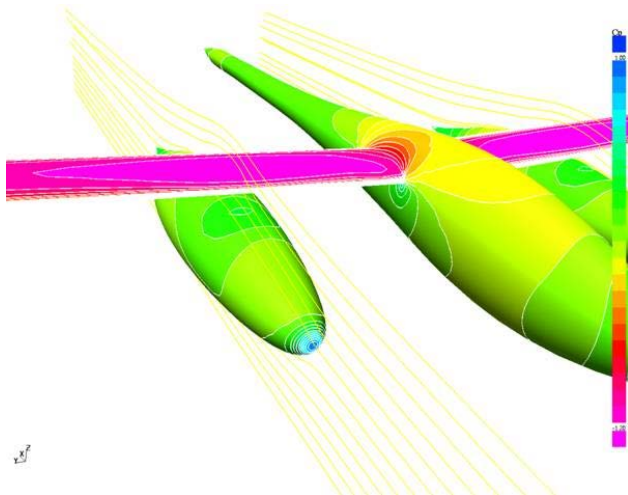


Abbildung 4: Strömungsbild des Forschungsflugzeugs Antares DLR-H2

Die Firma Lange Aviation bringt hierfür eine langjährige Erfahrung mit. Die Integration der Versuchsbehälter stellte sowohl aeroelastisch als auch aerodynamisch eine Herausforderung dar. Durch die fundierte Erfahrung des Instituts für Aeroelastik des Deutschen Zentrums für Luft und Raumfahrt konnte eine optimale Anbringung der Behälter erreicht werden. Dadurch wird die Dynamik des Flugzeugs nicht beeinträchtigt. Die zusätzlichen Luftwiderstände zum Serienmodell Antares 20E liegen bei weniger als 15% und das bei einer möglichen zusätzlichen Last von mehr als 200kg.

Bei der Kopplung des Brennstoffzellensystems mit dem Antriebsstrang wurden ebenfalls neue Wege eingeläutet. Das Brennstoffzellensystem wurde so ausgelegt, dass es direkt mit der Steuerungseinheit des Motors verbunden werden kann. Das spart Komponenten und Kosten und erhöht die Effizienz. Hierfür haben sowohl das Institut für Fahrzeugkonzepte des DLR als auch die Berner Fachhochschule Biel und die Lange Aviation einen wichtigen Beitrag geleistet. Eine spätere Hybridisierung mit einer Li-Polymer Batterie wird die Leistung des Flugzeuges weiter verbessern. Das Ergebnis ist ein Hochtechnologieträger der die unterschiedlichsten Architekturen von Brennstoffzellensystemen aufnehmen kann. Diese können dann gleichzeitig unter luftfahrt-relevanten Bedingungen wie Unterdruck, Temperatur, Beschleunigung und Vibration getestet werden.

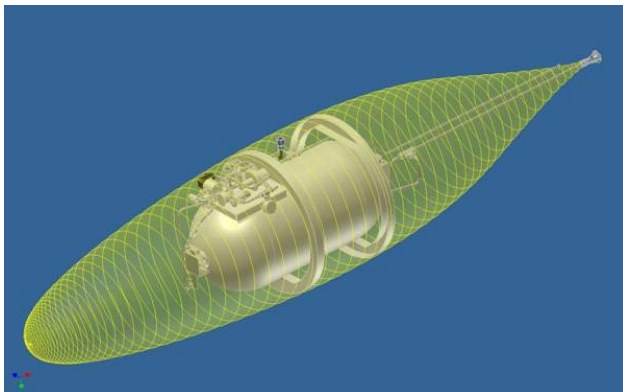


Abbildung 5: Antares DLR-H2 Wasserstoff-Drucktank

Für den Erstflug wurde ein Brennstoffzellensystem in Zusammenarbeit mit der Firma BASF Fuel Cell GmbH (Elektrolyt + Elektroden) und Serenergy A/S (Stacksubsystem) für den Einsatz im Antares DLR H2 ertüchtigt. Die Architektur zeigt ein sehr gutes Gewichts/Leistungs-Verhältnis, ein wichtiges Kriterium für die Luftfahrt. Nach Abschluss der ersten Tests, die darauf abzielen eine maximale Flughöhe und damit einen minimalen Unterdruck zu erreichen wird das Brennstoffzellensystem weiterentwickelt um eine maximale Effizienz bei der Umwandlung der Kraftstoffenergie in elektrische Energie zu gewährleisten. Das jetzt eingesetzte gesamte Brennstoffzellsystem und der Wasserstofftank wiegen ca. 100 kg. Somit wird nur die Hälfte der Zusatzlast ausgenutzt. Dies bietet ein hohes Potential um das Flugzeug für mögliche Rekordflüge (Höhe, Weite, etc.) auszurüsten.

Zitierte Literatur:

- [1] J. E. Freeh, C. J. Steffen, L. M. Larosiliere, "Off-design performance analysis of a solid-oxide fuel cell/gas turbine hybrid for auxiliary aerospace power", Proceedings, 3rd, International Conference on Fuel Cell Science, Engineering, and Technology, Editor(s): Shah, Ramesh K.; Ubong, Etim U.; Samuelsen, Scott., Ypsilanti, MI, USA, May 23-25, 2005 (2005), 265-272.
- [2] C. J. Steffen, J. E. Freeh, L. M. Larosiliere, Steffen, "Solid oxide fuel cell/gas turbine hybrid cycle technology for auxiliary aerospace power", NASA/TM (2005), (NASA/TM-2005-213586)

- [3] J. E. Freeh, J. W. Pratt, J. Brouwer, "Development of a solid-oxide fuel cell/gas turbine hybrid system model for aerospace applications", NASA/TM (2004), (NASA/TM-2004-213054).
- [4] R. Tornabene, X.-Y. Wang, C.-J. Steffen Jr., J. E. Freeh, "Development of Parametric Mass and Volume Models for an Aerospace SOFC / Gas Turbine Hybrid System", NASA/TM—2005-213819
- [5] S. Eelman, D. L. Daggett, M. Zimmermann, G. Seidel, „High Temperature Fuel Cells as Substitution of the Conventional APU in Commercial Aircraft“, DGLR-JT2003-183, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2003.
- [6] N. Bundschuh, J. Dollmayer, U. B. Carl, „Fuel Weight Penalty due to Fuel Cells and Generators as Energy Source of the All-Electric Airplane“, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2005.
- [7] D. J. Bents, V. J. Scullin, B. Chang, D. W. Johnson, C. P. Garcia, I. Jakupca, "Test of hydrogen-oxygen PEM fuel cell stack at NASA Glenn Research Center", NASA/TM-2003-212374.
- [8] L. Kohout, P. C. Schmitz, „Fuel Cell Propulsion Systems for an All-Electric Personal Air Vehicle“, NASA/TM—2003-212354.
- [9] V. Chang, and J. Gallman, "Altitude Testing of Fuel Cell Systems for Aircraft Applications", Cessna Aircraft Company, Proceedings of the SAE Power Systems Conference, 2004, SAE 2004-01-3200.
- [10] J. W. Pratt, J. Brouwer, G. S. Samuelsen, "Experimental Performance of an Air-Breathing PEM Fuel Cell at High Altitude Conditions", 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 10-13 January 2005, Reno, Nevada, USA.
- [11] M. G. Friend, D. L. Daggett, "Fuel Cell Demonstrator Airplane", AIAA 2003-2868, AIAA/ICAS International Air and Space Symposium and Exposition: The Next 100 Y, 14-17 July 2003, Dayton, Ohio.
- [12] Pressemitteilung des DLR anlässlich der H2-Expo 2006.
- [13] Eelman S., Daggett D. L., Zimmermann M., Seidel G. (2003) High Temperature Fuel Cells as Substitution of the Conventional APU in Commercial Aircraft, DGLR-JT2003-183, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress
- [14] Daggett D. L., Lowery N., Wittmann J. (2005), Fuel Cell APU for Commercial Aircraft, Proceedings H2-Expo Hamburg
- [15] Friend M. G. , Daggett D. L. (2003) Fuel Cell Demonstrator Airplane, AIAA 2003-2868, AIAA/ICAS International Air and Space Symposium and Exposition, Dayton, Ohio
- [16] http://www.boeing.com/news/releases/2008/q2/080403a_nr.html
- [17] Rothhammer W. (2004) "Power Optimized Aircraft" Proceedings H2-Expo 2004
- [18] Rothhammer W. (2005) "Airbus Fuel Cell System Approach", Proceedings H2-Expo 2005
- [19] http://www.airbus.com/en/presscentre/pressreleases/pressreleases_items/08_02_19_emission_free_power.html
- [20] Heinrich, H.-J. (2007) „Brennstoffzellensysteme für Anwendungen in der Luftfahrt“, H2-Symposium Wasserstoff-Zukunft in Hamburg,

[21] <http://www.enfica-fc.polito.it/>

4.1 Literatur zum Thema (Auswahl)

- [22] Aceves, S.M. et al.: Vehicular storage of hydrogen in insulated pressure vessels, 2006,2274 - 2283,31,International Journal of Hydrogen Energy
- [23] Amirinejad, M., u. a.: Effects of operating parameters on performance of a proton exchange membrane fuel cell, In: Journal of Power Sources 161 (2006), pp. 872-875.
- [24] Christoffers, J.; Common Virtual Bird – Power Management: Development of the Cabin Systems Module (CSM); CTO/IW-SE-2007-97 Technical Report; EADS IW; 2007
- [25] Chu, D. u. a.: Performance of polymer electrolyte membrane fuel cell (PEMFC) stacks – Part 1. Evaluation and simulation of an air-breathing PEMFC stack, In: Journal of Power Sources 83 (1999), pp. 128-133.
- [26] Daggett D. L., Lowery N., Wittmann J. (2005), Fuel Cell APU for Commercial Aircraft, Proceedings H2-Expo Hamburg
- [27] Eelman S., Daggett D. L., Zimmermann M., Seidel G. (2003) High Temperature Fuel Cells as Substitution of the Conventional APU in Commercial Aircraft, DGLR-JT2003-183, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress
- [29] Francia, C., Ijeri, V.S., Specchia, S., Spinelli, P.: Estimation of hydrogen crossover through Nafion® membranes in PEMFCs, 2011, 1833-1839, 196, Journal of Power Sources
- [30] Friend M. G., Daggett D. L.(2003) Fuel Cell Demonstrator Airplane, AIAA 2003-2868, AIAA/ICAS International Air and Space Symposium and Exposition, Dayton, Ohio
- [31] Haraldsson, K. u. a.: Effects of ambient conditions on fuel cell vehicle performance, In: Journal of Power Sources 145 (2005), pp. 298-306.
- [32] Heinrich, H.-J. (2007) „Brennstoffzellensysteme für Anwendungen in der Luftfahrt“, H2-Symposium Wasserstoff-Zukunft in Hamburg
- [33] Hinds, G., u. a.: Novel in situ measurements of relative humidity in a polymer electrolyte membrane fuel cell, In: Journal of Power Sources 186 (2009), pp. 52-57.
- [34] Jiang, R., u. a.: Stack design and performance of polymer electrolyte membrane fuel cells, In: Journal of Power Sources 93 (2001), pp. 25-31.
- [35] Kallo, J., Heinrich, H.-J, Saballus, M., Renouard-Vallet, G., Friedrich, K.A.: Fuel Cell System Implementation, Start-up and Test in an Airbus A320 Aircraft, Conference Distribution, Fuel Cell Seminar and Exposition, San Antonio, 2007
- [36] Kim, S. u. a.: The effect of stoichiometry on dynamic behavior of a proton exchange membrane fuel cell (PEMFC) during load change, In: Journal of Power Sources 135 (2004), pp. 110-121.
- [37] Kurzweil, P.: Brennstoffzellentechnik – Grundlagen, Komponenten, Systeme, Anwendungen, Wiesbaden: Friedr. Vieweg & Son Verlag/GWV Fachverlag GmbH, 2003.
- [38] Larminie, J., u. a.: Fuel Cell Systems Explained, West Sussex: John Wiley & Sons Ltd, 2003.

- [39] Mallant, R. K. A. M.: PEMFC systems: the need for high temperature polymers as a consequence of PEMFC water and heat management, In: Journal of Power Sources 118 (2003), pp. 424-429.
- [40] Rossow, C.-C., Wolf, K., Horst, P.: Handbuch der Luftfahrzeugtechnik, München: Carl Hanser Verlag GmbH & Co. KG, 2013.
- [41] Rothhammer W. (2004) "Power Optimized Aircraft" Proceedings H2-Expo 2004
- [42] Santarelli, M. G., u. a.: Experimental analysis of cathode flow stoichiometry on the electrical performance of a PEMFC stack, In: International Journal of Hydrogen Energy 32 (2007) pp. 710-716.
- [43] Schilo, C. et.al; Fuel Cell Application in a New Configured Aircraft, Conference Distribution, CEAS European Air and Space Conference, Berlin, 2007.
- [44] Schumann, P., Graf, C., Kallo, J., Friedrich, K.A.: Modelling and Validation of a Membrane Humidifier for PEM Fuel Cell Systems, Conference Distribution, 5th Symposium on Fuel Cell Modelling and Experimental Validation, Winterthur, 2008
- [45] Schumann, P., Graf, C., Friedrich, K.A.: Modelling and Simulation of a PEM Fuel Cell System for Aircraft Applications, Electrochemical Society Transactions, Vol.12, p.651-661, 2008
- [46] Strubel, V.: Hydrogen Storage Systems for Automotive Application, 2008

5 Zusammenarbeit mit anderen Stellen

Die Arbeiten im Rahmen des Forschungsvorhabens erfolgten zwischen dem Verbundführer - Lange Research Aviation GmbH (LANGE) und dem Deutschen Zentrum für Luft- u. Raumfahrt (DLR).

LANGE ist verantwortlich für die Entwicklungsleistungen, die sich auf die Weiterentwicklungen und Anpassungen des Trägerflugzeugs und des elektrischen Antriebs beziehen. Lange übernimmt die Aufgaben des Luftfahrttechnischen Entwicklungsbetriebs zum Aufbau des elektrischen Flugzeuges und Integration der Energiequellen und Elektroantriebes, die Einhaltung der Luftfahrtzertifizierung/-Zulassung sowie die Projektleitung und Produktplacement.

Das DLR ist verantwortlich für die Entwicklungsleistungen, die sich auf die Weiterentwicklungen und Anpassungen der Brennstoffzellentechnik und des Energiemanagements dieser Brennstoffzellen und deren Peripherie beziehen. Beteiligt ist das Institut für Technische Thermodynamik mit den Aufgaben der Architekturauslegung Entwicklung und Inbetriebnahme der BZ Systeme und Wasserstoffgenerator, die Anbindung an Kurzzeitenergiespeicher und Motorschnittstelle, die wissenschaftliche Betreuung und Auswertung sowie die wissenschaftliche Berichterstellung. Weiterhin beteiligt ist das Institut für Aerolastik für Aerodynamische Messungen und Berechnungen sowie das Institut für Methodik und Fernerkundung (MF) mit der Aufgabe der Entwicklung von Bildauswerteargorithmen für die allgemeine Verkehrsdaten-Erfassung.

Im Rahmen von Unteraufträgen erfolgte eine intensive Zusammenarbeit mit Serenergy AIS aus Dänemark, der Lange Aviation GmbH und der Hydrogenics GmbH.

Eingehende Darstellung des Projektes

6 Erzielte Projektergebnisse

Im Rahmen des Projekts Antares H3 wurden im o.g. Projektzeitraum vom Projektpartner DLR, Institut für Technische Thermodynamik die folgenden Arbeiten getätigt:

6.1 Arbeitspaket 2 Antriebssystem

AP-Nr.: AP 2 Antriebssystem
HAP-Bezeichnung:
HAP-Verantwortlich: DLR TT
Beteiligte Einrichtung(en): DLR TT, Lange Research Aircraft

Zielstellung

Es werden luftfahrttechnisch optimierte Brennstoffzellen-systemarchitekturen mit Wasserstoffgeneratoren/-Speicher und Kurzzeitenergiespeicher ausgearbeitet. Ziel der Energieversorgung für das Flugzeug ist diese auf Basis von modularen BZ-Systemen mit integriertem Reformer für Dimethylether (DME) und Methanol zu realisieren. Als BZ-Systeme sollen HTPEM Systeme eingesetzt werden..

Hierzu erfolgt eine Architekturauslegung und Inbetriebnahme der BZ Systeme + Wasserstoffgenerator, sowie eine Anbindung an die Kurzzeitenergiespeicher und die Motorschnittstelle.

. Das Temperaturniveau ist für die Wärme-Integration mit dem Wasserstoffgenerator nutzbar und ist mit der Auslegung von entsprechenden Konzepten zu erarbeiten.. Die Zusammenhänge zwischen Leistungsverhalten und Belastungsniveau, Kraftstoffverunreinigungen und Arbeitstemperatur werden ausgearbeitet.

Zusammenfassung

- **AP 2.1 Ausarbeitung Brennstoffzellensystemarchitektur mit Wasserstoffgeneratoren / -Speicher**

Ziel: Ein Konzept für ein luftfahrttechnisch optimiertes Brennstoffzellensystem mit maximaler Leistungsdichte zu entwickeln.

Ergebnisse:

Es wurde zunächst ein Brennstoffscreening durchgeführt. Als Ergebnis wurden die Brennstoffe Methanol und DME als geeignet für den Einsatz in einem HT-PEFC System identifiziert. Neben der Reformierung von Kohlenwasserstoffen wurde der Ansatz der Direkt-DME HT-PEFC untersucht. Letzterer wurde aufgrund sehr geringer Leistungsdichten, die im Labormaßstab realisiert werden konnten verworfen. Bei der On-Board Wasserstofferzeugung nach dem Prinzip der Reformierung bieten sich verschiedene Verfahrenskonzepte an, die gegeneinander verglichen wurden. Das System mit dem höchsten zu erwartenden Wirkungsgrad basiert auf dem Prinzip der Dampfreformierung. Als Kraftstoff wurde Methanol aufgrund der niedrigen Reformierungsenthalpie und der niedrigen Reformierungstemperatur ausgewählt. Als Katalysator wurde CuZnO geträgert auf Al₂O₃ ausgewählt. Basierend auf dieser Grundlage wurden verschiedene verfahrenstechnische Varianten gegeneinander verglichen. Diese Untersuchung wurde mit Hilfe des Simulationswerkzeugs Aspen Plus unterstützt. Basierend auf den Ergebnissen der Simulation wurden Berechnungen zur Dimensionierung der Hauptkomponenten wie Brennstoffzelle, Re-

former sowie den Wärmeübertragern und des Brenners durchgeführt. Als Ergebnis wurde eine modulare Systemarchitektur mit serieller Verschaltung von vier Brennstoffzellenstacks entwickelt.

