

Öffentlicher  
**Abschlussbericht**  
zum Forschungsvorhaben

„Nationales Innovationsprogramm Wasserstoff-  
und Brennstoffzellentechnologie (NIP):  
Antares H3 – Ein Flugzeug extremer Flugdauer  
mit modularem Brennstoffzellenantrieb“

Förderkennzeichen: 03BV116A  
Zuwendungsempfänger: Lange Research Aircraft GmbH  
Projektlaufzeit: 01. März 2010 – 31. Dezember 2016  
Autoren: Axel Lange (Projektleiter)  
Wilm Friedrichs  
Andor Holtsmark

Lange Research Aircraft GmbH  
Zweibrücken, 21. Juli 2017

Das diesem Bericht zugrundeliegende Vorhaben wurde mit Mitteln des Bundesministeriums für Verkehr und digitale Infrastruktur unter dem Förderkennzeichen 03BV116A gefördert. Die Verantwortung für den Inhalt dieser Veröffentlichung liegt bei den Autoren.

# Inhaltsverzeichnis

1.	Kurzdarstellung.....	1
1.1.	Aufgabenstellung .....	1
1.2.	Voraussetzungen, unter denen das Vorhaben durchgeführt wurde.....	1
1.3.	Planung und Ablauf des Vorhabens .....	2
1.4.	Wissenschaftlicher und technischer Stand, an den angeknüpft wurde .....	3
1.5.	Zusammenarbeit mit anderen Stellen.....	3
2.	Eingehende Darstellung.....	5
2.1.	Verwendung der Zuwendung und des erzielten Ergebnisses im Einzelnen, mit Gegenüberstellung der vorgegebenen Ziele .....	5
a)	Phase 1 gemäß Erstantrag .....	5
–	AP1: Gesamtauslegung der Antares H3.....	5
–	AP2: Antriebssystem.....	5
–	AP3: Strukturentwicklung und Fertigung der Strukturbauteile .....	7
b)	Phase 2 gemäß Aufstockungsantrag.....	10
–	AP1: Gesamtauslegung der Antares H3.....	10
–	AP2: Antriebssystem.....	10
–	AP3: Strukturentwicklung und Fertigung der Strukturbauteile .....	11
–	AP8: Qualifizierung von Kohlenstofffasern .....	13
2.2.	Wichtigste Positionen des zahlenmäßigen Nachweises.....	13
2.3.	Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit .....	13
2.4.	Voraussichtlicher Nutzen, insbesondere Verwertbarkeit des Ergebnisses im Sinne des fortgeschriebenen Verwertungsplans .....	14
2.5.	Während der Durchführung des Vorhabens dem ZE bekannt gewordener Fortschritt auf dem Gebiet des Vorhabens bei anderen Stellen .....	14
2.6.	Erfolgte oder geplante Veröffentlichungen des Ergebnisses .....	15

# 1. Kurzdarstellung

## 1.1. Aufgabenstellung

Die Zielsetzung des Forschungsvorhabens war die Entwicklung eines Prototypen eines unbemannten, elektrisch angetriebenen Flugzeuges mit einer extrem langen Flugdauer und hoher Reichweite. Dies wird durch die Verwendung von Brennstoffzellen mit integriertem Reformier für Dimethylether zur Erzeugung der elektrischen Energie erreicht. Der Erprobungsträger basiert auf einem bestehenden Hochleistungs-Motorsegler und soll nach Projektende als Grundlage für ein Serienprodukt dienen. Der Bedarf für ein solches Flugzeug wurde beispielsweise in den Bereichen der hoheitlichen Aufgaben, wie Küstenwache und Grenzschutz, der Erdbeobachtung und der Fernerkundung gesehen.



Abbildung 1: Antares H3 als Flugzeug mit langer Flugdauer zur maritimen Überwachung

## 1.2. Voraussetzungen, unter denen das Vorhaben durchgeführt wurde

Die Machbarkeit eines Brennstoffzellenantriebs für Flugzeuge wurde bereits mit dem Erprobungsträger Antares DLR H2, entwickelt und betrieben durch die Projektpartner, demonstriert. Auch in anderen Forschungsvorhaben wird die Brennstoffzellentechnologie weiterentwickelt. Zur Anwendung in der Luftfahrt müssen dabei spezielle Forderungen erfüllt werden. Insbesondere der Effizienz bei gleichzeitig geringer Masse, der Sicherheit und der Unterdruckfähigkeit kommen eine hohe Bedeutung zu.

Durch eine optimierte, hocheffiziente Architektur des Antriebssystems werden jedoch Vorteile gegenüber Verbrennungsantrieben erreicht, wenn eine hohe Flugdauer und Reichweite gefordert wird. Als mögliche, rein zivile, Anwendungsfälle mit diesen Anforderungen wurden hoheitliche Aufgabenstellungen, Energiesektor, Agrarwirtschaft, Kommunikation und Rundfunk,

Kameraplattform, Brandbekämpfung und Rettungswesen, Erdbeobachtung und Fernerkundung, Detektion von Verunreinigungen bei Umweltkatastrophen identifiziert.

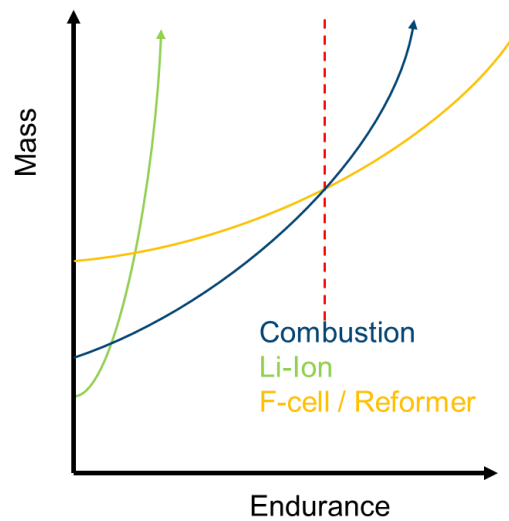


Abbildung 2: Massen für verschiedene Antriebskonzepte in Abhängigkeit von der geforderten Flugdauer. Die Massen ergeben sich aus der Masse des Antriebs und des benötigten Kraftstoffs. Für eine hohe Flugdauer bietet die Brennstoffzelle mit Reformer durch ihren hohen Wirkungsgrad Vorteile hinsichtlich der Masse.

