

FFS – FORTSCHRITTLICHE FLUGZEUGSTRUKTUREN: ERGEBNISSE DER 6. PHASE DES LEITPROJEKTES ZU NEUEN TECHNOLOGIEN FÜR COMPOSITE STRUKTUREN – EINE ÜBERSICHT

M. Calomfirescu

Airbus Defence and Space GmbH, Military Aircraft, Manching, Deutschland

M. Hanke

DLR, Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik, Braunschweig, Deutschland

S. Nowotny

DLR, Institut für Bauweisen und Strukturtechnologie, Stuttgart, Deutschland

U. Christ

Wehrwissenschaftliches Institut für Werk- und Betriebsstoffe, Erding, Deutschland

C. Weimer

Airbus, Central Research & Technology, Ottobrunn, Deutschland

Zusammenfassung

Im Rahmen dieses Papers wird ein Überblick über das Leitkonzept FFS (Fortschrittliche Flugzeugstrukturen) gegeben. Das Leitkonzept war Anfang 2015 für drei weitere Jahre in die 6. Phase gestartet. Diese Phase neigt sich nun dem Ende zu. Die wesentlichen Ziele, Ergebnisse und Erkenntnisse werden in diesem Paper zusammenfassend dargestellt.

Das Leitkonzept FFS ist ein R&T (Research & Technology) 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, über multibandfähige Leichtbauradome neuer Generation bis hin zu innovativen Low Observability Konzepten zur Reduzierung der Radarsignatur und neuen Fertigungskonzepten unter Nutzung der Additive Layer Manufacturing (ALM) Technologie.

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, Central R&T (CRT) in Ottobrunn beteiligt.

Im Rahmen des diesjährigen Deutschen Kongresses für Luft- und Raumfahrttechnik werden, neben diesem Übersichtspaper, vier weitere, ausgewählte Beiträge aus dem Leitprojekt FFS in einer gemeinsamen Session vorgestellt. Der hier vorliegende Beitrag soll hierzu – als Einleitung – einen Überblick über das gesamte 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 nur dann einen Konkurrenzvorteil erzielen, wenn sie deren Marktpotential bereits im Schrittmachertechnologiestadium erkennt und die Technologie marktorientiert zu

einer Schlüsseltechnologie entwickelt. Die Leitkonzepte wurden definiert, um genau dies zu erreichen.

Eines dieser Leitkonzepte, das auch nach über 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 die erzielten Ergebnisse der sechsten Phase – kurz FFS6 – dargestellt, die Ende 2017 abgeschlossen wird.

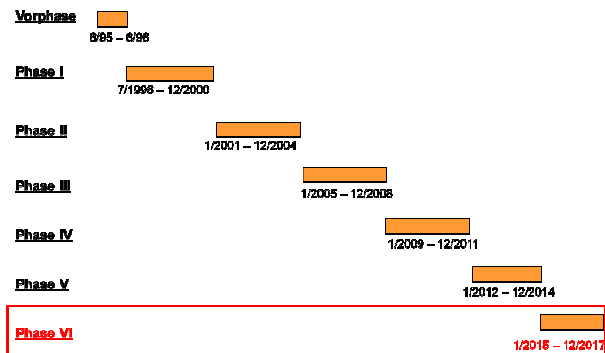


BILD 1. Die Phasen des Leitkonzeptes FFS

Weitere Informationen zum Hintergrund, zur Arbeitsteilung und Aufgaben der Projektpartner können darüber hinaus der Referenz [1] entnommen werden und sollen an dieser Stelle nicht wiederholt werden.

FFS6 ist auf unterschiedliche, zukünftige militärische Flugzeugplattform-Szenarien ausgerichtet. Dabei handelt es sich zum einen um Strukturtechnologien die für zukünftige, potentielle Eurofighter Upgrade-Szenarien (inkl. fortschrittliche Instandhaltungskonzepte) vom technologischen Interesse sind, zum anderen um Technologien die für zukünftige, unbemannte Flugplattformen – UAV (Unmanned Aerial Vehicles) eine entscheidende Rolle spielen können. UAVs nehmen im Bereich der Aufklärung und Gebietsüberwachung aber auch im taktischen Bereich zunehmend eine Schlüsselrolle ein. Darüber hinaus sind mittel- bis langfristig fortschrittliche Strukturtechnologien für neue militärische Flugzeugplattformen der sechsten Generation im Mittelpunkt des Interesses.

Basierend auf diese Flugzeugplattformsszenarien wurden die Strukturtechnologieziele definiert und in vier Hauptarbeitspakete (HAP) gegliedert (BILD 2).

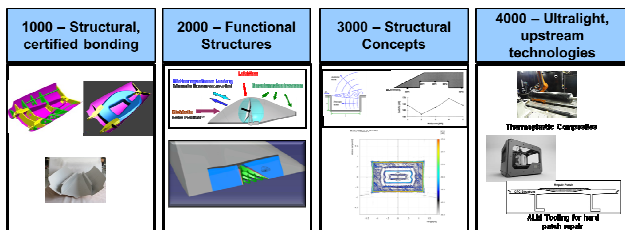


BILD 2. Übersicht über die FFS6 Hauptarbeitspakete

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 Impact- und Vogelschlaganforderungen und zur Sicherstellung der Multiband-Fähigkeit für die Satellitenkommunikation für zukünftige UAVs „Höhenaufklärer“. Das HAP3000 zielt auf Tarntechnologien für zukünftige militärische Flugzeugplattformen der sechsten Generation ab. Geschlossene Schächte für die Unterbringung möglicher Effektoren sind in dem Zusammenhang zu berücksichtigen. Eines der technologischen Ziele dabei ist das instationäre Strömungsverhalten in offenen Kavitäten durch entsprechende Methoden zu simulieren und experimentell zu erfassen. Instationäre Strömungsvorgänge gehen mit Strukturschwingungen einher und können dimensionierend sein für Kavitäten und Schächte die bei hohen Fluggeschwindigkeiten geöffnet werden. Das Hauptarbeitspaket 4000 umfasst Technologien für thermoplastische Faserverbundstrukturen und ALM (Additive Layer Manufacturing) Technologien für polymere Strukturen.