Unterdruck Kathode / Unterdruckfestigkeit des Gesamtsystems

Um die Funktionalität des Antriebssystems in unterschiedlichen atmosphärischen Bedingungen störungsfrei zu garantieren, ist vor allem eine Berücksichtigung der Einflüsse des Umgebungsdrucks bei der Auslegung der Systemkomponenten zu berücksichtigen. Bedingt durch die Versorgung aus der flüssigen Phase ist die Versorgung der Anodenseite inklusive dem Reformer und Verdampfer von der Unterdruckumgebung weitestgehend ausgeschlossen. Zum Ausgleich ist optional ein Staudruckventil zwischen Anodenausgang und Brennereingang innerhalb des Bau-raums vorgesehen. Gegenüber der Anode sind die Kathode und der Brenner als offene Systeme ausgeführt. Beide werden direkt mittels Umgebungsluft versorgt. Hierfür kommen zwei unterschiedliche Arten von Gebläsen zum Einsatz, die bezüglich ihrer Leistungsfähigkeit so dimensioniert sind, dass sie theoretisch in der Lage sind das System auch bei Unterdruck zu versorgen. Wichtig in dem Zusammenhang ist vor allem die Versorgung der Kathode, deren Druckniveau gegenüber der Anode limitiert ist. Dies ist in der geringen mechanischen Stabilität der HT-PEFC Membran Elektroden Einheit (MEA) begründet.

• AP 2.2 Systemkühlung

Ziel: Entwicklung eines geeigneten Kühlkonzeptes und Umsetzung sowie Test des entwickelten Kühlsystems

Ergebnisse:

Experimentelle Arbeiten mit luftgekühlten HT-PEFC Brennstoffzellensystemen haben in Untersuchungen gezeigt, dass unter bestimmten Betriebsbedingungen, vor allem beim Einsatz von Reformatgas als Brennstoff, starke Temperaturunterschiede innerhalb des Brennstoffzellenverbunds entstehen können. Bei zu starken Temperaturunterschieden ist jedoch ein Betrieb der HT-PEFC mit Reformatgas aufgrund der CO Problematik nicht möglich. Eingehende Berechnungen mittels Simulation haben gezeigt, dass eine Kühlung der Brennstoffzellen mit Kühlmedien in der flüssigen Phase deutliche Vorteile gegenüber einer Kühlung mit Luft aufweist. Dies ist vor allem in den deutlich höheren Wärmeübertragungskoeffizienten und der Wärmekapazität begründet. Diese Vorteile spielen nicht nur bei der Kühlung der Brennstoffzelle eine Rolle sondern auch bei der späteren Wärmerückgewinnung und der Restwärmeauskopplung. Entscheidend für die Funktionalität und die Nutzung dieser Vorteile ist die Wahl eines geeigneten flüssigen Wärmeträgers. Durch die Formulierung einer Reihe physikalischer Eigenschaften wie beispielsweise die Wärmeleitfähigkeit, die Wärmekapazität, die Viskosität beim Startvorgang sowie im Betrieb, der Flammpunkt, der Dampfdruck und die thermische Beständigkeit aber auch ökologischer und toxischer Eigenschaften wurde ein geeignetes Wärmeübertragungsmedium ausgewählt. Auf dieser Basis konnten physikalische Modelle erstellt werden, um einen höheren Detaillierungsgrad auf Simulationsebene zu erreichen, wodurch eine realistische Bestimmung der Material und Wärmeströme bei verschiedenen Lastzuständen innerhalb des Systems ermöglicht wurde. Die Ergebnisse aus der Simulation stellen die Basis für die Auswahl systemrelevanter Peripheriekomponenten wie dem Radiator inklusive Gebläse oder der Kühlmittel bzw. Kraftstoffpumpe und anderen Komponenten dar.

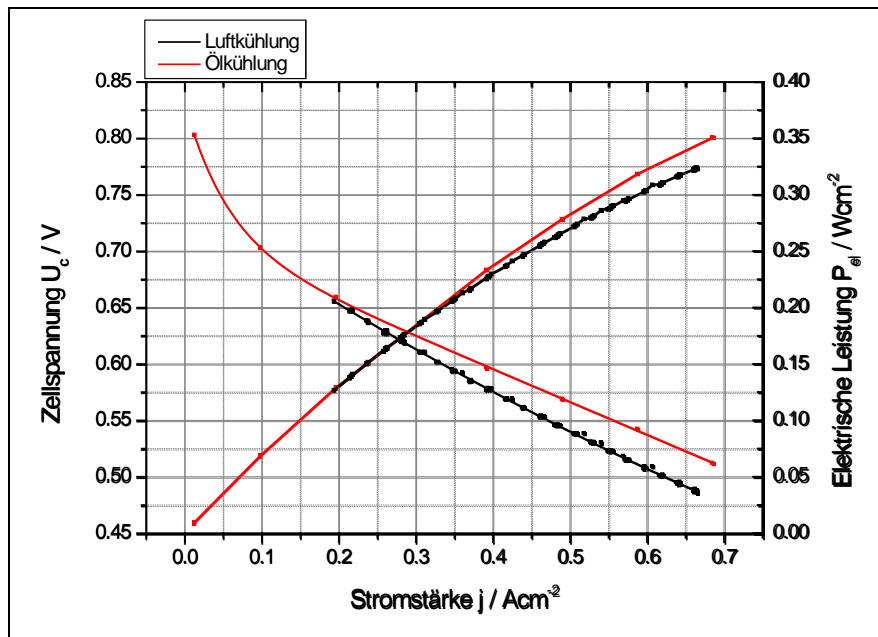


Abbildung 6: Messergebnisse mit luftgekühlten und ölkühlten Stacks im Vergleich. Die HT-PEFC wurde in beiden Fällen mit reinem Wasserstoff an der Anode und Luftsauerstoff an der Kathode versorgt.

• AP 2.3 Reduktion der Komplexität

Ziel: Die Komplexität des Gesamtsystems so weit zu reduzieren, daß eine Integration in den vorhandenen Bauraum ermöglicht wird und ein vorgegebenes Gesamtgewicht nicht überschritten wird

Ergebnisse:

Die Komplexität des Systems aus der Perspektive des apparativen Aufwands wurde hinsichtlich des Gesamtsystems bewertet. Prinzipiell kann zur Versorgung von vier Stacks eine einzige Wasserstoffversorgungseinheit verwendet werden. Durch weitere Bauraumuntersuchungen im CAD wurde eine Aufteilung in mindestens zwei Reaktoren für sinnvoll erachtet. Aus Gründen der Wärmeübertragung in Analogie zur Brennstoffzellenkühlung wurden Berechnungen zu ölbeheizten Reformierungsreaktoren angestellt. Parallel hierzu wurde ein Reaktorkonzept nach dem Rohrbündelprinzip entwickelt und in mehreren Prototypen aufgebaut. Experimentelle Ergebnisse zeigten, dass die theoretische Dimensionierung basierend auf Simulationsergebnissen eine gute Übereinstimmung zeigt und die Funktionalität der Reaktoren konnte in Laborversuchen nachgewiesen werden.

Sensorik/Degradation

Mit dem Ziel der Reduktion der Komplexität und entsprechend der Störanfälligkeit des Gesamtsystems wurde zudem versucht die Anzahl der Sensoren zu reduzieren. Mit Hilfe weiterer experimenteller Erfahrungen konnten Aussagen über das Zusammenspiel physikalischer Effekte dokumentiert werden und entsprechend durch die Implementierung von Kennfeldern in der Soft-

ware redundante Sensoren eliminiert werden.

Auf der Seite des Reformierungsreaktors sind vier Temperaturfühler in den Heizrippen des Katalysatorbetts integriert, die eine Interpretation des thermischen Profils innerhalb der Schüttung zulassen. Daraus wurden Aussagen über die Qualität des erzeugten Reformatgases getroffen. Die Temperaturregelung des Brenners wird indirekt über den Temperaturwert des dem Brenner nächstgelegenen Sensors im Reaktor gespeist. Mit Hilfe des Temperaturprofils konnten außerdem Informationen bezüglich der Degradation des Reaktors ausgewertet werden. Kommt es zu einer Inaktivierung des Katalysators stellt sich eine Verschiebung des Temperaturprofils ein, da die Hauptreaktionszone entlang des Betts wandert.

• AP 2.4 Konzeptauslegung Wärmeintegration mit Wasserstoffgenerator

Nach der Festlegung des verfahrenstechnischen Konzepts und der grundlegenden Geometrien der Hauptkomponenten konnte die Systemsimulation in Aspen Plus bezüglich der Detailgenauigkeit weiter gesteigert werden. Für die Lösung der physikalischen Modelle der interagierenden Systembaugruppen wurden Regelalgorithmen implementiert, die in Bezug auf das reale System Orientierungswerte geben können, um einen Betrieb des Gesamtsystems im Labor zu realisieren.

Mit Hilfe der Systemsimulation konnte gezeigt werden in welchem Maß der überschüssige Brennstoff am Anodenausgang zur Reaktorbeheizung ausreicht. Bei zu geringer Anodenstöchiometrie ist die Umsatzrate im Reaktor zu gering.

Bei zu hoher Anodenstöchiometrie wird die Grenztemperatur im Brenner mit einer erhöhten Brennerluftzahl limitiert. Dies führt zu erhöhten Massendurchflüssen im Bereich der Reaktorbeheizung, so dass sich ein ungünstiges Temperaturprofil im Reaktorbett mit der Konsequenz erhöhter CO-Gehalte im Reformatgas einstellt. Außerdem ist eine übermäßige Anodenstöchiometrie gleichbedeutend mit einer reduzierten Brennstoffausnutzung bzw. Effizienz der Brennstoffzelle. Mit Hilfe der Simulation konnte unter anderem ermittelt werden, welche ideale Anodenstöchiometrie bei unterschiedlichen Stromdichten bzw. Leistungen zu wählen sind.

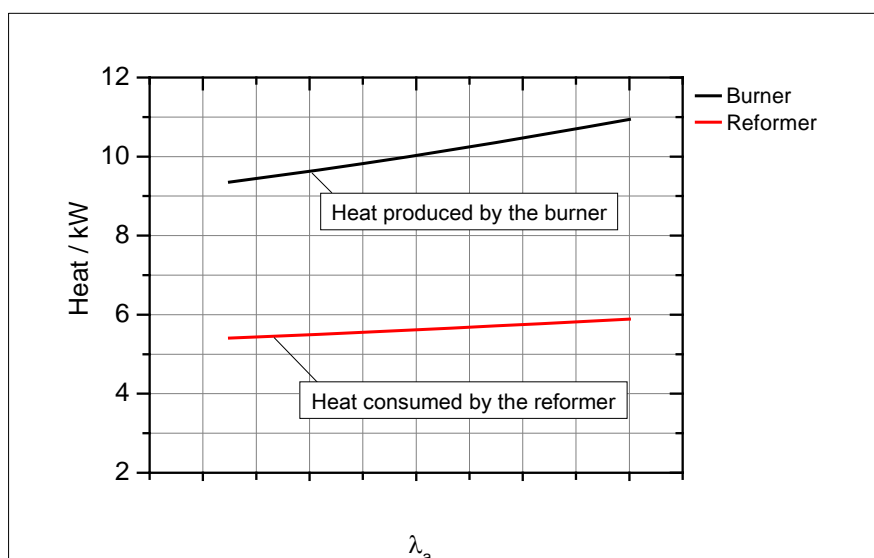


Abbildung 7: Modellierungsergebnis zur Abbildung der erforderlichen Wärmeübertragung innerhalb des MSR-Reaktors.

- **AP 2.5 Aufbau des Gesamtsystems mit Verbesserungsiterationen**

Nach den ersten experimentellen Betriebserfahrungen mit dem Gesamtsystem und auch mit Teilsystemen konnten bereits erste Komponenten als kritisch eingestuft werden und verbesserte Systemlösungen erarbeitet werden. In diesem Zuge wurde beispielsweise ein alternativer Lüfter zur Versorgung der Kathode im System integriert.

Weiterhin wurde in Dauerversuchen mit den Stacks festgestellt, dass die Bipolarplatten aufgrund des Kontakts mit Phosphorsäure bei 165 °C zur Versprödung neigen und langfristig Undichtigkeiten entstehen können, die zum Übertritt des Kühlmittels in wahlweise die Anode oder die Kathode führen. Dies führt zu einer rapiden Degradation der Stacks als Folge des Materialversagens der Bipolarplatten. Aus diesem Grund wurde ein alternatives Material in Kleinstacks erprobt. Hierbei konnten in Dauerversuchen mehrere tausend Betriebsstunden mit Kleinstacks bei 168 °C ohne einen erkennbaren Leistungseinbruch erreicht werden. Für die präzise Regelung der Anodenstöchiometrie ist eine hochpräzise Dosierung des Kraftstoffs in flüssiger Form erforderlich. Die bisher eingesetzten Pumpen sind herstellerseitig als hochpräzise eingestuft. Die Untersuchungen zeigen allerdings eine nicht lineare Kennlinie, so dass es zu Komplikationen der Regelung des Gesamtsystems im Versuchsbetrieb kommt. Hierzu müssen weitere Arbeiten durchgeführt werden.

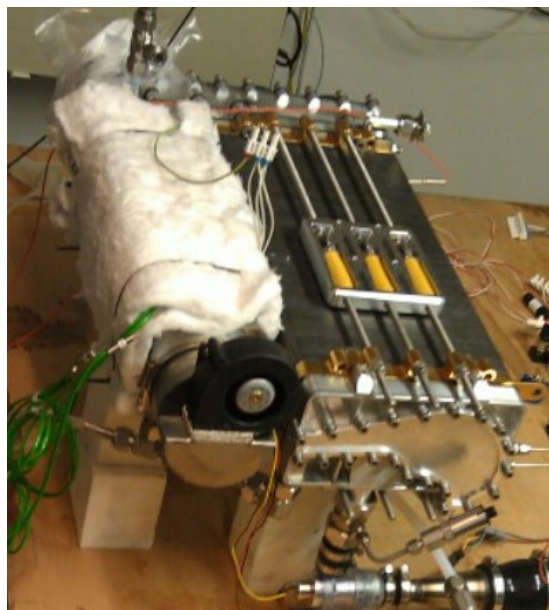


Abbildung 8: Reformer BZ-Einheit nach Verbesserungsiterationen als Moduleinheit für Gesamtsystem

- **AP 2.6 Start-, Stopp-, Standby- und Notfallprozeduren**

Ziel: Entwicklung, Umsetzung und Test von geeigneten Betriebsprozeduren zum Start, sowie Abschalten der BZ/Reformersysteme und für Sonderbetriebspunkte wie Standby und Notabschaltung.

Ergebnisse:

Die Startprozedur des modularen und seriell verschalteten Systems erfordert eine spezielle Strategie der Aufheizung der Teilsysteme Brennstoffzelle und Reformier sowie der Initiierung des Brenners, des Reformierungsprozesses und der Strombelastung der Brennstoffzellen. Eine solche Strategie wurde im Rahmen des Projektes entwickelt. Durch eingehende Experimente im Labor konnte die zeitliche Abstimmung der Betriebszustände inklusive Sicherheitsprüfungen dokumentiert werden. Erste Versionen einer automatisierten Variante des Startvorgangs wurden im Labor erprobt und weiter optimiert.

Das kontrollierte Abschalten des Systems erfordert ebenfalls eine spezielle Betriebsprozedur.

Die Stoppprozedur wurde im Labor erfolgreich erprobt und ist in der integrierten Steuerungssoftware des gegenwärtigen Systems (s. AP 12) implementiert.

Für Störfälle sind zwei Pfade programmiert. Es wird zwischen Fehlern die zu einem kontrollierten Herunterfahren des Systems und zu einer Notabschaltung führen unterschieden. Die Notabschaltung greift im Fall einer Parametergrenzüberschreitung, die auf ein kritisches Betriebsverhalten hindeutet, das nur durch ein maximal schnelles Abschalten des Systems gehandhabt wird. Zur Vermeidung übermäßiger Degradation am System im Labor wurde vermieden diese Notfallprozedur mehrfach zu wiederholen.

- **AP 2.7 Ausfallsicherheit**

Ergebnisse:

Aufgrund der noch zu geringen Erfahrung mit dem System im kontinuierlichen Betrieb können bisher nur bedingt Aussagen zu kritischen Punkten gemacht werden. Hierbei ist der Fokus auf Systemkomponenten, die von allen Modulen gemeinsam genutzt werden zu legen. Dies betrifft beispielsweise die Systemkühlung mittels des Radiators. Nach den bisherigen experimentellen Erfahrungen konnte gezeigt werden, dass auch im Vollastbetrieb die Temperaturregelung ohne Auffälligkeiten sichergestellt werden konnte. Dennoch sind hierzu weitere Versuche mit deutlich längeren Betriebszeiten und variierenden Umgebungsbedingungen durchzuführen, um abschließende Aussagen treffen zu können.

Durch die Auswahl des neuen Bipolarplattenmaterials konnte die Betriebslaufzeit der Brennstoffzelle bei Temperaturen von 168 °C von mehreren tausend Stunden mit unterschiedlichen Stacks nachgewiesen werden.

Die Reformierungseinheit inklusive des Brenners hat in den bisherigen Versuchen keine übermäßige Degradation gezeigt. Möglicherweise ist eine voranschreitende Degradation des Katalysatormaterials nicht direkt erkennbar, da dieser mit ausreichend Überkapazität dimensioniert wurde.

Zur Evaluation der übrigen Systemkomponenten sind weitere intensive Versuche unter möglichst realen Bedingungen im Außenlastbehälter erforderlich.

6.2 Arbeitspakete 3-7

AP-Nr.: AP 3-7
HAP-Verantwortlich: Lange Research Aircraft
Beteiligte Einrichtung(en): DLR AE

s. Bericht Lange Research Aircraft

6.3 Arbeitspaket 8 Erweiterung u. Inbetriebnahme Batteriesystem für Direkt-hybridisierung

AP-Nr.: AP 8
HAP-Verantwortlich: DLR TT
Beteiligte Einrichtung(en): DLR TT

- **AP8.1 Auslegung Batteriesystem**

Ziel: Auswahl geeigneter Batteriesysteme. Schwerpunkte liegen in Zuverlässigkeit, Verfügbarkeit, Sicherheit und Leistungsfähigkeit der Batteriesysteme, wobei ein sehr gutes Gewicht/Leistungsverhältnis erreicht werden muss und hohe Lade und Entladeraten möglich sein müssen.

Ergebnisse:

- Für eine reine Batterieversion der Antares wurden unterschiedliche Batteriespeicher gescreent und eine Auswahl bzgl. Leistungsgewicht sowie möglichen Einsatz im Flugbetrieb getroffen.
- Die Auslegung der Batteriesysteme wurde in Bezug auf die Antriebssysteme der Antares durchgeführt. Unterschiedliche Konzepte der möglichen Verschaltung wurden betrachtet. Die Zellanzahl der im Flug verwendeten Batterie wurde bestimmt: Der Auswahlprozess erfolgte im Hinblick und in Abstimmung auf die Leistungselektronik der Antares (So konnte die Serienelektronik der Antares übernommen werden)
- Eine weitere Auslegung der Batterie erfolgte für die Hybridisierung mit NT-PEM BZ wobei die zu verwendete Zellanzahl angepasst wurde.

