FFS – FORTSCHRITTLICHE FLUGZEUGSTRUKTUREN: ÜBERSICHT ÜBER DIE 6. PHASE DES LEITPROJEKTES ZU NEUEN TECHNOLOGIEN FÜR COMPOSITE STRUKTUREN FÜR ZUKÜNFTIGE, MILITÄRISCHE FLUGZEUGPLATTFORMEN

M. Calomfirescu, 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

C. Weimer
Airbus Group Innovations, Ottobrunn, Deutschland

Zusammenfassung

Im Rahmen dieses Übersichtspapers wird das Leitkonzept FFS (Fortschrittliche Flugzeugstrukturen) präsentiert. Das Leitkonzept ist Anfang 2015 für drei weitere Jahre in die 6. Phase gestartet. Dabei handelt es sich um ein R&T Programm mit dem Ziel neue Strukturtechnologien für militärische Flugzeugplattformen der nächsten Generation zu entwickeln. In der 6. Phase werden vier Hauptarbeitspakete bearbeitet. Der Themenbereich reicht dabei von der Weiterentwicklung der Klebetechnologie für fortschrittliche Faserverbund-Primärstrukturen für den Luftfahrtbereich, über Leichtbauradome neuer Generation bis hin zu innovativen Low Observity Konzepten zur Reduzierung von Radarsignaturen und neuen Faserverbund-Materialsystemen wie Thin Plies.

In dem gemeinsamen Leitprojekt FFS sind neben Airbus Defence and Space, als Projektkoordinator, das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) an den Standorten Braunschweig und Stuttgart, das Wehrwissenschaftliche Institut für Werk- und Betriebsstoffe (WIWeB) in Erding, sowie Airbus Group Innovations (AGI) in Ottobrunn beteiligt.

Im Rahmen des diesjährigen Kongresses für Luft- und Raumfahrttechnik werden, neben diesem Übersichtspaper, sechs weitere, ausgewählte Beiträge aus dem Leitprojekt FFS in einer gemeinsamen Session vorgestellt. Der hier vorliegende Beitrag soll hierzu – als Einleitung – einen Überblick über das Leitprojekt vermitteln und dabei auch in Themen einen Einblick erlauben, für die kein separater Beitrag vorgesehen ist.

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 Schrittmachertechnologie-stadium 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 20 Jahren (BILD 1) nach seiner Entstehung weiterhin fortbesteht 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 Bedarfen angepasst wurden. Im Rahmen dieses Beitrags werden die technologischen Ziele und technischen Inhalte der sechsten Phase – kurz FFS6 - dargestellt.

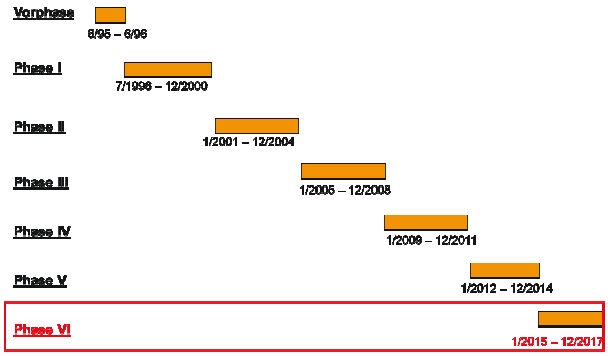


BILD 1. Die Phasen des Leitkonzeptes FFS

FFS6 ist als Gemeinschaftsvorhaben von Airbus Defence & Space, Airbus Group Innovations, DLR (mit den Instituten Faserverbundleichtbau und Adaptronik in Braunschweig und dem Stuttgarter Institut für Bauweisen und Strukturtechnologie) 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 Entwicklung, 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 Strukturdemonstratoren beteiligt ist. Das Wehrwissenschaftliche Institut für Werk- und Betriebsstoffe (WIWEB) in Erding leistet wertvolle Beiträge zu Strukturtests und Analytik.