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 beim Deutschen Luft- und Raumfahrtkongress 2017 zu den jeweiligen Themen gegeben werden, verwiesen [2] bis [5].

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 komplex 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 durch Kleben gefügt 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 bei der Klebetechnologie ist saubere, geeignete (u.a. kontaminationsfreie) Kleboberflächen sicherzustellen um eine ausreichende Haftung zu gewährleisten und Adhäsionsbrüche auszuschließen. 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 Klebprozessen, einschließlich der

Spezifizierung geeigneter Hilfsmittel (wie z.B. Trennmittel) der notwendigen Technologien zur Erkennung und ggf. Beseitigung möglicher Kontaminationen um eine gute Adhäsion (Haftung) zu erreichen, bis hin zur Entwicklung klebgerechter Bauweisen und fortschrittlicher Analysemethoden. Diese Aspekte wurden und werden im Rahmen des HAP1000 betrachtet.

Ziel des HAP 1000 in FFS6 ist es den Gesamtprozess für eine Klebefertigung an einem konkreten Strukturbauteil zu durchlaufen. Als Beispielstruktur hierfür wurde die Bremsklappe (Airbrake) des Eurofighter Twin Seater ausgewählt (BILD 3). Die V-förmig angeordneten Hauptversteifungselemente, die Holme, (s. BILD 4) werden dabei im Serienbauteil in Co-curing Technologie hergestellt. Im Rahmen von FFS wurden auf Basis dieses Bauteils zwei Derivate (das so genannte A- und das „B-Modell, BILD 5), mit unterschiedlichen Zielsetzungen, entwickelt.



BILD 3. Bremsklappe, als Demonstratorstruktur „Strukturelle Klebertechnologie“

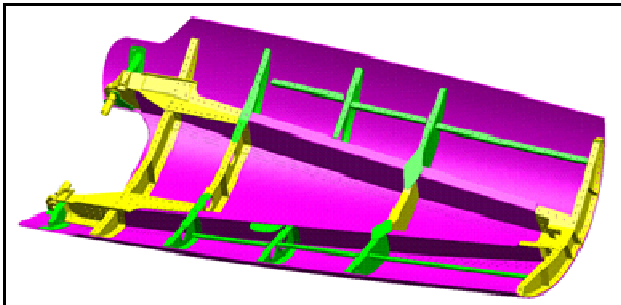


BILD 4. Bauweise der Bremsklappe „A-Modell“

Während das erste Derivat, das „A- Modell“, das Strukturkonzept des Serienbauteils beibehält und ausschließlich Eurofighter-spezifische, bereits flugzugelassene Materialien und Hilfsstoffe verwendet, zielt das zweite Derivat, das „B- Modell“, auf neue Materialien und vor allem auf fortschrittliche, wirtschaftlichere Bauweisenkonzepte (BILD 5, rechts) ab. Für das A- Modell, bei dem durch *Secondary Bonding* die Hauptholme gefügt werden (BILD 5, links) ist die komplette Fertigung und militärische Zulassung (nach Eurofighter Standard durch das Luftfahrtamt der Bundeswehr) eines Flugdemonstrators vorgesehen und damit der Nachweis der Technologiereife (TRL) 6.

Einer der wesentlichen Punkte zur Erreichung einer hohen Klebegüte ist die Oberflächenvorbereitung. Im Faserverbundbereich wird oft der Abzug des Abreissgewebes (Peely Ply) als ausreichende

Oberflächenmaßnahme angesehen. Im Rahmen des hier vorliegenden Technologieprojektes wurde die zusätzliche Oberflächenvorbereitung durch Atmosphärendruckplasma betrachtet. Systematische Untersuchung zur Definition von Plasmaparametern (u.a. Vorschubgeschwindigkeit, Abstand des Plasmakopfes, Plasmaenergie u.v.m.) wurden auf Couponebene durchgeführt um robuste Prozessfenster zu definieren.

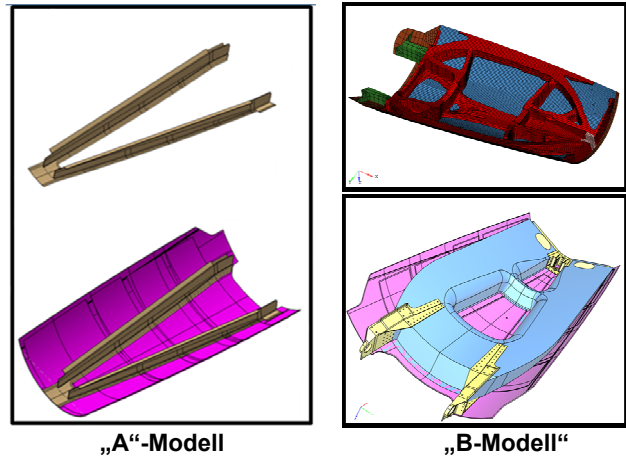


BILD 5. „A-“ und „B-Modell“ Varianten der Luftbremse

Anhand von GIC – Schälversuchen wurde die Klebegüte in zerstörenden Prüfungen untersucht. Um sowohl die Übertragbarkeit der Technologie und der Prozessparameter, als auch um den Zulassungsprozess der Bremsklappe zu gewährleisten, wurde ein Testprogramm auf Subkomponentenebene (so genannte „Critical details“ Komponenten) durchgeführt. Dabei wurden T-Stringer im zuvor definierten Prozess geklebt und die so hergestellten Prüfkörper bei unterschiedlichen klimatischen Bedingungen (-55°C, Raumtemperatur und 100°C / feucht) zerstörend, statisch und dynamisch geprüft. Drei unterschiedliche Testkonfigurationen wurden dabei herangezogen, T-Pull, T-Shear und T-Tension Prüfkörper (s. BILD 6). Das Ziel der Prüfungen war vor allem nachzuweisen, dass keinerlei Adhäsionsbrüche auftreten. Dies konnte in allen Prüfungen am WIWeB in Erding und bei allen klimatischen Bedingungen erfolgreich nachgewiesen werden.

