

## Berichtsblatt

1. ISBN oder ISSN	2. Berichtsart Schlussbericht
3a. Titel des Berichts <b>KONRAT (Verbund ERNA) - Verifikation technologisch optimierter Rumpfkompontenten</b>	
3b. Titel der Publikation Verifikation technologisch optimierter Rumpfkompontenten - KONRAT –	
4a. Autoren des Berichts (Name, Vorname(n)) Herrmann, Ralf et. al.	5. Abschlussdatum des Vorhabens 31.03.2013
	6. Veröffentlichungsdatum 18.12.2013
4b. Autoren der Publikation (Name, Vorname(n)) Herrmann, Ralf et. al.	7. Form der Publikation Druck/ CD
	8. Durchführende Institution(en) (Name, Adresse) Airbus Operations GmbH Kreetslag 10 21129 Hamburg
13. Fördernde Institution (Name, Adresse)  Bundesministerium für Wirtschaft und Technologie (BMWi)  53107 Bonn	9. Ber.Nr. Durchführende Institution ESIRBG - RP1355266/ 2013
	10. Förderkennzeichen 20W0907A
	11a. Seitenzahl Bericht 33
	11b. Seitenzahl Publikation 33
	12. Literaturangaben 7
14. Tabellen	15. Abbildungen 30
	16. Zusätzliche Angaben
17. Vorgelegt bei (Titel, Ort, Datum) TIB, Welfengarten 1b, 30167 Hannover / Oktober 2013 PTL / Projekträger Luftfahrt; DLR, Bonn	
18. Kurzfassung  Ziel des berichteten Vorhabens war die Bearbeitung fortschrittlicher Rumpfkonzeppte der sogenannten zweiten Generation. Die bearbeiteten Konzepte gehen über heutige CFK-Rumpfkonzeppte hinaus. Es wurden verschiedene Lösungsansätze aus den Bereichen Versteifungskonzeppte, Türumgebungsstrukturen, Fußbodenintegration & Crash getestet bzw. Designkriterien erarbeitet.	
19. Schlagwörter CFK-Rumpf / Rumpf zweiter Generation / Kosteneinsparung / Gewichtsreduktion	
20. Verlag	21. Preis

## Document Control Sheet

1. ISBN or ISSN	2. Type of Report Final Report	
3a. Report Title <b>KONRAT (Verbund ERNA) - Verifikation technologisch optimierter Rumpfkompontenten</b>		
3b. Title of Publication Verifikation technologisch optimierter Rumpfkompontenten - KONRAT –		
4a. Author(s) of the Report (Family Name, First Name(s)) Herrmann, Ralf et. al.	5. End of Project 31.03.2013	
	6. Publication Date 18.12.2013	
4b. Author(s) of the Publication (Family Name, First Name(s)) Herrmann, Ralf et. al.	7. Form of Publication Paper document / CD	
	8. Performing Organization(s) (Name, Address)  Airbus Operations GmbH Kreetslag 10 21129 Hamburg	
13. Sponsoring Agency (Name, Address)  Bundesministerium für Wirtschaft und Technologie (BMW i)  53107 Bonn	9. Originator's Report No. ESIRBG - RP1355266/ 2013	
	10. Reference No. 20W0907A	
	11a. No. of Pages Report 33	
	11b. No. of Pages Publication 33	
	12. No. of References 7	
14. No. of Tables	15. No. of Figures 30	
	16. Supplementary Notes	
17. Presented at (Title, Place, Date) TIB, Welfengarten 1b, 30167 Hannover, October 2013 PTL / Projektträger Luftfahrt; DLR, Bonn		
18. Abstract  Objective is the refinement of advanced fuselage concepts, so called second generation CFRP-fuselage structures. Design concepts go beyond the scope of present CFRP-design.  Several solutions out of the areas Stiffening Concepts, Door Surround Structures, Floor Integration & Crash were tested and design criteria defined.		
19. Keywords CFRP fuselage next generation / Cost efficient manufacturing / High weight saving		
20. Publisher	21. Price	

---

**Verifikation technologisch optimierter Rumpfkompontenten - KONRAT -****Schlussbericht**

gemäß Anlage 2 NKBF 98 / Stand 2002

Zuwendungsempfänger: <b>Airbus Operations GmbH</b>	Förderkennzeichen: <b>20W0907A</b>	
Vorhabenbezeichnung: <b>KONRAT (Verbund ERNA)</b>		
Laufzeit des Vorhabens: <b>01.01.2010 bis 31.03.2013</b>		
Berichtszeitraum: <b>01.01.2010 bis 31.03.2013</b>	Bericht erstellt: <b>Dezember 2013</b>	Berichtersteller: <b>ESIRB-Team</b>