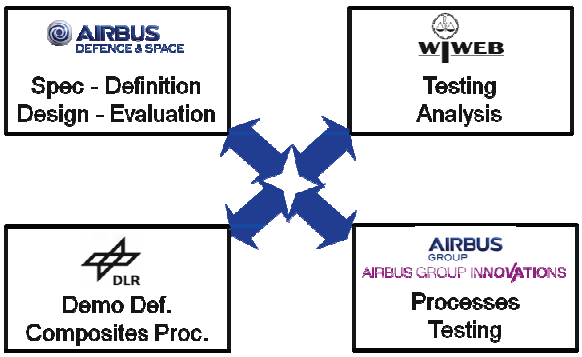


BILD 2. Die Partner in FFS6 im Überblick

FFS6 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 sind, zum anderen um Technologien die für zukünftige, unbemannte Flugplattformen – UAV (Unmanned Aerial Vehicles) eine wesentliche Rolle spielen werden. UAVs nehmen im Bereich der Aufklärung und Gebietsüberwachung aber auch im taktischen Bereich zunehmend eine Schlüsselrolle ein.

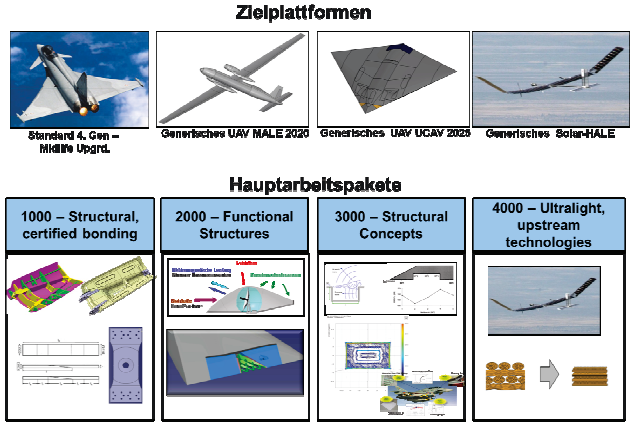


BILD 3. Übersicht über die FFS5 Hauptarbeitspakete

Das FFS6 Projekt ist in vier große Hauptarbeitspakete (HAP) unterteilt. Im HAP 1000 steht die Weiterentwicklung und Etablierung der Klebetechnologie als Fertigungsmethode für den Faserverbund-Primärstrukturbereich im Vordergrund mit dem Ziel zulassungsfähige Prozesse und geklebte Strukturkonzepte zu entwickeln. Das Hauptarbeitspaket 2000 beschäftigt sich mit Auslegungsmethoden, Struktur- und Fertigungstechnologien für Leichtbauradome unter besonderer Berücksichtigung von Impactanforderungen und zur Sicherstellung der Multiband-Fähigkeit für die Satellitenkommunikation für zukünftige UAVs „Höhenaufklärer“. Das HAP3000 zielt auf Nurflügel-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 erfassen. Diese instationären Strömungsvorgänge gehen mit Strukturschwingungen einher und sind dimensionierend für Kavitäten bzw. für Schächte die im hohen Unterschall- Machzahlbereich geöffnet werden. Das gegenüber der Phase FFS5 neue Hauptarbeitspaket 4000 zielt auf Ultraleicht-Bauweisenkonzepte für solarangetriebene, unbemannte und hochfliegende Systeme („Solar- HALE“) ab. Die oft verwendete Abkürzung „HALE“ steht dabei für „High Altitude Long Endurance“. Als Materialoption werden hierbei unter anderen Thin Ply Composites untersucht.

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

2. HAP1000: STRUKTURELLE KLEBETECHNOLOGIEN

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. Ein weiterer Nachteil bei dieser Methode ist, dass bei etwaigen Bauabweichungen zeitaufwändige und teure Nacharbeiten notwendig sind. Beim so genannten *Secondary Bonding* dagegen werden kleinere, meist weniger komplexe Bauteile gefertigt und einzeln ausgehärtet, die erst anschließend, in einem separaten Prozessschritt geklebt 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. Eine besondere Herausforderung dabei ist jedoch saubere, geeignete (u.a. kontaminationsfreie) Klebeoberflächen sicher-zustellen um eine ausreichende Haftung zu gewährleisten. Daher ist die Weiterentwicklung und Etablierung der *Secondary Bonding* Technologie Ziel des Hauptarbeitspaketes 1000.