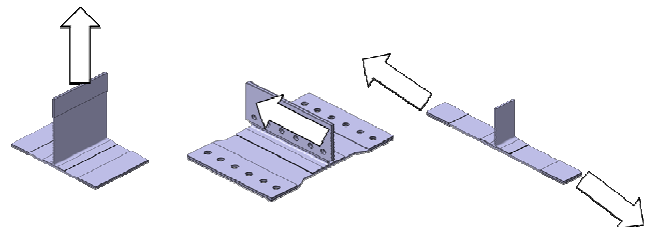


BILD 6. „Critical details“ – Testprüfkörper

Der nächste Schritt auf dem Weg zur Fertigung und Zulassung der Bremsklappe bestand in der Oberflächenvorbereitung der Bremsklappe für die

anschließende Verklebung der Versteifungselemente. Die Oberflächenvorbehandlung erfolgte bei Airbus, Central R&T in Ottobrunn mittels robotergeführtem Atmosphärenplasma. BILD 7 zeigt die Oberflächenvorbehandlung der Außenschale der Bremsklappe.

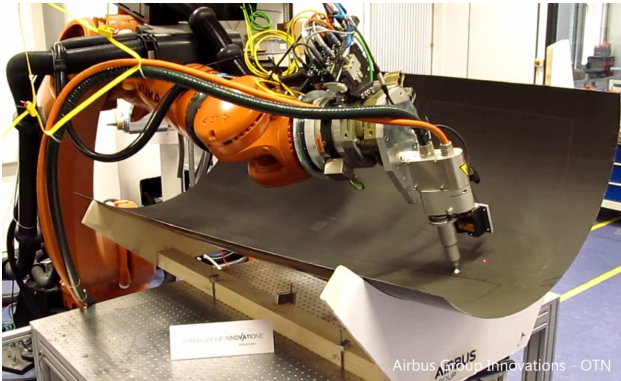


BILD 7. Robotergeführte Oberflächenvorbehandlung durch Plasma bei Airbus Central R&T in Ottobrunn

Der nächste Schritt bestand anschließend in der Verklebung der Versteifungselemente mit einem qualifizierten epoxybasierten Filmklebstoff und einem Vorrichtungssystem zur Fixierung der Elemente (s. BILD 8). Dieser Fertigungsschritt erfolgte am DLR in Braunschweig.



BILD 8. Am DLR Braunschweig entwickelte Vorrichtung zur Klebung der Versteifungselemente der Bremsklappe

Das geklebte Bauteil (BILD 9), speziell die geklebten Bereiche, wurde anschließend zerstörungsfrei mittels Ultraschall zwecks Qualitätssicherung erfolgreich geprüft. Anschließend wurde das Bauteil lackiert und mit allen notwendigen Beschlägen und Spanten, wie bereits in BILD 4 gezeigt montiert.

Die nächsten Schritte, die derzeit anstehen, bestehen in der Flugzulassung des Bremsklappe und in der Durchführung von Testflügen auf einem der in Manching verfügbaren Eurofighter Twin Seater Testflugzeuge.



BILD 9. Außenschale der Bremsklappe mit geklebten Versteifungselementen.

Wie zuvor bereits angedeutet, wird die Klebetechnologie vor allem auch als Türöffner für neue Bauweisenkonzepte angesehen, die erst durch die Verwendung der Klebetechnologie als Füge-technologie ermöglicht wird. Um dies zu untersuchen, wurde das B-Modell definiert. Im Gegensatz zum zuvor vorgestellten A-Modell bestand das Ziel des B-Modells in der Untersuchung neuer, kostengünstigerer Bauweisenkonzepte mit dem Ziel Fertigungskosten und -zeiten zu reduzieren. Hier wurde ein konsequenter *Design-to-cost* Ansatz gewählt und bereits in der sehr frühen Konzeptdesignphase Kostenmodelle entwickelt und Kostenschätzungen durchgeführt. BILD 10 zeigt einige in diesem Zusammenhang untersuchte Bauweisenkonzepte. Potenziale zur Senkung der Fertigungszeiten und Reduzierung von Fertigungszeiten wurden vor allem darin gesehen, die Anzahl der Einzelteile als auch die der Gesamtprozessschritte erheblich zu reduzieren.

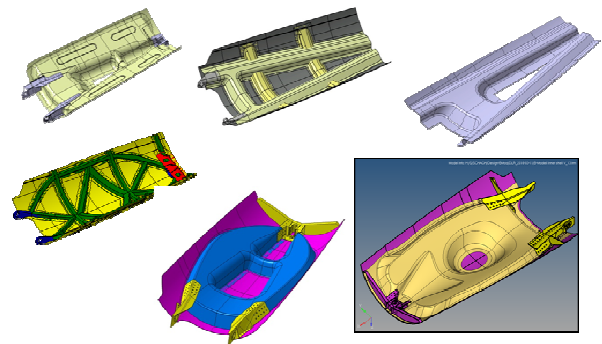


BILD 10. Untersuchte, neue Bauweisenkonzepte für die Bremsklappe

Nach zahlreichen Trade-offs wurde die Entscheidung zugunsten einer Zweischalen-Bauweise getroffen (BILD 10, rechts unten) die systematisch im Detail weiterentwickelt, dimensioniert und als Bauweisendemonstrator (s. BILD 12) anschließend gefertigt wurde. Um die Legezeiten des Fasermaterials zu reduzieren, wurden Gelege und Gewebe verwendet, die im Harzinfusionsverfahren zum Bauteil hergestellt wurden. Die Klebung der Außen- und Innenschale wurde mit pastösen Klebstoffen ausgeführt um Fertigungstoleranzen

optimal ausgleichen zu können. Die Ablage der Innenschale mit Kohlenstofffaser-Trockengewebe (vor der Infusion) kann dem BILD 11 entnommen werden. Zahlreiche Simulationen der Drapierbarkeit wurden am DLR Braunschweig vorgenommen um sicherzustellen, dass die entwickelte Geometrie tatsächlich ohne Faltenbildung und Einschnitte mit Gewebe gelegt werden kann.