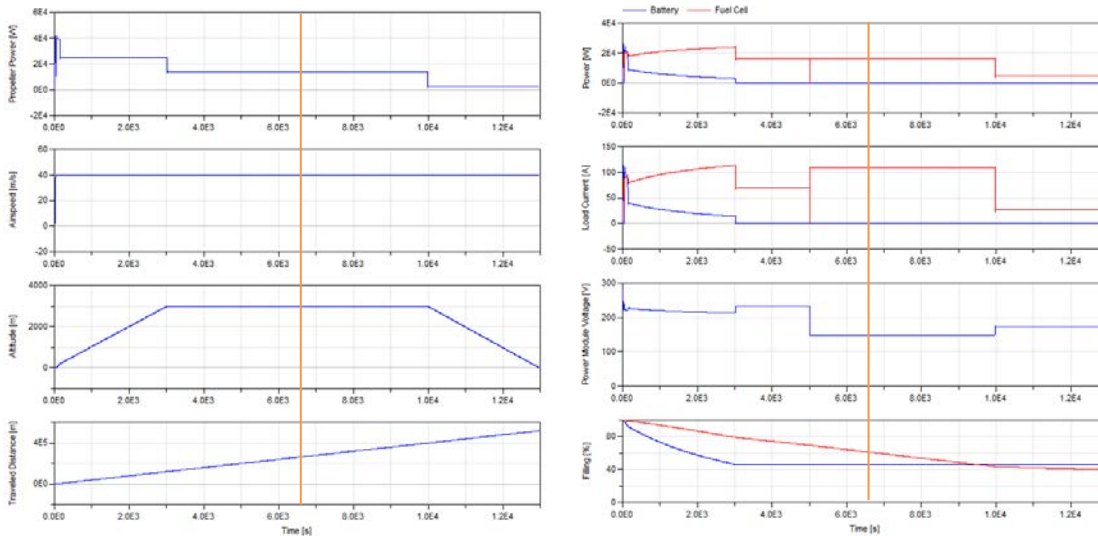


Abbildung 9: Simulation zur Überprüfung der Auslegung der Batterie im Hybridsystem

• AP 8.2 Kopplung und Test Batteriesystem Antriebssystem

Ziel: Kopplung der Batteriesysteme untereinander und mit dem Antriebssystem des DLR H2 entwickeln, umsetzen und testen

Ergebnisse:

- Die Kopplung der Batteriesysteme untereinander wurde ausgearbeitet und umgesetzt. Es erfolgten Parallelverschaltungen der Zellen.
- Die Schaltung der Antares wurde auf das Batteriesystem angepasst.
- Die Verschaltung der Batteriesysteme mit dem Antriebssystem konnte aus Sicherheits-technischen und strukturellen Gründen nicht im Labor durchgeführt werden. Die Kopplung erfolgte daher direkt mit dem Antriebssystem in der Antares.
- Abnahme und Inbetriebnahme erfolgte direkt in der Antares
- In zahlreichen Bodentests wurden die Batteriesysteme gekoppelt mit dem Antriebssystem getestet.

• AP 8.3 Integration Batteriesystem und Nutzlast in Aussenlastbehälter (TT, MF)

Ziel: Die ausgewählten Batteriesysteme werden in die Aussenlastbehälter der DLR H2 integriert, wobei hier die Last der bisherigen bzw. zukünftigen BZ- u. H2-Systeme simuliert werden soll. Hierzu müssen neue Aussenlastbehälter erstellt werden, welche bzgl. der Halterungen an die Batteriesysteme angepasst werden müssen.

Ergebnisse:

- Zur Aufnahme und Integration der Batteriesysteme erfolgte der Aufbau eines Paares Außenlastbehälter
- Ein entsprechendes Integrationskonzept zur Integration der Batterien wurde umgesetzt um eine Kompakte Bauform zu erreichen.

- BMS, wie in Tragflächenbatterien auf der Oberseite der Packs integriert.
- Durch kompakte Bauform wurde Platz für Nutzlast im Hinblick auf die Erkundungssysteme geschaffen. Für die Aufnahmen für Nutzlast wurde eine entsprechende Schnittstelle integriert



Abbildung 10: Batteriepaket integriert im rechten Außenlastbehälter der Antares DLR-H2

- Integration der Erkundungssysteme:
 - Ausarbeitung eines Integrationskonzeptes
 - Umsetzung erfolgte in möglichst kompakter Bauweise und geringem Gewicht auf einer gefrästen Aluminiumplatte (=>geringes Gewicht) als Trägerplatte. Diese wurde über die entsprechende Schnittstelle am Nutzlastflansch integriert.
 - Konzept so aufgebaut, dass Nutzlast als Gesamtsystem ein-/auszubauen ist.
 - Trägerplatte wurde mit einstellbaren Diagonalstreben am Flansch befestigt.
- Zur Integration der Komponenten der Nutzlast „Erkundungssystem“ auf der Trägerplatte wurden CFK-Halterungen angefertigt So wurde eine Gewichtsminimierung und eine sehr freie Gestaltung der Halterungen erreicht und damit eine sehr hohe Packungsdichte.
- Integration der Mikrowellenantennen: Umsetzung so, dass bestmögliche Abstrahlung erreicht wird und damit möglichst sichere und weitreichende Kommunikation mit der Bodenstation



Abbildung 11: Schnellladung der Antares DLR-H2 Batterien mit dem automatischen Ladegerät und einem zusätzlichen Schnellladegerät

- **AP 8.4 Batterie-/Lademanagement**

Ziel: Es sollen Ladestrategien für die ausgewählten Batterietypen im Hinblick auf die Anwendung erstellt werden und überprüft werden

Ergebnisse:

- Entwicklung von Betriebsalgorithmen u. Strategien zum Schutz vor Überladung und Tiefentladung, sowie balancieren der Zellen
- Integration von Batterie-Management-Systemen in den Batterieaußenlastbehältern (jedes Zelltripel mit einem BMS Modul ausgestattet).
- Die Steuersoftware für das BMS im Bordcomputer wurde erweitert und angepasst, um auch die neuen Zellen zu überwachen.
- Umsetzung von Ladekonzepten für eine Laden ohne Überwachung
- Erstellung eines Automatischen Ladegerät. Damit war unbeobachtetes Laden über Nacht möglich.
- Temperierungskonzept für die Batterien in den Außenlastbehältern erarbeitet
- Nachrüstung von Batterieheizungen um auch bei kalter Witterung mit der Batteriekonfiguration fliegen zu können.
- Experimentelle Charakterisierung von Ladung und Entladung
- Um die Einsatzzeit der Antares weiter zu steigern wurde ein Ladeverfahren mit einer Kombination aus Schnellladegerät und automatischem Ladegerät entwickelt und eingesetzt.

- **AP 8.5 Erprobung der Antares H2 mit reinem erweitertem Batteriesystem u. Erkundungssysteme (TT, MF)**

Ziel: Zur Evaluierung und Test der Batteriesysteme sowie der Umsetzbarkeit der Anwendung werden die Systeme im Flug mittels der Antares H2 getestet.

Weitere Schwerpunkte sind die Einsatzfähigkeit der Messgeräte sowie die Generierung von Daten zum Test und Qualifizierung der Algorithmen und Software der Erkundungssysteme.

Ergebnisse:

- Evaluierung u. Test der Batteriesysteme erfolgte in zahlreichen Testflügen hinsichtlich der Leistungsfähigkeit, Dynamik und Reichweite.
- Es wurde an den Wettbewerbsflügen für den Berblinger Preis teilgenommen. Die erreichten Leistungen waren: 183km Flug, Durchschnittlich 152km/h und 33kWh Energieverbrauch.
- Es erfolgten zahlreiche Erprobungsflüge mit Erkundungssystem. Ziel war sowohl die Erprobung der Halterungen und Test des Erkundungssystems wie z.B.:
 - o Aufnahmequalität der Bilder
 - o Abhängigkeit der Aufnahmen vom Rollwinkel des Flugzeugs
 - o Halten des Zielobjekts im Bildausschnitt bei z.B. Seitenwind
 - o Etc.
- Optimierung der Erkundungssysteme hinsichtlich Handling und Betrieb
- Um dem Pilot die Orientierung zu vereinfachen wurde die Darstellung der Karten im Cockpit überarbeitet: Das Kartenmaterial von Google-Earth wird mit Informationen ergänzt.
- Weitere Erprobungsflüge wurde im Rahmen der Erprobung und Entwicklung des Kameerasystems durchgeführt und werden in AP 13 beschrieben.
- Es zeigte sich, dass der Umbau zwischen Brennstoffzellenversion und Batterieversion der Antares sehr zeitintensiv ist, deshalb wurde die Antares DLR-H2 so umgebaut, dass die Vorrüstung für beide Sätze im Außenlastbehälter vorhanden ist. So musste am Flugzeug selbst beim Wechsel der Außenlastbehälter keine Veränderungen mehr vorgenommen werden.
- Im Jahr 2013 musste ein aufwändiger Flatterversuch durchgeführt werden, deshalb konnten in diesem Zeitraum keine Erprobungsflüge durchgeführt werden. (Siehe AP 9)
- Um mehr Einsatzzeit für Flüge mit dem Erkundungssystem zu erreichen wurde ein DLR interner Pilot qualifiziert um Testflüge durchzuführen.
- Ende 2013 ging die Halterschaft der Antares DLR-H2 an das DLR über. Daher fiel ab diesem Zeitpunkt die Zuständigkeit für die Verlängerung es Permit-To-Fly in den Zuständigkeitsbereich des DLR
- Der Permit-To-Fly muss halbjährlich verlängert werden. Dabei müssen gemäß alle Instandhaltungsarbeiten gemäß Wartungsplan durchgeführt werden. Zusätzlich muss das Flugzeug technisch überprüft werden. Dadurch entstanden unvorhersehbare Arbeiten zum Erhalt der Lufttüchtigkeit:
- Optimierungen der Systeme nach Auswertung der Testflüge
- Instandhaltungen am Flugzeug

- Im Verlauf der Erprobung des Erkundungssystems zeigte sich, dass ein Verfahren nach (EG) Nr. 2042/2003 Anhang 8 zur eingeschränkten Instandhaltung durch den Piloten/Eigentümer für den Betrieb sinnvoll ist. Dieses wurde erarbeitet und wird seither eingesetzt.



Abbildung 12: Erprobung der Antares H2 mit Erkundungs- und Batteriesystem

6.4 Arbeitspaket 9: Anpassung u. Inbetriebnahme von NT-PEM BZ-Systemen für Hochleistungsdirekthybridisierung

HAP-Nr.: AP 9
 HAP-Verantwortlich: DLR TT
 Beteiligte Einrichtung(en): DLR TT

Zielstellung

Die Ausstattung der Antares mit einer angepassten Brennstoffzelle, größeren Wasserstoff-Tanks und einer speziellen Hybridisierungstechnologie (Direkthybridisierung) ist geplant. Hierzu wird ein NT-PEM BZ System modular und redundant aufgebaut, zur Kopplung mit Batteriesystemen und zur Anwendung der Erkundungssysteme, sowie die Integration und die Tests in der Antares durchgeführt.

Zusammenfassung

- **AP 9.1 Auslegung der NT-PEM Systeme**

Ziel: Es werden geeignete NT-PEM BZ-Systeme ausgewählt, welche die Anforderungen der Anwendung in Bezug auf Gewichts/Leistungsverhältnis, Zuverlässigkeit, Verfügbarkeit und Integrierbarkeit in der Luftfahrt erfüllen. Hierbei steht die Entwicklung von Modulen BZ-Einheiten im Fokus, welche die Ausfallwahrscheinlichkeit stark reduzieren und die Anpassungsfähigkeit an Leistungsgröße und Integration in begrenzten Bauraum stark erhöhen soll. Zudem werden die Möglichkeiten der Reduzierung von Leistungselektronik sowie der Einfluss auf Hybridkonzepte durch den variablen Betrieb der modular aufgebauten BZ-Systeme untersucht.

Ergebnisse:

- Die Auslegung der Brennstoffzellen erfolgte auf Basis der durch die in der Antares vorhandenen Leistungselektronik vorgegebenen Grenzen und der zu erwartenden Dauerleistung von 18kW. In Bezug auf die Integrierbarkeit ins Flugzeug wurde hierfür wurde ein Kundenspezifisches Design unter Vorgaben des DLR der HyPM HD 10 Systeme von Hydrogenics erstellt.
- Das System wurde modular aufgebaut (3 Module) und verwendet.
- In Bezug auf die Ausfallwahrscheinlichkeit werden die Systeme in Serie geschaltet. Die Systeme wurden in Bezug auf eine Direkthybridisierung entwickelt um eine möglichst weitgehende Reduzierung der Leistungselektronik zu erreichen.

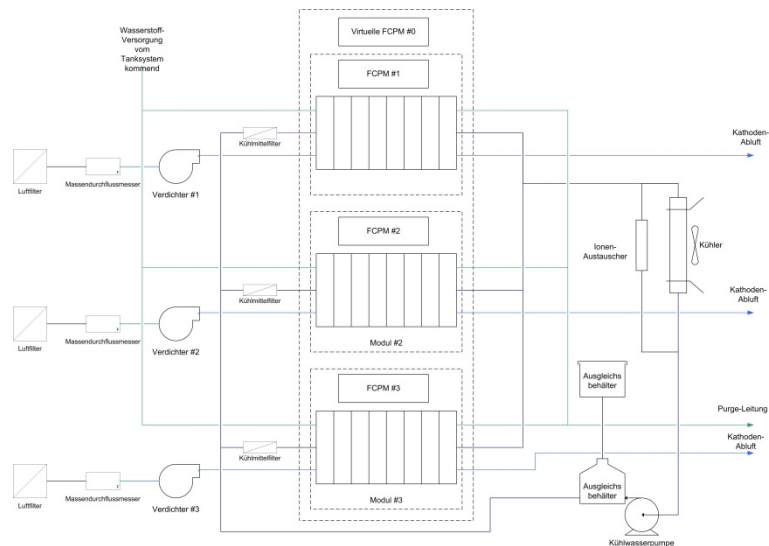


Abbildung 13: NT-PEM Systemaufbau.

• AP 9.2 Aufbau der Testanlage NT-PEM BZ-Systeme

Ziel: Zum Test und Charakterisierung der NT-PEM BZ-Systeme wird eine Testanlage erstellt, welche bzgl. der Kopplung des hybriden Systems (BZ-Systeme + Batterien) ausgelegt wird. Diese beinhaltet funktionell die später im Flugzeug verwendeten Komponenten. Die positiven Nachweise der Funktionalität in dieser Architektur sind Voraussetzung für die luftfahrttechnische Zulassung.

Ergebnisse:

- Die Brennstoffzellensysteme, sowie die Verfahrenstechnik wurden in einer Einhausung untergebracht. In dieser Einhausung wird die Atmosphäre zur Sicherheit auf ihren Wasserstoffgehalt überprüft. Gegebenenfalls werden Sicherheitsmaßnahmen bis hin zur Abschaltung eingeleitet.
- An der Testanlage können zwei verschiedene Lasten verwendet werden: Eine elektronische Laborlast, sowie der Antriebsstrang der Antares, der in ein Gestell eingebaut wurde .
- Die Kühlereinheit des Systems wurde mobil ausgeführt und kann so innerhalb oder außerhalb des Labors im freien aufgestellt werden. Zur Steuerung (mit Ausnahme der Steuergeräte der Brennstoffzellen) und elektrischen Versorgung der Systeme wurde ein Steuer-u.-Schaltschrank aufgebaut.

- Sicherheitsüberwachung der Atmosphäre in der Einhausung sowie die Zwangsbelüftung wurde ausgearbeitet und umgesetzt, damit eine Explosionsgefährliche Atmosphäre verhindert werden kann.
- Zur Ansteuerung des Teststands werden ein LabView® Programm sowie ein Steuerpult verwendet. Darüber hinaus zeichnet dieses Programm alle Messdaten der Systeme und externen Sensoren auf.
- Um weitere Kenntnisse über das Gesamtsystem zu gewinnen und zu wissenschaftlichen Zwecken wurden weitere Sensoren zum Messen der Temperaturverteilung im Kühlsystem, zum Messen des Wasserstoffverbrauchs eingebaut. Zusätzlich wurden Sensoren zum Messen der Luftfeuchtigkeit von Kathoden Zu- und Abluft eingebaut.
- Für den Teststand wurde eine ausführliche Dokumentation erstellt. Dazu gehören Explosionsschutzdokumente, FME Analysen, Gefährdungsbeurteilungen, Einweisungsunterlagen, sowie die Dokumentation der Hard- und Software.



Abbildung 14: Fertiggestellter Brennstoffzellenteststand

- **AP 9.3 Kopplung u. Test NT-PEM BZ-Systeme**

Ziel: Die ausgewählten NT-PEM BZ-Systeme werden hinsichtlich der Anforderungen, die aus der Anwendung resultieren und weiteren flugrelevanten Aspekten getestet und charakterisiert. Weiterhin werden die Systeme modular aufgebaut, um eine möglichst hohe Redundanz zu erreichen. Auch hierzu müssen Betriebsalgorithmen und Strategien verbessert und getestet werden um einen möglichst stabilen, effizienten und modularen Betrieb zu ermöglichen.

Ergebnisse:

- Die Architektur der Kopplung der NT-PEM Systeme wurde so entwickelt, dass bei Ausfall eines Systems dieses automatisch überbrückt wird.
- Die Programmierung der Steuergeräte wurde so gestaltet, dass die Steuerung der Peripheriekomponenten, die alle Systeme gemeinsam nutzen, bei Ausfall eines Systems ein weiterer Betrieb der verbleibenden Systeme möglich ist.
- Die Tests der Systeme ergaben einen Wirkungsgrad von 50,1%
- es wurden bei 17kW durchschnittlich 190 Normliter Wasserstoff pro Minute verbraucht.
- Systemoptimierungen im Laufe der Tests durchgeführt
- Die Vermessung der Systeme ergab, dass bei der minimal zulässigen Spannung der Leistungselektronik im Flugzeug eine sicher ausreichende Leistung aus dem Brennstoffzellensystem geliefert werden kann.
- Während den Tests wurden verschiedene Temperatur und Stöchiometrieprofile getestet, analysiert und anschließend optimiert.
- Um Unverträglichkeiten mit dem verwendeten Kühlmittel auszuschließen wurden auch Materialtests mit den Komponenten des Kühlkreislafs durchgeführt.
- Optimierung des Kühlkreislafs.: Aufgrund der häufig auftretenden Probleme mit dem Kühlkreislauf der Systeme wurde dieser im Teststand grundlegend überarbeitet.
- Eine weitere Verbesserung des Kühlsystems kann durch ein geregeltes Thermostatventil mit variablem Setpoint erreicht werden. Bei zu geringer Temperatur kann über einen Bypass eine schnelles Erhitzen der Kühlwassers erreicht werden. Dieses wurde entsprechend der EASA Part 21.A.33 und der CS-22 geplant und gefertigt.



