

FFS – FORTSCHRITTLICHE FLUGZEUGSTRUKTUREN: ÜBERSICHT ÜBER DIE 5. PHASE DES LEITPROJEKTES ZUR ERSCHLIEßUNG NEUER TECHNOLOGIEN FÜR COMPOSITE STRUKTUREN FÜR ZUKÜNFTIGE, MILITÄRISCHE FLUGZEUGPLATTFORMEN

M. Calomfirescu, H. Zippold, E. Mennle,
Airbus Defence and Space GmbH, Military Aircraft, Manching, Deutschland

M. Hanke
DLR, Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik, Braunschweig, Deutschland

W. Dudenhausen
DLR, Institut für Bauweisen und Strukturtechnologie, Stuttgart, Deutschland

U. Christ
Wehrwissenschaftliches Institut für Werk- und Betriebsstoffe, Erding, Deutschland

F. Nitschke
Airbus Group Innovations, Ottobrunn, Deutschland

Zusammenfassung

Für zukünftige militärische Flugzeugplattformen ergeben sich neue Herausforderungen aus umfangreich erweiterten Missionsanforderungen und aus den dafür aufzubauenden neuen Anforderungen an die Flugzeugstruktur. Dieser Beitrag gibt einen Überblick über die Ziele und den Status der 5. Phase des Leitprojektes „Fortschrittliche Flugzeugstrukturen“. Einer der Schwerpunkte der Aktivitäten liegt im Bereich des strukturellen Klebens als Fügetechnologie in der Fertigung. Themen wie fortschrittliche Berechnungsmethoden, sichere und robuste Fertigungsprozesse inkl. Oberflächenvorbehandlung und zulassungsrelevante Themen werden hier bearbeitet. Ein durch Secondary Bonding gefügter Flugdemonstrator am Beispiel einer Luftbremse wird dabei entwickelt. Einen weiteren Schwerpunkt im FFS – Leitprojekt stellt die Entwicklung fortschrittlicher Faserverbundstrukturen mit Leichtbau-, Schlagfestigkeit- und elektromagnetischer Transparenzfunktionalität dar. Ein dritter Schwerpunkt liegt im Bereich der Entwicklung von Flugzeugschächten die während des Flugs im hohen Unterschall-Machzahlbereich öffnen. Solche Schächte werden maßgeblich durch Lastfälle dimensioniert, die aus der instationären Strömung in der offenen Kavität resultieren (so genannte „Schallermüdung“). Erweiterte Analysemethoden und –tools werden dabei entwickelt und experimentell validiert. Darüber hinaus werden in FFS fortschrittliche Reparaturmethoden und –prozesse für Faserverbundstrukturen unter Nutzung des strukturellen Klebens erschlossen. Robotergestützte Schäftprozesse zur Entfernung geschädigter Strukturbereiche werden untersucht und experimentell an relevanten Strukturen erprobt. Erweiterte Structural Health Monitoring Ansätze unter Nutzung der Lamb Wellen Technologie zur Detektion von Strukturschäden sind ebenfalls ein Aspekt, der im Rahmen von FFS betrachtet wird. Dabei liegt der Untersuchungsschwerpunkt auf Strukturintegrationsaspekten bzgl. Kontaktierung und Verkabelung bis hin zur drahtlosen Übertragung von Messsignalen.

In dem gemeinsamen Leitprojekt FFS sind das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt mit den Standorten Braunschweig und Stuttgart, das Wehrwissenschaftliche Institut für Werk- und Betriebsstoffe in Erding und Airbus Group Innovations in Ottobrunn, sowie Airbus Defence and Space am Standort Manching beteiligt. Die Projektleitung wird von Airbus am militärischen Luftfahrtzentrum Manching wahrgenommen.

Im Rahmen des diesjährigen Kongresses für Luft- und Raumfahrttechnik sollen sechs ausgewählte Beiträge aus dem Leitprojekt FFS im Rahmen einer gemeinsamen Session vorgestellt werden. Dieser Beitrag soll hierzu – als Einleitung – einen Überblick über das Leitprojekt vermitteln.

1. DAS NATIONALE TECHNOLOGIE LEITPROJEKT FFS

Mitte der 90er Jahre wurden eine Reihe von Leitkonzept-Programmen ins Leben gerufen mit dem Ziel Forschungsaufgaben der damaligen Daimler Benz Aerospace AG (Militärflugzeuge), der Deutschen Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt e.V. und der Daimler Benz AG (Forschung und Technik) auf gemeinsame, am Markt orientierte Ziele auszurichten.