---

i.A. Ralf Herrmann

## Inhaltsverzeichnis

<b>1. ZUSAMMENFASSUNG</b> .....	<b>3</b>
1.1 AUFGABENSTELLUNG.....	3
1.2 VORAUSSETZUNGEN, UNTER DENEN DAS VORHABEN DURCHGEFÜHRT WURDE .....	3
1.3 PLANUNG UND ABLAUF DES VORHABENS .....	4
1.4 WISSENSCHAFTLICHER UND TECHNISCHER STAND ZU BEGINN.....	6
1.4.1 ALLGEMEINES.....	6
1.4.2 VERWENDETE FACHLITERATUR .....	9
1.4.3 ANGABEN ZU SACHVERHALTEN, RECHTEN, WELCHE DAS VORHABEN NUTZTE .....	9
1.5 ZUSAMMENARBEIT MIT ANDEREN STELLEN .....	10
1.6 VERÖFFENTLICHUNGEN.....	10
<b>2 TECHNISCHER BERICHT</b> .....	<b>11</b>
2.1 VORBEMERKUNGEN .....	11
2.2 NUTZEN UND VERWERTBARKEIT .....	11
2.2.1 ALLGEMEIN.....	11
2.2.2 MITTELFRISTIGE PERSPEKTIVEN .....	12
2.2.3 LÄNGERFRISTIGE PERSPEKTIVEN.....	12
2.3 ARBEITEN IM VORHABENVERBUND .....	13
2.4 EINGEHENDE DARSTELLUNG DER ERGEBNISSE .....	14
2.4.1 SUB CARGO CRASH KOMPONENTE .....	14
2.4.2 NEUE DESIGNPRINZIPIEN.....	21
2.4.3 TESTARTIKEL ZU SCHALENKONZEPTEN UND TÜRUMGEBUNGSSTRUKTUREN .....	29
<b>3 ANLAGE</b> .....	<b>33</b>

# **1. Zusammenfassung**

## **1.1 Aufgabenstellung**

Im Vorhaben KONRAT werden im Wesentlichen zwei Zielfelder zur Validierung neuartiger Strukturkonzepte bedient. Zum einen wird die technologische Vorbereitung von Rumpfstrukturen der „1st Generation+“ verfolgt, d.h. strukturmechanische Absicherung ausgewählter Lösungen zur Absicherung von Gewichtseinsparungspotentialen, die durch neue Bauweisen, Materialien und Fertigungstechnologien erzielt werden, bei gleichzeitiger Senkung der Herstellkosten durch Verbesserungen der konstruktiven Ausführung und Erprobung und Auswahl geeigneter wirtschaftlicher Fertigungsverfahren.

Ursprünglich war KONRAT als Validierungsplattform allein für den CFK-Rumpf der zweiten Generation geplant. Änderungen der Marktsituation erforderten jedoch Arbeiten an einer aktualisierten ersten Generation im Hinblick auf den Einsatz CFK-gerechterer Bauweisen zur Verbesserung der Gewichtsbilanz. Somit hat KONRAT jetzt die Aufgabe, im Zusammenspiel mit den anderen Vorhaben im Verbund ERNA die Technologien der „1st Generation +“ zu einer technologischen Reife entsprechend TRL6 zu führen.

KONRAT ist ebenfalls ein Proben- und Klein-Komponentenprogramm, das auf den konzeptionellen Arbeiten von ALF/ ALFAH aufbaut und die Aufgabe hat, Absicherungsdaten zu Lösungsvorschlägen zu generieren. KONRAT zielt hier auf einen 2nd Generation Composite Fuselage ab und ist auf einen langfristigen Technologiehorizont ausgerichtet.

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

Im Verlauf des Jahres 2009 wurde KONRAT als Element der technologischen Vorbereitung auf die zweite Generation der CFK-Rumpfkonstruktionen vorbereitet und als Fördervorhaben beantragt. Zum Jahreswechsel 2009/10 erzwangen der sich ändernde Markt und die Folgen der Finanzkrise eine Anpassung der Airbus-Produktstrategie. Folgerichtig verschoben sich auch die Gewichte und zeitlichen Horizonte bei den technologischen Vorbereitungsaktivitäten im R&T-Bereich. Airbus unterrichtete in einer Gesprächs- und Präsentationsfolge seine Partner sowie den Projektträger und den Fördergeber jeweils zeitnah über den Stand der notwendigen Anpassungen. Die daraufhin aktualisierten Zielsetzungen bezogen sich auf Technologien zur nachhaltigen Verbesserung kritischer Bereiche im CFK-Rumpf mit einer mittelfristigen (nicht mehr langfristigen) Verwertungsperspektive. Dafür prägte sich das

Schlagwort 1st Generation Plus ein. KONRAT sollte allerdings auch weiterhin Aufgaben erfüllen, die der sogenannten zweiten Generation von CFK-Rümpfen dienen.

In diesem Zusammenhang wird deutlich, dass sich moderne CFK-Technologie – insbesondere beim Composite Fuselage – heute in einem übergreifenden Kontext bewegt, wie er in der Vergangenheit nicht erlebt wurde. Enge und exakte Abstimmung und permanente Kommunikation mit dritten Stellen und Vorhaben sind absolut unentbehrlich und eine Voraussetzung für den Erfolg. Dies kann in Zukunft noch verbessert werden. Beispiele dafür sind die konzertierten Aktivitäten an anderen Airbus-Sites (etwa CORAC) und deutschen Industriestandorten (etwa PAG) sowie weiterer Partner, Unterauftragnehmer und Forschungseinrichtungen.

Gemeinsam mit dem Vorhaben VEKTOR wurden die Arbeiten zur 1.Generation abgeschlossen und die Aktivitäten im Verbund Reno weitergeführt.

Alle Arbeitspakete haben Ihre Vorgaben erreicht.

Die Technologien für CFK-Rümpfe der zweiten Generation machten die erwarteten Fortschritte in Bezug auf eine nachhaltige Verbesserung kritischer Bereiche im CFK-Rumpf.

Die aktuellen Vorhabenziele wurden weitestgehend erreicht.