Durch die Voruntersuchungen und -kenntnisse der Projektpartner wurden alle relevanten Aspekte für die Entwicklung des Erprobungsträgers abgedeckt. Mit dem elektrisch angetriebenen Flugzeug Antares 20E stand auch ein geeignetes, hocheffizientes Basisflugzeug zur Verfügung.

### 1.3. Planung und Ablauf des Vorhabens

Die Lange Research Aircraft GmbH (LRA) war Projektleiter und maßgeblich für die Auslegung des Gesamtsystems, die Struktur, die Bordelektronik und die Erprobung des Prototypen verantwortlich. Als Projektpartner war das DLR Institut für Technische Thermodynamik (DLR) insbesondere in der Entwicklung geeigneter Brennstoffzellen involviert.

Die ursprüngliche Projektplanung sah eine Projektlaufzeit vom 01.03.2010 bis zum 31.03.2012 (LRA) beziehungsweise 31.12.2012 (DLR) vor. Das Vorhaben wurde in sieben Arbeitspakete unterteilt:

- AP1: Gesamtauslegung der Antares H3
- AP2: Antriebssystem
- AP3: Strukturentwicklung und Fertigung der Strukturbauteile
- AP4: Erprobung der Antares H3
- AP5: Flight Management System
- AP6: Schutzrechtsanmeldungen
- AP7: Berichtserstellung

Im Laufe des Vorhabens wurde deutlich, dass die entwickelte Brennstoffzelle die erwarteten Spezifikationen in Bezug auf Masse und Wirkungsgrad nicht erfüllen wird. Dadurch wurde eine umfassende Änderung an der Auslegung des Gesamtsystems Antares H3 erforderlich. Dies hatte auch Rückwirkungen auf die Vorhabensplanung des Forschungsprojektes. Hierbei schied auch der

Projektpartner DLR aus dem Projekt aus. Die weitere Brennstoffzellenentwicklung als Ersatz für die Aktivitäten des DLR erfolgte als Unterauftrag an einen externen Entwickler.

Im Rahmen einer Aufstockung und Verlängerung wurde das

- AP8: Qualifizierung von Kohlenstofffasern

hinzugefügt, andere Arbeitsschritte wurden abgeändert oder gestrichen. Das Vorhaben wurde am 31.12.2016 abgeschlossen.

## **1.4. Wissenschaftlicher und technischer Stand, an den angeknüpft wurde**

Das Vorhaben basierte auf umfangreichen Vorarbeiten und -kenntnissen der Projektpartner. Mit der Antares DLR H2 wurde in den Jahren 2008 und 2009 durch die Projektpartner ein erstes brennstoffzellengespeistes Forschungsflugzeug entwickelt, das als weltweit erstes einen Selbststart durch Brennstoffzelle durchführte. Die dabei gewonnenen Erkenntnisse zeigten das Potential dieser Technologie für Flugzeuge mit hoher Flugdauer auf.

Im Rahmen des Luftfahrtforschungsprogramms Lufo 4 wurde desweiteren durch das DLR in Zusammenarbeit mit Airbus eine Brennstoffzellentechnologieplattform für die Luftfahrt entwickelt, die in weiteren Forschungsvorhaben eingesetzt wird.

Die Firma Lange Aviation GmbH ist Hersteller von Segelflugzeugen und stellt mit der Antares 20E ein elektrisch angetriebenes Flugzeug her, das als Basisflugzeug für den zu entwickelnden Erprobungsträger diente. Insbesondere konnten hier Strukturbauteile, Steuer- und Regelelektronik für den elektrischen Antrieb, das Batteriemanagementsystem, das Ladegerät, die Verkabelung und die Hydraulikanlage direkt oder in modifizierter Form übernommen werden. Weitere Bauteile konnten von der Antares DLR H2 übernommen werden. Durch die enge Verknüpfung und dem Austausch mit LRA stand dem Forschungsprojekt entsprechendes Erfahrung und Vorwissen in den Bereichen Flugzeug- und Strukturentwicklung sowie elektrische Antriebe zur Verfügung.

## **1.5. Zusammenarbeit mit anderen Stellen**

Die Lange Research Aircraft GmbH ist ein „Spin-Off“ der Lange Aviation GmbH mit dem Ziel die Forschungs- und Entwicklungstätigkeiten im Bereich brennstoffzellengespeister Flugzeuge voranzutreiben. Die Lange Aviation GmbH ist daher eng mit der LRA verbunden und besitzt umfangreiche Erfahrung und Kompetenzen im Segelflugzeugbau, der Strukturentwicklung und im Bereich elektrischer Flugantriebe, die auch durch personellen Austausch dem Projektleiter LRA zur Verfügung standen. Der Austausch und entsprechende finanzielle Gegenleistung zwischen beiden Firmen ist vertraglich geregelt. Die Unternehmen weisen einen unterschiedlichen Gesellschafterkreis auf und haben unterschiedliche Geschäftsziele. Sie sind keine verbundenen Unternehmen.

Der LRA steht ein umfangreiches Netzwerk an externen Experten zu verschiedenen Themen zur Verfügung, um die vielfältigen Entwicklungsaufgaben auf hohem Niveau durchführen zu können. Unter anderem betrifft dies die Themen elektrische Antriebstechnik, Sicherheitstechnik und Flugmechanik, Aerodynamik, Softwareentwicklung und Propellerauslegung.

Weiterhin ist die LRA in mehreren Forschungsvorhaben, gefördert durch die Europäische Kommission, aktiv, um die Elektronik und Software für das Forschungsflugzeug weiterzuentwickeln:

- **eDAS: efficiency powered by smart Design, meaningful Architecture, connected Systems (Project ID 608770):**

Um den Hauptcomputer (CCU) der Antares H3 zulassungsfähig zu machen, muss die Hardware zumindest teilweise Großluftfahrt-Standards genügen. Im Forschungsprogramm eDAS wird eine Hardware zum Einsatz in automobilen Applikationen entwickelt, die kostengünstig ist und deren Qualitätsanspruch sehr hoch ist. Ergänzend hierzu wird in der Luftfahrt ein Fokus auf ein „fail-operational“ Ausfallverhalten durch Redundanz gesetzt.

Durch das Mitwirken im Projekt können bei der Definition der Hauptrechner-Plattform die speziellen Anforderungen im Luftfahrtbereich berücksichtigt werden, bei der Umsetzung Unterstützung geleistet und dann später in Labor- und Feldversuchen die grundsätzliche Eignung und die Zulassungsfähigkeit für Luftfahrtanwendungen erprobt werden.