Unterschiedliche Aspekte sind dabei betrachtet worden. Diese reichen von der Weiterentwicklung von robusten Fertigungs- und Klebeprozessen, einschließlich der Spezifizierung geeigneter Hilfsmittel (u.a. Trennmittel, [6]) der notwendigen Technologien zur Erkennung und ggf. Beseitigung möglicher Kontaminationen um eine gute Adhäsion (Haftung) zu erreichen, bis hin zur Entwicklung klebgerechter Bauweisen [2] und fortschrittlicher Analysemethoden. Diese Aspekte werden im Rahmen des HAP1000 betrachtet. Sie werden ausführlich in den Referenzen [2], [5] und [6] diskutiert.

Ziel des HAP 1000 im FFS6 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) werden 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 Klebetechnologie“

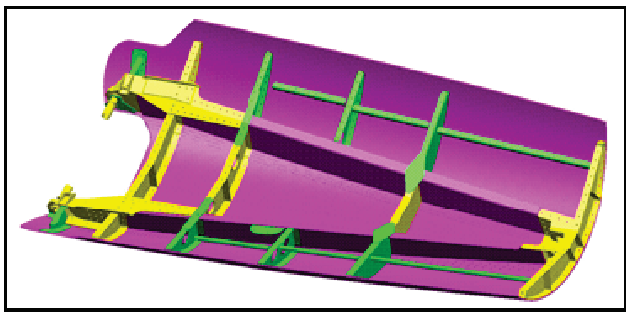
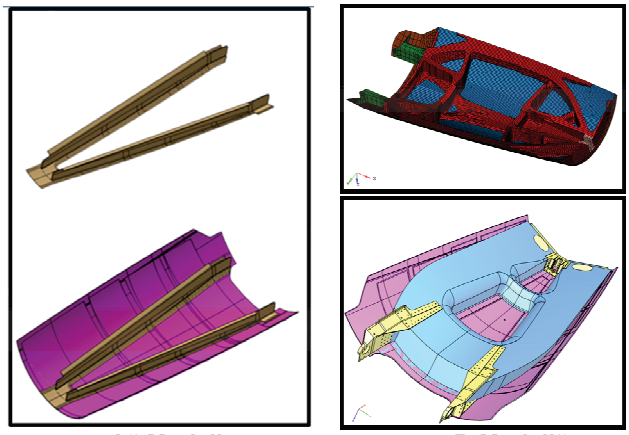


BILD 5. Bauweise der Luftbremse „A-Modell“

Während das A- Modell das Strukturkonzept des Serienbauteils beibehält und ausschließlich Eurofighter-spezifische, flugzugelassene 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 (nach Eurofighter Standard durch das Luftfahrtamt der Bundeswehr) eines Flugdemonstrators vorgesehen. In Juli 2015 wurde für den entwickelten Prozess der Klebetechnologie in einem Technology Readiness Level (TRL) Review der TRL4 attestiert.

Das B- Modell soll das Potential aufzeigen, das bei Umsetzung eines konsequenten, klebegerechten Designs nach einem „Design-to-Cost“ Ansatz erreicht werden kann. Für das B- Modell werden Harzinfusionstechnologien unter Nutzung von trockenen Multiaxialgelegen (MAG) verwendet. Moderne Topologieoptimierungsverfahren wurden zur Unterstützung der Strukturkonzeptfindung (BILD 6, rechts oben) angewendet. Eines der wesentlichen Ziele dabei war die Anzahl von Teilen erheblich zu reduzieren, auf das Nieten als Fügetechnologie (zumindest größtenteils, je nach Zulassung) zu verzichten und möglichst große und einfache Komponenten herzustellen die durch Secondary Bonding und pastösen Klebstoffe gefügt werden. BILD 6, rechts unten stellt die bisher gewählte Bauweise dar. Dabei handelt es sich um eine zweischalige Bauweise, wobei die Holme als Teil der Innenschale ausgebildet werden um Prozessschritte und Einzelteile zu reduzieren. Für weitere Details zum so genannten „B-Modell“ wird auf die Referenz [2] verwiesen.



„A“-Modell **„B-Modell“**

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 Anforderungen bzgl. der elektromagnetischen Transmissionsleistung, der Vogelschlagfestigkeit als auch des Leichtbaus (BILD 8).

BILD 7: SATCOM Radom an Platform MALE2020 zur Sicherstellung des Satellitenkommunikation

Ziel des Hauptarbeitspaketes 2000 ist es Technologien für fortschrittliche Multiband-Leichtbauradome zu entwickeln. Die Technologiearbeiten werden im Rahmen von FFS am Beispiel eines generischen SATCOM Radoms in ähnlichen Geometrien und Abmessungen wie es in einer zukünftigen Airbus Defence and Space MALE Plattform zum Einsatz kommen kann.