Durch eine Technologie kann eine Industrie in der Regel nur dann einen Konkurrenzvorteil erzielen, wenn sie deren Marktpotential bereits im Schrittmachertechnologiestadium erkennt und die Technologie unter Nutzung der zur Verfügung stehenden Ressourcen marktorientiert zu einer Schlüsseltechnologie entwickelt. Die Leitkonzepte wurden installiert, um genau dies zu erreichen.

Eines dieser Leitkonzepte, das auch fast 20 Jahre (BILD 1) nach seiner Entstehung weiterhin besteht und erfolgreich ist, ist das Leitprojekt „Fortschrittliche Flugzeugstrukturen“, abgekürzt FFS. Wie aus BILD 1 ersichtlich, verlief das Projekt in verschiedenen, jeweils rund drei Jahre umfassenden Phasen, deren Schwerpunkte den aktuellen Technologien angepasst wurden. Im Rahmen dieses Beitrags werden die technologischen Ziele und technischen Inhalte der fünften Phase – kurz FFS5 - dargestellt.

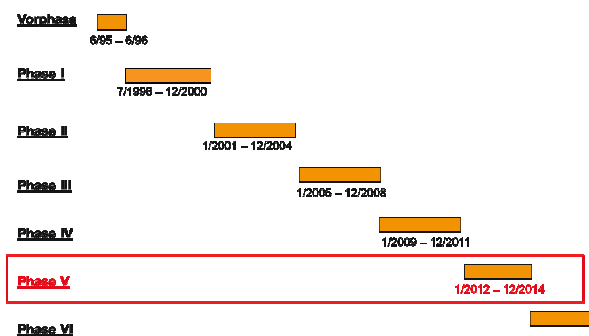


BILD 1. Die Phasen des Leitkonzeptes FFS

FFS5 ist als Gemeinschaftsvorhaben von Airbus Defence & Space, Airbus Group Innovations, DLR (mit den Standorten Braunschweig und Stuttgart) und dem Wehrwissenschaftlichen Institut WIWEB Erding (BILD 2) angelegt. Airbus Defence and Space übernimmt in diesem Konsortium die Projektkoordination, erstellt Technologieentwicklungs-Spezifikationen und arbeitet maßgeblich an der Evaluierung und Bewertung technischer Lösungen mit Blick auf deren Anwendung für zukünftige Flugzeuge. Die Airbus Group Konzernforschung „Airbus Group Innovations“ ist maßgeblich an der Prozessentwicklung beteiligt, während der Braunschweiger und Stuttgarter Standort des DLR vor allem Technologien und Lösungen aus dem Bereich der Fertigungstechnologieentwicklung von Faserverbundstrukturen entwickelt und maßgeblich am Bau von Strukturmodellen beteiligt ist. Das Wehrwissenschaftliche Institut für Werk- und Betriebsstoffe (WIWEB) in Erding leistet wertvolle Beiträge zu Strukturtests und Analytik.

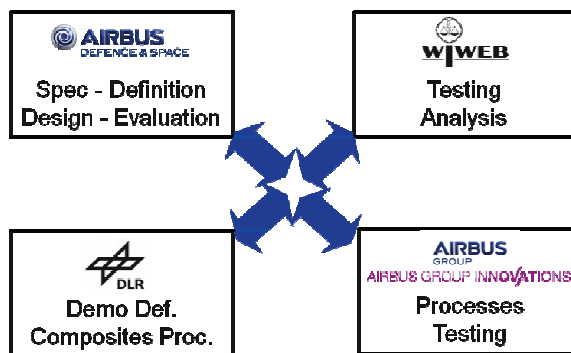


BILD 2. Die Partner in FFS5

FFS5 ist auf unterschiedliche, zukünftige Flugzeugplattform-Szenarien ausgerichtet (BILD 3, oben). Dabei handelt es sich zum einen um Strukturtechnologien die für zukünftige, potentielle Eurofighter Upgrade-Szenarien („4. Generation Eurofighter“) vom technologischen Interesse sein können, zum anderen um Technologien die für zukünftige, unbemannte Flugplattformen – UAV (Unmanned Aerial Vehicles) eine wesentliche Rolle spielen können. UAVs nehmen im Bereich der Aufklärung und Gebietsüberwachung aber auch im taktischen Bereich zunehmend eine Schlüsselrolle ein.