### **1.3 Planung und Ablauf des Vorhabens**

KONRAT wurde für die Laufzeit vom 01.01.2010 bis 31.03.2013 geplant. Ein Projektstrukturplan beschrieb die Teilaufgaben, Fachdisziplinen und deren Zusammenwirken. Ein Ablaufplan schuf zeitliche Zuordnung unter den wesentlichen Arbeiten. KONRAT legte mit einem Meilensteinplan, der auch für die Partner-Vorhaben im Verbund galt, die Erfüllungstermine bestimmter Aufgabenstellungen fest.

Im Sommer 2010 ergab sich aus einer veränderten Marktlage und einer daraus resultierenden Änderung der Airbus-Technologiestrategie der Zwang, die im Projekt KONRAT bereits laufenden Arbeiten anders auszurichten. Durch eine verstärkte Konzentration des Verbundes ERNA auf die Generation 1+ blieb in KONRAT nur noch ein Teil der Ressourcen für den CFK-Rumpf zweiter Generation zur Verfügung. Dieser Anteil in Verbindung mit der verlängerten Periode bis zur Verwertung im Rahmen einer neuen Flugzeuggeneration ergab sich die Chance, die technologischen Voraussetzungen/ Schlüsseltechnologien, Bauweisen, Strukturkonzepte und Konfigurationen zur künftigen

Realisierung eines CFK-Flugzeugrumpfes der zweiten Generation weiter zu entwickeln, die entwickelten Konzepte ausführlich zu vertiefen und zu testen. Die technisch-wirtschaftlichen Potenziale wurden somit nachhaltig abgesichert.

Die Arbeitspakete der Teilaufgabe 2 (CFK-Rumpf 2.Generation) sind nachfolgend dargestellt:

WP 1: Test-Artikel Bereich Rumpfkonfiguration, Trennstellen. Modularisierung und Systemintegration (\*)

WP 2: Test-Artikel Bereich Neue Schalenkonzepte und Schalenverbindungen

WP 3: Test-Artikel Bereich Cut-Outs

WP 4: Test-Artikel Bereich Bilge Area, Frachtfußboden und Crashverhalten

WP 5: „Complex 3D loaded parts“

WP 6: Test-Artikel Bereich Cabin - Integration (\*)

WP 7: Papierstudien und Test-Artikel Bereich neue Design-Prinzipien

Das WP 6 wurde allerdings in KONRAT nach der Neuorientierung nicht mehr behandelt. Es war angedacht diese Themen in einem Folgeprojekt zu einem späteren, mit der zeitlichen Neuausrichtung kompatiblen Zeitpunkt zu behandeln.

## **1.4 Wissenschaftlicher und technischer Stand zu Beginn**

### **1.4.1 Allgemeines**

Mit der Entwicklung der B 787 betrat Boeing als Erster das Feld der großen CFK-Rumpfstrukturen für zivile Verkehrsflugzeuge. Man zog dort Nutzen aus einer sehr weitsichtigen und zeitlich stabil angelegten Technologiestrategie, die über mehr als 15 Jahre hinweg das Know-how für CFK-Rumpfstrukturen begründete.

Positiv wirkten sich die umfangreichen technologischen Arbeiten auf dem militärischen Feld aus, die sich ebenfalls mit der Frage kostengünstiger Herstellverfahren von CFK-Großstrukturen beschäftigten. In diesem Bereich wurde unter anderem das Wickeln großer Rumpfstrukturen erprobt. Boeing geht bei der strukturellen Integration über den Umfang und fertigt Tonnenabschnitte. Das sind große Röhren, innen stringerversteift – ohne Spante – die in einem einzigen Schuss hergestellt werden, d.h. Profile und Haut werden Nass-in-Nass aufgebaut und gemeinsam im Autoklaven gehärtet (polymerisiert). Der technische Aufwand ist hoch. Die Nass-in-Nass Technik lässt die Stringerpositionen in der äußeren dünnen Haut des gewickelten Bauteils deutlich hervortreten (Zeppelineffekt). Lackierte Abschnitte lassen davon allerdings nichts mehr erkennen, was möglicherweise auf Zusatzaufwände in Form Spachtel- und Schleifmaßnahmen zurück zu führen ist.

Das Ergebnis dieser Bauweise ist eine durch Stringer längsversteifte Hülle, die nach ihrer Entformung von einem hochkomplexen, kontraktionsfähigen, sehr schweren Innenkern über keine Eigensteifigkeit im Umfang verfügt. Die Querschnittsform muss erst wieder eingemessen, und über Hilfsstrukturen gestützt werden, damit Spante in der Röhre platziert und vernietet werden können.