Abbildung 15: Tests des Antriebssystems mit Speisung aus den Brennstoffzellen

- **AP 9.4 H2-Versorgung mit Druckbehälter**

Ziel: Es wird die H₂-Versorgung mit Druckbehälter erstellt. Hierbei werden Anpassungen auf die NT-PEM BZ-Systeme nötig und umgesetzt

Ergebnisse:

- Tanksystem erstellt und aufgebaut. Es können ca. 4,9kg Wasserstoff gespeichert werden.
- Auslegung der Leitungen und Überdruckventile.
- Da es noch keine Vorschriften für Wasserstofftanks in der Luftfahrt gibt wurden Richtlinien der Automobilindustrie zur Orientierung verwendet.
- die Tanks wurden zusätzlich mit Thermisch aktivierten Druckentlastungsventilen ausgestattet. Außerdem wurden in der Automobilindustrie übliche Tankstutzen mit Filter und Rückschlagventil verwendet.
- Um den Tank im Außenlastbehälter unterzubringen musste dieser im Vergleich zum bisherigen Außenlastbehälter um 30mm verlängert werden und es mussten entsprechende aerodynamische verkleidete Aussparungen für die Leitungen im Gehäuse untergebracht werden. Eine Aerodynamisch Untersuchung stellte dabei sicher, dass die Veränderungen keine negativen Auswirkungen haben.
- Bei der Auslegung der Halterungen musste mangels vorhandener Luftfahrtvorschriften wieder eine Orientierung an Automotive-Standards erfolgen. Wo möglich wurde die Vorschrift für Motorgetriebene Segelflugzeuge angewandt (CS-22). Dabei wurde sichergestellt, dass alle Bauteile die geforderten Eigenschaften erfüllen (insbesondere Verträglichkeit bzgl. Wasserstoffanwendungen).



Abbildung 16: Druckbehälter am Flugzeug im Außenlastbehälter angebaut.

- **AP 9.5 Systemaufbau/Test BZ u. Erkundungssysteme**

Ziel: Abstimmung der Erkundungssysteme und Energieerzeugenden Einheiten (BZ/Batterien) zur Integration der Komponenten für Flugversuche. Dazu Koordination der Erkundungssysteme untereinander, die Realisierung der Energie-Versorgung der Systeme, Abstimmung für Montage der Systeme (zum Einbringen in die Struktur, Funktionsfähigkeit in Einbauposition, Zulassung der Systeme luftfahrttechnisch, klären der Anforderungen/Belastungsfähigkeit, Aufbau des Gesamtsystems), Vorversuche und Tests des Gesamtsystems am Boden.

Ergebnisse:

Im Laufe des Projektes zeigte sich, daß eine gleichzeitige Integration von BZ und Erkundungssystemen mit der vorhandenen Flugzeugarchitektur nicht realisierbar ist. Daher wurden die Arbeiten in das AP 8.5 verlagert und hierbei das Batteriesystem derart erweitert, daß die Anforderungen an einen Testbetrieb mit den Erkundungssystemen (>2h Flugdauer) realisiert werden konnten. Die Arbeiten der Erweiterung der Batteriesysteme wurden im AP 8.5 in den vorigen Projektberichten dargestellt. Durch die Erweiterung der Batteriesysteme konnte die Reichweite auf die notwendige Flugdauer ausgeweitet werden und die Tests erfolgreich durchgeführt werden wie in den AP 8.5 und AP 13 beschrieben ist.

Das Erkundungssystem kann aus Platzgründen nur in Verbindung mit dem kleinen Tank in der Antares H2 integriert werden.

6.5 Arbeitspaket 10: Erweiterung u. Inbetriebnahme Hybridsystem BZ/Batterien

AP-Nr.: AP 10
HAP-Verantwortlich: DLR TT
Beteiligte Einrichtung(en): DLT TT

Zielstellung

Bei der Hybridisierung gibt es unterschiedliche Konzepte und Dimensionierungen der Energiewandler (Batterien/Brennstoffzelle). Es gilt, die vorhandenen Konzepte bzgl. der hochdynamischen Verbraucheranforderung mit einer möglichst guten Anpassung an das Leistungsprofil, mit hohem Wirkungsgrad, einfacher Leistungselektronik (Direkthybridisierung) und einen Komponenten schonendem Betrieb zu realisieren und zu optimieren.

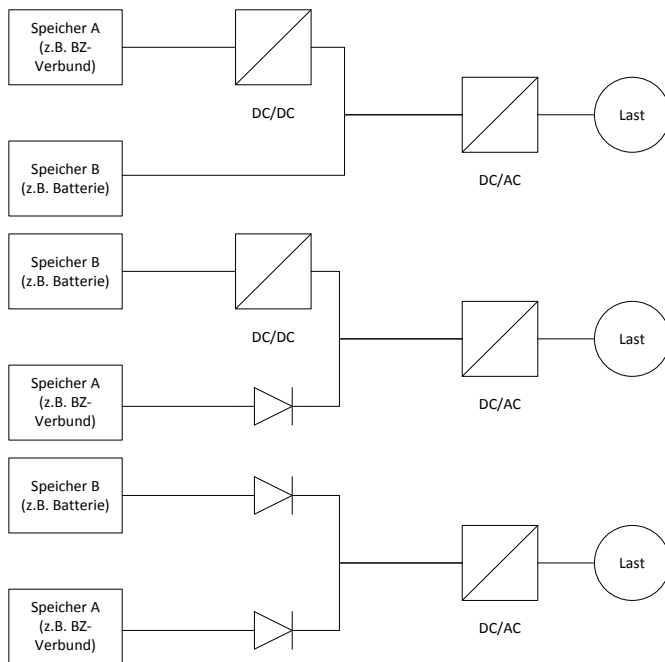


Abbildung 17: Auflistung verschiedener Hybridkonzepte.

- ### AP 10.1 Entwicklung Hybridkonzepte

Ziel: Die Betriebsstrategien müssen sowohl an die hohe geforderte Dynamik als auch an die Langzeitbetriebsbarkeit (Langstreckenflüge) angepasst werden. Zur Konzeptentwicklung gehört die gezielte Wahl und Charakterisierung des Akkumulators (s. AP 8) und des zweiten Energiewandlers (Brennstoffzelle s. AP 9) (in Kooperation mit Herstellern), sowie die Optimierung der Ladestrategien (s. AP 8.4) und des Leistungsmanagements (z. B. Lastverteilung Akkumulator/Brennstoffzelle).

Es werden Hybridisierungskonzepte evaluiert sowie neue Hybridkonzepte integriert und auf die Anwendung angepasst. Dabei werden die Hybridkonzepte in Hinsicht Effizienz, Dynamik, Reichweite, Kosten, Gewicht und Zuverlässigkeit mit dem bestehenden Direkthybrid-Konzept verglichen und evaluiert.

Ergebnisse:

Konzeptfindung für Batterie und Brennstoffzellenhybride

Bei der Zusammenschaltung von zwei Energiespeichern ergeben sich viele mögliche Schaltungen mit unterschiedlichen Vor- und Nachteilen. Zunächst kann zwischen aktiver Lastverteilung und Passiver Lastverteilung, wie beim Direkthybrid unterschieden werden. In diesem Fall fiel die Entscheidung zugunsten eines Direkthybriden aus. Zunächst wurde ein reiner Entladehybrid untersucht. Im Laufe des Projekts wurden dann verschiedene weiterführende Konzepte entwickelt, die einige Vorteile boten. So wurde beispielsweise eine Schaltung entwickelt, bei der eine zuschaltbare Batterie als Booster dient, um die Last auf die Batterie zu verlagern oder um die Batterie zu entlasten. Im Schwebeflug könnte die Batterie so problemlos geladen werden. Diese Schaltung wurde zum Patent angemeldet (DE10 2013 224544.0)

Untersuchungen an Laborsystemen

Da zu Beginn des Projekts noch keine Erfahrung mit Direkthybriden vorhanden war, wurden die ersten Untersuchungen an einem verkleinerten Testsystem durchgeführt. Im Unterschied zum

konventionellen Hybriden erfolgt die Leistungsverteilung zwischen beiden Systemen passiv und wird durch das System selbst bestimmt. Aus diesem Grund wurde zunächst das stationäre Betriebsverhalten des Hybriden untersucht. Dabei wurden auch die Auswirkungen von Variationen der Betriebsparameter betrachtet. Weiterhin wurden Versuche zum dynamischen Verhalten des Hybriden durchgeführt und ausgewertet. Eine wichtige Erkenntnis dabei war, dass die Doppelschichtkapazität der Brennstoffzelle bei schnellen Verschiebungen des Arbeitspunktes eine wichtige Rolle spielt. Die ersten Untersuchungen lieferten wichtige Erkenntnisse hinsichtlich des Betriebsverhaltens, der Auslegung und möglicher Steuerung der Lastverteilung. Aus den Messdaten konnten erste Modelle erstellt und mit Hilfe von automatisierten Langzeitversuchen parametrisiert werden. Aufgrund der Automatisierung der Versuche konnte dabei ein weites Feld an Betriebsparametern abgedeckt werden. Während für das stationäre Verhalten Polarisationskurven geeignet waren stellte sich besonders die Current-Interrupt-Methode als wertvoll zur Modellierung der Dynamik heraus.

Die zahlreichen Versuche lieferten wichtige Daten zum Betrieb des Direkthybriden und der Brennstoffzelle, insbesondere im Hinblick auf die Vermeidung von „Flooding“, Membranaustrocknung und weiteren schädlichen Betriebszuständen.

Theoretische Untersuchungen mit Hilfe von Modellen

Mit Hilfe der in den verschiedenen Versuchen und Messflügen gewonnenen und Parametrisierten Modelle konnten Simulationen unterschiedlicher Hybride durchgeführt werden. So konnten neben Auslegungseffekten auch Flüge simuliert und untersucht werden. Des Weiteren konnten die Vor- und Nachteile unterschiedlicher Hybridarten herausgearbeitet werden und es konnte gezeigt werden, dass der Direkthybrid in der Antares DLR-H2 bezüglich des Wirkungsgrades die besten Voraussetzungen bietet. Auch lässt das Leistungsprofil aus den Flügen vermuten, dass nur während der Startphase die Batterie benötigt wird.

Wie bei der Auslegung des Hybriden gewünscht ergab die Simulation eines nachgestellten Fluges mit einem Direkthybrid, dass nur während der Startphase eine relevante Menge an Energie von der Batterie geliefert wird. Während dem Schwebeflug ergab sich keine sichtbare Änderung des Ladezustands. Außerdem verblieb eine Reserve vom 30%SOC in der Batterie, die für Notfälle verbleibt.

Konzeption und Auslegung des Hybriden der Antares DLR-H2

Aus den Untersuchungen am Laborsystem, theoretischen Betrachtungen, Simulationen mit den gewonnenen Modellen und den gewonnenen Erkenntnissen wurde ein Konzept für den Direkthybrid der Antares DLR-H2 erarbeitet und ausgelegt. Dazu wurden zunächst die Messdaten aus den Erprobungsflügen der Antares DLR-H2 verwendet um eine Statistik über das Lastprofil im Flugzeug zu erstellen, das als Basis für eine Auslegung dient. Es ergab sich ein Brennstoffzellensystem aus drei Stacks und ein angepasstes Batteriesystem. Die Eigenschaften, die sich für diesen Hybriden ergaben wurden untersucht. Mit diesem System wurde erreicht, dass die Batterie hauptsächlich beim Start und während der Steigphase Energie liefert. Im Schwebeflug wurde der Hauptteil der Energie von den Brennstoffzellen geliefert. Der Beitrag der Batterie war in diesem Zustand, wie gewünscht, vernachlässigbar.

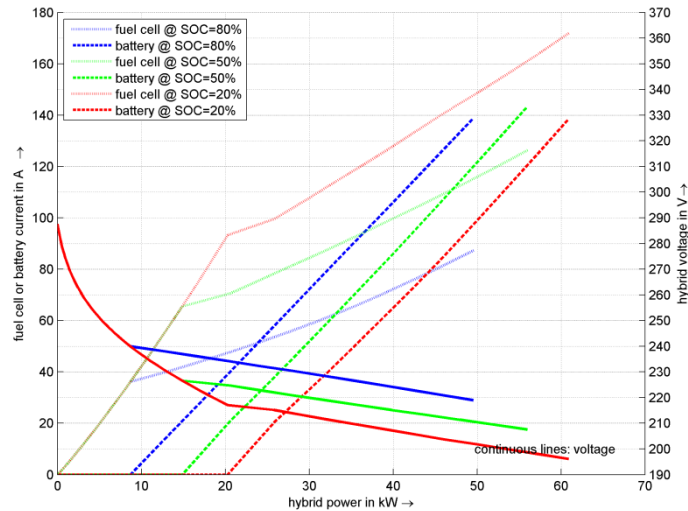


Abbildung 18: Polarisationskennlinie eines untersuchten Hybridkonzepts in Abhängigkeit des Ladezustands der Batterie

- **AP 10.2 Kopplung u. Test NT_PEM BZ mit Batterien**

Ziel: Die Hybridisierung wird durch eine geeignete Batterie gewährleistet, damit das Versorgungssystem angefahren werden kann und das Brennstoffzellensystem von schädlichen Betriebssituationen (z.B. Start/Stop) sowie starken Lastschwankungen befreit wird. Hierbei werden zunächst kritische Betriebssituationen ermittelt und davon angepasste Betriebsstrategien abgeleitet. Ausgehend von typischen Lastprofilen der Fluganwendung werden geeignete Batterien ausgewählt (s. AP 8). Mittels einer Testeinrichtung (s. AP 9.2) wird der Systembetrieb des Brennstoffzellen/Batteriesystems verifiziert. Ausgehend von den entwickelten Hybridkonzepten und Betriebsstrategien werden die NT-PEM BZ mit den ausgewählten Batteriesystemen hinsichtlich Degradation, Auswirkungen von Start/Stop Prozeduren und Lastschwankungen sowie Dynamik evaluiert und getestet. Hierbei liegt auch ein Schwerpunkt in der Auswahl der entsprechenden vereinfachten Leistungselektronik, welche für die Integration in das Flugzeug benötigt wird.

Ergebnisse:

Zur Untersuchung der kritischen Betriebssituationen und der Ableitung geeigneter Betriebsstrategien wurde ein skalierter Direkthybrid aufgebaut. Der Hybrid wurde auf 1/3 des Energiespeichers der Antares DLR-H2 skaliert. Dazu wurde einer der drei Brennstoffzellenstacks in Kombination mit einer 40Ah LiFePo4 Batterie verwendet.. Um die Betriebssicherheit des Systems zu gewährleisten wurde ein Batterie-Management-System und ein Batterieüberwachungssystem installiert werden. Auch Software zur Ansteuerung der Brennstoffzellen und der Batterieüberwachung wurden erstellt.. Zunächst wurde das Batteriesystem charakterisiert.. Neben den Entladekurven bei verschiedenen Entladeraten wurde auch die Streuung der einzelnen Zellen bzgl. Kapazität und Innenwiderstand charakterisiert. Neben der Erkenntnis, dass die Spannungen der Zellen deutlich unter den im Datenblatt angegebenen lagen wurde auch festgestellt, dass aufgrund der Streuungen tatsächlich nur rund 95% der Batteriekapazität verwendet werden kann. Als Grund für die starken Streuungen wurden unter anderem die unterschiedlichen Zelltemperaturen aufgrund der unterschiedlichen Lagen im Batteriepack ausgemacht. In einem nächsten Schritt wurden die Brennstoffzellen charakterisiert.

Zur Charakterisierung des Hybriden wurden zunächst Konstantstromversuche in Lade- und Entladerichtung gefahren um das Verhalten bei Variation des SOC der Batterie zu vermessen. Wie in AP 10.1 in der Theorie bereits erkannt wurde, verteilt sich die Last mit sinkendem SOC auf die Brennstoffzelle um. In diesen Versuchen wurde deutlich, dass die Streuung der Zelleigenschaften der Batterie eine deutliche Rolle für die nutzbare Batteriekapazität spielt. Die Gesamtleistung des Systems verlief bei den Tests wie aus der Theorie erwartet. Bei gleichem Brennstoffzellenstrom ergibt sich je nach Ladezustand der Batterie ein unterschiedlich großer Boost.

Um eine geeignete Betriebsstrategie für die Anwendung des Hybriden in der Antares zu finden musste zunächst mögliche Einflüsse auf die Lastverteilung bestimmt werden. Dazu wurden die Betriebsparameter der Brennstoffzelle variiert und der Einfluss der Änderungen auf das Verhalten des Hybriden analysiert. Hier hat sich gezeigt, dass die Parameter kaum einen direkten Einfluss auf das Verhalten der Brennstoffzelle haben. Lediglich über die dadurch bedingte Veränderung des Wasserhaushalts ergibt sich eine Veränderung der Charakteristik, die aber sehr langsam von statten geht. Während einiger Ladeversuche der Batterie aus der Brennstoffzelle haben sich durch den unterschiedlichen Wasserhaushalt geringe Unterschiede gezeigt.

Deutlichere Unterschiede ergaben sich durch eine Variation der Batterieanzahl, die durchgeführt wurde um eine Verschiebung der Spannungslagen beider Systeme gegeneinander zu simulieren. Die durchgeführten Lastwechselverfahren am Hybriden zeigten ein ähnliches Verhalten wie bei Laborsystem aus AP 10.1. Bei kleinen Sprüngen dominiert das kapazitive Verhalten der Batterie und der Brennstoffzellenstrom steigt langsam an. Bei großen Sprüngen liefert die Doppelschichtkapazität der Brennstoffzelle zunächst einen großen Strom, der dann aber rasch wieder abfällt, da die Luftversorgung der Brennstoffzelle zu träge ist. Dieses Verhalten führt dazu, dass der Batteriestrom eine Art Überschwinger aufweist.

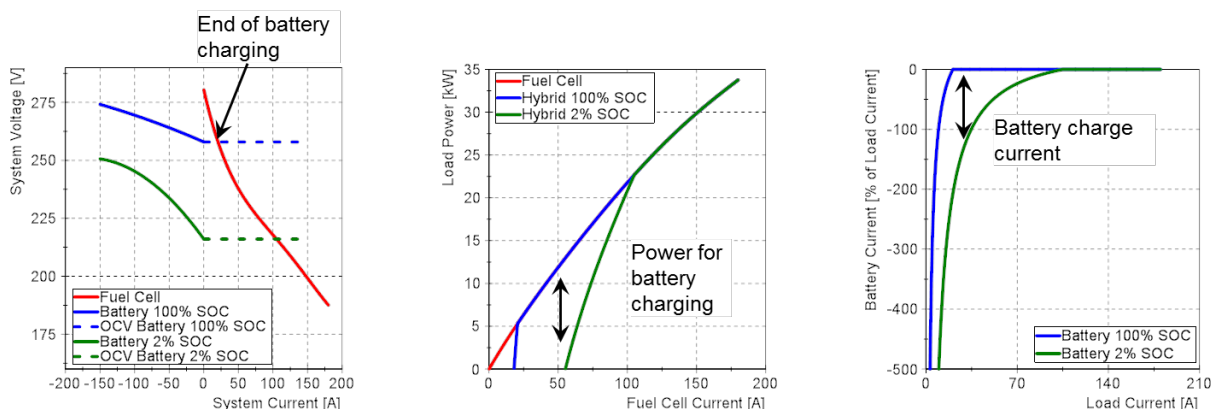


Abbildung 19: Untersuchung des Ladeverhaltens des Direkthybriden

- **AP 10.3 Integration Hybridsystem in Aussenlastbehälter**

Ziel: Die ausgewählten NT-PEM BZ-Systeme werden in die Aussenlastbehälter integriert. Hierzu muss ein entsprechendes Integrationskonzept bzgl. Verschaltung, Anordnung, sowie Luftzu-/Abfuhr und Sicherheit sowie Wärmemanagement vorgenommen werden. Zudem müssen Anpassungen der Halterungen und evtl. Ein/Auslässe aufgrund der geänderten BZ-Systeme vorgenommen werden.