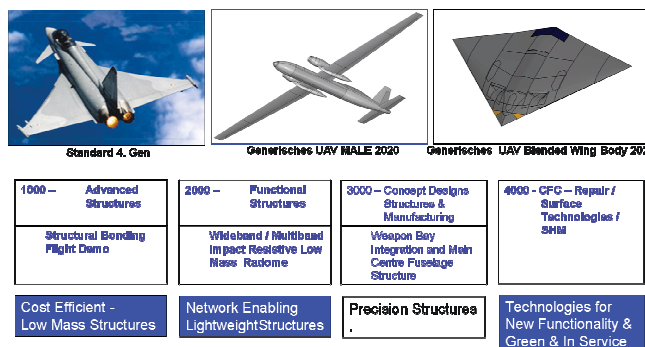


BILD 3. Übersicht über die FFS5 Hauptarbeitspakete

Das FFS5 Projekt ist in vier große Hauptarbeitspakete (HAP) unterteilt. Im HAP 1000 steht die Weiterentwicklung und Etablierung der Klebtechnologie als Fertigungsmethode für den Faserverbund-Primärstrukturbereich im Vordergrund. Das Hauptarbeitspaket 2000 beschäftigt sich mit Auslegungsmethoden, Struktur- und Fertigungstechnologien für Leichtbaustrukturen unter besonderer Berücksichtigung von Impactanforderungen und zur Sicherstellung der Multiband-Fähigkeit wie für zukünftige UAVs „Höhenaufklärer“ erforderlich. Das HAP3000 zielt auf Nurfügel- Flugzeugkonfigurationen ab. Eines der technologischen Ziele dabei ist das instationäre Strömungsverhalten in offenen Kavitäten bei hohen Unterschall-Machzahlen durch entsprechende Methoden zu simulieren und experimentell zu validieren. Diese Strömung ist dimensionierend für Kavitäten bzw. für Schächte die im hohen Unterschall- Machzahlbereich geöffnet werden. Das Hauptarbeitspaket 4000 vereint unterschiedliche Querschnittstechnologien von Reparaturtechnologien für Faserverbundstrukturen, Oberflächentechnologien („Anti- Ice / Anti Dirt“ zur Sicherung der Laminarströmung und zur Widerstandsminimierung) und bestimmte Teilaspekte des Structural Health Monitoring (SHM) zur Online Detektion

von Strukturschäden mit strukturintegrierten Sensorsystemen.

Nach dieser kurzen Übersicht wird nun in den Kapiteln 2 bis 5 auf die einzelnen Hauptarbeitspakete detaillierter eingegangen. Für einige ausgewählte Themen wird jedoch auf die Einzelbeiträge die im Rahmen der FFS-Session zu den jeweiligen Themen gegeben werden, verwiesen [1] bis [6].

2. HAP1000: STRUKTURELLE KLEBTECHNOLOGIEN UND DEMONSTRATOR

Fügetechnologien spielen eine wesentliche Rolle um leistungsfähige und gleichzeitig kostengünstige Leichtbaustrukturen in Faserverbundbauweise zu erreichen. Für die Fertigung von Strukturen in Integralbauweise bietet sich z.B. die so genannte *Co-curing* Methode an. Dabei werden Prepreg- Fügepartner gemeinsam im Autoklaven ausgehärtet. Oft werden mit dieser Technologie komplexe, integrale Faserverbundbauteile gefertigt, wobei die Fertigungsmittel meist aufwändig und kompliziert sind. Beim so genannten *Secondary Bonding* dagegen werden kleinere, meist weniger komplexe Bauteile gefertigt und einzeln ausgehärtet, die erst anschließend verklebt werden. Dies reduziert einerseits den Aufwand bei der Herstellung (z.B. Werkzeugkosten) und vermindert gleichzeitig das Risiko des Ausschusses von komplexen, teuren Bauteilen im CFK Aushärtungsprozess. Darüber hinaus kann die Differentialbauweise einen positiven Beitrag zur industriellen Arbeitsteilung leisten. Daher ist die Weiterentwicklung und Etablierung der *Secondary Bonding* Technologie Ziel des Hauptarbeitspaketes 1000. Unterschiedliche Aspekte sind dabei zu betrachten. Diese reichen von der Weiterentwicklung von robusten Fertigungs- und Klebprozessen [3], einschließlich der notwendigen Technologien zur Erkennung und ggf. Beseitigung möglicher Kontaminationen [4] um eine gute Adhäsion (Haftung) zu erreichen, bis hin zur Entwicklung klebgerechter Bauweisen und fortschrittlicher Analysemethoden [5]. Diese Aspekte werden im Rahmen des HAP1000 betrachtet. Sie werden ausführlich in den Referenzen [3], [4] und [5] diskutiert.