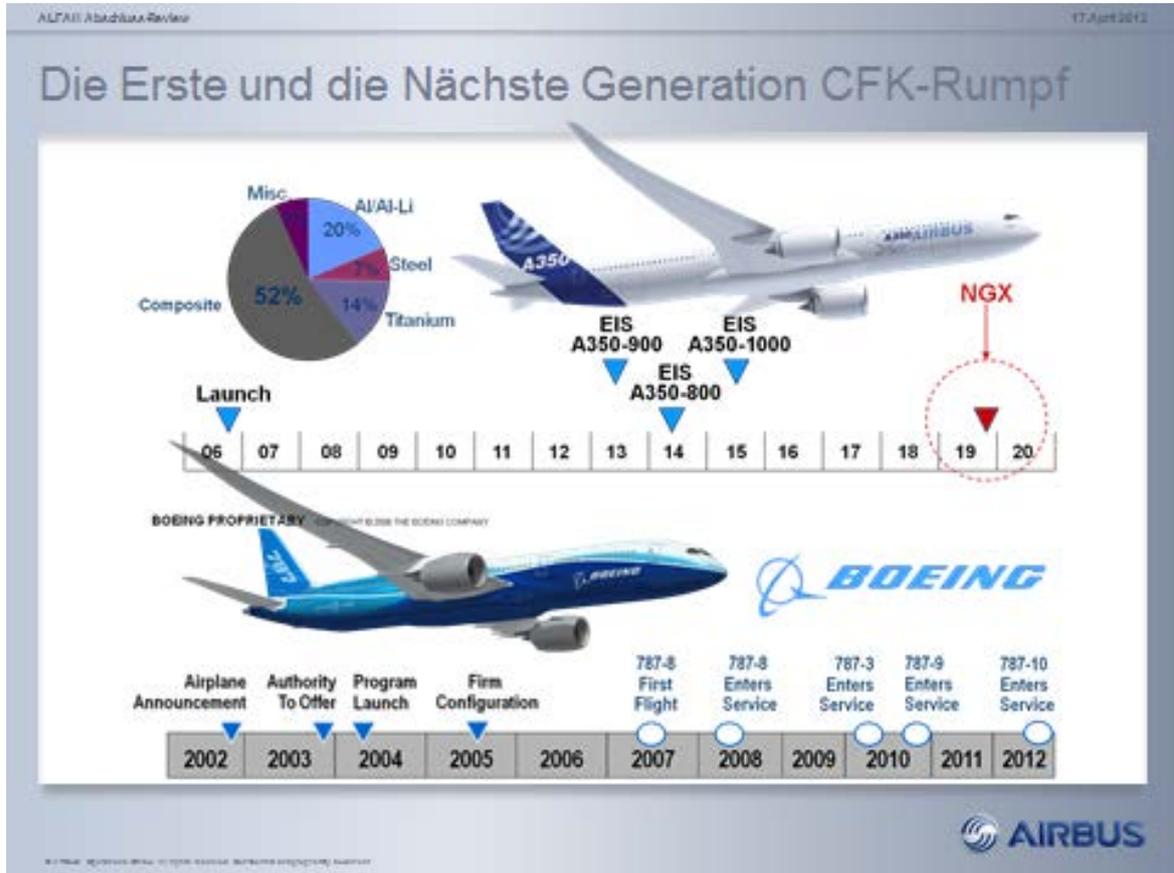
Viele fachlich mit dem Thema befasste Ingenieure bezweifelten allerdings wesentliche Performancevorteile gegenüber Metallbauweisen. Bezüglich der Herstellkosten war und ist auch heute noch eine wirtschaftlich vorteilhafte Produktion des Rumpfes nicht ohne weiteres erkennbar. Allerdings wird der Kosten-Nutzen-Beitrag des Rumpfes auch niemals separiert genannt. Vielmehr wird das Flugzeug mit seinem Gesamt-Leistungsprofil dargestellt, woran aber z.B. Flügel und vor allem Triebwerke größeren Anteil haben.

In Europa führten verschiedene industrielle Initiativen sowie nationale und EU-Förderprojekte in der Vergangenheit zur Entwicklung/ Vorbereitung von monolithischen CFK-Rumpfstrukturen. Die zu Projektbeginn bei Airbus vorangetriebenen Vorbereitungen der A350XWB zielten u.a. auf monolithische Bauweisen im „typical fuselage“ hin. Geförderte Vorhaben wie TECHMOCUM/ CRUVA schafften für den deutschen Bauanteil wichtige technologische Voraussetzungen zur Bewältigung der Aufgabe. Große CFK-Rumpfabschnitte gingen 2008 in die Erprobungsphase (strukturmechanische Belastungsversuche). Konstruktionen dieser Art werden als erste Generation bezeichnet.

Für die nächste Generation von Faserverbund-Rümpfen, der sogenannten zweiten Generation, lagen zu Projektbeginn die Ziele bei 20% Einsparungen bei Kosten und Gewicht und es wurde die Entwicklung massenproduktionstauglicher Herstellverfahren immer wichtiger. Man konnte erwarten, dass die zweite Generation CFK-Rumpf zu einem hohen Anteil fertigungstechnisch getrieben sein würde. Damit griffen ALF und der Verbund ALFAH das größte derzeit erkannte Problemfeld, die Herstellkosten, auf. Hier ergab sich prinzipiell die Chance, aus den bei Boeing und im eigenen Haus gemachten Erfahrungen zu lernen und die größten Kostentreiber zu vermeiden.

Während Festigkeiten in der Regel nicht auf dem kritischen Pfad hin zu einer Rumpfauslegung liegen, spielt die Art und Weise, wie Stabilität erzeugt wird, eine große Rolle bezüglich Performance und konstruktiv bedingte Herstellkosten. Das Prinzip, durch diskrete Profile die beulkritischen Flächen immer kleiner zu machen und schließlich unter eine kritische Größenordnung zu drücken, kennzeichnet monolithische Bauweisen. Jedes Profil muss über eine Krafteinleitung verfügen, damit es wirksam werden kann. Das Prinzip bestimmt im Wesentlichen die Anzahl der benötigten Einzelbauteile und hat damit Einfluss auf das Kostenniveau.