Ergebnisse:

Die Integration Brennstoffzellensystems und des Wasserstoffspeichers wurde im Juli/August 2012 abgeschlossen und erfolgreich getestet. Für eine weitere Optimierung des Hybridisierten

Systems wurde das Gesamtsystem jedoch weiter verändert und in Laborumgebung weiter entwickelt (s. AP 10.2 und 11.2)

Zunächst musste das Brennstoffzellensystem in einen Außenlastbehälter für die Antares H2 integriert werden. Zunächst wurde mit CAD-Modellen die Konstruktion auf der alle Komponenten des Systems untergebracht werden ausgearbeitet und anschließend mit einem Breadboard-Aufbau getestet. So konnten im CAD-Modell nicht sichtbare Probleme, sowie Kabel- und Schläuche leicht verlegt und abgelängt werden, ohne evtl. aufwändige Änderungen an fertigen Kohlefaseranteilen vornehmen zu müssen.

Nach erfolgreichem Test des Systems mit dieser Konstruktion wurde nach der Vorlage des Breadboard dann eine Kohlefaser-Trägerplatte erstellt.

Um Gefahr durch die hohen elektrischen Spannungen der Stacks zu vermeiden wurden Abdeckungen aus Glasfaser als Berührschutz gefertigt.

Um eine ausreichende Packungsdichte zu erreichen musste ein spezieller Platten-Leisten-Kühler angefertigt werden. Des Weiteren musste für einen ausreichenden Kühlluftstrom ein Impeller mit BLDC Motor angefertigt werden. Beide Komponenten wurden aufeinander abgestimmt.

Damit eine ausreichende Kühlfläche vorhanden war musste der Kühler diagonal im Außenlastbehälter unter den Brennstoffzellen angebracht werden. Der Luftstrom des Kühlers wird durch einen Luftkanal geleitet um einen ausreichenden Luftstrom zu gewährleisten. Hierzu musste eine neue Abdeckung mit größerem Lufteinlass für den Außenlastbehälter erstellt werden.

Um eine möglichst einfache Montage und Demontage zu gewährleisten wurde darauf geachtet, dass möglichst wenige Schnittstellen zum Flugzeug vorhanden sind.

Um die Sicherheit des Systems zu gewährleisten wurde eine FMEA durchgeführt und entsprechende Sicherheitsroutinen implementiert.

Da die neuen Außenlastbehälter recht schwer waren, musste eine Auflastung der Maximalen Startmasse erfolgen. Dazu mussten die Holme, Gabel und Zunge der Flügel verstärkt werden. Außerdem mussten die Flattereigenschaften der Antares neu überprüft werden. Dazu waren intensive Flatterrechnungen und –versuche notwendig, die von der Firma Leichtwerk AG durchgeführt wurden. Für die Integration des BZ-Systems mussten neue CAD-Modelle generiert werden und die Trägerplatte im Außenlastbehälter angepasst werden. Für den Umbau mussten das gesamte System zerlegt werden, damit die Trägerplatte neu laminiert werden konnte. Des Weiteren müssen sämtliche Schläuche, Kabel des getauschten Systems sowie die Halterungen für die Peripherie neu gebaut werden.

6.6 Arbeitspaket 11: Kopplung erweitertes Hybridsystem mit Antrieb

HAP-Nr.: 11
HAP-Verantwortlich: DLR TT
Beteiligte Einrichtung(en): DLR TT, DLR MF

Zielstellung

Die ausgewählten, auf die Anwendung zu optimierenden Hybridsysteme müssen mit dem Antriebssystem möglichst realitätsnah getestet werden. Für die Entwicklung, Test und Evaluierung, vor allem auch Langzeittests, worst case scenarios etc. wird dazu ein adäquater Teststand benötigt, der das Antriebssystem des Flugzeuges und damit das Lastverhalten möglichst realitätsnah abbildet.

Zusammenfassung

- **AP 11.1 Testanlage zur Kopplung Energiesysteme mit Antrieb**

Ziel: Es wird eine Testanlage aufgebaut, welche die Kopplung der Systeme mit dem nachgebauten Antriebssystem des Flugzeuges ermöglicht. Die Testanlage umfasst die Antriebseinheit des Flugzeuges mit Motor, Propeller und benötigter Leistungselektronik sowie Steuerung und bietet die Möglichkeit zur Kopplung und Test der Systeme mit Datenerfassung, Sensorik und Auswertungseinheiten.

Ergebnisse:

- Die Testanlage wurde aufgebaut und mit den baugleichen Komponenten des Antriebsstranges der Antares ausgestattet
- Die Testanlage wurde auf dem Dach des Gebäude E am DLR Standort Stuttgart baugleich zum Antriebsstrang der Antares H2 in einem Gestell als Last für die Brennstoffzellen- und Hybridteststände in den Laboren aufgebaut.
- Die notwendigen Sicherheitseinrichtungen wurden aufgebaut und umgesetzt
- Zur Kopplung der Systeme mussten Leistungskabel für bis zu 400VDC und 180A verlegt werden.
- Die Testanlage wurde in Betrieb genommen und für die Charakterisierung und Test der BZ-Systeme eingesetzt



Abbildung 20: Zur Kopplung mit den Energiesystemen wurde der Antriebsstrang in einem Teststand verbaut.

- **AP 11.2 Kopplung u. Test BZ-Hybridssystem mit Antriebssystem**

Ziel: In diesem AP erfolgt die Ankopplung der Systeme an das nachgebaute Antriebssystem des Flugzeuges mit Motor und Propeller sowie Leistungselektronik (Propellerteststand). In ausführlichen Tests werden die Systeme evaluiert, sowie Betriebsparameter und Betriebsalgorithmen entwickelt/optimiert um einen sicheren und leistungsstarken Betrieb zu erreichen.

Ergebnisse:

Die Kopplung des BZ-Hybridsystems erster Generation wurde aus sicherheitstechnischen Gründen direkt in der Antares mit dem Antriebssystem getestet.

Hierzu wurde das System in zahlreichen Boden und Flugtests bzgl. Leistungsfähigkeit, Dynamik und Langzeitstabilität sowie Effizienz etc. untersucht.

Zum Test des BZ-Hybridsystems zweiter Generation ist die Kopplung des Brennstoffzellen Teststands mit einem Batterieteststand nötig. Aus Sicherheitstechnischen Gründen war zunächst der Bau eines sicheren Batterieteststands nötig. Dazu wurde Gefahrenanalysen und Sicherheitsbetrachtungen in Zusammenarbeit mit den Sicherheitsbeauftragten und dem Qualitätsmanagement durchgeführt.

Daraus wurde ein Batterieteststand mit geeignetem Sicherheitsbehälter entwickelt und gebaut. Wichtig war sowohl die Definition betrieblicher, wie auch analgentechnischer Sicherheitsmaßnahmen.

Dazu wurde u.A. eine Löschanlage, sowie eine Brandmeldeanlage für den unwahrscheinlichen Fall einer Havarie installiert. Hierfür wurde ein spezieller Löschmittelzusatz, der für Batteriebrände geeignet ist ausgewählt. Auch wurde ein großvolumiger Wassertank installiert um eine Ausbreitung der Havarie innerhalb des Batteriepacks durch eine ausreichende Kühlung zu vermeiden.



Abbildung 21: Foto des Batteriecontainers zum sicheren Betrieb der Batterie im Hybridteststand

- **AP 11.3 Erprobung Antares H2 mit NT-PEM Hybridsystem u. Erkundungssysteme**

Ziel: Das Ziel ist es, das NT-PEM Hybridsystem im Flugzeug zu betreiben und daraus sowohl die technischen Herausforderungen (Unterdruck, Zuverlässigkeit, Dynamik, Start/Stop/Standby, etc.) als auch die Verfügbarkeit zu bestimmen.

Ergebnisse:

Im Laufe des Projektes zeigte sich, daß eine gleichzeitige Integration von BZ und Erkundungssystemen mit der vorhandenen Flugzeugarchitektur nicht realisierbar ist. Daher wurden die Arbeiten bzgl. der Erkundungssysteme in das AP 8.5 verlagert und hierbei das Batteriesystem derart erweitert, daß die Anforderungen an einen Testbetrieb mit den Erkundungssystemen (>2h Flugdauer) realisiert werden konnte. Die Arbeiten der Erweiterung der Batteriesysteme wurden im AP 8.5 in den vorigen Projektberichten dargestellt. Durch die Erweiterung der Batteriesysteme konnte die Reichweite auf die notwendige Flugdauer ausgeweitet werden und die Tests erfolgreich durchgeführt werden wie in den AP 8.5 und AP 13 beschrieben ist.

Die Erprobung der Antares H2 mit NT-PEM Hybridsystem erfolgte zunächst in der Antares H2 in ausführlichen Bodentestläufen. Dabei wurde eine deutliche Hysterese zwischen steigender und fallender Laständerung festgestellt. Außerdem war ein signifikanter Einfluss der Systemtemperatur sichtbar.

Während dem Erstflug wurden die Brennstoffzellensysteme zum ersten Mal im Flug getestet. Hierbei lag der Fokus auf der Funktionsfähigkeit des Systems.

Die Systeme wurden in zahlreichen Flugtests und in einer Langstreckenerprobung bzgl. Leistungsfähigkeit, Dynamik, Zuverlässigkeit etc. getestet.

Bei einem Test wurde eines der Systeme mit einer Dead-End Anode konfiguriert. So konnten Vergleiche zwischen dieser Betriebsart und dem Rezirkulationsbetrieb angestellt werden.

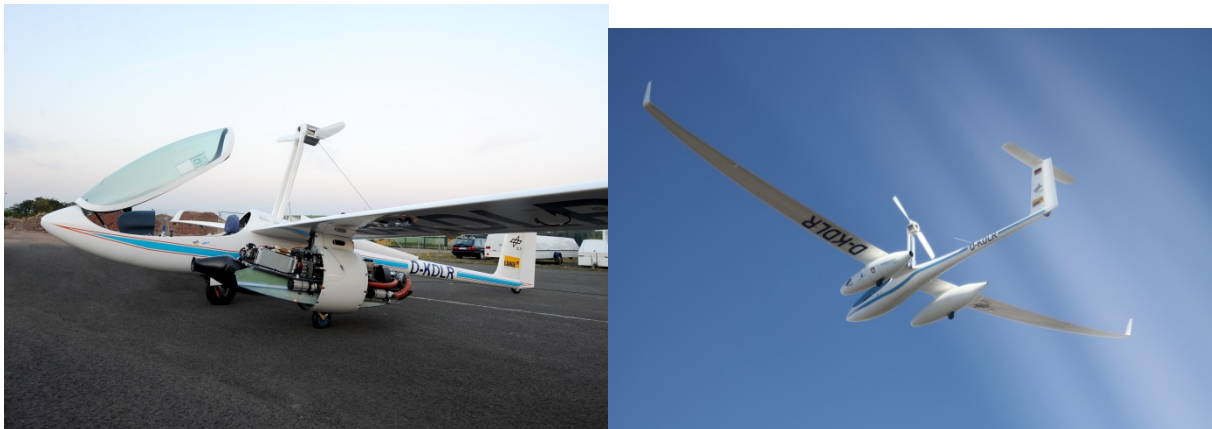


Abbildung 22: Antares H2 mit angebautem Brennstoffzellen-Pod und Batterien in den Flügeln sowie während eines Erprobungsfluges.

6.7 Arbeitspaket 12: HT-PEM System als Hybridsystem

HAP-Nr.: AP 12
HAP-Verantwortlich: DLR TT
Beteiligte Einrichtung(en): DLR TT

Zielstellung

Die Schwerpunkte in dem Arbeitspaket liegen in der Erstellung eines HT-PEM Systems 2. Iteration nach den Erkenntnissen aus den bisherigen Hybridisierungsarbeiten und zur Kopplung mit den Batteriesystemen, sowie in der Begleitung bei der Integration der HT-PEM Hybridsysteme in die Außenlastbehälter und die Erprobung der Systeme in der Antares H3.

Zusammenfassung

- Erste experimentelle Arbeiten mit luftgekühlten HT-PEM Systemen

- Experimentelle Arbeiten mit luftgekühlten Systemen im gekoppelten Betrieb mit Reformern und Reformatgasversorgung (Methanreformierung)
- Experimentelle Arbeiten mit luftgekühlten Systemen zum Wärmemanagement → Notwendigkeit zur Entwicklung eines flüssiggekühlten Stacks
- Gemeinsame Entwicklung mit Hersteller zur Konzeption eines flüssiggekühlten HT-PEFC Systems.
 - Entwicklung von Bipolarplatten
 - Entwicklung von Verteilstrukturen
 - Entwicklung der Stackschichtung mit Endplatten und Verspannkonzent
 - Erprobung von Kühlmedien und Dichtungen
 - Experimentelle Erprobung der Stacks im Mehrzellerbereich
 - Erste Langzeitstudien erfordern neue Dichtungsmaterialien
 - Erstellen eines betriebsfähigen Konzepts
- Entwicklung eines Reformerkonzepts mit flüssiger Beheizung als Rohrbündelreaktor zur Versorgung von 2 x 120 HT-PEM Zellen
 - Erprobung des Reaktors im Labor mit Gasanalyse und Verdampfungseinheit sowie Temperiergeräten zur Erhaltung des Ölkreislaufs
- Entwicklung eines katalytischen Brenners zur thermischen Umsetzung der Anodenabgase
Erprobung des Brenners
- Entwicklung der zentralen Gas- und Kühlversorgungseinheit zur Kopplung der Hardware Kühlsystem, Reformer, Brenner, Brennstoffzelle.
Erprobung des Systems im Labor mit vier Kurzstacks zur Darstellung der gleichmäßigen Versorgung von vier Systemen
 - ➔ Die zentrale Gasversorgungseinheit zeigt sich als funktionsfähig, erweist sich aber im CAD in Kombination mit neuen Reaktorkonzepten als nur bedingt integrationsfähig und in Bezug auf das Gewicht nicht optimal
- Entwicklung eines Reaktorkonzepts zur individuellen Versorgung der Stacks
Experimentelle Arbeiten zur Erfassung der Temperaturbereiche im Reformer und der Reformatgasqualität. → Die Temperaturen im Reformer liegen unterhalb der kritischen Grenze und die Reformatgasqualität zeigt sich als ausreichend für die direkte Kopplung mit der HT-PEFC
- Entwicklung einer kompakten Einheit aus einem Stack mit Brenner und Reaktor. Für die Integration von vier Modulen in den vorgegebenen Bauraum
- Experimentelle Arbeiten zur Steuerung des Einzelmoduls im Labor basierend auf Labview.

Das System zeigt sich als prinzipiell funktionsfähig - Aufbau des Vierfach-Systems, so dass Gewichtsvorgabe und der Bauraum für die Integration in das Flugzeug weitgehend eingehalten werden kann.

- Erste Erprobung des Systems bis zur Leistungsgrenze von über 20 kW_{el}
- Dokumentation der Erfahrung aus den experimentellen Arbeiten mit den Einzelsystemen und dem Gesamtsystem als Basis zur Entwicklung einer integrierten Mikroprozessorplatine und einer entsprechenden Steuerung zur Implementierung von Regelungsalgorithmen zur Automatisierung des Systembetriebs.
- Erprobung der Regelungssoftware auf Basis von Einzelmodulen
- Implementierung der Mikroprozessorsteuerung in das Vierfach-System einschließlich der Anpassung von Softwarefunktionen auf die Anforderungen des seriellen Betriebs der Systeme
- Erprobung des Startverhaltens des Systems mit Mikroprozessorsteuerung im Labor.
- Entwicklung von Regelalgorithmen zum sicheren Betrieb des Vierfach-Systems
- Implementierung der Regelalgorithmen
- Autarker Betrieb mit Mikroprozessorsteuerung

- **AP 12.1 Übertragung Hybridkonzepte auf HT-PEM**

Ziel: Nach erfolgreichem Aufbau der HT-PEM Systeme und der NT-PEM Hybridsysteme werden die Ergebnisse in diesem AP zusammengeführt und die HT-PEM Systeme ebenfalls mit den Batterien in einem hybriden System gekoppelt. Hierbei müssen Anpassungsarbeiten bzgl. der Leistungselektronik des Hybridkonzepts sowie der Betriebs- Parameter/Algorithmen vorgenommen werden. Die Systeme können in den dann bestehenden Testständen evaluiert und optimiert werden.

Ergebnisse:

Die experimentelle Umsetzung der Hybridkonzepte auf das HTPEM-System ist noch nicht erfolgt, da hierzu zunächst eine Festlegung des HTPEM Systems erreicht sein muss, sowie Untersuchungen bzgl. der Performance und Dynamik. Ein gekoppelter Betrieb mittels Kopplung der HT-PEM Systeme mit den Batteriesystemen ist daher bisher nicht möglich, ebenso wenig die Anpassung der Leistungselektronik zum jetzigen Entwicklungsstand.

Eine Theoretische Betrachtung der Übertragung der Hybridkonzepte wurde durchgeführt. Zur Charakterisierung und Untersuchung der Hybridisierung einer HT-PEM mit einer Lithium-Ionen-Batterie wurden verschiedene Berechnungen und Simulationen durchgeführt. Als Hybridisierungskonzept wurde stets das Direkthybrid-Konzept verwendet. Die Ausgangsbasis für die ersten Untersuchungen bildeten Modelle zum HTPEM System im Leistungsbereich von 20kW, sowie von verschiedenen kommerziell zur Verfügung stehenden Batterien. Diese Modelle wurden zu einem Modell des Direkthybriden zusammengefasst. Zunächst wurde damit das bzgl. des Ladezustands stationäre Verhalten des Hybriden mit unterschiedlichen Batterietypen und –größen untersucht und miteinander verglichen. Ähnliche Untersuchungen wurden zum bzgl. der Ausgangsleistung stationären Verhalten des Hybriden durchgeführt. Im Anschluss wurde das im

Rahmen der NT-PEM Hybridisierung entwickelte, einfache Flugzeugmodell dazu verwendet den Hybrid im Flug zu simulieren und mit den entsprechenden Lasten zu beaufschlagen.

Aus den experimentellen Versuchen mit dem herunterskalierten 5kW Brennstoffzellen System, (s. AP 2) waren Daten zur Alterung der Brennstoffzellen bekannt. Diese wurden in einer weiteren Untersuchung dazu verwendet um eine Simulation der Alterung durchzuführen und die entsprechenden Auswirkungen zu untersuchen.