Ziel des HAP 1000 im FFS5 ist es den Gesamtprozess für eine Klebefertigung an einem konkreten Strukturbauteil zu durchlaufen. Als Beispielstruktur hierfür wurde die Luftbremse des Eurofighter Twin Seater ausgewählt (BILD 4). Die V-förmig angeordneten Hauptversteifungselemente, die Holme, (s. BILD 5) sind dabei im Serienbauteil in Co-curing Technologie hergestellt. Im Rahmen von FFS werden auf Basis dieses Bauteils zwei Derivate (das A- und das „B-Modell, BILD 6), mit unterschiedlichen Zielrichtungen, entwickelt.



BILD 4: Luftbremse, als Demonstratorstruktur „Strukturelle Klebtechnologie“

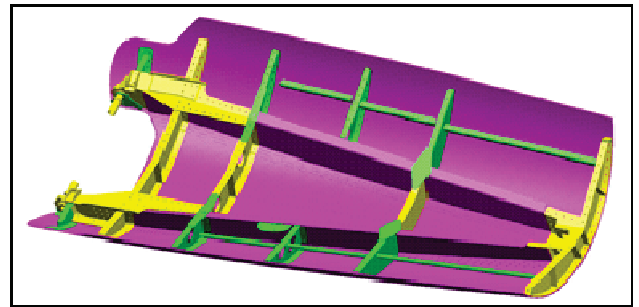


BILD 5: Bauweise der Luftbremse „A-Modell“

Während das A- Modell das Strukturkonzept des Serienbauteils beibehält und ausschließlich militärisch flug zugelassene Materialien und Hilfsstoffe verwendet, zielt das B- Modell auf neue Materialien und Bauweisenkonzepte (BILD 6, rechts) ab. Für das A-Modell, bei dem durch *Secondary Bonding* die Hauptholme gefügt werden (BILD 6, links) ist die komplette Fertigung und militärische Zulassung eines Flugdemonstrators vorgesehen. Das B- Modell soll das Potential aufzeigen welches bei Umsetzung eines konsequent klebegerechten Designs erreicht werden kann. Für das B- Modell werden Harzinfusionstechnologien unter Nutzung von trockenen Multiaxialgelegen (MAG) verwendet.

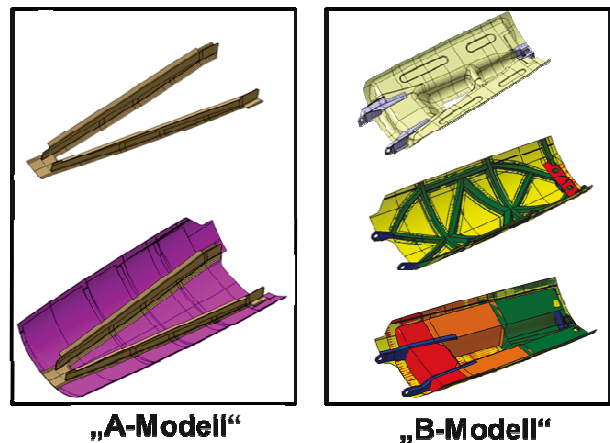


BILD 6: „A-„ und „B-Modell“ Varianten der Luftbremse

3. HAP2000: MULTIBAND RADOME

Radome für zukünftige UAV der Kategorie MALE (Medium – Altitude - Long Endurance) (BILD 7) unterliegen einer Reihe von herausfordernden Anforderungen bzgl. der

elektromagnetischen Leistung und Vogelschlagfestigkeit (BILD 8).



BILD 7: SATCOM Radom an Plattform MALE2020

Die Radome Struktur ist darüber hinaus, aufgrund ihres Einflusses auf die Schwerpunktlage des unbemannten Fluggerätes, besonders gewichtskritisch. Ziel des Hauptarbeitspaketes 2000 in FFS5 ist daher die Vorauslegung, Entwicklung und Bereitstellung der Fertigungstechnologie für Leichtbauradome die insbesondere die mechanischen und elektromagnetischen Anforderungen einer UAV Plattform erfüllen. Zur Erreichung der elektro-magnetischen Transmissionsleistung müssen sehr enge Toleranzen bei der Fertigung eingehalten werden, die mit Faserverbundstrukturen nur mit großem Aufwand erreicht werden können.