Zu den eigenen in früheren Projekten geleisteten Arbeiten gehört der Versuch, von diesem *diskreten* Versteifungsprinzip abzugehen, und durch *kontinuierliche* Versteifungen sowohl einen höheren strukturmechanischen Wirkungsgrad zu erzielen, als auch die Zahl benötigter Einzelteile zu reduzieren. Vermutete Risiken, hauptsächlich im Bereich „Kleben“ und „Robustness“, sowie der vermutete hohe, zur Zielerreichung noch zu leistende Arbeitsaufwand führten Airbus zu der Entscheidung, diese Arbeiten nicht fortzuführen.



## 1.4.2 Verwendete Fachliteratur

Fachliteratur im klassischen Sinne wurde nicht verwendet. Informationsquelle ist im Wesentlichen das Internet. Arbeitspapiere der verschiedenen Workshops liegen auf Airbus-Servern bereit für den Gebrauch in der Projektöffentlichkeit. Airbus-interne Vorschriften, Dokumente, Daten-Pools und interne Technische Berichte kommen standardmäßig zum Einsatz.

- /1/ Airbus Fertigungshandbuch 80-T31-2910
- /2/ Handbuch Faserverbund-Leichtbau (FVL)
- /3/ Vorhaben VEKTOR (Verifikation technologisch optimierter Rumpfkomponten)  
1.Zwischenbericht 2011, August 2011
- /4/ Sub Cargo Demonstrator Crash Test, Test Request, Q53VF3-500H-01,  
March 2011
- /5/ R. Hinz, M. Willamowski, J. Kupski: 075-0019\_TP123\_Industrial  
Dossier\_Reference\_Door Surround Structure Manufacturing Process  
Description\_V00
- /6/ R. Hinz, M. Willamowski, J. Kupski: 075-0052\_TP123\_WP3\_DSS\_Input for  
WrapUp2012\_V00
- /7/ J. Maslennikov, Assembly specification for DSS concepts, N00RP1143560

## 1.4.3 Angaben zu Sachverhalten, Rechten, welche das Vorhaben nutzte

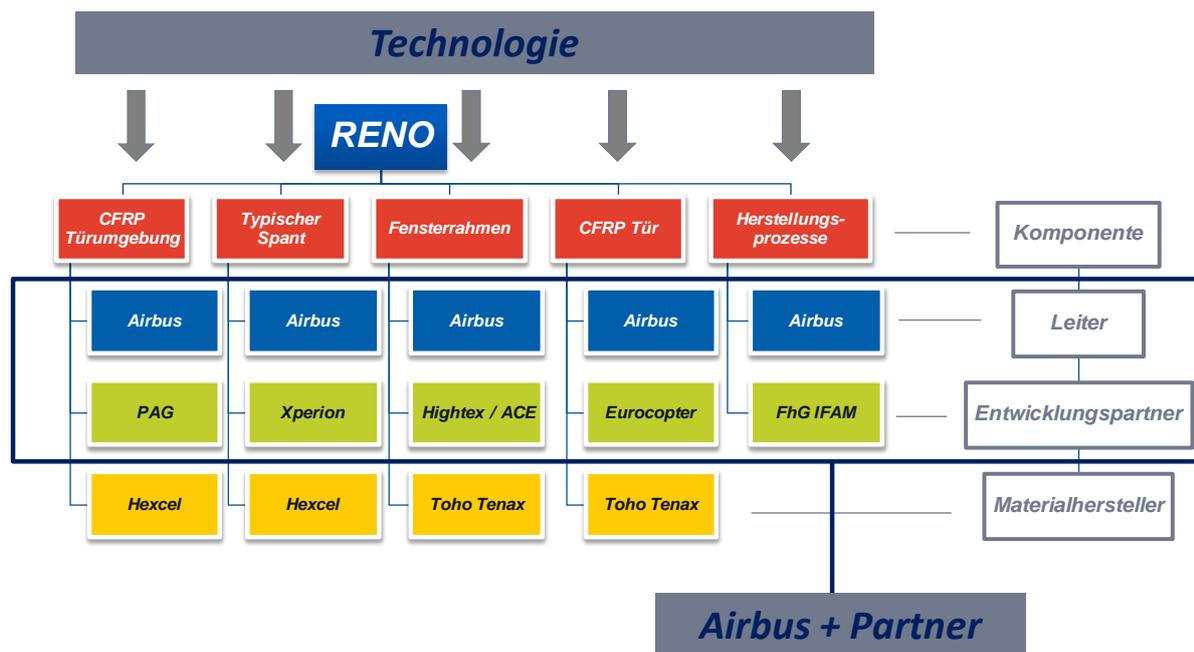
KONRAT betreffende technische Ergebnisse Dritter sind nicht bekannt geworden. Im Berichtszeitraum wurden keine Schutzrechte angemeldet oder erteilt.

## 1.5 Zusammenarbeit mit anderen Stellen

KONRAT gehört zum Verbundvorhaben ERNA und ist somit eng mit dem Vorhaben VEKTOR verknüpft. Aus Firmensicht betrachtet besteht der Verbund ERNA aus den drei Partnern Toho Tenax, Eurocopter & Airbus.

Die „Engineering“ Technologien in der „Ersten Generation“ wurden mit zusätzlichen Entwicklungspartnern durchgeführt, die als Unterauftragnehmer im Vorhaben VEKTOR agierten.

Ein neuer Verbund namens RENO löste ab 01.05.2012 die Tätigkeiten der ersten Generation+ in ERNA- KONRAT ab. KONRAT wurde mit den Themen der 2. Generation weitergeführt.