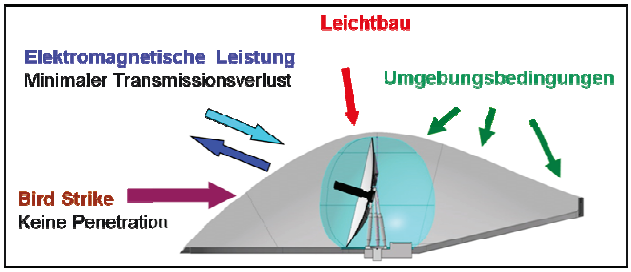


BILD 8. Anforderungen an fortschrittliche Radome für zukünftige UAVs

Unterschiedliche Strukturkonzepte, das so genannte A-Sandwich und C- Sandwich Konzept (BILD 9) wurden und werden untersucht und bewertet. Ziel ist es für das das A-Sandwich Konzept den TRL 5 (Technology Ready Level) Ende 2015 zu erreichen.

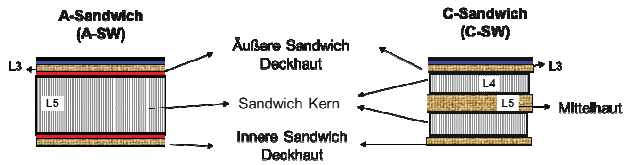


BILD 9. Mögliche Sandwich- Radome- Strukturkonzepte

Außer der elektromagnetischen Funktionalität muss das Bauteil noch weitere Anforderungen erfüllen, wovon viele mit den strukturellen Eigenschaften des Radoms zusammenhängen. Dazu zählen Fertigbarkeit, Kompatibilität der Werkstoffe und deren dauerhafte Haltbarkeit gegenüber mechanischer Beanspruchung unter allen definierten Belastungs- und Umwelt-bedingungen. Außerdem müssen sich die Konstruktionen durch zerstörungsfreie Prüfungen untersuchen lassen.

Bei dem Herstellprozess müssen alle Anforderungen an das Bauteil berücksichtigt werden. Das geht nur stufenweise, oder teilweise iterativ. Auf Basis von im ersten Loop ausgewählten Werkstoffen wurden Demonstratoren gebaut, um sukzessive die Komplexität und den technologischen Reifegrad zu erhöhen. Für die Herstellung von A-SW und C-SW Bauweisen werden unterschiedliche Fertigungstechnologien verfolgt, wobei die Werkstoffe mit den Herstellprozessen kompatibel sein müssen. Sowohl klassische Prepreg Technologien als auch Infusionstechnologien werden dabei betrachtet.

Für das A-SW gilt der Ansatz, die Decklagen aus Quarzglas/Epoxy Prepreg-Gewebe herzustellen und den Wabenkern nach Bedarf zu verformen und gegebenenfalls zu spleißen. Die A-SW Technologie wird maßgeblich beim DLR in Stuttgart vorangetrieben. Hierzu werden bekannte Werkstoffe verwendet, mit denen es schon Erfahrungen gibt, so dass der technologische Reifegrad hier bereits ein höheres Niveau erreicht hat. Epoxidharz, Wabenkern und Klebstoff sind als 180° - System etabliert.

Demonstratoren dienen dazu, einzelne Aspekte des Herstellungsprozesse zu untersuchen, aber gleichzeitig auch um weitere Tests durchzuführen. Das in BILD 10 dargestellte Bauteil soll die Handhabbarkeit größerer Objekte zeigen, nachdem Drapierversuche an einem kleineren, zweifach gekrümmten Demonstrator durchgeführt wurden. Der Halbzylinder hat einen Durchmesser von ca. 1,1m und eine Länge von ca. 2m und wurde zusätzlich für einen Vogelschlagversuch verwendet.