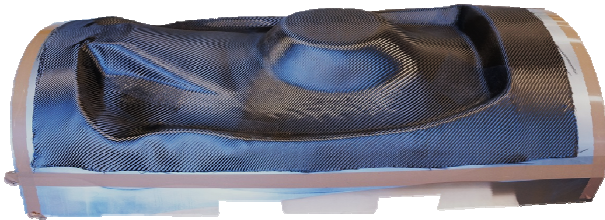


BILD 11. Ablage der Innenschale mit Kohlenstofffaser-Trockengewebe zur Infusion



BILD 12. „B-Modell“ Demonstrator der Bremsklappe

Die Bewertung der dadurch entwickelten Bauweise zeigte ein Kosteneinsparungspotenzial gegenüber einer konventionellen Bauweisen in der Größenordnung von bis zu 30%. Dies wurde vor allem dadurch erreicht, dass die Anzahl von Einzelteilen und Einzelprozessschritten erheblich reduziert wurde. Die Ablegezeiten der Faserverbundlagen wurden durch die Verwendung von Gelege und Gewebe, statt der Ablage schmalere Prepreg- Tapes stark reduziert. Zudem kommt, dass die Verwendung der Infusionstechnologie ohne Autoklaven auskommt und lediglich einen Ofen benötigt, was sowohl Investitionskosten als auch Energiekosten senkt. Ein Flugversuch ist mit dem „B-Modell“ der Bremsklappe nicht vorgesehen.

3. HAP2000: MULTIBAND RADOM

Radome für zukünftige UAV der Kategorie MALE (Medium – Altitude - Long Endurance) (BILD 13) unterliegen einer Reihe von Anforderungen bzgl. der elektromagnetischen (EM) Transmissionsleistung, der Vogelschlagfestigkeit als auch des Leichtbaus. Ihre Hauptaufgabe ist somit neben dem Schutz der dahinter sich befindenden Antenne und deren aerodynamischen Verkleidung, hohe EM-Transmissionen zu gewährleisten um die Kommunikation

mit Satelliten in unterschiedlichen Frequenzbereichen zu gewährleisten.



BILD 13: SatCom Radom an Platform MALE zur Sicherstellung der Satellitenkommunikation (SatCom)

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 könnte.

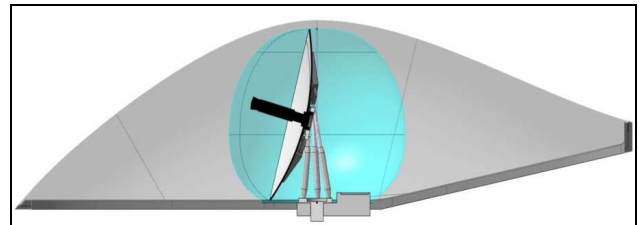


BILD 14. Radom- mit Parabolantenne

In der Anfangsphase des Projekts lag der Schwerpunkt der Entwicklungsaktivitäten auf der Auswahl geeigneter Materialien sowie der Analyse des mechanischen Verhaltens und des elektromagnetischen Transparenzverhaltens.

Nach sorgfältiger Abwägung aller relevanten Faktoren wie elektromagnetischer Transparenz, Gewicht, mechanischer Robustheit, fertigungstechnischer Umsetzbarkeit usw. wurde ein A-Sandwich-Radom (BILD 15) mit Quarzglasfaser/Epoxy (Prepreg) Deckschichten und einem Wabenkern als Basiskonfiguration für die weitere Technologieentwicklung definiert.

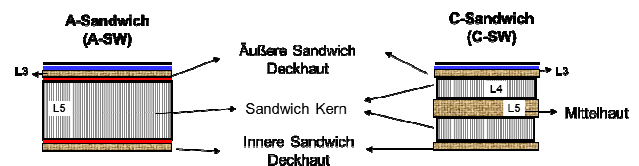


BILD 15. Mögliche Sandwich- Radome- Strukturkonzepte

Generell wird hierbei ein sogenannter „Building Block Approach“ angewandt, d.h. eine so genannte Versuchspyramide wird Schritt für Schritt von unten nach oben abgearbeitet, um mit zunehmender Größe und Komplexität der Testkomponenten zu einem vertieften Verständnis des mechanischen und elektromagnetischen Verhaltens der Struktur zu gelangen.

Die prinzipielle Zielsetzung des Entwicklungsprozesses besteht darin, für die SatCom-Radom Technologie einen technologischen Reifegrad von TRL 6 zu erreichen (TRL =

Technology Readiness Level). TRL5 wurde im April 2016 erreicht. Der Technologiereifegrad 6, d.h. die nächste Entwicklungsstufe, ist allgemein definiert als die Demonstration der Technologie in Form eines Prototypen in einer relevanten Umgebung. Für die hier zugrunde gelegte Komponente bedeutet dies konkret [2]:

- Elektromagnetische Auslegung des SatCom Radoms.
- Konstruktion des Radoms unter besonderer Berücksichtigung der variablen Kernschichtdickenverteilung.
- Statische Auslegung des Radoms mit Finite-Elemente (FE)-Methoden.
- Durchführung numerischer Vogelschlagsimulationen und eines Vogelschlagtests zum Nachweis der mechanischen Robustheit bei Impactbelastung.
- Herstellung eines Full-Scale Radom-Demonstrators zwecks Nachweis der fertigungstechnischen Umsetzbarkeit.
- Durchführung einer EM-Vermessung von Antenne und Radom zum Nachweis der „Electrical Installed Performance“ des Gesamtsystems.
- Durchführung von Blitztests zwecks Nachweis der Funktionsfähigkeit des integrierten Blitzschutzsystems.
- Durchführung von Reparaturtests am Radom zum Nachweis der Erfüllung der Forderung nach Reparierbarkeit.