## 1.6 Veröffentlichungen

Im Berichtszeitraum (KONRAT Gesamtlauzeit) wurden keine Vorträge gehalten und keine Veröffentlichungen getätigt.

## **2 Technischer Bericht**

### **2.1 Vorbemerkungen**

KONRAT befand sich längere Zeit in einer Umplanungsphase, die erst mit dem Ende des 2.Halbjahres 2010 abgeschlossen wurde.

In diesem Abschnitt soll über die durchgeführten technischen Arbeiten berichtet werden, die gemäß Änderungsantrag dem Projekt KONRAT zuzuordnen sind. In den Arbeitspaketen der sogenannten „First Generation“ besteht eine extrem enge Verzahnung mit dem Vorhaben VEKTOR. Insbesondere Arbeiten, die durch die in KONRAT beauftragten Firmen direkt Inputs zu VEKTOR lieferten, werden im Schlussbericht des Vorhabens VEKTOR berücksichtigt. Auf Details wird hier deshalb verzichtet.

### **2.2 Nutzen und Verwertbarkeit**

#### **2.2.1 Allgemein**

KONRAT hat einen sehr breiten Bereich (konzeptionelle Gestaltung, Fertigungstechnik, Montage, Systeme, Kabinenbelange, Strukturmechanik und neue Werkstoffe) der Detailkonstruktion von Rumpfbauteilen bearbeitet, mit dem Ziel verbesserter Gewichte, Herstellkosten und kundenfreundlicherem „In-Service-Verhalten“. Im Fokus stehen Baugruppen, die entsprechend der Erfahrungen aus der ersten Generation einer wesentlichen Gewichtsverbesserung bedürfen.

Daneben wurden Daten erzeugt, ohne die Vergleiche und Machbarkeitsbeurteilungen für Rumpfstrukturen nicht abgeschlossen werden können. Es handelt sich z.B. um Materialkennwerte, Versagenskriterien und gemessene Verformungseigenschaften. Die Daten lagen zu Beginn des Vorhabens noch nicht vor, weil es sich per Definition um neue, bisher nicht ausgeführte Bauweisenkonzepte und lokale Lösungsansätze handelt.

Die Ergebnisse bilden einen wesentlichen Teil der Wissens- und Beurteilungsbasis, nehmen jedoch die bekannte Nachweis-Pyramide nicht vorweg. Diese muss sich für ausgewählte Lösungen dann anschließen.

Damit hat KONRAT Fähigkeiten auch in Bezug auf die Nachweisführung (behördliche Zulassung) von künftig zu entwickelnden Produkten mit Rumpfstrukturen der zweiten Generation erzeugt. Damit entspricht KONRAT vollständig der Philosophie der förderpolitischen Zielsetzung am Standort Deutschland.

### **2.2.2 Mittelfristige Perspektiven**

Das Vorhaben war in seinem Kern auf die Bereitstellung begründbarer Konzepte für die nächste Generation ausgerichtet. Auch wenn dies ein klarer in sich geschlossener Auftrag ist, ergeben sich künftig aus diesen dann vorliegenden Konzepten weiterführende Aufgabenstellungen die der Absicherung des Standortes und der Kenntnisse und Fähigkeiten von Airbus in Deutschland dienen.

Eine erste vollständige Verwertungsmöglichkeit für die neuen Bauweisen der zweiten CFK-Rumpfgeneration bietet sich frühestens mit Einführung eines neuen Short-Range-Flugzeugs. Damit ist die Perspektive grundsätzlich langfristig angelegt.

Mittelfristige Verwertungsabsichten bestehen bei Einzelthemen wie etwa:

- Aspekte der Passagierfußbodenauslegung
- Crash-Design für Fußbodenstützstangen
- Konzept der kaskadierten Energieabsorption (Einbauräume 1 bis 3 Crash-design)
- Tür- und Türrahmenkonzepte

in sogenannten Derivaten existierender Flugzeugprogramme.

### **2.2.3 Längerfristige Perspektiven**

Aus technologischer Sicht besteht die Perspektive, mit den Strukturen der zweiten Generation die Limitierungen der Ersten Generation im Bereich Performance und Kosten zu überwinden.

## **2.3 Arbeiten im Vorhabenverbund**

KONRAT ist ein Projekt im Verbund ERNA.

In ERNA wird hauptsächlich die sogenannte 1st Generation Plus in zahlreichen Vorhaben verfolgt. Insofern arbeitet KONRAT (bezüglich des Anteils 2nd Generation) mit keinem ERNA-Verbundpartner im Sinne Input – Output direkt zusammen. Die in den verbundenen Projekten in Abstimmung mit der Vorhabenleitung durchgeführten Arbeiten werden in eigenen Abschlussberichten dokumentiert.