- **3Ccar: Integrated Components for Complexity Control in affordable electrified cars, Teilvorhaben „Übertragung automobiler Integrierte Elektroniksysteme in eine Luftfahrtanwendung“ (Project ID 662192):**

Die Brennstoffzellensysteme der Antares H3 benötigen eine elektronische Peripherie, die eine ausreichende Zuverlässigkeit aufweist. Weiterhin soll diese für die Anwendung leichter, günstiger in der Anschaffung und Instandhaltung werden und die Wirkungsgrade gesteigert werden. Im Rahmen des 3Ccar Vorhabens ergibt sich mit dieser Aufgabenstellung eine erhebliche Überdeckung mit den (automobilgetriebenen) Zielen des Vorhabens insgesamt.

Größere Synergieeffekte werden durch die Anwendung von in der Luftfahrt üblichen Architekturlösungen zur Steigerung der Ausfallsicherheit auch auf Teilbereiche der automobilen Anwendung erwartet. Dies betrifft insbesondere die Umstellung des Ausfallverhaltens von fail-safe auf fail-operational.

- **AMASS: Architecture-driven, Multi-concern and Seamless Assurance and Certification of Cyber-Physical Systems (Project ID 692474):**

Ziel der Teilnahme am Vorhaben ist die Erforschung zur sicheren Zertifizierung eines cyber-physikalischen Systems in der Luftfahrt. Insbesondere werden Fallstudien zur Bewertung eines solchen Systems für die Energieversorgung an Bord durchgeführt.

Eine Zertifizierung der Software und der Softwarestruktur der Antriebssteuerung späterer Serienprodukte soll mit den Erkenntnissen aus dem AMASS Vorhaben wesentlich vereinfacht werden.

## **2. Eingehende Darstellung**

### **2.1. Verwendung der Zuwendung und des erzielten Ergebnisses im Einzelnen, mit Gegenüberstellung der vorgegebenen Ziele**

Die beiden Forschungspartner arbeiteten parallel an zwei verschiedenen, wesentlichen Aspekten des Projektes, der Entwicklung des Brennstoffzellensystems (DLR) und des Gesamtflugzeuges (LRA). Durch die gegenseitige Abhängigkeit der Arbeitspakete voneinander, basierten die Arbeiten auf bei Projektbeginn festgelegten Spezifikationen und Zielwerten für die Systeme und Komponenten.

Der Kooperationspartner DLR teilte im Verlaufe des Projektes mit, dass mit einer deutlichen Erhöhung der Brennstoffzellensystemmasse gegenüber der projektierten Maximalmasse zu rechnen sei. Die Erhöhung wurde mit circa 45% der projektierten Maximalmasse angegeben, eine signifikante Massenreduktion wurde nicht erreicht. Weiterhin würde auch der Wirkungsgrad des Brennstoffzellen-Reformersystems niedriger als erwartet ausfallen. Daraus würde eine größere mitzuführende Reformerkraftstoffmenge resultieren, wenn die projektierte Gesamtflugdauer erreicht werden soll.

Durch das deutliche Zurückbleiben der vom Projektpartner DLR zu entwickelnden Brennstoffzellen hinter den erwarteten Spezifikationen im Projektverlauf und die dadurch deutlich erhöhten Massen, wurde während der Laufzeit eine angepasste Neuauslegung des Gesamtsystems Antares H3 notwendig. Ein entsprechender Verlängerungs- und Aufstockungsantrag wurde positiv beschieden, das DLR schied als Projektpartner aus. Daher kann die Arbeit im Projekt in zwei Phasen aufgeteilt werden, entsprechend Erstantrag und Aufstockung.

Im Folgenden werden die Ergebnisse beider Phasen, weiter unterteilt nach den Arbeitspaketen, beschrieben. Organisatorische oder durch die Verzögerungen nicht bearbeitete Arbeitspakete werden dabei der Übersichtlichkeit halber in diesem Bericht ausgelassen.

#### **a) Phase 1 gemäß Erstantrag**

##### **– AP1: Gesamtauslegung der Antares H3**

Die Gesamtauslegung wurde entsprechend der avisierten Spezifikationen der einzelnen Komponenten abgeschlossen. Das Flugzeug basiert auf dem elektrisch angetriebenen Segelflugzeug Antares 20E. Zahlreiche Modifikationen waren notwendig, unter anderem erhöht sich die Masse deutlich und die Spannweite wurde auf 23 m erhöht. Zur Aufnahme des Brennstoffzellensystems und des Kraftstoffs wurden vier Aussenlastbehälter unterhalb der Tragflächen vorgesehen. Die flugmechanische Auslegung wurde, basierend auf den spezifizierten Zielwerten für das Antriebssystem, frühzeitig abgeschlossen.

Zusätzlich zu den anfänglich definierten Arbeitsinhalten konnte durch die neuartige Gestaltung des Rumpf-Tragflügelübergangs eine weitere Verbesserung der Aerodynamik des Flugzeugs und damit eine weitere Reduzierung des Leistungsbedarfs im Fluge erreicht werden.

##### **– AP2: Antriebssystem**

Die Vorentwicklung des Antriebsmotors wurde, basierend auf den avisierten Spezifikationen des Brennstoffzellensystems und des Flugzeugs, in der ersten Projektphase weitestgehend abgeschlossen. Es wurde ein Konzept mit einem durch einen Elektromotor angetriebenen Druckpropellers am Leitwerk gewählt.