Die Herstellung des Full-Scale Demonstrators erfolgt in Zusammenarbeit mit einem externen Faserverbundfertigungsunternehmen. Unterschiedliche Werkzeuge sind hierfür beim externen Unternehmen konstruiert und gefertigt worden. BILD 16 stellt das in glasfaserverstärktem Kunststoff ausgeführten Autoklavtooling dar.



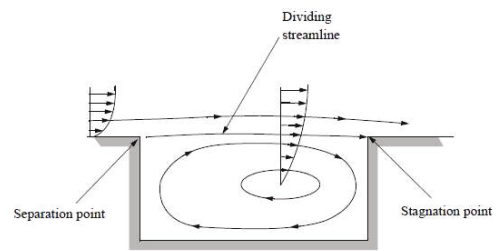
BILD 16. Autoklav-Werkzeug (mit frdl. Genehmigung von Euro-Composites S.A., Echternach/Luxembourg)

Für weitere Details zum Hauptarbeitspaket Radome soll an dieser Stelle auf den Beitrag [2] verwiesen werden. In [2] werden die Entwicklungsschritte detailliert dargestellt und erläutert.

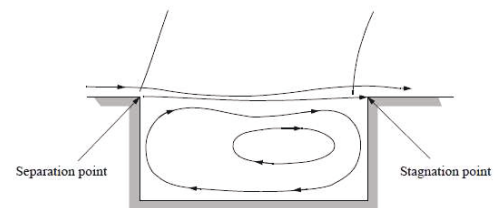
4. HAP3000: KONZEPT STRUKTUREN – INTEGRATION VON SCHÄCHTEN IN NEUE MILITÄRISCHE FLUGZEUGKONFIGURATIONEN

Das übergeordnete Ziel dieses Hauptarbeitspaketes ist die Erweiterung der Spezifizier- und Entwicklungsfähigkeit von

großen Schächten die bei hohen Flug-geschwindigkeiten öffnen. Einer der wesentlichen Designtreiber sind dabei Lastfälle die der sogenannten Schallermüdung zuzuordnen sind. Dabei entstehen Schalldruckwellen (oder allgemein Druckschwankungen) in der offenen 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. Die Entstehungsprinzipien sind schematisch in BILD 17 und BILD 18 dargestellt.

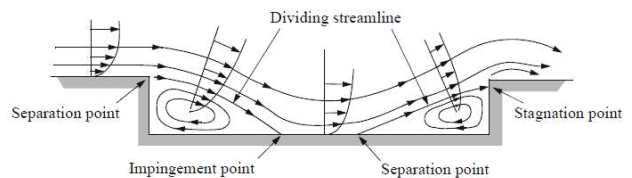


(a) Subsonic speeds

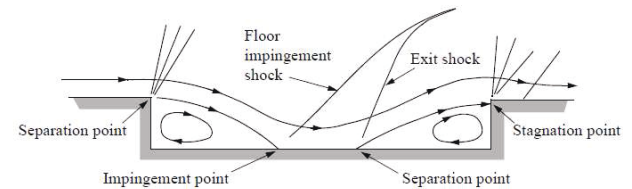


(b) Supersonic speeds

BILD 17. Entstehungsprinzip von Aeroakustiklasten und der Schallermüdung in tiefen Kavitäten



(a) Subsonic speeds



(b) Supersonic speeds

BILD 18. Entstehungsprinzip von Aeroakustiklasten und der Schallermüdung in flachen Kavitäten

Zur Erreichung der bereits zuvor dargestellten übergeordneten Ziele wurden im Rahmen von FFS folgende Entwicklungsziele definiert:

- Entwicklung, Etablierung und Teilvalidierung einer Prozesskette zur aero-akustischen Analyse von

Kavitäten

- Abschätzung der Lebensdauer bzgl. Schallermüdung in Abhängigkeit von Einsatzbedingungen und Material mittels numerischer Analyse / Simulation
- Exemplarische Anwendung der Prozesskette an ausgewählten Fallbeispielen
- Untersuchung neuartiger Konzepte/Komponenten für die geometrische Gestaltung von Kavitäten.

Die somit definierte Prozesskette startet von Anforderungen bzgl. Design und Loft und bzgl. Mission- und Flugrandbedingungen. Mittels instationärer CFD (Computational Fluid Dynamics) werden aerodynamische Analysen auf Gesamtflugzeugebene durchgeführt. Dabei werden die instationären Druckschwankungen in der offenen Kavität berechnet. Aus diesen Druckschwankungen werden in einem so genannten „Conversion Cycle“ (vgl. BILD 19) Lastfälle definiert, die anschließend strukturell mittels FEM analysiert werden. Die aufgrund der Aeroakustik entstehenden lokalen Spannungen und Dehnungen werden in High Cycle Fatigue Analysen, gekoppelt mit Ermüdungskennwerten aus entsprechenden Materialdatenbanken, zur Abschätzung der Strukturlebensdauerprognosen und Abschätzung der kritischen Bereiche herangezogen. Der Prozess ist schematisch in BILD 19 dargestellt.