## 2.4 Eingehende Darstellung der Ergebnisse

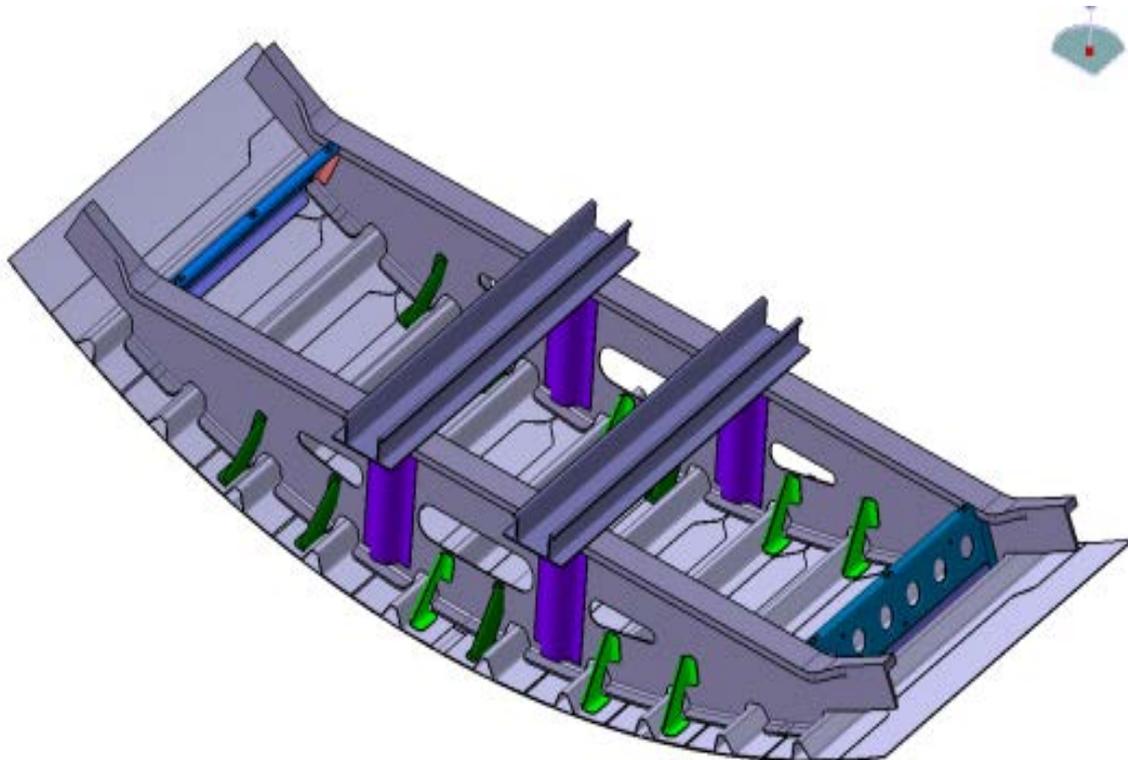
### 2.4.1 Sub Cargo Crash Komponente

#### Komponentenfertigung

Integrated Cargo Unit (ICU)

Ziel: Drop-Test einer „Integrated Cargo Unit“ aus verschiedenen CFK-Werkstoffen

→ hoch integrierte Spant-Querträger Konstruktion mit besonderen crash-tauglichen Eigenschaften

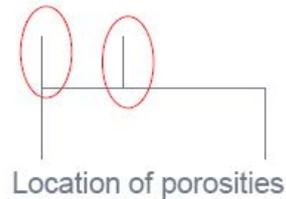


Im Projekt wurden zwei ICU – Komponenten gefertigt und geprüft. Ein Bauteil wies im Bereich der Gurte Porositäten auf die außerhalb der zulässigen Größe lagen (die Poren waren bedingt durch eine Undichtigkeit des Tools). Entsprechende Änderungen an der Vorrichtung wurden vorgenommen.

Das Bauteil wurde noch für weitere Voruntersuchungen/Vorversuche verwendet.