Die Untersuchungen zeigten, dass die optimale Anzahl an Batterien je nach verwendeter Batterie etwas variiert. Es zeigte sich dabei, dass hinsichtlich des Einsatzpunktes und des nutzbaren Arbeitsbereichs der beiden Komponenten nur geringe Abweichungen zwischen den unterschiedlichen Zelltypen auftraten. Als Grund wurde die relativ ähnliche Chemie der meisten Lithium-Ionen Akkumulatoren identifiziert. Die Untersuchung hinsichtlich des Verhaltens unter Last hingegen zeigte aufgrund des stark unterschiedlichen Aufbaus der Zellen deutliche Unterschiede. Hier traten Unterschiede hinsichtlich der möglichen Dauer der Belastung, sowie der Begrenzung der Last der Brennstoffzelle bzw. deren Entlastung bei höheren Lastanforderungen, auf. Aus diesem Grund konnte bei Verwendung der Zellen vom Typ B, dank höherer Kapazität eine höhere Ausgangsleistung und mehr Startenergie erreicht werden. Die Flugsimulation ergab, dass die Kapazität der Zellen von Typ A nicht ausreichend ist, um die gewünschte Flughöhe zu erreichen. Bei Verwendung der Zellen vom Typ B hingegen war noch eine ausreichende Reserve vorhanden. Die Simulation mit gealterten Zellen ergab, dass selbst mit 1000h alten Brennstoffzellen die Flughöhe der gewählten Mission noch erreicht wurde. Wie erwartet zeigte sich, dass die Batterie in diesem Fall deutlich stärker belastet wurde, als mit neuen Brennstoffzellen und entsprechend deren Kapazitätsreserve aufgezehrt wurde (siehe *Abbildung 23*).

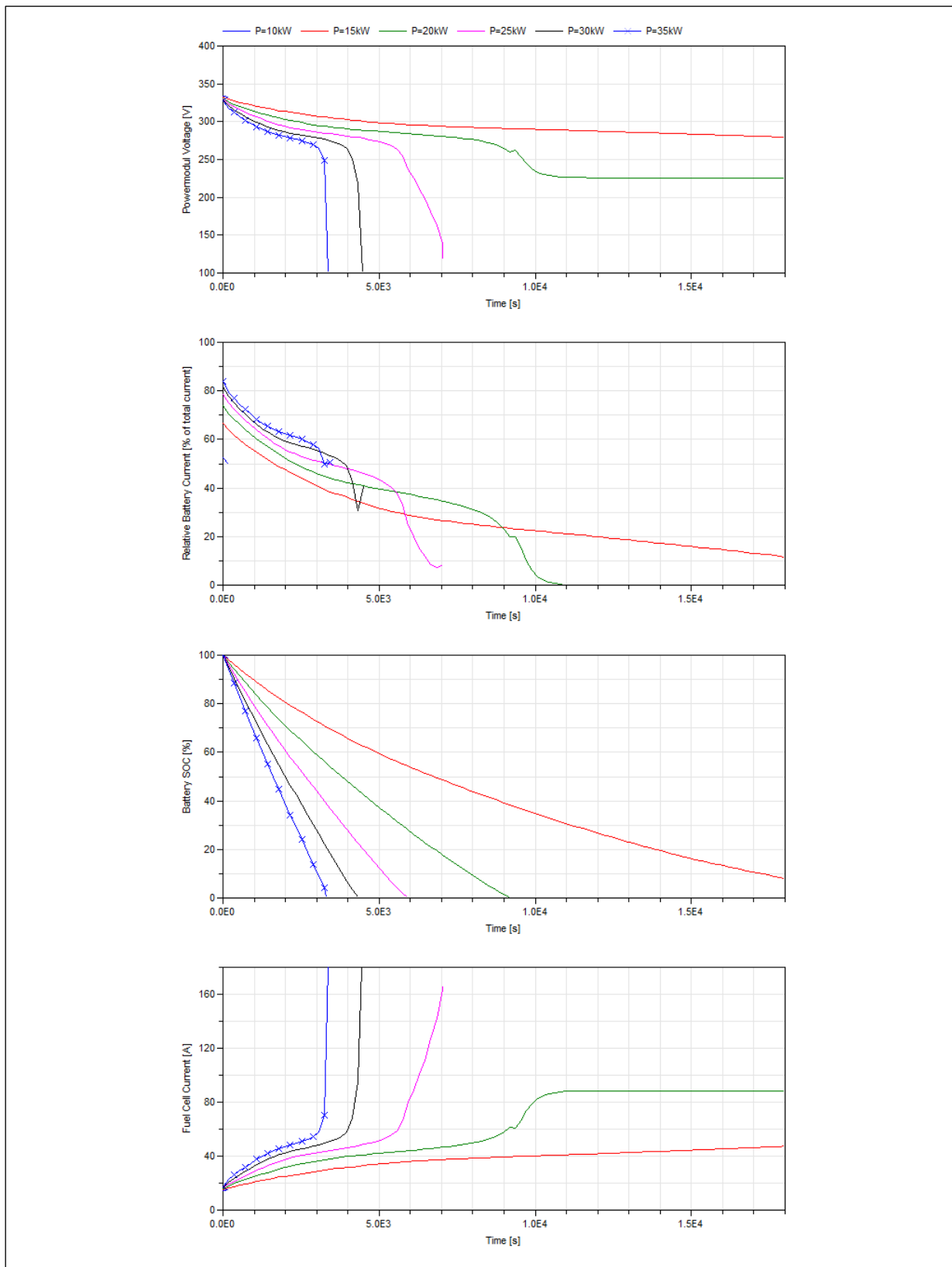


Abbildung 23: Spannung, Lastverteilung, Ladezustand der Batterie und Brennstoffzellenstrom, bei gealterter Brennstoffzelle

- **AP 12.2 HT-PEM Systeme 2. Iteration**

Ziel: Die Kopplung des Reformers mit dem Brennstoffzellensystem wird unter Berücksichtigung der Systemeffizienz, der Langlebigkeit und einem optimierten Wärmemanagement untersucht und optimiert.

Ergebnisse:

Systemuntersuchungen bzgl. Effizienz, Langlebigkeit, optimiertes Wärmemanagement etc. wurden durchgeführt (s. a. AP 2)

Die Anbindung von zwei Reaktoren an die vier Brennstoffzellenstacks (s. AP2) erwies sich als äußerst aufwendig bedingt durch die Bündelung und Verteilung der Stoffströme. Im Zuge der erforderlichen Neukonstruktion der Reaktoren wurde ein Konzept mit vier kompakten Einheiten zur individuellen Versorgung jedes einzelnen Stacks erarbeitet (Startpunkt der 2. Generation). Auf diese Weise konnten die Reformierungseinheiten in ihrem Volumen aufgeteilt und einschließlich der erforderlichen verfahrenstechnischen Anbindung noch besser bzw. überhaupt im Bauraum des Außenlastbehälters untergebracht werden.

Durch eine Gewichtsanalyse konnte gezeigt werden, dass eine direkte Beheizung der Reaktoren mit Brennerabgasen (Inhalt der 2. Generation) deutliche Vorteile gegenüber der ölbeheizten Variante aufweist. Die Herausforderung hierbei ist die Berücksichtigung der limitierten Temperaturverträglichkeit des Reformierungskatalysators

Funktionstest mittels Simulation:

Die Simulation des Gesamtsystems wurde schrittweise durchgeführt. Mit der konzeptionellen Konkretisierung des Systemaufbaus konnten begleitend Berechnungen durchgeführt werden und anschließend eine weitere Detaillierungsstufe des Gesamtsystems abgebildet werden. Die elementaren Kontrollmechanismen im Zusammenspiel zwischen Brennstoffzelle, Brenner und Reformer sowie die Wärmeintegration konnte innerhalb der Simulation abgebildet werden. Hierbei wurden verschiedene Punkte wie beispielsweise die erforderliche Anodenstöchiometrie und deren Einfluss auf die Reformatgasqualität bzw. den Gesamtwirkungsgrad des Systems gesondert betrachtet.

Umsetzung Gesamtsystem /Test am Boden und Validierung der Simulation

Nach der erfolgreichen Entwicklung der HTPEM Systeme und Kopplung BZ mit Reformer (1. Iteration, s. AP 2) ist die Erstellung der Systeme 2. Iteration (ca. 20kW mit Reformer) erfolgt. In den Aufbau des 4fach modularen Gesamtsystems sind zudem die Erkenntnisse aus den Simulationen eingeflossen. Es wurden verschiedene Testreihen mit einzelnen Komponenten wie der Brennstoffzelle und dem Reformer durchgeführt. Hierbei konnte durch die Aufzeichnung einer Vielzahl von Parameterwerten eine Übereinstimmung mit den Simulationsrechnungen überprüft bzw. diese angepasst werden.

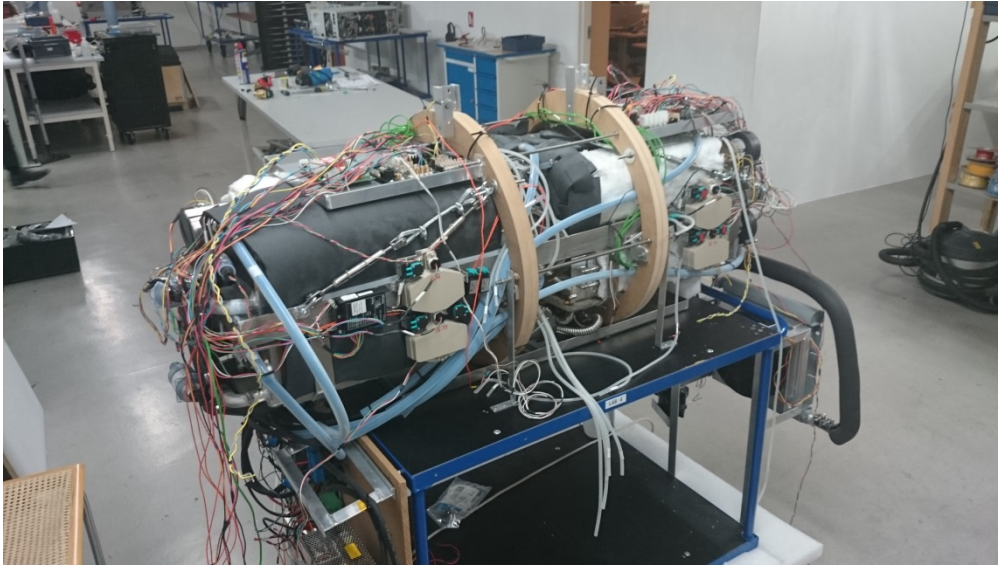


Abbildung 24: 4fach modulares HTPEM System 20kW mit Reformer

Während der bisherigen Versuche im Labor konnte gezeigt werden, dass das System als Verbund der Einzelkomponenten und deren Interaktion einschließlich der teilautomatisierten Steuerung funktional ist. Es konnten elektrische Nettoleistungen von über 20 kW abgerufen werden. Hierbei sind Instabilitäten in der Kraftstoffversorgung aufgetreten, die dazu geführt haben, dass nicht alle Stacks das zu erwartende Spannungsniveau erreicht haben. Einen stabilen und synchronen Betrieb aller Module vorausgesetzt sind Maximalleistungen des Systems von über 22 kW theoretisch möglich.

Im Laborbetrieb konnte die Sensitivität einzelner Parameter auf das Betriebsverhalten ermittelt werden und somit ein wichtiger Schritt zur Identifikation geeigneter Regelstrategien geleistet werden. Basierend auf diesen Erfahrungen wurde eine Steuerungsplatine entworfen, die zur funktionalen Umsetzung der automatisierten Systemsteuerung geeignet ist. Nach der Integration individueller Platinen in jedes der vier Module und der Entwicklung einer Software zur Steuerung des seriellen Betriebs wurde das Gesamtsystem im Labor betrieben.

Die Tests zeigen jedoch, daß weiterhin erheblicher Optimierungsbedarf besteht, um die Systeme derart autark, zuverlässig und dynamisch betreiben zu können, daß der Start der Integrationsarbeiten des Systems in das Flugzeug beginnen kann. Weitere Testreihen mit dem Gesamtsystem sind somit erforderlich.

Untersuchungen mit Methanol und DME:

Parallel zu den Untersuchungen mit Methanol wurden anfänglich Untersuchungen mit Dimethylether (DME) als Kraftstoff durchgeführt. Es wurde ein Versuchsaufbau zum Betrieb einer Direkt-DME Brennstoffzelle in Analogie zur DMFC eingerichtet. Die Ergebnisse waren von geringer Leistungsdichte, so dass dieser Ansatz für den Einsatz als Flugsystem verworfen wurde. Bezüglich der Nutzung von DME als Kraftstoff für die Reformierung wurden theoretische Berechnungen angestellt. Als Ergebnis zeigt sich, dass der Gewichtsvorteil von DME gegenüber MeOH bei 4 % liegt. Der Mindestwasserbedarf für die Dampfreformierung liegt mit einem Faktor 1,5 oberhalb dessen von Methanol. Außerdem liegt die Reaktionsenthalpie bei DME deutlich über der von MeOH. Die Reformierungstemperatur liegt zwischen 400 und 600 °C. Dadurch ist DME als Brennstoff für die On Board Reformierung aus gegenwärtiger Sicht nicht geeignet.

- **AP 12.3 Integration HT-PEM Hybridsysteme in Außenlastbehälter**

Ziel: Die HT-PEM Hybrid-Systeme werden in die Außenlast-Behälter integriert. Hierzu muss ein entsprechendes Integrationskonzept bzgl. Verschaltung, Anordnung, sowie Luftzu-/Abfuhr und Sicherheit sowie Wärmemanagement vorgenommen werden.

Ergebnisse:

Das Gesamtsystem wurde kontinuierlich als CAD Datensatz gepflegt und hinsichtlich der Integration im Bauraum vorgesehen. Bezüglich der Schnittstellen sind weitere Arbeiten zu tätigen, um die mechanischen, elektrischen und Kommunikationsschnittstellen mit dem Flugzeug luftfahrtgerecht darzustellen. Der bisherige Stand wurde anhand der mit Lange Research ausgetauschten Dokumente erreicht und dient als Grundkonzept, das angepasst werden kann. Ein Konzept zur mechanischen Integration der Systeme im POD wurde erarbeitet, und im Gesamtsystemaufbau berücksichtigt (s. AP 12.2).

- **AP 12.4 Erprobung der Antares H3 mit HT-PEM Hybridsystem**

Ziel: Das Ziel ist es, das HT-PEM Hybridsystem im Flugzeug zu betreiben und daraus sowohl die technischen Herausforderungen (Unterdruck, Zuverlässigkeit, Dynamik, Start/Stop/Standby, etc.) als auch die Verfügbarkeit zu bestimmen.

Ergebnisse:

Begleitende Arbeiten zur Erprobung der Antares H3 mit HT-PEM Hybridsystem sind nicht gestartet aufgrund verzögerter Entwicklungsstände HTPEM System u. Antares H3

6.8 Arbeitspaket 13 Automatische Fahrzeug Verfolgung durch Auswertung von Luftbild-Sequenzen

HAP-Nr.: AP 13
HAP-verantwortlich: DLR-MF
Beteiligte Einrichtungen: DLR-TT und DLR-MF

Mit Beiträgen von: O. Meynberg, D. Rosenbaum, T. Reize und H. Runge

Zusammenfassung

s. unten nach AP Beschreibungen

- **AP 13.1 Nutzlastkonzept (Spezifikation Hardware) (MF, TT)**

Ziel: Spezifikation der Hardware (Kameras, Datenlink, on-board Rechner, Inertial Navigation Unit, Daten-Link, Verkabelung, GPS-Antenne, Grafical User Interface) und der Software-Funktionen der Nutzlast. Ausarbeitung des Nutzlastkonzepts, Synchronisation der Kameras, Bildverarbeitung on board, Integration des Datenlinks sowie Anbindung der Komponenten.

Die Komponenten und Energieversorgung werden beschafft, getestet und durch den Entwicklungsbetrieb Lange Aviation in das Flugzeug integriert (s. AP 8.3). Es werden Gesamt-Tests am Boden und im Flug durchgeführt (s. AP 8.5, 9.5 u. 11.3).

- **AP 13.2 Luftfahrtrelevante Anforderungen (MF, TT, HLKA)**

Ziel: Basierend auf den Erfahrungen des HLKA werden die Anforderungen an Dynamik, Dauer des Fluges, Flugziele und Strategien bei der Beobachtung von Fahrzeugen aufgestellt und in den AP (s.o.) in die Technologie übersetzt. Dazu Sammlung der high-level Nutzer-Anforderungen und Übertragung dieser Anforderungen auf die Subsysteme Flugzeug, Flugzeug-Steuerung, Missionsplanung, Sensorik, on-board Datenverarbeitung, Bild Auswerte-Algorithmen, Datenübertragung, Interface zum Piloten und Endnutzer.

- **AP 13.3 Test, Auswahl u. Abnahme der Flughardware (MF, TT)**

Ziel: Die Hardware (Kameras, On-Board Rechner, Daten-Link etc.) müssen in das Trägerflugzeug integriert und zugelassen werden. Dazu erfolgt eine Auswahl der Hardware der Erkundungssysteme sowie der nötigen Hilfskomponenten nach flugrelevanten Anforderungen. Im Bedarfsfall werden Eignungstests der einzelnen Komponenten vorgenommen (z.B. bzgl. EMV).

- **AP 13.4 Algorithmen-Entwicklung zur Fahrzeug-Verfolgung (MF)**

Ziel: Für die automatisierte Fahrzeug-Verfolgung müssen vorhandene Basis-Algorithmen weiter entwickelt werden, da bei länger dauerndem Tracking die Sichtverbindung zwischen Kameras und dem Objekt in der Regel mehrfach durch Brücken und Abschattungen unterbrochen wird. Weiterhin sind Verfahren zur Initialisierung der Verfolgung eines bestimmten Fahrzeugs zu entwickeln und zu testen. Die entwickelten Algorithmen müssen Laufzeit-optimiert und auf den on-board Rechner portiert werden. Weiterhin ist das Zusammenspiel des Gesamtsystems und die Übertragung der ermittelten Koordinaten des Flucht-Fahrzeugs an die Polizei-Einsatzkräfte zu entwickeln und zu testen. Dem Piloten soll über eine grafische Nutzer-Schnittstelle die eigene Position und die des Flucht-Fahrzeugs angezeigt werden.

Ergebnisse zusammengefasst zu AP13.1 – 13.4:

Im vergangenen Berichtszeitraum wurden die Abschlussflüge, die in einer live Präsentation der Systemfähigkeit vor dem HLKA endeten, durchgeführt womit die Arbeiten bzgl. der Erkundungssysteme abgeschlossen wurden. Es wurde bewiesen, dass die Antares DLR H2b als Hochtechnologie Versuchsträger und das Gesamtkonzept des Luftfahrzeugs für alternative Antriebe hervorragend für den Einsatz als verdeckte Fahrzeugverfolgung geeignet ist. Durch eine Sonderklassenzulassung, konnten die Technologien sicher und dennoch zeitnah und dabei günstig im Flugzeug eingebaut, zugelassen und betrieben werden. Diese Zulassung ermöglichte eine schnelle Umrüstung und Anpassung der Systeme. Durch den modularen Aufbau können auch zukünftig andere, neuere und leistungsfähigere Kamerasysteme eingebaut werden.