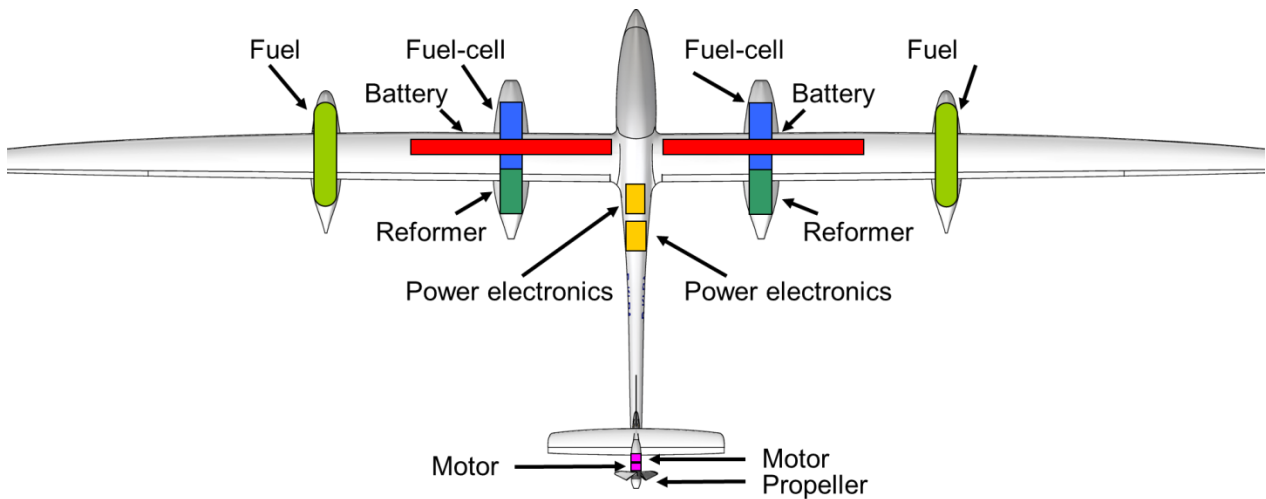


Abbildung 3: Übersicht über das gewählte Konzept des Antriebssystems

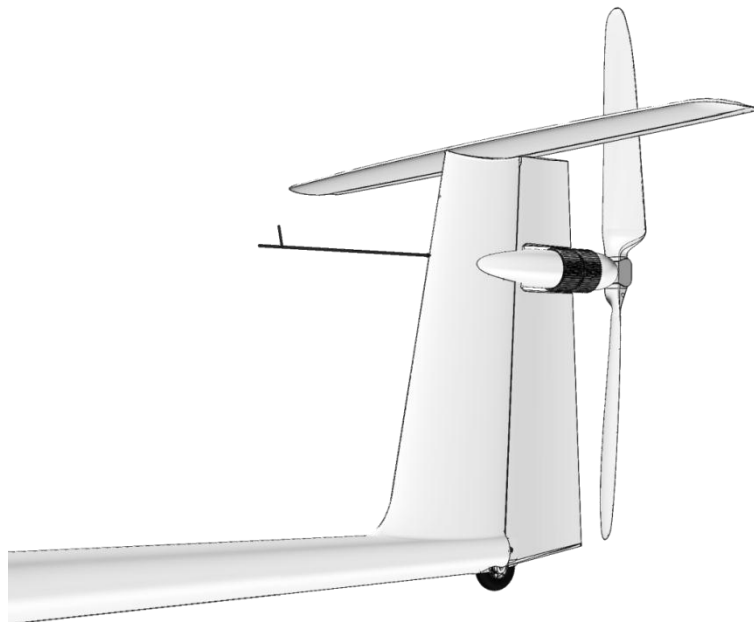


Abbildung 4: Propellerauslegung und Integration des Propellers in das Seitenleitwerk

Umfangreiche Auslegungsarbeiten für die Antriebsmotoren der Antares H3 wurden durch einen Unterauftragnehmer geleistet. Zunächst wurden die Auslegungskonzepte eines Doppel-Glockenankermotors ohne Getriebe, eines Innenläufermotors mit Doppelwicklung und Getriebe und von zwei Innenläufermotoren auf einer Welle mit Getriebe ausführlich untersucht und die Ergebnisse gegenübergestellt. Die Wahl fiel auf die Lösung mit zwei Innenläufermotoren auf einer Antriebswelle mit Getriebe.

Ein Lastenheft zur Propellerauslegung wurde erstellt und umfangreiche Studien zur Propellerauslegung angefertigt. Anhand der im weiteren Verlauf noch festzusetzenden Maximalleistung war es möglich aus den vorliegenden Daten kurzfristig den endgültigen Propeller abzuleiten und zu fertigen.

Bei der Leistungselektronik wurde auf eine bereits vorhandene Leistungselektronik zurückgegriffen. Es mussten dort Anpassungen bezüglich Spannungslage und maximaler Leistung vorgenommen werden. Das System wurde für Hybridbetrieb, das heißt Betrieb mit Brennstoffzelle und

zusätzlicher Batterie, ausgelegt. Für das Batteriemodul wurde eine Strom- und Temperaturmessung entwickelt.

Die vorhandene elektronische Baugruppe BVM zur Steuerung von Wasserballast und Batteriebelüftung wurde umfangreich zur Baugruppe BVM2 erweitert, damit neben der Batteriebelüftung auch die Ventile der Methanoltanks angesteuert werden können. Weiterhin ist das Modul nun auch in der Lage, einen großen Servomotor zur Bewegung der bereits vorhandenen Steuerflächen im Außenflügel nach dem Spoileron-Prinzip ansteuern zu können. Die Baugruppe wurde entwickelt, gefertigt und umfangreich getestet. Die Entwicklung wurde abgeschlossen und die Baugruppe ist zulassungsfähig.

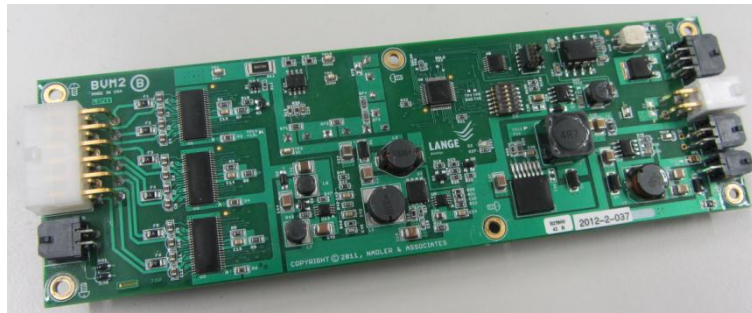


Abbildung 5: Elektronische Baugruppe BVM 2

Die geplante notwendige Überarbeitung der Hauptrechnerplatine wurde im Arbeitsumfang erheblich erweitert und deshalb in diesem Forschungsvorhaben gestrichen. Die Arbeiten, beziehungsweise eine Neuentwicklung des gesamten Hauptrechners, erfolgten stattdessen im Rahmen des europäischen Fördervorhabens eDAS.

Die Software der Antares 20E, die als Grundlage für die Antares H3 dient, wurde umfangreich dokumentiert und nach dem Großluftfahrt-Standard DO 178 von der europäischen Luftfahrtbehörde EASA zugelassen.