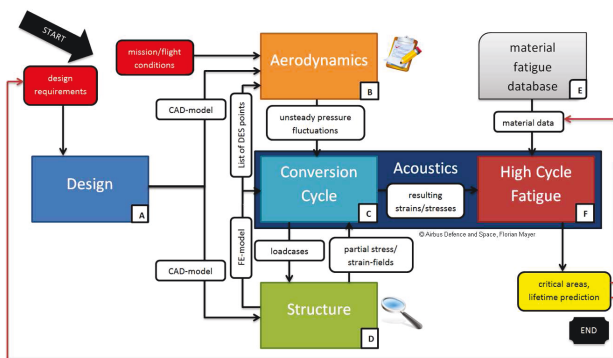


BILD 19. Entstehungsprinzip von Aeroakustiklasten und der Schallermüdung in flachen Kavitäten

Für den hier definierten Prozess sind die entsprechenden, numerischen Analysetools und die notwendigen Schnittstellen entwickelt, um anschließend unterschiedliche Fallbeispiele zu untersuchen. BILD 20 links stellt das gewählte Beispiel für eine typische Kavität dar, die als „Baseline“ definiert wurde. Diese „Baseline“ dient somit als Referenz für die Analyse weiterer Kavitäten bei Variation unterschiedlicher geometrischer Parameter. Eine weitere Variante für eine Kavität kann somit dem BILD 20 rechts entnommen werden. Dabei wurde die Kante der hinteren Kavitätswand etwas geneigt.

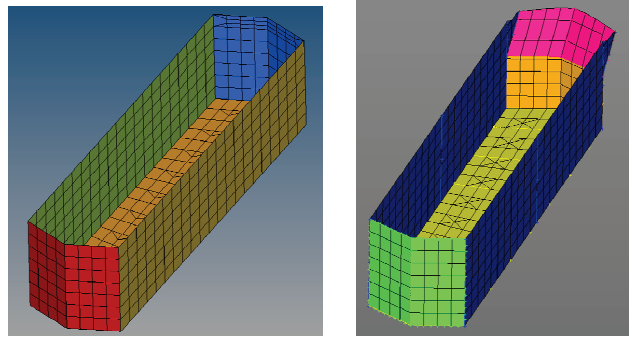


BILD 20. Exemplarische Kavitäten (links: potentielle Baseline, rechts geneigtes Kantendesign im hinteren Bereich „canted“)

Beide Kavitätsvarianten wurden entsprechend des bereits vorgestellten Prozesses numerisch analysiert. BILD 21 stellt die maximal auftretenden dynamischen Drücke über der Frequenz dar. Dies zeigt deutlich den positiven Effekt der geneigten Hinterkante, als eine wirksame Maßnahme zur Reduzierung der maximalen dynamischen Drücke auf die Kavitätswand.

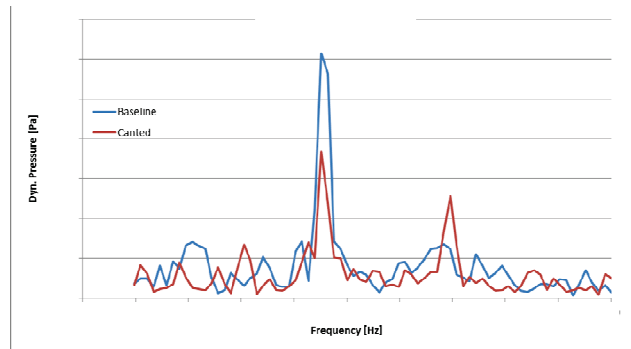


BILD 21. Dynamische Drücke für zwei unterschiedliche Kavitätsgeometrien

Diese Untersuchungen werden dahingehend fortgeführt, dass verstärkt experimentelle Messungen zur Validierung herangezogen werden bzw. neue, experimentelle Messungen im Windkanal vorgesehen sind.

5. HAP4000: ULTRALEICHT UND UPSTREAM TECHNOLOGIEN

Ziel des Hauptarbeitspaketes (HAP) 4000 ist es neue Strukturtechnologien zu bewerten und weiterzuentwickeln, die ein großes Potenzial versprechen, sich allerdings derzeit noch in einem niedrigen Technologiereifestadium befinden. In diesem Zusammenhang werden hier zwei unterschiedliche Technologien primär betrachtet. Zum einen handelt es sich dabei um Technologien unter Nutzung thermoplastischer UD- Tapes mit kontinuierlicher Kohlenstoffaserverstärkung, zum anderen wird hier die ALM (Additive Layer Manufacturing) Technologie unter Nutzung polymerer Kunststoffe betrachtet.

Die Nutzung thermoplastischer Faserverbundwerkstoffe mit kontinuierlicher Faserverstärkung ist derzeit, in der Luftfahrtindustrie, auf kleinere Komponenten meist im Sekundärstrukturbereich, wie z.B. Clips im A350 Flugzeug begrenzt. Diese werden überwiegend aus so genannten Organoblechen durch Thermoforming („Tiefziehen“)

hergestellt. Neue Anlagentechnologien zur Ablage von unidirektional faserverstärkten Tapes und neue thermoplastische Materialien eröffnen neue Potenziale zur „in-situ“ Ablage von Material ohne einen anschließenden Nachkonsolidierungsschritt (d.h. autoklavlos „Out-of-autoclave (OoA)“). Vor allem die technologische Weiterentwicklung effizienter und sehr gut regelbarer Laserheizsysteme hat seitens der Anlagentechnik zu dieser Entwicklung in den letzten Jahren erheblich beigetragen. Bei der thermoplastischen In-Situ Ablage wird das Tape mittels Aufheizung und einer Anpressrolle auf ein (optional beheiztes) Werkzeug abgelegt (BILD 22). Die Herausforderung besteht darin durch die Prozessparameter eine ausreichende Kristallinität bei niedrigem Porengehalt zu gewährleisten. Erst wenn dies sichergestellt werden kann, aber auch wenn das Rohmaterial (in diesem Fall das UD-Tape) eine ausreichende Qualität besitzt, könnte zukünftig auf nachgeschaltete, zusätzliche Konsolidierungsschritte verzichtet werden.