Die Arbeiten im Projekt haben gezeigt, dass ein elektrischer Antrieb gekoppelt mit einem Motorsegler als Technologieträger erheblich zum Erreichen der Missionsziele beiträgt, da das Luftfahrzeug kaum wahrnehmbar seine Missionsziele durchführen kann. In mehreren weiteren Versuchsreihen konnte die geringe Sicht- und Geräuschsignatur nachgewiesen werden. Trotz 20 Meter Spannweite und 7,4 Meter Rumpflänge ist das Luftfahrzeug durch die schmalen Flächen und der weißen Lackierung kaum sichtbar. Ein 42 kW Elektromotor beschleunigt das Flugzeug auf bis zu 170 km/h, wobei eine Fahrzeugverfolgung meist bei ca. 120 – 150 km/h erfolgte, da

moderne Autobahnen durch die Verkehrsdichte und kurvigen Streckenführung es nicht ermöglichen im Schnitt eine höhere Geschwindigkeit zu fahren.



Abbildung 25: Sicht auf die Antares DLR H2B in 1000 Meter Höhe

Die Geräuschemissionen wurden im Projekt gemäß Internationaler Normierung der Lärmzulassungsvorschriften, Lärmgrenzwerte und Aufbau der Messstationen für die allgemeine Luftfahrt durchgeführt gemessen.

Diese Vorteile der Antares DLR H2b kann gewaltigen Einfluss auf den Verlauf eines Einsatzes haben. Gleichwertige Trägersysteme werden mit Verbrennungsmaschinen betrieben, die dabei eminente Emissionen produzieren. Die Geräuschemissionen eines Elektromotors in der entsprechenden Flughöhe sind sehr gering. Konventionellen Antriebssystemen wie die Turbinenluftstrahl- oder Kolbenmotoren in den gängigen Missionshöhen werden dagegen als extrem störend empfunden.

Durch geringe Umbaumaßnahmen könnte das Flugzeug für VFR Nachttauglichkeit erweitert werden, was die Signatur des Flugzeugs auf nahezu null minimieren würde. In einer späteren Version soll das Cockpit Instrumentenflugtauglich erweitert werden, sodass auch bei schlechtem Wetter die Mission nicht abgebrochen werden muss. Die durchgeführten Messflüge schafften die Voraussetzung für die entwickelten Instrumentierungen und Darstellungen der Bodenereignisse im Cockpit. Die Echtzeitdarstellung der Luftfahrzeug- und Fahrzeugposition im Moving Map Verfahren, die Höhenabhängige Darstellung der aktuellen Kameraabdeckung sowie die Möglichkeit die aufgenommenen Bilder in Echtzeit wiederzugeben ermöglichten Strategien zur Flugführung während einer Mission zu entwickeln und die Flugführung entsprechend anzupassen.



Abbildung 26: Cockpit Monitoring der Bodenereignisse

Durch die Angaben des Piloten der Antares DLR H2 basierend auf seine Erfahrungen ist eine Flughöhe von 1000 Meter der günstigste Kompromiss zwischen guter Sicht zum Boden aus dem Flugzeug und schlechte Sichtbarkeit des Flugzeugs vom Boden aus und ergibt somit die operative Flughöhe des Erkundungssystems. Durch das erweiterte Batteriesystem, hat das Flugzeug eine Einsatzdauer von ca. 2 Stunden. Ein Nachweis konnte die Dauerbelastungsflüge zeigen, bei denen u.a. ein Flug von Oberpfaffenhofen nach Berlin mit 2 Zwischenlandungen durchgeführt werden konnte. Diese Einsatzdauer ist aufgrund der hohen Zuladung höher als die heute im Einsatz befindlichen Luftfahrzeuge. Die Technologie konnte in der Antares DLR H2 nur verbaut werden, weil moderne Leichtbauteile in Integralbauweise aus Aluminium und Kohlenstofffaser angewendet wurden.

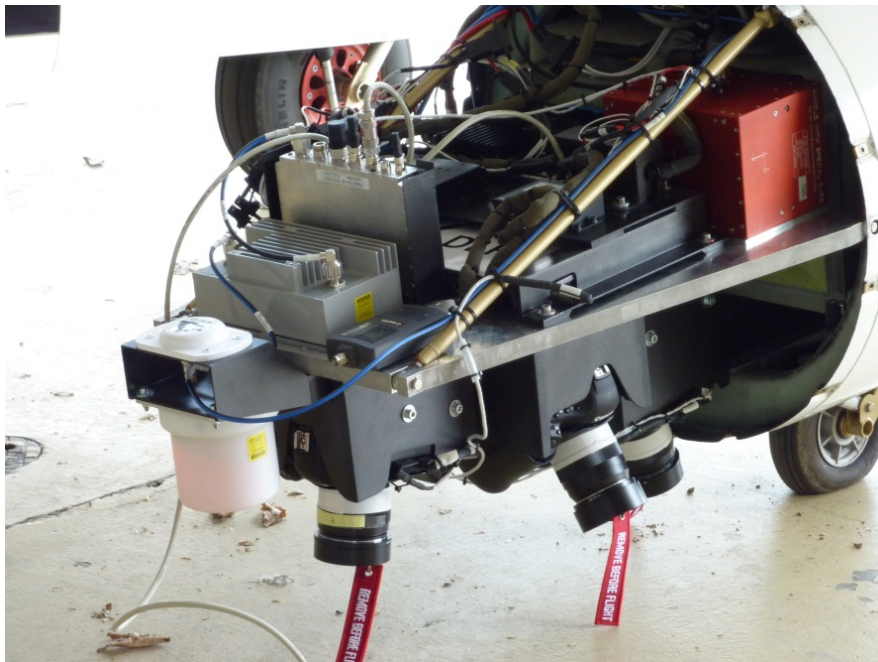


Abbildung 27: Leichtbauweise des Erkundungssystems

Die Gewichtsreduzierung war nötig, da die Zuladung der Antares DLR H2b beschränkt ist. Die höheren Anschaffungskosten konnten schnell durch die extrem niedrigen Variablen und Fixkos-

ten kompensiert werden. Ein Beispiel zeigt die nötige Energie, also der Treibstoff, die für eine Mission von 2 Stunden nötig ist. Die Kosten der 32kWh Ladung beliefen sich auf ca. 9 Euro (Stand 2014, 28 cent/kWh). Ebenso die weiteren Kosten für Abschreibung, Haftpflicht-, Kasko, und Pilotenversicherung sind für diesen Motorsegler extrem günstig, was die Antares DLR H2b als Einsatzflugzeuge für öffentliche Einrichtungen sehr attraktiv macht. Ein Nachteil ist aufgrund der Nachladezeit die Dauer zwischen zwei Einsätzen, sodass zum jetzigen Zeitpunkt nur 2 Einsätze am Tag geflogen werden können. Allerdings schreitet die Batterie- und Ladetechnologie so schnell voran, dass es bereits heute durch Schnellladeverfahren möglich wäre die Batterien innerhalb von nur 2 Stunden voll zu laden (verglichen mit Renault Zoes 22 kWh Batterie und 1 Stunde Ladezeit). Es sind sogar bereits Ladezeiten von unter 40 Minuten realistisch, was jedoch umfassende Umbaumaßnahmen am Flugzeug erfordern würde.



Abbildung 28: Antares DLR H2 im Lademodus

Nichts desto trotz gelangt die Antares DLR H2 bezüglich Einsatzdauer und die Möglichkeit, mehr Equipment wie Wärmebildkameras o.ä. zu transportieren an die machbaren Grenzen. Der nächste Schritt wäre deshalb ein Nachfolgeprojekt, das die Defizite ausgleichen kann. Höhere Reichweiten und mehr Nutzlast müssen die Hauptbestandteile einer zukünftigen Anwendung sein um ein markt reifes Produkt zu entwickeln.

AP 13.4

(F. Kurz, D. Cerra, MF)

Durch die durchgeführten Flugtests konnte ein Verfahren zur Verfolgung eines definierten Fahrzeugs bis zu entwickelt werden und kam mit Abschluss der Projektarbeiten bis zu einem teilautomatisierten Reifegrad.

Die Algorithmen-Entwicklung zur Fahrzeugverfolgung gliedert sich in die Schwerpunkte: genaue Georeferenzierung der aufgenommenen Luftbilder und Entwicklung eines trainierten Algorithmus zur Verfolgung eines a-priori vom Operator selektieren Fahrzeugs. Die Voraussetzung für eine exakte Positionsfeststellung eines Fahrzeugs aus einem Luftbild ist die Georeferenzierung, die wiederum mit Hilfe eines hochwertigen GNSS/IMU (Inertial Measurement Unit) Systems an Bord des Flugzeugs direkt gemessen wird. In Verbindung mit Kalibrie-

rungsdaten und einem Geländemodell kann die Beziehung zwischen Bildkoordinaten- und jeweiligen Landeskoordinatensystem auf ca. 1-2 Meter genau rekonstruiert werden. Bei der Auswahl und Entwicklung von Algorithmen zur Fahrzeugverfolgung wurden folgende Randbedingungen berücksichtigt:

- Die Bild-Wiederholrate der Kamera liegt bei 1-3 Sekunden pro Bild (kein Video)
- Die Größe eines Pixels am Boden liegt bei etwa 0,20m,
- Die Blickrichtung vom Flugzeug zum Fahrzeug ändert sich ständig, z.B. wegen Kreisens des Flugzeugs
- Das zu verfolgende Fahrzeug unterscheidet sich nicht von den übrigen Fahrzeugen auf der Straße.

Aufgrund dieser Randbedingungen wurde ein Algorithmus gewählt, der ein pixelbasiertes bzw. merkmalsbasiertes Zuordnungsverfahren (sog. „matching“) mit einem Fahrzeug-Bewegungsmodell verknüpft. Das Bewegungsmodell wird benötigt, um kleinere Lücken in der Beobachtung zu schließen, Plausibilitätsuntersuchungen durchzuführen und um die Suchregion zwecks Performancesteigerung einzuschränken. Zusätzlich wurde in einer Diplomarbeit untersucht, inwieweit es durch Analyse der umgebenden Verkehrssituation gelingt, längere Lücken in der Beobachtung zu schließen. Durch ein mikroskopisches Verkehrsflussmodell kann die Prognose für die Position eines einzelnen Fahrzeugs verbessert werden.

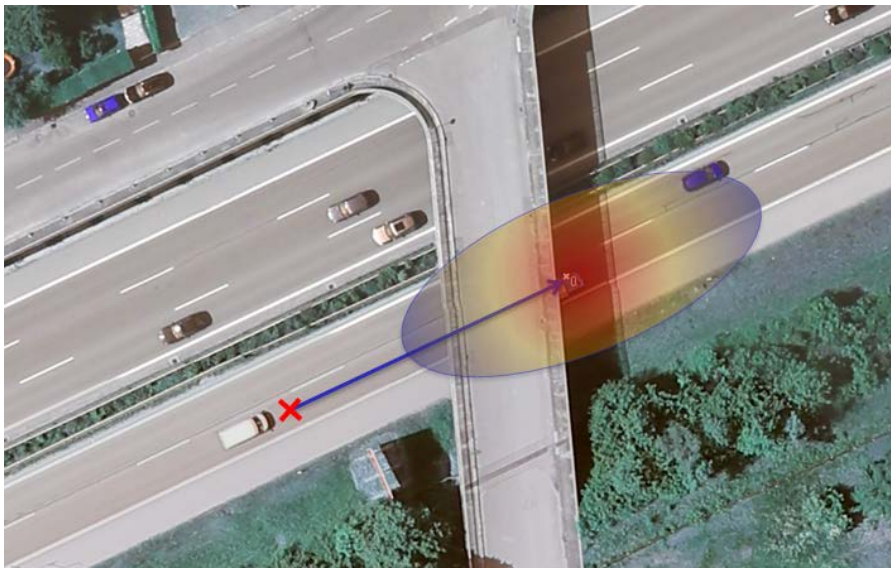


Abbildung 29: Bild Beispiel zur Prädiktion eines Fahrzeug mit Hilfe eines linearen Bewegungsmodell.

Wegen der sich ständig ändernden Blickrichtung auf das Auto wird eine Strategie zum Erneuern des trainierten Fahrzeug-Modells vorgeschlagen (sog. „model update“). In regelmäßigen Abständen wird hierzu das zuletzt gefundene Fahrzeug als neuer Trainingsdatensatz für das Zuordnungsverfahren verwendet.

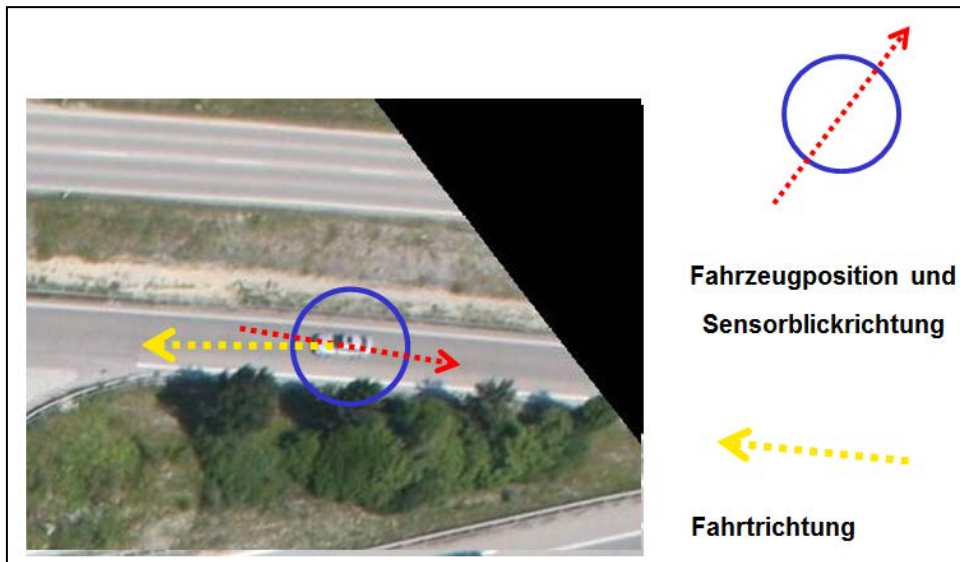


Abbildung 30: Bild Visualisierung von Fahrzeugposition, Sensorblickrichtung und Fahrtrichtung anhand eines Beispiels

Ändert sich die Sensorblickrichtung muss das trainierte Modell erneuert werden. Das entwickelte Verfahren zur Verfolgung eines definierten Fahrzeugs stößt bei längeren Beobachtungslücken, bei schnellen Blickrichtungs- und Fahrtrichtungsänderungen und bei ähnlichen Fahrzeugen in der direkten Umgebung an seine Grenzen. Als Ausblick wird u.a. angeregt, die verwendeten Bildmerkmale für die Bildzuordnung zu erweitern, z.B. um sog. SIFT Merkmale, und die Bildwiederholrate zu erhöhen (Video statt 1-3Hz).

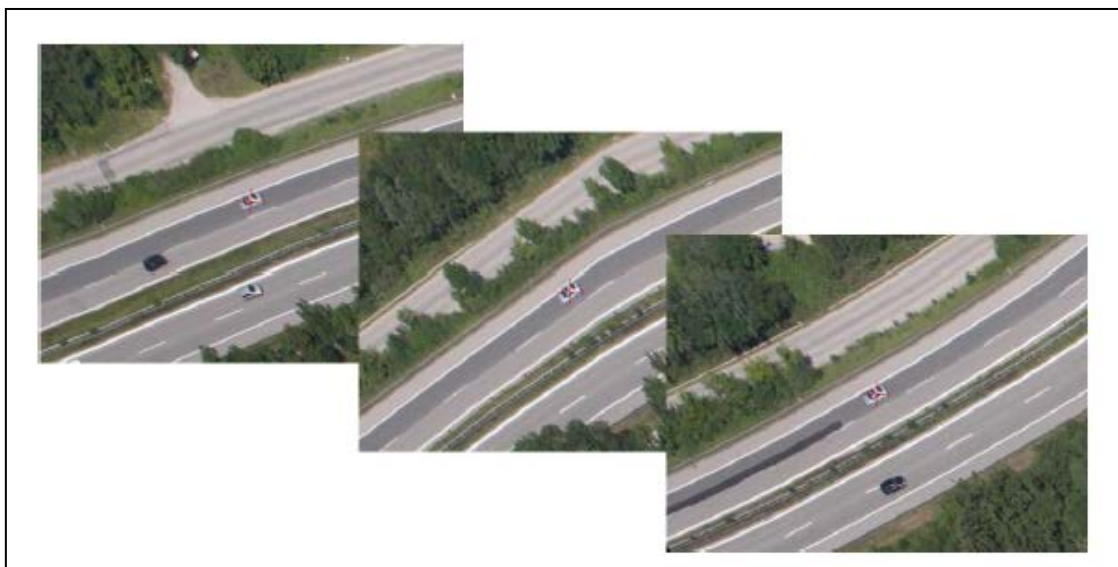


Abbildung 31 Bild: Ergebnis einer Fahrzeugverfolgung über drei Bilder.

Das automatisch generierte rote Kreuz markiert das getrackte Fahrzeug. Die geometrische Verzerrung der Bilder ist durch eine ungenügende Genauigkeit des zugrunde gelegten Geländemodells bedingt.

7 Verwertbarkeit der Ergebnisse

Verwertung:

Die Entwicklung der Brennstoffzellentechnologie weist ein beachtliches wirtschaftliches Potential auf und kann auch eine grundlegende strategische Komponente bei der Verwirklichung von Klima- und Umweltschutzziele darstellen. Der Nutzen des Projektes ist eine technische und konzeptionelle Erweiterung, Fundierung und Absicherung des Anwendungsspektrums der Brennstoffzellentechnologie in der Luftfahrt zu ermöglichen. Durch die Zuwendung wird die Markteinführung brennstoffzellenbetriebener Systeme in der zivilen Luftfahrt nachhaltig unterstützt.

Die Lange Research Aircraft GmbH wurde mit dem Geschäftszweck gegründet, das Vorhaben Antares H3 gemeinsam mit den Partnern durchzuführen und nach Abschluss der Entwicklungsarbeiten eine Serienproduktion der Antares H3 zu beginnen. Im Unternehmen Lange Research Aircraft GmbH werden voraussichtlich 7 neue Arbeitsplätze geschaffen. Mit Serienbeginn wird die Anzahl der Mitarbeiter noch deutlich zunehmen.

Durch dieses Projekt wurden am DLR direkt neue Arbeitsplätze geschaffen. Langfristig gesehen leistet das Projekt zudem einen Beitrag zur Schaffung und Sicherung von Arbeitsplätzen im Bereich der Brennstoffzellentechnologie sowie bei der Zulieferindustrie.