### – AP3: Strukturentwicklung und Fertigung der Strukturbauteile

Es wurden umfangreiche Untersuchungen zum aeroelastischen Verhalten der Gesamtstruktur durchgeführt. Dazu wurde unter anderem ein Computerprogramm zur Vorhersage erstellt, das auf einem analytischen Verfahren basiert und auf Basis der Messergebnisse des Standschwingversuchs der Antares 20E validiert wurde.

Die Tragfläche der Antares H3 basiert auf der der Antares 20E, die Spannweite wurde hierbei jedoch auf 23 m erhöht. Die aerodynamische Auslegung der Tragfläche konnte bereits im ersten Jahr der Projektlaufzeit abgeschlossen werden. Die Tragflächenstruktur wurde basierend auf einer Lastermittlung für die avisierten Massen des Antriebssystems ausgelegt und die Außentragflächenteilung, der Hauptholm, die Tragflächenteilung zum Rumpf, die Steuerung, der Schwingungstilger und die Anbindung der Außenlastbehälter für die Brennstoffzellensysteme konstruiert. Auch die Batterieführungen in den Tragflächen wurden modifiziert.

Die Strukturauslegung der Tragfläche wurde auf Basis üblicherweise im Flugzeugbau Verwendung findenden Kohlenstofffasern durchgeführt. Fertigungsunterlagen und -zeichnungen wurden erstellt und die Ergänzungen und Modifikationen der bestehenden Tragflächenformen vollumfänglich durchgeführt. Die Fertigung der Hauptholmgurtformen wurde abgeschlossen, ebenso wurden die Stegformen gefertigt.



Abbildung 6: Eine von 4 Tragflächenformen für die Antares H3



Abbildung 7: Eine von zwei Hauptholgurtformen für die Antares H3



Abbildung 8: Satz Formen für die rechte und die linke Außentragflächenteilung

Im Zuge der Gesamtauslegung der Antares H3 wurde ersichtlich, dass die Seitenruderwirksamkeit aufgrund der im Vergleich zur Antares 20E hohen Massen und Massenträgheiten gesteigert werden musste. Deshalb wurde das Seitenleitwerk in der Höhe erheblich vergrößert und ein angepasstes Seitenleitwerksprofil entwickelt. Weiterhin wurde eine angepasste Seitenruderstrukturauslegung

durchgeführt und Konstruktionszeichnungen des neuen Seitenruders erstellt. Es wurden neue Formen für die Seitenleitwerkssektion gefräst und an die vorhandene Rumpfform angesetzt. Es wurden ebenfalls neue vergrößerte Seitenruderformen gefertigt. Für beide Teile des Seitenleitwerks wurden die Formen für die Einbauteile gefertigt.



Abbildung 9: Neue Formen für die Seitenleitwerkssektion an vorhandener Rumpfform angesetzt

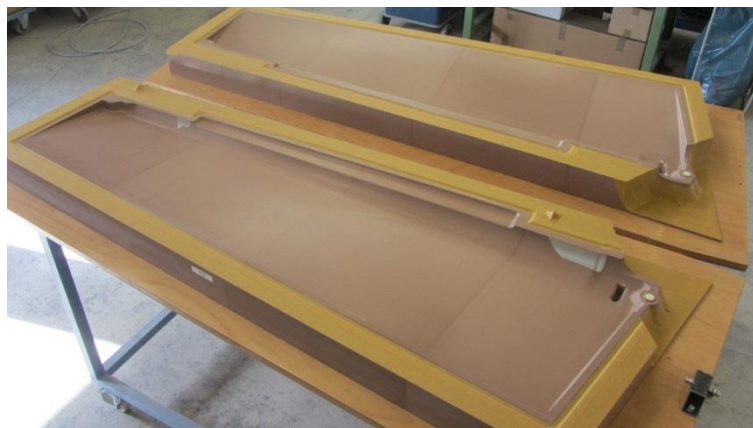


Abbildung 10: Neue Seitenruderformen

Die Lastermittlung für das Höhenleitwerk wurde durchgeführt und basierend hierauf das Höhenruder gefertigt.

Verwendbare Formen für die inneren Aussenlastbehälter waren bereits aus dem Projekt Antares DLR H2 vorhanden. Die aerodynamische Auslegung der äußeren Aussenlastbehälter wurde darauf basierend bearbeitet und die grundlegende Tragstruktur entwickelt. Für eine detaillierte strukturelle



Integration der Brennstoffzellensysteme musste die Entwicklung der Brennstoffzellensysteme abgewartet werden. Die Fertigung der beiden Großformen für die äußeren Außenlastbehälter wurde durchgeführt, ebenso die Fertigung der Formen für die grundlegende Tragstruktur.

Die Lastermittlung für den Rumpf der Antares H3 Rumpfes sowie das Hauptfahrwerk wurde abschließend bearbeitet.

## b) Phase 2 gemäß Aufstockungsantrag

### – AP1: Gesamtauslegung der Antares H3

Die Auslegung wurde grundlegend überarbeitet, insbesondere im Hinblick auf die neue Antriebsarchitektur und die erhöhte Masse des Brennstoffzellensystems. Es wurde ein Konzept mit sechs elektrisch angetriebenen Druckpropellern oberhalb der Tragfläche gewählt. Dieses bietet große Vorteile in Bezug auf die Ausfallwahrscheinlichkeit. Das System ist mehrfach redundant.

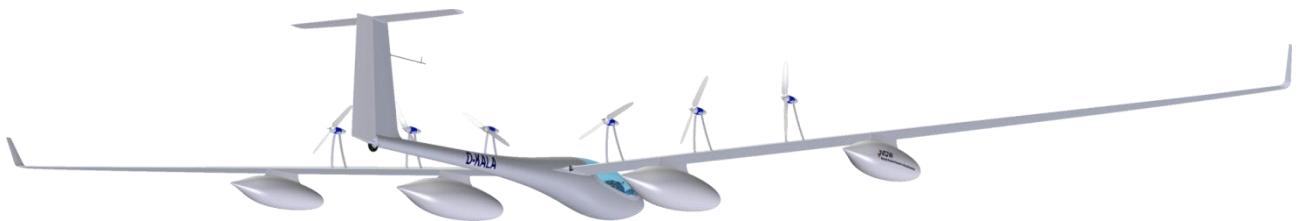


Abbildung 11: Überarbeitete Gesamtauslegung der Antares H3 mit sechs Propellern oberhalb der Tragfläche

### – AP2: Antriebssystem

Durch die im Projektverlauf erkannte Massenerhöhung der Brennstoffzellen und der daraus resultierenden Versteifung der Strukturen, die ebenfalls eine Massenerhöhung bringen, musste die Antriebsmotorenleistung erhöht werden. Dies war mit vertretbarem Aufwand realisierbar.