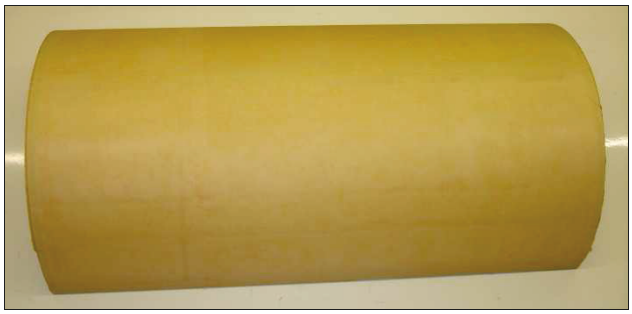


BILD 10. A-SW Halbzylinder als vereinfachtes Modell eines SATCOM Radomes

Bei der C-SW Technologie kommt ein zusätzlicher Aspekt zum Tragen, nämlich die Forderung nach hochpräziser Fertigung der getaperen Lagendicken. Dabei setzt der beim DLR in Braunschweig entwickelte Prozess darauf, dass die Sandwichschichten einzeln aufgebracht und ausgehärtet werden, um sie dann jeweils in einem hochgenauen Fräsportal mechanisch zu bearbeiten. Um die Genauigkeit nach einem Wechsel der Bearbeitungsstellen zu gewährleisten, wird ein spezielles Werkzeugsystem verwendet, das den Namen „Zero-Clamp-Tool“ erhalten hat. Es soll sicherstellen, dass sich das Werkstück im System der Werkzeugmaschine immer an derselben Stelle befindet.

BILD 11 zeigt einen Demonstrator, bei dem die Drapierbarkeit der trockenen Fasern mit anschließender Infiltration, die Applikation der unterschiedlichen Schichten und die hochpräzise mechanische Bearbeitung im

Vordergrund stand. Als Materialsystem wird ein Quarzglas/Cyanatester System in Kombination mit syntaktischen Schäumen für optimale Transparenzeigenschaften angestrebt.

BILD 11. BILD 1. C-SW Demonstratorschale des DLR Braunschweig

Im Rahmen von FFS sind elektromagnetische Auslegungskonzepte erarbeitet worden, mit dem Ziel die gewünschten, für die Satellitenkommunikation notwendigen Frequenzbänder mit möglichst geringen Transmissionsverlusten zu übertragen. Durch die Einstellung und präzise Fertigung unterschiedlicher Parameter wie Sandwichkern- und Deckhautdicke lassen sich Radome auf die gewünschte(n) Frequenzbänder hin optimieren. Numerische Simulationen der elektromagnetischen Transmissionsleistung wurden durchgeführt und in experimentellen Versuchen erfolgreich verifiziert. Ein Aspekt, der in diesem Jahr in enger Kooperation mit dem FFS Partner Airbus Group Innovations (AGI) untersucht wurde und weiterhin untersucht wird, ist der Schutz des Radomes bzgl. Blitzeinschlag. Unterschiedliche Konzepte wurden dabei analytisch und experimentell erfolgreich untersucht und entwickelt.

Da im Rahmen dieses Beitrags nur ein Überblick über FFS gegeben werden soll, wird für weitere Details zu diesem HAP auf den Beitrag [1] verwiesen, der sich im Rahmen der FFS- Session der Thematik Vogelschlag sich widmet. Wie bereits erwähnt, ist dieser jedoch lediglich ein Teilaspekt, der neben vielen weiteren zur erfolgreichen Entwicklung eines fortschrittlichen, Multiband-Leichtbauradomes notwendig ist.

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 können. Einer der wesentlichen Designtreiber dabei sind Lastfälle die der sogenannten Schallermüdung zuzuordnen sind. Dabei entstehen Schalldruckwellen (oder allgemein Druckschwankungen) in der Kavität. 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 (OASPL: Overall Sound Pressure Level) in manchen Bereichen von bis zu 170 dB entstehen (BILD 12).

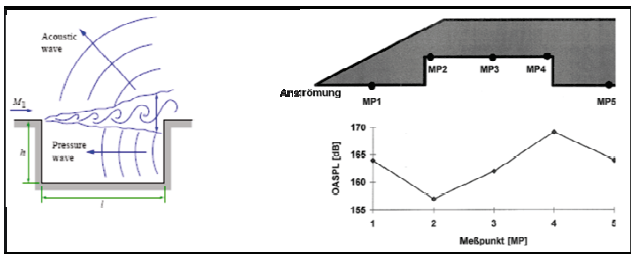


BILD 12. Entstehungsprinzip von Aeroakustiklasten und der Schallermüdung

Eine ausführlichere Darstellung des physikalischen Entstehungsmechanismus kann BILD 13 entnommen werden:

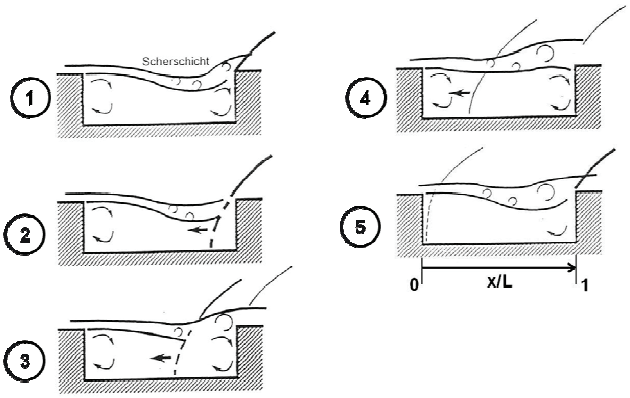


BILD 13. Detailliertes Entstehungsprinzip von Aeroakustiklasten und der Schallermüdung

(1) Durch die Bildung einer Scherschicht an der Vorderkante baut sich an der Rückwand des Waffenschachtes ein Druckfeld auf, (2) das in die entgegengesetzte Richtung zur äußeren Strömung wandert. (3) + (4) Diese Bewegung ermöglicht die Bildung eines neuen Druckfeldes an der Rückwand und führt, in Abhängigkeit der Waffenschachtgeometrie, zu periodischen Druckschwankungen (5). Diese Druckschwankungen bestehen aus deutlich wahrnehmbaren tieffrequenten Hohlraummoden (i. d. R. < 100 Hz) und einem untergeordneten Breitbandrauschen.

Eine Reihe von meist empirischen Methoden zur Abschätzung der Lebensdauer durch Schallermüdung existiert, z.B. im Rahmen von ESDU Methoden oder im Handbuch für Strukturberechnung (HSB). Weichen die zu untersuchenden Strukturen jedoch von den Annahmen in den empirischen Methoden ab, sind die ermittelten Ergebnisse nur schwer bis kaum übertragbar. Daher wird im Rahmen dieses Arbeitspaketes in FFS eine numerische Methodik entwickelt (Aerodynamische CFD Analysen und strukturmechanische FEM), die voraussichtlich in der kommenden Projektphase experimentell validiert werden soll. Die wesentlichen Schritte dazu, können BILD 14 entnommen werden.

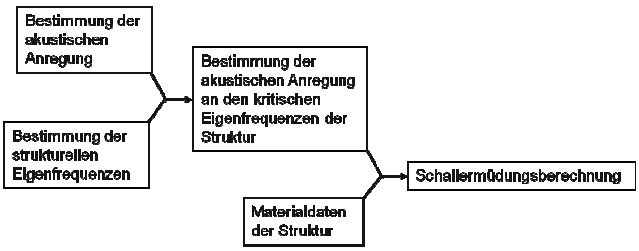


BILD 14. Schritte zur Berechnung der Schallermüdung

Zur numerischen Abschätzung der zunächst aerodynamischen Anregung sind CFD Analysen -genauer Detached-Eddy Simulationen (DES)- durchgeführt. Eine Darstellung einer typischen cp- Druckverteilung kann der folgenden Abbildung entnommen werden.

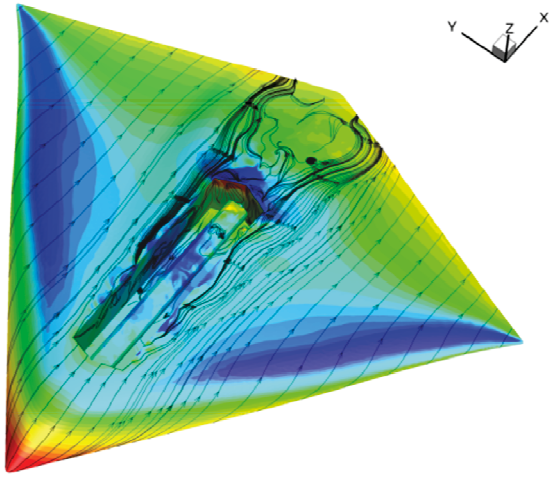


BILD 15. Beispielhafte Ergebnisse einer CFD – DES Analyse (hier cp- Verteilungen an einem generischen Nurflügler für einen ausgewählten Zeitpunkt)

Die berechneten Druckverteilungen zu unterschiedlichen Zeitpunkten (instationäre Strömung) werden anschließend zu mechanischen Lastfällen weiterverarbeitet und transformiert und mit Hilfe strukturmechanischer Simulationen (Frequency Response Analysen) weiter analysiert. Ziel dabei ist es, wie bereits erwähnt, eine analytische/numerische Abschätzung der Lebensdauer der Struktur bei Belastung unter Schallermüdung zu gewährleisten. Dadurch kann die Struktur entsprechend ausgelegt und dimensioniert werden.