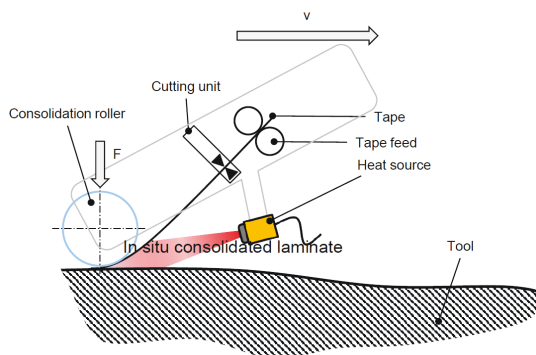


BILD 22. Prinzip der thermoplastischen Tapeablage mit in-situ Konsolidierung

Die konkreten Ziele und Arbeitsinhalte im Unterarbeitspaket „Thermoplaste“, die in sehr enger Zusammenarbeit mit dem DLR Institut für Bauweisen und Strukturtechnologie in Stuttgart erfolgen, können wie folgt zusammengefasst werden:

- Betrachtung potentieller Bauteile und Business Case Analysen
- Screening kommerziell und zum Teil noch nicht kommerziell verfügbarer Materialien (Fokus auf Hochleistungsthermoplaste wie PPS, PEEK und PEKK)
- Erfassung und Bewertung der Qualität verfügbarer Materialien vor der Ablage, überwiegend durch zerstörungsfreie Prüfungen (u.a. Nano-CT)
- Untersuchung von Fertigungs-Prozessparametern und Bewertung in zerstörungsfreien und zerstörenden Versuchen zunächst auf Couponebene
- Definition, Fertigung und Prüfung generischer Bauteilkomponenten

Im Mittelpunkt der fertigungstechnischen Betrachtungen steht eine Anlage zur automatischen Ablage thermoplastischer UD Tapes am DLR in Stuttgart. Der Legekopf stammt von der Firma AFPT und ist auf einem gängigen Industrieroboter montiert. BILD 23 stellt dabei die Anlage dar, zusammen mit einem Toolingkonzept in dem die Versteifungselemente der späteren Zielstruktur bereits eingelegt werden können. Untersuchungen auf

Bauteilebene werden erst aufgenommen werden, wenn auf Coupon- und Plattenebene die gewünschte Qualität erreicht wurde. Weitere Details zu diesem Unterarbeitspaket können der Referenz [4] entnommen werden.

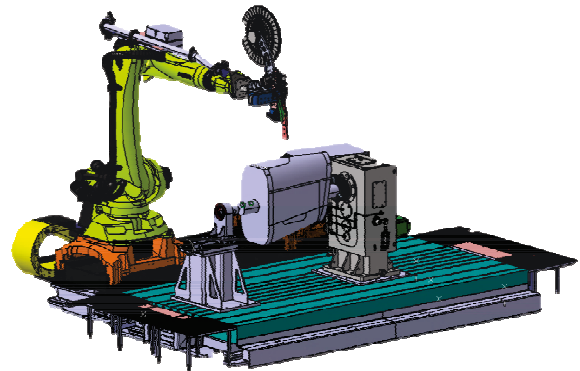


BILD 23. Thermoplastische Tape Placement Anlage am DLR Stuttgart

Ein weiteres Unterarbeitspaket im HAP4000 beschäftigt sich mit der ALM (Additive Layer Manufacturing) Technologie. Neben der Bewertung und Weiterentwicklung polymerer ALM Technologien, besteht ein Schwerpunkt in der Durchführung von Business-Case Analysen für unterschiedliche Bauteile aus unterschiedlichen Flugzeugprogrammen. Der Schwerpunkt liegt dabei auf die Anwendung der ALM Technologie für Ersatzteile, gerade bei Bauteilen die eine längere Beschaffungszeit benötigen.

Neben der reinen ALM Fertigungstechnik sind eine Reihe von Aspekten zu betrachten, um die Gesamtprozesskette (BILD 24) abzudecken. Dazu gehören Konstruktionsaspekte, wie Gestaltungsrichtlinien, die Konstruktion etwaig notwendiger Stützstruktur im ALM Prozess, aber auch Nachbearbeitungsschritte und Methoden zur zerstörungsfreien Prüfung zur Qualitätssicherung. Zu guter letzt müssen ALM Bauteile qualifiziert und zugelassen werden um ins Flugzeug Eingang zu finden. Eine Qualifikation kann als Bauteilqualifikation für das spezielle Bauteil oder über eine Prozessqualifizierung erfolgen. Kurz- bis mittelfristig wird eine Qualifizierung voraussichtlich nur als Bauteilqualifizierung möglich sein. In diesem Fall ist die Qualifizierung nur für das spezielle Bauteil, auf einer einzigen und ganz bestimmten Maschine nur gültig. Langfristig wird daher eine Prozessqualifizierung angestrebt.

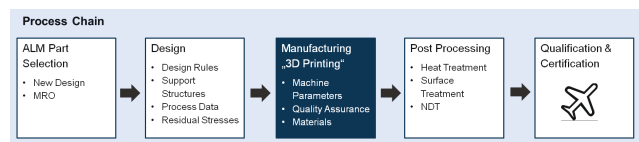


BILD 24. Prozesskette zur Auswahl, design, fertigung und zulassung von ALM bauteilen

Unter dem Begriff ALM verbergen sich sehr viele unterschiedliche Technologien, die sehr unterschiedliche Technologiereifegrade und unterschiedliche Funktions-

prinzipien haben. BILD 25 gibt eine Übersicht über sämtliche ALM Technologien, Materialien und Funktionsprinzipien. Der Schwerpunkt der Betrachtungen im Rahmen von FFS liegt auf den Pulverbettmethoden, hier speziell Lasersintermethoden (SLS).