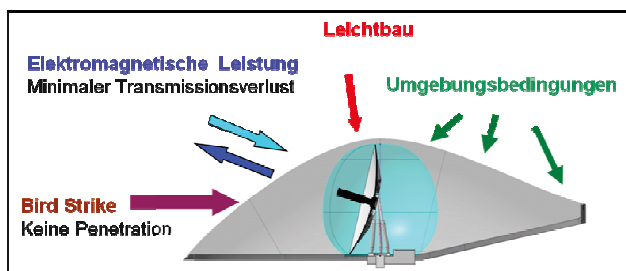


BILD 8: Anforderungen an fortschrittliche Radome für zukünftige UAVs

Unterschiedliche Strukturkonzepte, das so genannte A-Sandwich und C- Sandwich Konzept (BILD 9) wurden und werden noch untersucht und bewertet. Ziel ist es für das A- Sandwich Konzept zeitnah den TRL 5 (Technology Ready Level) nachzuweisen.

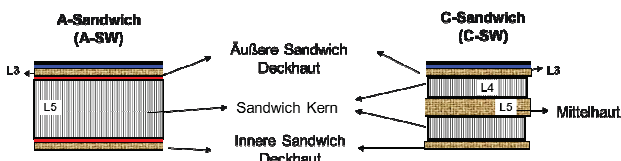


BILD 9: Mögliche Sandwich- Radome- Strukturkonzepte

Da im Rahmen dieses Beitrags nur ein Überblick über FFS5 gegeben werden soll, wird für weitere Details zu diesem HAP auf den Beitrag [1] verwiesen, der sich im Rahmen der FFS- Session ausführlich und ausschließlich dieser Thematik widmet.

4. HAP3000: KONZEPT STRUKTUREN – INTEGRATION VON SCHÄCHTEN IN NURFLÜGEL- FLUGZEUGKONFIGURATIONEN

Ziel dieses Hauptarbeitspaketes ist die Erweiterung der Spezifizier- und Entwicklungsfähigkeit von großen Schächten die im hohen Unterschallbereich während des Fluges öffnen. Dabei entstehen Schalldruckwellen (oder allgemein Druckschwankungen). Diese breiten sich im Medium Luft aus und treffen auf die Oberfläche der Kavitätswände bzw. der geöffneten Klappen oder Türen. Unter der Wirkung der damit einhergehenden Druckschwankungen wird die Struktur zu Schwingungen angeregt. Diese Strukturschwingungen führen zur Materialermüdung, auch Schallermüdung genannt. Dabei können lokale Druckschwankungen in den Bereichen von OASPL (Overall Sound Pressure Level) von 150 dB bis 170 dB entstehen (BILD 10).

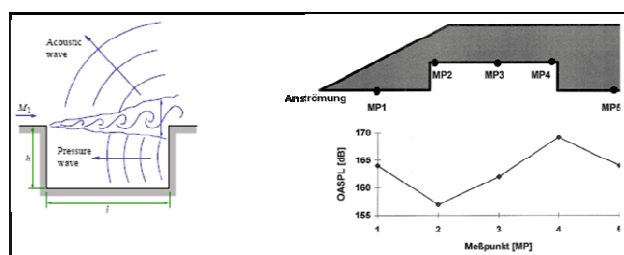


BILD 10: Entstehungsprinzip von Aeroakustiklasten und der Schallermüdung

Eine Reihe von meist empirischen Methoden zur Abschätzung der Lebensdauer durch Schallermüdung existiert, z.B. im Rahmen von ESDU Methoden [7] oder im Handbuch für Strukturberechnung [8]. Weichen die zu untersuchenden Strukturen jedoch von den Grundlagen der empirischen Methoden ab, sind die ermittelten Ergebnisse nur schwer übertragbar. Daher wird im Rahmen dieses Arbeitspaketes in FFS eine numerische Methodik entwickelt (Aerodynamische CFD Analysen und strukturmehchanische FEM), die voraussichtlich in der kommenden Projektphase experimentell validiert werden soll. Die wesentlichen Schritte dazu, können BILD 11 entnommen werden.