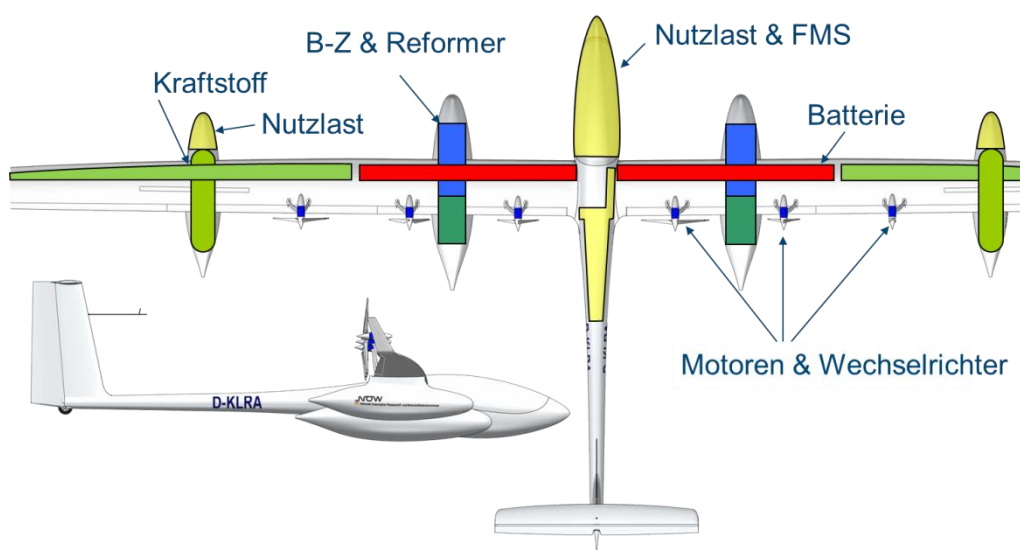


Abbildung 12: Überarbeitete Auslegung des Antriebssystems der Antares H3

Die Systemarchitektur des gesamten Antriebssystems wurde überarbeitet und an die Modifikationen des Brennstoffzellensystems angepasst. Die Systemauslegung für ein System mit je 6 parallelen Motoren, Wechselrichtern, Brennstoffzellen und Gleichstromwandlern wurde durchgeführt. Eine signifikante Erhöhung der Ausfallwahrscheinlichkeit konnte durch Verwendung redundanter Systeme erreicht werden.

Die Brennstoffzelle wird durch einen Auftragnehmer unter Begleitung von LRA weiterentwickelt. Die Systemanforderungen und die Integration in das elektrische und das Hochstromsystem wurden definiert.

Die elektrische und elektronische Antriebsarchitektur wurde detailliert ausgearbeitet. Das Hauptrechnersystem wurde aus Sicherheitsgründen auf ein zweifach redundantes System mit entsprechend angepasster Software umgestellt.

### – AP3: Strukturentwicklung und Fertigung der Strukturbauteile

Da die Brennstoffzellen unterhalb der Tragflächen in Außenlastbehältern integriert sind, hat die im Verlauf des Vorhabens avisierte erhöhte Masse dieser einen ganz erheblichen Einfluss auf das aeroelastische Verhalten der Tragfläche. Die Torsionsfrequenz der Tragfläche insgesamt wird durch die erhöhten Massen im Außenlastbehälter stark reduziert.

Diese Beanspruchung können vom ursprünglich vorgesehenen Strukturdesign nicht mehr aufgenommen werden. Deshalb wurde intensiv an der Ermittlung der zu erwartenden Lasten insbesondere auch der aeroelastischen Beanspruchungen, der Optimierung der Konstruktion und der Werkstoffauswahl gearbeitet. Durch intensive Untersuchung der aeroelastischen Vorgänge und der Ausarbeitung diverser strukturverbessernder Maßnahmen wurde eine Lösung gefunden die erhöhten Massen mitzuführen und die erhöhten Beanspruchungen der Tragflächen aufzunehmen.

Das aeroelastische Verhalten eines Flugzeugs beschreibt physikalische Vorgänge, wenn aerodynamische Lasten mit den elastomechanischen Kräften und Verformungen der Struktur wechselwirken. In diesem Fall lag der Schwerpunkt dieser Untersuchungen darauf, die Eigenschwingfrequenzen des Flugzeugs und insbesondere der Tragfläche soweit voneinander zu trennen, dass diese nicht im Flug miteinander koppeln können und so das Flugzeug in kürzester Zeit durch Schwingungen zerstören. In diesem Zusammenhang ist es wichtig, die Torsionsfrequenz der Tragflächen nicht zu weit abzusenken, so dass eine Kopplung mit der 'niedrigen' Biegefrequenz der Tragflächen entstehen kann.

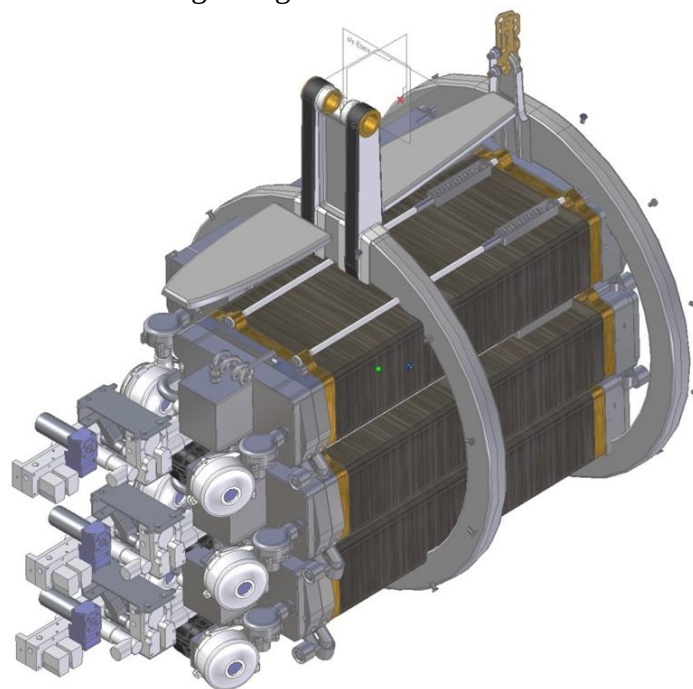
Es wurde ein Computerprogramm zur aeroelastischen Vorhersage erstellt. Mit Hilfe des Programms wurden die optimalen Aufhängungspunkte für die Außenlastbehälter und die Gesamtsteifigkeit der Tragflächen ermittelt. Der Holm, die Tragflächenschale und die Steuerflächen wurden unter strukturellen, aeroelastischen und wirtschaftlichen Gesichtspunkten vordimensioniert. Es konnten für wesentliche Probleme der Tragflächenauslegung mit „überschweren“ Außenlastbehältern Lösungen aufgezeigt werden, jedoch nicht bei Verwendung der in der Luftfahrt üblichen Kohlenstofffaser. Es wurden geeignete Kohlenstofffasern identifiziert, die eine deutlich gesteigerte Steifigkeit aufweisen und die gestellten Anforderungen erfüllen. Die Verwendung dieser Fasern erforderte aber bei der Entwicklung und dem Bau aller Flugzeugstrukturen einen deutlich gesteigerten Aufwand. Weiterhin musste der Hauptholmwerkstoff für höhere Festigkeitswerte qualifiziert werden. Von besonderer Bedeutung ist auch die Reduzierung der Ruderrücklastigkeiten, wozu Bauteilversuche notwendig waren.