5. HAP4000: ULTRALEICHT UND UPSTREAM TECHNOLOGIEN

Ziel des Hauptarbeitspakets (HAP) 4000 „Ultraleicht und upstream Technologien“ ist es Material- und Strukturkonzepte zu entwickeln, die sich für Ultraleichtflugzeugplattformen (sowohl unbemannt als auch bemannt) eignen. Auf der Materialebene werden in diesem Zusammenhang so genannte Thin Ply Composites untersucht. Dabei handelt es sich um Faserverbund-Materialkonzepte, wobei die einzelnen Verstärkungslagen wesentlich dünner im Vergleich zu Standard- Composites sind. Dabei kann die nominelle Dicke einer Unidirektional(UD)-Lage im Bereich 0,04 -0,05 mm liegen und damit um ein Vielfaches dünner im Vergleich zu Standard-Composites deren nominelle UD- Lagendicke im Bereich von 0,125 mm liegt. Das Potenzial und die Vorteile von „Thin Ply Composites“ liegen im verbesserten mechanischen Verhalten. Darüber hinaus können mit Thin Plies dünnere Laminate (durch geringere Mindestlaminatdicken) erreicht werden. Durch die Verwendung von Thin Plies kann zudem eine Erhöhung der Laminat- Designfreiheit erreicht werden.

BILD 16 stellt beispielhaft die Druckfestigkeit (*Strength* als Durchschnittswerte) und die Druckfestigkeit (als so genannte statistische *B- Werte*) für drei unterschiedliche Laminate, wie folgt, dar:

- „*Thick*“ mit einem Flächengewicht von 500 g / m²
- „*Std* oder Standard“ mit 250 g / m²
- „*Thin*“ mit 50 g / m² Flächengewicht)

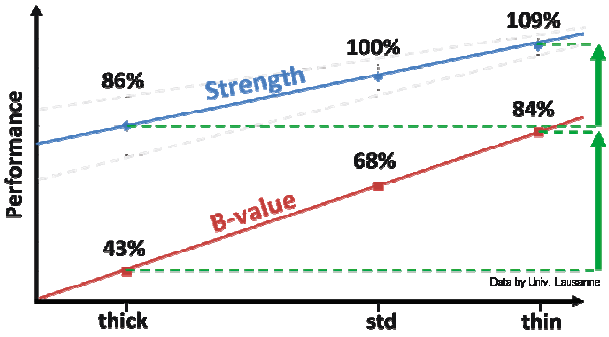


BILD 16. Tendenzielle Verbesserung des mechanischen Verhaltens durch dünnere Einzellagen am Beispiel Druckfestigkeit

Im Rahmen dieses Arbeitspaketes werden bei Airbus Group Innovations in Ottobrunn Technologien zum Spreizen kostengünstiger, trockener Heavy Tows zu leistungsfähigen Thin Plies entwickelt. In diesem Zusammenhang wurde eine Spreizanlage in Ottobrunn aufgebaut, die im BILD 17 dargestellt ist.

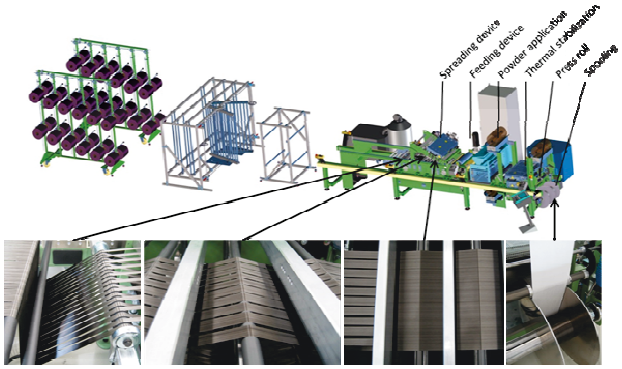


BILD 17. Anlage zum Spreizen von Heavy Tows zu Thin-Ply Textilien zur Kosten und Gewichtsreduktion [Quelle Airbus Group Innovations Ottobrunn]