BILD 25. Übersicht über ALM Technologien
(Quelle: www.3dhubs.com)

Für die technologischen Arbeiten wurde ein Demonstratorbauteil aus dem Eurofighter Flugzeug ausgewählt. Es handelt sich dabei um ein Isolatorbauteil (BILD 26) aus der Kraftstoffleitung des Eurofighter Flugzeuges, das im Serienprogramm aus einem extrudierten Hochleistungsthermoplast der PAEK Familie mit Kurzglasfaser spanend hergestellt wird. Im Rahmen dieses Technologieprojektes wurde das Bauteil im Lasersinterprozess aus EOS PEEK HP3 hergestellt. Eine Reihe von Couponproben wurden im gleichen Prozess hergestellt und in unterschiedlichen Raumrichtungen getestet (0°, 45° und 90°) um die Eigenschaften in unterschiedlichen Richtungen zu prüfen.



BILD 26. Original Isolatorbauteil (links) und ALM gefertigtes Bauteil (rechts)

Das ALM Bauteil wurde zudem im μ -CT Verfahren zerstörungsfrei geprüft um vor allem den Porengehalt zu erfassen. Weiterführende Prozessparameteruntersuchungen werden derzeit durchgeführt mit dem Ziel den Prozess zu erfassen. Ein mittel-bis langfristiges Ziel dabei ist es den ALM Prozess zu qualifizieren.

6. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Für zukünftige militärische Flugzeugplattformen ergeben sich neue Herausforderungen aus neuen und erweiterten Missionsanforderungen, die die Entwicklung neuer Fähigkeiten zum Entwurf, Bau und Instandhaltung effizienter, fortschrittlicher aber auch kostengünstiger Flugzeugstrukturen erzwingen. Dieser Beitrag gibt einen Überblick über die Ziele, die Arbeiten und die Ergebnisse der 6. Phase des Leitprojektes „Fortschrittliche

Flugzeugstrukturen“, die Ende 2017 abgeschlossen wird. Es wurde gezeigt, dass einer der Schwerpunkte im Bereich des strukturellen Klebens, als faserverbundgerechte Fügetechnologie, liegt. Das strukturelle Kleben wird dabei auch als Technologie verstanden, die neue, performantere und günstigere Bauweisenkonzepte ermöglicht. In diesem Kontext wurden Teilaspekte wie fortschrittliche Berechnungsmethoden, sichere und robuste Fertigungsprozesse inkl. Oberflächenvorbehandlung und zulassungsrelevante Themen bearbeitet. Ziel war und ist weiterhin die Entwicklung einer zugelassenen und durch Secondary Bonding gefügten Bremsklappe als Flugdemonstratorbauteil für den Eurofighter. Der Flugtest wird voraussichtlich im kommenden Jahr, 2018, auf einem der in Manching vorhandenen Eurofighter Testflugzeuge erfolgen. Ein weiterer Schwerpunkt im Vorhaben FFS6 ist die Entwicklung fortschrittlicher Faserverbundstrukturen für Radome mit Leichtbau-, Schlagfestigkeit- und elektromagnetischer Transparenzeigenschaften. Nach Erreichung des Technologiereifegrades (TRL) 5, zielen aktuelle Arbeiten auf die Erreichung von TRL6, die für Anfang 2018 anvisiert ist. Es wurde dargestellt, dass die Erreichung von TRL6 mit der Entwicklung, dem Bau und der Tests eines im Full Scale Maßstab Demonstrators einhergeht. Der dritte Schwerpunkt liegt im Bereich der Entwicklung von internen Nutzlastschächten die im Flug bei teils hohen Geschwindigkeiten 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. Hierzu wurden Prozesse und die dazugehörigen Softwaretools und Schnittstellen definiert und entwickelt und an unterschiedlichen Fallbeispielen evaluiert. Im Hauptarbeitspaket 4000 wurde gezeigt, dass thermoplastische Faserverbundstrukturen und polymere ALM (Additive Layer Manufacturing) Technologien als noch relativ neue Technologien betrachtet werden, mit hohem Potenzial die Fertigungskosten und -zeiten für zukünftige performantere Leichtbaustrukturen im Flugzeugbaubereich.

Es ist geplant das Leitkonzept FFS nach Beendigung der 6. Phase, ab Anfang 2018 für weitere drei Jahre in die 7. Phase zu führen. Der Schwerpunkt in FFS7 wird voraussichtlich die Weiterentwicklung multifunktionaler Strukturen unter stärkerer Nutzung digitaler Technologien und Prozesse in der Instandhaltung, in der Entwicklung als auch in der Nutzung sein. Geschlossene, digitale Toolketten, vernetzte Fertigungskonzepte werden die Entwicklungs- und Fertigungskosten und -zeiten zukünftiger Flugzeugstrukturen weiter reduzieren und zu fortschrittlichen, wirtschaftlichen Flugzeugen der Zukunft führen.

REFERENZEN

- [1] Calomfirescu M., et al, P.: FFS – Fortschrittliche Flugzeugstrukturen, Übersicht über die 6. Phase des Leitprojektes zu neuen Technologien für zukünftige, militärische Flugzeugplattformen, *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, Rostock, 2015.
- [2] Brand, C. et al.: FFS – Zur Entwicklung vogelschlaggefährdeter, multibandfähiger Radome für zukünftige UAVs, *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, München/Garching, 2017.
- [3] Karch, C. et al: FFS – Blitzschutz von Radomen: Eine Übersicht, *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, München/Garching, 2017.
- [4] Doll, G.: FFS – Thermoplastische Bauweisen für Sekundärstrukturen, *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, München/Garching, 2017.
- [5] Fricke, D.: FFS – Elastische Versteifungen am Beispiel einer Rumpflappe, *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, München/Garching, 2017.