Allerdings zeigte sich auch die starke Sensitivität des aeroelastischen Verhaltens des Flugzeugs auf einzelne Einflussfaktoren, wie z.B. die exakte Positionierung der Außenlastbehälter. Es wurde

daher beschlossen, zunächst ein Flugzeug für leichtere Brennstoffzellen ohne Reformer zu fertigen und mit Hilfe der gewonnenen Erkenntnisse strukturelle Verbesserungen bis hin zur Fertigung verbesserter Großbauteile vorzunehmen, um auch die schwereren Brennstoffzellen mit Reformer integrieren zu können.

Die abgesenkte Effizienz hat ebenfalls einen erheblichen Massenzuwachs zur Folge. Soll die vorgegebene maximale Flugzeit eingehalten werden, so erhöht sich die benötigte Reformer-Kraftstoffmasse erheblich, oder die erreichbare Flugdauer reduziert sich entsprechend. Der Reformer-Kraftstoff ist ebenfalls in Außenlastbehältern unter der Tragfläche angeordnet, so dass sich die gleiche aeroelastische Problematik wie bei den Brennstoffzellen ergibt. Die umfangreichen Marktuntersuchungen zeigen aber, dass eine geringfügige Reduzierung der Flugdauer die Marktakzeptanz im noch hinnehmbaren Maße einschränken wird und nicht bedenklich ist.

Die konstruktive Integration der Brennstoffzellen in die Außenlastbehälter wurde abgeschlossen und große Teile der Behälterstruktur gefertigt.



*Abbildung 13: Integration der Brennstoffzellen in die Außenlastbehälter*

Die Rumpfstruktur wurde auf die Verwendung von Hochmodul-Kohlenstofffasern angepasst und einzelne Komponenten gefertigt. Besondere Beachtung muss bei der Verwendung von Hochmodulfasern durch die hohen Steifigkeiten den Klebeverbindungen zwischen Bauteilen geschenkt werden. Es wurden verschiedene Harzsysteme zur Fertigung der Rumpf- und Tragflächenstruktur identifiziert und anhand Fertigungsversuchen auf ihre Eignung getestet.

Bedingt durch den Anwendungszweck mit langer Flugdauer wurde die Notwendigkeit eines strukturellen Blitzschutzsystems zum Durchflug schlechteren Wetters festgestellt und mögliche Ausführungen untersucht.

Durch die Erhöhung der maximalen Flugmasse waren die bisher vorgesehenen Fahrwerke, übernommen aus der Antares 23E Baureihe, nicht mehr ausreichend tragfähig. Eine Überarbeitung mit entsprechender struktureller Verstärkung wurde durchgeführt.

## – AP8: Qualifizierung von Kohlenstofffasern

Es werden zum einen neue Hochmodul-Kohlenstofffasern für die Verwendung in der Antares H3 qualifiziert und zum anderen bereits in Verwendung befindliche, hochfeste Kohlenstofffasern, auf höhere Festigkeitswerte zugelassen.

Wie im Verlauf des Vorhabens festgestellt wurde ist der Einsatz von Hochmodul-Kohlenstofffasern in der Tragflächenschale und der Rumpfschale notwendig, um aeroelastische Probleme durch die erhöhte Masse der Brennstoffzellen zu vermeiden. Zu dem Zeitpunkt waren keine Hochmodul-Kohlenstofffasern für die Verwendung in einem Flugzeug der Antares H3 Klasse qualifiziert. Dafür musste der Nachweis der Dauerfestigkeit der Hochmodul-Kohlenstofffaser geführt und auch Festigkeitskennwerte, die zur Zulassung herangezogen werden, ermittelt werden.

Die Qualifizierung wird in enger Zusammenarbeit mit der Bundesanstalt für Materialforschung und -prüfung (BAM) durchgeführt. Zunächst wurden aus einer bereits getroffenen Vorauswahl verschiedene Fasern ausgewählt. Versuchsreihen zur Sicherstellung der benötigten Verarbeitungsqualität werden durchgeführt. Im Folgenden werden mit Hilfe standardisierter Materialproben die tatsächlichen Festigkeitswerte der Faser im Faserverbund ermittelt.

### **2.2. Wichtigste Positionen des zahlenmäßigen Nachweises**

Der durch die erhöhte Masse der Brennstoffzellen benötigte Mehraufwand zur Entwicklung der Antares H3 spiegelt sich in den entstandenen Kosten wieder. Ein Großteil hiervon sind Personalkosten, die für die Entwicklung und Überarbeitung des komplexen Systems und aller Komponenten notwendig waren.

Weitere wichtige Positionen sind Forschungs- und Entwicklungs-Fremdleistungen. Hier sind insbesondere die Entwicklung des Brennstoffzellensystems sowie die Entwicklungsarbeiten und Beratung bei der Auslegung von Motor, Propeller und der Aerodynamik verschiedener Komponenten zu nennen. Ebenso wurden verschiedene Testreihen und Fertigungsversuche durchgeführt.

Des Weiteren fielen noch nennenswerte sonstige unmittelbare Vorhabenskosten zur Fertigung und Vorbereitung von Formen und Vorrichtungen sowie von Bauteilen an.