Mit Hilfe dieser Anlage werden in FFS Untersuchungen der Prozesskonzepte für die Verwendung von UD-Tapes aus Heavy Tows durchgeführt. Zudem ist dabei eine Inline Integration von multifunktionellen Materialien möglich. Neue Wege für die Kombination von verschiedenen Funktionen für zukünftige Materialien können damit

erschlossen werden.
Im Rahmen des Beitrags [3] wird detailliert auf den Aspekt der Erhöhung der Niettragfähigkeit durch den Einsatz von Thin Ply Materialien für Lasteinleitungen eingegangen. Dieser Aspekt wird im Rahmen von FFS von den Partnern am DLR in Stuttgart betrachtet.

Als eine mögliche (aber nicht einzige) Zielplattform dienen SOLAR – HALE (High Altitude Long Endurance) Konfigurationen. In diesem Kontext werden parallel zu den Untersuchungen zu Thin Plies auf Materialebene, Strukturkonzepte und Bauweisenuntersuchungen für zukünftige, unbemannte SOLAR – HALE Flugzeuge durchgeführt. Dabei stehen erweiterte Missions-anforderungen im Vordergrund, im Vergleich zu existierenden Entwicklungen, wie z.B. im Rahmen der unbemannten Plattform „Zephyr 7“ (BILD 18).

BILD 18. Zephyr 7 Solar-HALE Plattform

6. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Für zukünftige militärische Flugzeugplattformen ergeben sich neue Herausforderungen aus neuen und erweiterten Missionsanforderungen, die die Entwicklung neuer Fähigkeiten zum Entwurf und Bau effizienter, fortschrittlicher aber auch kostengünstiger Flugzeugstrukturen erzwingen. Dieser Beitrag gibt einen Überblick über die Ziele und die Arbeiten der 6. Phase des Leitprojektes „Fortschrittliche Flugzeugstrukturen“ in dessen Rahmen an Lösungen für diese neuen Herausforderungen gearbeitet wird.

Es wurde gezeigt, dass einer der Schwerpunkte im Bereich des strukturellen Klebens liegt. In diesem Kontext werden Teilaspekte wie fortschrittliche Berechnungs-methoden, 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. Der Flugtest wird im kommenden Jahr, 2016, erfolgen. Ein weiterer Schwerpunkt im Vorhaben FFS6 ist die Entwicklung fortschrittlicher Faserverbundstrukturen für Radome mit Leichtbau-, Schlagfestigkeit- und elektromagnetischer Transparenzeigenschaften. 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 verifiziert. Als gegenüber der FFS Phase 5 neuer Themenschwerpunkt wurde in der Phase 6 die Thematik „Ultraleichte und upstream Strukturtechnologien“ aufgenommen. Dabei werden neue Materialkonzepte wie Thin Plies Composites untersucht und Bauweisenkonzepte für zukünftige Ultraleichte Flugzeugplattformen erarbeitet.

REFERENZEN

[1] Starke, P.: FFS - Vogelschlagsimulation, -versuch sowie zerstörungsfreie Prüfung einer Kernverbundschale, *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, Rostock, 2015.

[2] Rädel, M.: FFS - Concepts and preliminary design of a FRP lightweight aerospace structure under consideration of secondary -bonding manufacturing, *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, Rostock, 2015.

[3] Doll, G.: FFS - Erhöhung der Niettragfähigkeit durch den Einsatz von Thin Ply Materialien im Bereich der Lasteinleitung, *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, Rostock, 2015.

[4] Schmidt, J.: FFS - Werkzeugunabhängige Aushärtegrad-überwachung von Epoxidharzsystemen zur Toleranzoptimierung von Strukturbauteilen, *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, Rostock, 2015.

[5] Holtmannspötter, J.: FFS – Das Future Mobile Repair System – Ein Technologiedemonstrator für die automatisierte CFK Reparatur, *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, Rostock, 2015.

[6] Zimmer, F.: FFS – Untersuchung des Einflusses von flourbasierten Trennmitteln auf die Klebefestigkeit, *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, Rostock, 2015.