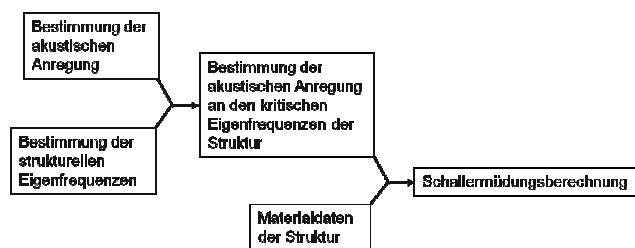


BILD 11: Schritte zur Berechnung der Schallermüdung

5. HAP4000: QUERSCHNITTSTECHNOLOGIEN

Das Hauptarbeitspaket 4000 umfasst eine Reihe von Technologien von geklebten CFK Reparaturen, Oberflächentechnologien für verschmutzungs- und eisabweisende Beschichtungen bis hin zu modernen

Strukturzustandsüberwachungstechnologien (Structural Health Monitoring – SHM).

Durch die Zunahme von Faserverbundstrukturen sowohl im zivilen als auch im militärischen Flugzeugbau wächst der Bedarf an faserverbundgerechten Reparaturmethoden. Reparaturtechnologien unter Nutzung des strukturellen Klebens sind für Faserverbundstrukturen besonders geeignet, da sie die Struktur durch etwaiges Nieten nicht schwächen und keine Mindestwandstärken (ggf. bereits bei der Auslegung zu berücksichtigen) erfordern. Darüber hinaus erreicht man durch rein geklebte Reparaturen aerodynamisch „saubere“ Oberflächen (Laminarhaltung / Widerstandsminimierung). Ein weiteres Argument für geklebte Reparaturen (vor allem im zivilen Bereich) stellen visuelle Anforderungen an reparierte, sichtbare Strukturbereiche dar. Im Rahmen von FFS5 werden robuste Fertigungsprozesse entwickelt, die von der automatischen, robotergestützten Schäftung zur Entfernung des geschädigten Strukturbereiches bis hin zu Designkonzepten für effiziente Reparaturen reichen. Last- und geometrieangepasste Reparaturpatches werden bewertet und mit Hilfe numerischer, FE-gestützten Analysen dimensioniert. Zahlreiche experimentelle Versuche zum Bruchverhalten reparierter Strukturbereiche werden dazu beim FFS Partner DLR dazu durchgeführt. BILD 12 zeigt das Bruchbild eines reparierten CFK Testspezimen. Zwei Beiträge im Rahmen der FFS- Session geben einen detaillierten Einblick in die FFS Arbeiten zu Reparaturtechnologien. Während sich der Beitrag [2] mit der Reparatur von thermoplastischen Faserverbundstrukturen beschäftigt, handelt Beitrag [6] von der Reparatur von Duromeren.



BILD 12: Zerstörender Test an einem geklebt reparierten Faserverbundtestartikel

Eis und Verschmutzung an Flugzeugtragflächen beeinflussen die Aerodynamik negativ durch die Erhöhung des Widerstands und können im Extremfall bis hin zum Verlust des Auftriebs, durch Ablösung der Strömung, führen. Daher kommen in unterschiedlichen Flugzeugmustern verschiedene Enteisungsmethoden (mechanisch, thermisch, chemisch) zum Einsatz. Die entsprechenden Systeme führen zu einem erhöhten Energieverbrauch und/oder erhöhen das Flugzeuggewicht. Daher werden im Unterarbeitspaket

Anti-Ice / Anti-Dirt Beschichtungssysteme zur Gewährleistung einer vereisungs- und verschmutzungsfreien oder zumindest –ärmeren Oberfläche untersucht. Im Rahmen von FFS5 werden bei Airbus Group Innovations vor allem anodisierte, nanostrukturierte TiO₂ Beschichtungen untersucht und weiterentwickelt. Um den Einfluss der unterschiedlichen Beschichtungen auf die Eisbildung und -haftung zu untersuchen, wurde bei Airbus Group Innovations ein Eis-Windkanal (iCORE, Icing and Contamination Research) aufgebaut, der in BILD 13 dargestellt ist.