Im Rahmen des Verbundprojektes „Antares H3“ wurden vom Zuwendungsempfänger erzielte Ergebnisse wissenschaftlich veröffentlicht (→ 9.1 Veröffentlichungen und 9.3 Vorträge, Workshops und Seminare) und unterschiedliche Erfindungs- und Schutzrechte (→ 9.2 Erfindungen und Schutzrechtsanmeldungen) werden angemeldet, die für zukünftige Arbeiten verwertbar sind. Darüber hinaus ist der voraussichtliche Nutzen der erzielten Projektergebnisse wie folgt darstellbar:

Wirtschaftliche Erfolgsaussichten

Der gerade erwachende Markt der zivilen, unbemannten Flugzeuge wird mit großer Wahrscheinlichkeit in den nächsten Jahren einen enormen Aufschwung erleben. Der Markteinstieg des aus der Antares H3 abgeleiteten Serienflugzeugs soll über den Einsatz als Suchflugzeug für Öl- und Gasvorkommen erfolgen. Die Vorteile gegenüber konventionellen Suchflugzeugen sind sehr groß. Allein die deutliche Erhöhung der Missionsreichweite gegenüber der vorhandenen Technologie ist so vorteilhaft, dass dies alleine eine Ausweitung des Geschäftszweigs auf Flugzeuge mit BZ-Antrieb erwarten ließe. Gleichwohl sind die Kostenvorteile, insbesondere unter Berücksichtigung der deutlichen Erhöhung der Qualität der Messergebnisse, ebenso für sich alleine ausreichend, um einen neuen Markt zu begründen.

Nach Schaffung und Umsetzung der gesetzlichen Regelungen sowie der technischen Umsetzung sogenannter ‚Sense and Avoid‘ Systeme wird der Markt nochmals enorm wachsen. Die sich dann ergebenden Märkte sind:

- Hoheitliche Aufgaben:
 - o Überwachung für Exekutivorgane (Polizei, BKA, usw.)
 - o Grenzschutz
 - o Küstenwache
- Energiesektor
 - o Überwachung von Pipelines
 - o Überwachung von Hochspannungsleitungen
- Agrarwirtschaft
 - o Umweltüberwachung
 - o Detektion von Pflanzenkrankheiten
 - o Detektion von Drogenanbau
- Kommunikation und Rundfunk
 - o Fliegende Plattform für Kommunikation als Satellitenersatz, z.B. für Mobilfunk, DSL, Rundfunk, usw.
 - o Fliegende Plattform für Kommunikation bei Katastrophen, Events, usw.
- Kameraplattform
- Brandbekämpfung und Rettungswesen
 - o Frühzeitiges Erkennen von Waldbränden
 - o Personensuche auf See und in unbewohnten Gebieten
 - o Katastrophenmanagement
- Erdbeobachtung und Fernerkundung
 - o Luftbildfotografie, Kartografie und Vermessungswesen
 - o Klimabeobachtung
 - o Erdbebenvorhersage
- Detektion von Verunreinigungen während und nach Umweltkatastrophen

Zudem sind die im Projekt durchgeführten Arbeiten dazu geeignet den Kompetenzvorsprung der beteiligten Partner bezüglich innovativer Lösungen für die Energieversorgung im Flugzeug und der gekoppelten Systeme basierend auf der Brennstoffzellentechnologie auszubauen. Im Projekt wurden wichtige Testmöglichkeiten bereitgestellt, die eine beschleunigte kommerzielle Nutzung der BZ-Systeme in der Luftfahrt ermöglichen. Aufgrund der Übertragbarkeit der Ergebnisse auf Themen im Bereich More electric Aircraft bestehen z.B. auch Perspektiven für Airbus in der mittel- bis langfristigen Integration der entwickelten Technologien in neue Flugzeugkonzepte. Es besteht weiterhin die Möglichkeit auch kurzfristig Innovationen in benachbarte Tätigkeitsfelder einfließen zu lassen. Weiterhin wurden Mitarbeiter in dieser Zukunftstechnologie ausgebildet. Dies führt zu einer Stärkung des Standortes Deutschland und sichert auch langfristig die Konkurrenzfähigkeit der deutschen Luftfahrtindustrie im Bereich Energieversorgung.

Zusammengefasst lässt sich feststellen, dass sowohl bei der umweltfreundlichen Brennstoffzellentechnologie ein sehr hoher Anteil der Wertschöpfungskette aus Deutschland kommt, als auch

bei der Realisierung der fliegenden Plattform (insgesamt >75%). Aus europäischer Sicht liegt der Anteil bei > 99%. Unter Berücksichtigung der weiteren Vorteile bei dem Technologietransfer in andere Bereiche wie Antriebs-, Bahn- und Leistungstechnik ergibt sich ein technologischer Vorsprung der eindeutig einen volkswirtschaftlichen Mehrwert erzeugt. Durch die Leistung und der Technologie des Projektes können somit Arbeitsplätze gesichert werden.

Wissenschaftliche und/oder technische Erfolgsaussichten

Das Ziel des Vorhabens aus wissenschaftlicher Sicht bestand in dem Aufbau und Betrieb eines HT-PEM Brennstoffzellensystems gekoppelt mit einem Wasserstoffgenerator / Speicher sowie eines NT-PEM Brennstoffzellensystems und der Untersuchung dieser Kopplung unter luftfahrttechnischen Bedingungen mit Hauptaugenmerk auf Effizienz, Dynamik und Unterdruckfähigkeit. In diesem Projekt konnten sowohl eine optimierte, hocheffiziente Architektur als auch die sicherheitsrelevanten Aspekte beleuchtet und umgesetzt werden. Das gekoppelte PEM-Brennstoffzellensystem wurde unter Zulassungstechnischen Bedingungen homologiert. Die wissenschaftlichen Arbeiten konzentrierten sich auf die Auslegung der Brennstoffzellen- Architektur, der Datenerfassung, der Datenauswertung, der wissenschaftlichen Bewertung der Alterungseffekte und der Zuverlässigkeit / Verfügbarkeit der Technologie. Ein Hauptschwerpunkt ist die anwendungsnahe Optimierung der Leistungsfähigkeit der Brennstoffzellensysteme und die Kopplung mit innovativen, hocheffizienten Wasserstoffgeneratoren/-Speicher unter den Randbedingungen der allgemeinen Luftfahrt.

Weiterhin wurde die Charakterisierung von Brennstoffzellensystemen und Wasserstoffversorgung in Unterdruckbedingungen betrieben. Diese Ansätze werden die langjährigen Erfahrungen auf dem Gebiet der Brennstoffzellensysteme für die Luftfahrtanwendung über dieses Projekt hinaus stark unterstützen und koordiniert ergänzen.

Die im Projekt bereitgestellte Testplattform für flugrelevante Tests von BZ-Systemen ermöglicht Tests zu einer Vielfalt von Fragestellungen in Bezug auf den Einsatz von BZ in der Luftfahrt, wodurch die angestrebte hohe technologische Reife der BZ-Systeme beschleunigt werden kann. Diese Testplattform steht auch in folgenden Projekten zur Verfügung. Dabei können die Partner aus der Luftfahrtindustrie (z.B. Lange, Airbus, Diehl Aerospace, EADS IW) sowie Firmen der Ausrüster und Zulieferindustrie (LHT, HTK, H-Tec...) auf technisch bewährte Konzepte zurückgreifen, die für neue Fragestellungen modifiziert werden können.

Unter anderem sind stationäre CHP, APU Anwendungen für Schwerfahrzeuge, Schiffe, Luftfahrzeuge und Lokomotiven zu nennen. Durch den modularen Aufbau und der Möglichkeit der Kopplung der BZ-Systeme mit elektrochemischen Speichern wird eine sehr hohe Skalierbarkeit, Redundanz, Dynamik sowie Anpassungsfähigkeit der Systeme erreicht, die einen Einsatz in den unterschiedlichsten Anwendungen und Leistungsklassen ermöglicht.

Die erzielten wissenschaftlichen/technischen Ergebnisse wurden in einschlägigen Fachzeitschriften veröffentlicht und auf Konferenzen, Workshops und Seminaren vorgestellt (s. Kap. 9). Darüber hinaus ist die Einreichung von Erfindungen und Schutzrechtsanmeldungen in Vorbereitung.

Wissenschaftliche und wirtschaftliche Anschlussfähigkeit

Durch die interdisziplinäre Zusammenarbeit von Forschungseinrichtungen, Luftfahrttechnischen Unternehmen, Brennstoffzellenhersteller und nationale Luftfahrtzulassungsorganisationen (LBA) kann die Marktvorbereitung von Brennstoffzellen beschleunigt werden. In diesem speziellen Projekt wird eine Einführung der Brennstoffzellentechnologie in einer konkreten Anwendung in der Luftfahrt/Verkehr angestrebt. Das Gesamtprodukt führt zur Aufwertung deutscher Luftfahrt-Technologie und schafft neue Arbeitsplätze für den Standort Deutschland. Im Bereich Brennstoffzellen und Wasserstofftechnologie wird das deutsche Know-how erweitert und über das DLR in Deutschland implementiert. Damit wird das auf internationaler Ebene sichtbare Projekt genutzt um das potentielle Einsatzspektrum der HT- u. NT-PEM Technologie und der damit verbundenen Einsatzmöglichkeiten transparent darzustellen und in Deutschland stärker zu verankern.

Da das Flugzeug mit der speziellen Sensorik auch für die allgemeine Verkehrsbeobachtung, der Unfallforschung und bei Großveranstaltungen eingesetzt werden kann, ist davon auszugehen, dass das zu entwickelnde System später bei der Polizei in mehreren Bundesländern und auch Europa-weit zum Einsatz kommen kann. Durch das Projekt können die neuesten Forschungsergebnisse mehrerer DLR Institute nutzbar gemacht werden, sowie die Industrie in die Lage versetzt werden wettbewerbsfähige innovative Produkte zu entwickeln, die ohne Wasserstoff-Technik nicht möglich wären.

Das DLR verfügt über einzigartige Voraussetzungen um in diesem Bereich zu einer Technologieführerschaft zu kommen. Die Rechte an den Verfahren sollen durch Patent-Anmeldungen gesichert werden und später an Firmen lizenziert werden.

Durch das Projekt verschafft sich das DLR einen erheblichen Wettbewerbsvorteil bei EU-Ausschreibungen und der geplanten zweiten Runde des nationalen Sicherheitsforschungsprogramms.

Das Projekt vereint in idealer Weise drei Schwerpunkte des DLRs: Verkehr, Luftfahrt und Energie.

Im Projekt wurden wichtige Schritte auf dem Weg zur Industrialisierung der Brennstoffzellen-Technologie in der Luftfahrt erreicht. Diese fließen direkt in benachbarte Projekte des DLRs ein, deren Zielsetzung u.a. in der Validierung der BZ-Systeme oder deren Komponenten in Flugversuchen besteht. Ein wichtiges Ergebnis, das innerhalb des Projektes erzielt wurde, ist die Entwicklung eines modularen HT-PEM Systems im Leistungsbereich von 20kW. Zudem die Bereitstellung einer Plattform zum Test von Batterie, BZ- u. Hybrid-Systemen und Systemkomponenten, welche flexibel kombiniert werden können. Dadurch wird die Voraussetzung geschaffen um die erforderliche Optimierung der Komponenten, der Architektur und der Betriebsstrategien durchführen

zu können. Für einen raschen Entwicklungsfortschritt ist hier entscheidend, neue Konzepte für den Betrieb des Brennstoffzellen-Moduls direkt integrieren und testen zu können.

8 Fortschritte auf dem Gebiet des Vorhabens bei anderen Stellen

Während der Durchführung des Vorhabens sind dem Zuwendungsempfänger keine Relevanten FuE-Ergebnisse Dritter auf dem Gebiet der Brennstoffzellenanwendung in der Luftfahrt, bei anderen Stellen bekannt geworden. Das DLR hat hier im Prinzip ein Alleinstellungsmerkmal was luftatmende BZ-Systeme betrifft.

9 Erfolge und geplante Veröffentlichungen

9.1 Veröffentlichungen

Die Veröffentlichung von Forschungsergebnissen aus dem Verbundprojekt ist erfolgt/geplant in:

D. Öhlmann, J. Kallo: *Flying with Antares DLR-H2 - From Stereo images to multi view*. Image making from the research of the German Aerospace Center (DLR), 2013, 415, Journal of Physics: Conference Series

P. Rathke, J. Kallo, J. Schirmer, T. Stephan, W. Waiblinger, J. Weiss-Ungethüm, *Antares DLR-H2 - Flying Test Bed for Development of Aircraft Fuel Cell System*, 2013, 229-241, Volume 51, Issue 1, ECS Transactions

C. Noak, J. Kallo, K. A. Friedrich, *Direct conversion of dimethyl ether in high temperature polymer electrolyte fuel cells under stationary and dynamic conditions*, 2012, 833-841, Volume 42, Issue 10, Journal of Applied Electrochemistry

Nishizawa, J. Kallo, O. Garrot, J. Weiss-Ungethüm, *Fuel cell and Li-ion battery direct hybridization system for aircraft applications*, 2013, 294-300, Volume 222, Journal of Power Sources

H. Runge, J. Kallo, P. Rathke, T. Stephan, F. Kurz, D. Rosenbaum, O. Meynberg, *An Airborne Observation System for Security Applications*, 2012, 488-492, Volume 318, Communications in Computer and Information Science

G. Renouard-Vallet, J. Kallo, K. A. Friedrich, J. Schirmer, M. Saballus, G. Schmithals, *Fuel Cells for Aircraft Applications*, 2011, 271-280, Volume 30, Issue 1, ECS Transactions

Darüber hinaus wurden Forschungsergebnisse aus dem Verbundprojekt in folgenden studentischen Arbeiten veröffentlicht:

Roda Nina Neuwa Sandjong, *Experimentelle Untersuchungen von Gasverunreinigungen im Anodengas beim Einsatz einer Hochtemperatur Polymerelektrolytmembrane Brennstoffzelle*, Studienarbeit, Uni Stuttgart, 2014

9.2 Erfindungen und Schutzrechtsanmeldungen

Mehrere Erfindungen und Schutzrechte werden aktuell vom Zuwendungsempfänger im Rahmen des Verbundvorhabens zur Anmeldung vorbereitet.

9.3 Vorträge, Workshops und Seminare

Die Publikation von Forschungsergebnissen ist im Rahmen von Vorträgen, Workshops und Seminaren erfolgt in:

WHEC Essen	18.05.2010	Fuel Cell System Development and Testing for Aircraft Applications
Farnborough L3	20.07.2010	Innovative systems for aircraft applications
F-Cell Stuttgart 2010	28.09.2010	Fuel Cell System Development and Testing for Aircraft Applications
GITZ Geesthacht	20.09.2010	System Development, Testing and Optimization of Fuel Cell Systems for Aircraft Applications
Berliner Industriegespräche	17.11.2010	Fuel Cell Technology for Aircraft Applications
Jaxa Tokio	01.03.2011	Fuel Cell and Battery Technology for Aircraft Applications
Aero Expo Friedrichshafen	16.04.2011	Anwendungen von Wasserstoff und Brennstoffzellen in der Luftfahrt
Ulm Berblinger Symposium	25.05.2011	Brennstoffzellen in der modernen Luftfahrt
H2 Expo Hamburg	08.06.2011	Performance and operating characteristics of fuel cell systems in aircraft applications
EEEEP 2011 Orlando, Florida, (USA)	19.-22. Juli 2011	Fuel Cell Systems for a Greener Aviation
Treibstoffe bei der Bundeswehr	14.09.2011	Alternative Antriebe in der Luftfahrt
F-Cell 2011, Stuttgart	26-27.9.2011	Direct Hybridization of Fuel Cell and Li-ion battery
DLRK 2011, Bremen	27-29.9.2011	Alternative Antriebe in der Luftfahrt
International Electric Mobility Conference Exhibition for	27-28.10.2011	Fuel cell systems for mobile applications: a comparison of automotive and aeronautic system

Electric Mobility		design
MRS Spring Meeting/ Electrochemistry Group of the Royal Spanish Chemical Society (RSEQ)	9-13.4.2012	Taking off with fuel cell on board of aircraft
Aero Expo Friedrichshafen	21/22.04. 2012	BZ Integration
2nd Battery Conference, München	2012	Energy Concepts for fuel cells in Aviation
MODVAL, Sursee (Schweiz)	2-4.4.2012	Evaluation Concepts for fuel cells in Aviation
2nd Batteries Conference, München	24./25.10.2012	Energy Concepts for fuel cells in Aviation
AIAA 2013 Maryland (USA)	05.-08.01.13	Fuel Cells for Aircraft Applications I
Hannover Messe, Hannover	22.-27.04.2012	Projektvorstellung
Hydrogen and Fuel Cells, Vancouver (Kanada)	16-19.06.2013	Fuel Cell Systems for Aircraft Application & Antares DLR-H2 All-Electric Flying Testbed
SAE 2013, Brüssel (Belgien)	12.-15.7.2013	Fuel Cells for Aircraft Application
DLRK 2013, Berlin	10.09.2013	Merkmale des PEMFC-Betriebes bei Umgebungs- und Unterdruckbedingungen
Aero, Friedrichshafen	24.-27.04.2013	Fuel Cells for Aviation
Aero, Friedrichshafen	24.-27.04.2013	Antares DLR H2-testbed for Hydrogen testing
9th International Colloquium Fuels	15-17.1.2013	Studies and Experimental Data for a Fuel Cell Propulsion Module for General Aviation Airplanes
Fuel Cell Seminar	24.10.2013	Antares DLR-H2 - Flying Test Bed for Development of Aircraft Fuel Cell Systems
F-Cell Stuttgart	30.10-2.11.2013	Fuel cell and Li-ion battery direct hybridization system for aircraft applications
Hydrogen & Fuel Cells Conference 2013, Napa (USA)	12-15.7.2013	System Aspects of High Temperature PEFC Supplied with Hydrogen from Methanol-Steam Reforming
AIAA SciTech 2014 Maryland (USA)	13.-17.01.14	Fuel Cells for Aircraft Applications II
AIAA SciTech 2014 Maryland (USA)	13.-17.01.14	Antares DLR-H2 - Flying Test Bed for Development of Aircraft Fuel Cell Systems
DLRK Stuttgart	10-12.09.2014	Long Distance Flight Testing with the Fuel Cell Powered Aircraft ANTARES DLR-H2
AIRTEC 14, Frankfurt	28.10.2014	Recuperation with battery/fuel cell hybrid in the Antares DLR-H2
AIAA SciTech 2015 San Diego CA (USA)	7.1.2015	Antares DLR H2 – Test bed for electric propulsion
Fundamentals and Developments of Fuel Cells 2015,	3.2.2015	PEM fuel cells direct hybrid system in aviation

Toulouse (FR)		
Fundamentals and Developments of Fuel Cells 2015, Toulouse (FR)	5.2.2015	Optimized hydrogen fuel cell systems for MOA and all electric propulsion drivetrains
E2-Symposium Stuttgart	27.2.2015	Die Brennstoffzelle als Energiequelle für die elektrisch angetriebene Luftfahrt
E2-Symposium Stuttgart	27.2.2015	Antares H ² DLR

Tabelle 1: Übersicht erfolgter Vorträge, Workshops und Seminare