### **2.3. Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit**

Ursprünglich wurde das Forschungsprojekt mit einem Beginn am 01.03.2010 und einem Abschluss am 31.03.2012 (LRA) beziehungsweise 31.12.2012 (DLR) geplant. Die unterschiedlichen Projektlaufzeiten resultierten dabei aus den unterschiedlichen Aufgabenstellungen und Zielen der beiden Projektpartner.

Die geplanten Termine, die im Antrag auf Zuwendung von Bundesmitteln angegeben werden, konnten nicht eingehalten werden. Die Angaben des Antrags gingen von einem Vorhabensbeginn am 01.03.2010 aus. Der Antrag wurde mit Zuwendungsbescheid vom 18.11.2010 positiv beschieden, bei einem vorzeitigen Vorhabensbeginn. Aus wirtschaftlichen Gründen wurde deshalb das Vorhaben nicht in dem Maße wie geplant vorangetrieben. Der Projektpartner DLR erhielt den positiven Zuwendungsbescheid Ende 2011 und begann auf eigenes Risiko mit dem Vorhaben. Die Aussichten zur Erreichung der Vorhabensziele veränderten sich durch diese Verzögerungen nicht wesentlich, jedoch wurde bereits früh von einer nötigen Verlängerung der Projektlaufzeit ausgegangen.



Aufgrund der durch den Projektpartner festgestellten Massenzunahme und schlechteren Wirkungsgrad der Brennstoffzellen im Vergleich zu den vorgegebenen Zielwerten und den daraus resultierenden erhöhten Strukturanforderungen, ergab sich insbesondere in den Bereichen Brennstoffzelle (DLR), Systemintegration (LRA) als auch Trägerstrukturentwicklung (LRA) ein erhöhter Arbeitsbedarf. Eine neue Auslegung beziehungsweise Modifikation des Gesamtsystems und einzelner Komponenten wurde erforderlich. Die Aussichten zur Erreichung der Vorhabensziele wurden als leicht negativ verändert bewertet, eine Gefährdung des Gesamtvorhabens insgesamt wurde jedoch nicht gesehen.

Eine Verlängerung der Projektlaufzeit wurde vom Projektträger befürwortet. Um den erhöhten Arbeitsbedarf durch die Nichterfüllung der Pflichtenheft-Spezifikation der Brennstoffzellen abzudecken wurde ein Aufstockungsantrag gestellt und die Projektplanung überarbeitet.

Der Aufstockungsantrag wurde im November 2014 gestellt, nach Ausscheiden des Projektpartners DLR wurde ein überarbeiteter Antrag im Mai 2015 eingereicht. Das Vorhaben wurde am 31.12.2016 abgeschlossen. Die Vorhabensziele konnten durch die Verzögerungen und die notwendigen Planungsänderungen und dadurch entstandenen Mehrarbeit während der Laufzeit nicht in vollem Umfang erreicht werden und werden auch nach Förderprojektende weiterhin durch LRA verfolgt.

## **2.4. Voraussichtlicher Nutzen, insbesondere Verwertbarkeit des Ergebnisses im Sinne des fortgeschriebenen Verwertungsplans**

Es wurden bereits zu Projektbeginn intensive Gespräche mit potentiellen Anwendern über die Verwertung der Antares H3 in hoheitlichen Aufgabenstellungen, wie Grenzüberwachung, Küstenschutz und Überwachung von Schiffsverkehr geführt. Eine Verwertung der Projektergebnisse nach anschließender vollständiger Produktentwicklung wurde von beiden Seiten als realistisch eingeschätzt.

Trotz der Verzögerung des Projektes bestehen die sehr guten Erfolgsaussichten nach Projektende nach wie vor. Es wurden projektbegleitend Marktstudien durchgeführt, die einen gleichbleibend hohen Bedarf an Flugzeugen dieses Anforderungsprofils sehen. Im Vergleich zu allen bekannten Mitbewerbern besitzt die Antares H3 Alleinstellungsmerkmale im Bereich Zuverlässigkeit, Flugdauer und Betriebskosten.

## **2.5. Während der Durchführung des Vorhabens dem ZE bekannt gewordener Fortschritt auf dem Gebiet des Vorhabens bei anderen Stellen**

Der viersitzige Erprobungsträger für Brennstoffzellen HY4 wurde während der Projektlaufzeit entwickelt. Im Gegensatz zu der bei der Antares H3 verfolgten Zielsetzung der hohen Effizienz bei langer Flugdauer werden mit diesem Flugzeug jedoch nur kurze Flugzeiten ermöglicht. Die zukünftige Entwicklung zielt nach Aussage der Projektleitung des DLR hier auf den Einsatz in Regionalflugzeugen.

Im avisierten Zielmarkt für den Einsatz eines späteren Serienproduktes gab es während der Projektlaufzeit deutliche Veränderungen. Insbesondere der Bereich der unbemannten Flugzeuge entwickelt sich rasant. Dies wird auch positive Auswirkungen auf die Ausrüstung der Antares H3 haben, da beispielsweise Systeme für autonome Flugführung und Satellitenkommunikation

weiterentwickelt wurden und zur Verfügung stehen. Auch bezüglich Fragen zur Zulassung unbemannter Flugzeuge und ihrer Integration in den Luftraum werden Lösungen erarbeitet.

## **2.6. Erfolgte oder geplante Veröffentlichungen des Ergebnisses**

Geplant ist die Veröffentlichung der Ergebnisse in Form des vorliegenden Schlussberichtes. Darüber hinaus wurde der jeweils aktuelle Stand auf zwei Fachkonferenzen präsentiert:

- *Beating combustion - designing competitive electric aircraft*. Lange, A.; Holtsmark, A., Electric & Hybrid Aerospace Technology Symposium, Bremen, November 2015
- *Safe and Silent - the distributed propulsion architecture of the Antares-H3*. Lange, A.; Holtsmark, A., Electric & Hybrid Aerospace Technology Symposium, Köln, November 2016

Auch in Zukunft sollen die Projektergebnisse und die weitere Entwicklung auf Fachkonferenzen und potentiellen Nutzern des Serienproduktes vorgestellt werden.

Der interessierten Öffentlichkeit wurde das Projekt Antares H3 mit einer Ausstellung auf der Internationalen Fachmesse für Allgemeine Luftfahrt „Aero“ vom 05. bis 08. April 2017 in Friedrichshafen präsentiert.