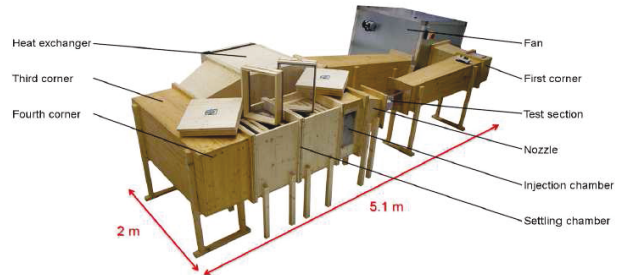


BILD 13: Eis- Windkanal iCORE von Airbus Group Innovations

Structural Health Monitoring (SHM) bezeichnet eine noch relativ junge Technologie zur automatischen Strukturzustandsüberwachung „auf Abruf“ mit dem Ziel Betriebskosten und Strukturgewicht einzusparen. Eine Reihe unterschiedlicher SHM- Methoden wurden an unterschiedlichen Forschungseinrichtungen und von unterschiedlichen Unternehmen entwickelt. Das wesentliche Ziel dabei ist Strukturschäden mit Hilfe integrierter Sensorik zu detektieren. Eine der Technologien, die dabei zum Einsatz kommt, ist die Verwendung so genannter Lamb Wellen (oder Plattenwellen) die sich in der Ebene dünnwandigen Faserverbundstrukturen ausbreiten. Dabei werden Lambwellen mit Hilfe von piezoelektrischen Aktuatoren angeregt und die Wellensignale von piezoelektrischen Sensoren aufgenommen. Durch die Interaktion der Lambwellen mit etwaigen Strukturschäden kann nach entsprechender Signalauswertung auf den Ort und das Ausmaß des Schadens geschlossen werden. Das Funktionsprinzip ist in BILD 14 dargestellt.

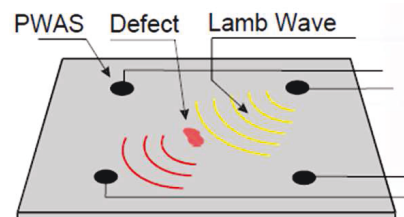


BILD 14: Funktionsprinzip von SHM mit Hilfe von Lamb Wellen (Plattenwellen)

Der SHM Schwerpunkt, der im Rahmen von FFS5 betrachtet wird, zielt auf den Teilaspekt der Integrationsfähigkeit von Struktursensoren in CFK ab.

Ein Beispiel der SHM Sensorintegration in CFK Strukturen das im Rahmen von FFS5 realisiert wurde, kann BILD 15 entnommen werden. Dabei wurden so genannte SMART-

Layer (Stanford Multi-Actuator Receiver Transduction) in eine Leading Edge CFK Struktur integriert. Bei dem SMART Layer handelt es sich um eine Kapton Folie, in die die piezoelektrischen Sensoren und Aktuatoren, zwecks besserer Handhabung und Kontaktierung, bereits eingebettet sind.

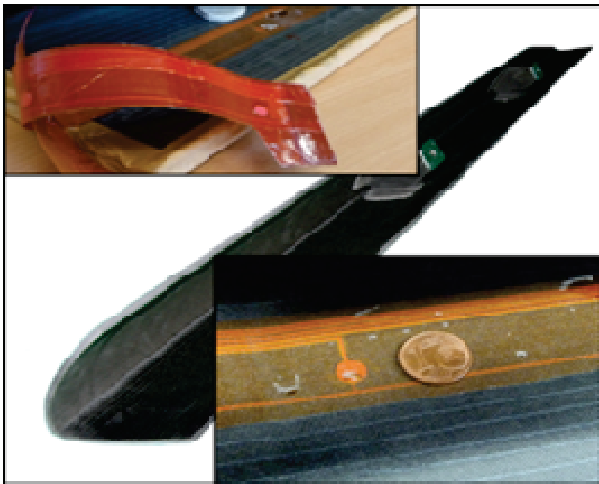


BILD 15: Integration von SHM- Sensorik in CFK Strukturen

6. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Für zukünftige militärische Flugzeugplattformen ergeben sich neue Herausforderungen aus neuen oder erweiterten Missionsanforderungen, die die Entwicklung neuer Fähigkeiten zum Entwurf und Bau der Flugzeugstruktur erzwingen. Dieser Beitrag gibt einen Überblick über die Ziele und die Arbeiten der 5. Phase des Leitprojektes „Fortschrittliche Flugzeugstrukturen“ in dessen Rahmen an Lösungen für die neuen Herausforderungen gearbeitet wird. Es wurde gezeigt, dass einer der Schwerpunkte im Bereich des strukturellen Klebens liegt. In diesem Kontext werden Teilaspekte wie fortschrittliche Berechnungsmethoden, sichere und robuste Fertigungsprozesse inkl. Oberflächenvorbehandlung und zulassungsrelevante Themen bearbeitet. Ziel ist die Entwicklung einer zugelassenen und durch Secondary Bonding gefügten Luftbremse als Flugdemonstratorbauteil für den Eurofighter. Weitere Details zu den Arbeiten können den Referenzen [3], [4] und [5] entnommen werden. Ein weiterer Schwerpunkt im Vorhaben FFS5 ist die Entwicklung fortschrittlicher Faserverbundstrukturen für Radome mit Leichtbau-, Schlagfestigkeit- und elektromagnetischer Transparenzeigenschaften [1]. Der dritte Schwerpunkt liegt im Bereich der Entwicklung von internen Nutzlastschächten die im Flug bei teils hohen Unterschallgeschwindigkeiten geöffnet werden können. Die Umgebungsstruktur solcher Schächte wird maßgeblich durch Lastfälle dimensioniert, die aus der instationären Strömung in der offenen Kavität resultieren und zu sog. Schallermüdung führen. Im Rahmen von FFS werden hierfür spezifische Analysemethoden entwickelt und in der kommenden Projektphase voraussichtlich experimentell validiert. Darüber hinaus werden in FFS fortschrittliche Reparaturmethoden und -prozesse für Faserverbundstrukturen unter Nutzung des strukturellen Klebens erschlossen. Robotergestützte Schäftprozesse zur Entfernung geschädigter Strukturbereiche werden

untersucht und experimentell an relevanten Strukturen erprobt [2] [6]. Aspekte der Sensorintegration für erweiterte Structural Health Monitoring Ansätze unter Nutzung der Lamb Wellen Technologie sind ebenfalls ein Aspekt, der im Rahmen von FFS betrachtet wird. Neben der reinen Integration spielen Fragen zur Kontaktierung und Verkabelung bis hin zur drahtlosen Übertragung von Messsignalen die wesentliche Rolle.

Die Erweiterung der fliegenden Plattformen mit unbemannten Systemen - UAVs - ermöglicht neue Flugmissionen mit signifikanter Erhöhung der Flugleistungsparameter. Durch neue Lösungen aus den CFK Composite Technologiefeldern, den Sensorstrukturen, den Oberflächensystemen und Strukturüberwachungssystemen sowie aus fortschrittlichen Modellierungs- und Simulationsfähigkeiten werden neue Strukturpotentiale für UAVs erschlossen.

Das deutsche Technologieprojekt Fortschrittliche Flugzeug Strukturen - FFS - wird hierzu auch in der kommenden Phase 6 Demonstratoren für Schrittmachertechnologien aufbauen. Mit Flugtests auf überschallfähigen Hochleistungsplattformen und erweiterten Laborprüfungen werden die Evaluierungsdatensätze fertig gestellt. Die kommende FFS Phase 6 befindet sich derzeit im Aufbau.

REFERENZEN

- [1] Meister, H.: FFS – Radome für Höhengklärer als Großflächige, Gewichtsoptimierte und Schlagfeste Kommunikationsstrukturen, *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, Augsburg 2014.
- [2] Kaden, M.: FFS – Effiziente und flexible Heiztechnologien für FVK- Reparaturprozesse am Beispiel eines faserverstärkten Thermoplastverbundes, *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, Augsburg 2014.
- [3] Körwien, T.: FFS – Statistische Ansätze zur Verbesserung der Zuverlässigkeit geklebter CFK Verbindungen, *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, Augsburg 2014.
- [4] Meer, T.: FFS – AD- Plasma Vorbehandlung für das strukturelle Kleben von CFK Flugzeugstrukturen, *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, Augsburg 2014.
- [5] Pühlhofer, T.: FFS – Fortschrittliche Analyse von CFK-Kleberverbindungen mittels p-FEM und Kohäsivzonenelementen, *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, Augsburg 2014.
- [6] Holzhüter, D.: FFS – Flächenminimale Schäftreparaturen von Faserverbundstrukturen, *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, Augsburg 2014.
- [7] ESDU 86025, Design against fatigue: vibration of structures under acoustic or aerodynamic excitation.
- [8] HSB65110-01, Der Festigkeitsnachweis gegen Ermüdung unter Belastung durch Schall, *Handbuch Strukturberechnung (HSB)*, Ausgabe A Jahr 98.