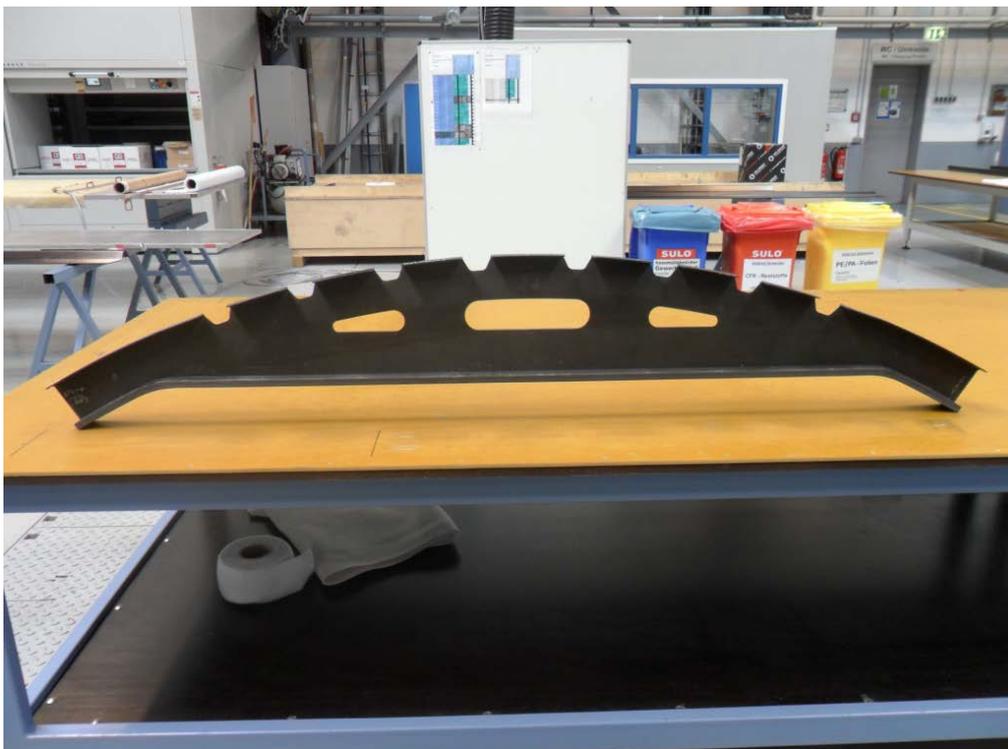
### ICU SN01

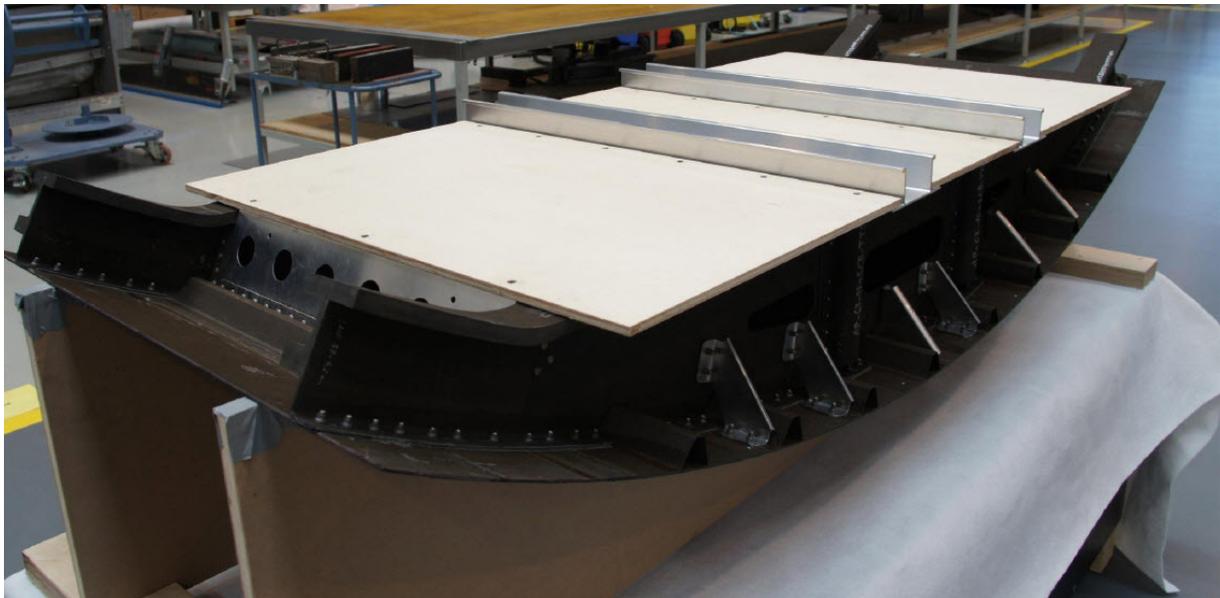
- Infusion April 2011
- Porosities in upper/lower flange (waiting for NDI results: extent of porosities to be validated)



- Minor Changes in Infusion concept for SN02 -> Details see back-up

Bei der Infusion der zweiten ICU trat infolge eines Prozessfehlers ein Leck auf, welches zu trockenen Stellen auf dem Bauteil führte. Das Bauteil ist für den Crashversuch leider nicht verwendbar, wurde aber ebenfalls für Detailuntersuchungen benutzt.





Die Fertigung von zwei weiteren ICU-Komponenten konnte in der Projektlaufzeit erfolgreich zum Abschluss gebracht werden. Aufgrund von Engpässen beim CTC, Hersteller der Crash-Komponente, konnten die Arbeiten erst zu Projektende abgeschlossen werden. Der Test des Bauteils kann nunmehr nicht mehr innerhalb von KONRAT durchgeführt werden. Mit dem Projektträger wurde eine Verlagerung ins Projekt TENOR abgesprochen.

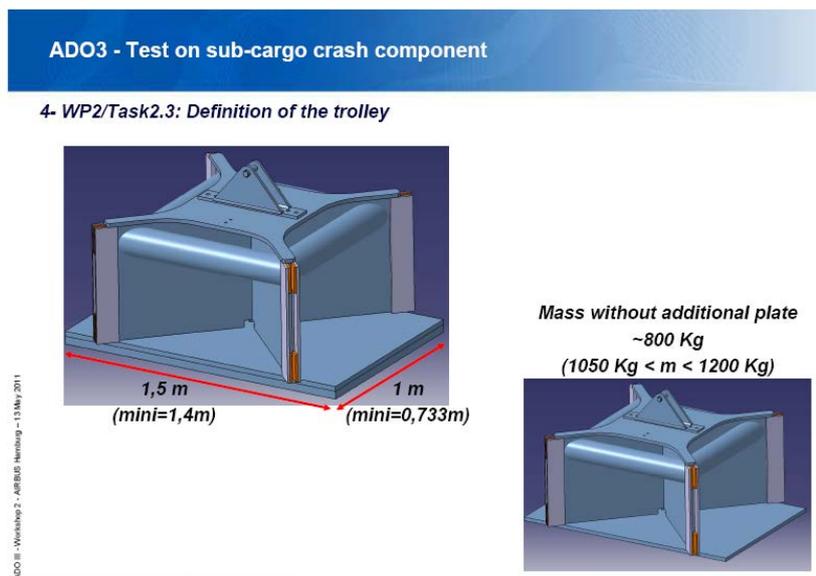
## Testvorrichtung

Für die Testdurchführung wurde ein Test Request erstellt und dem Testinstitut ONERA zur Verfügung gestellt.

Für die Auslegung und den Entwurf der Testvorrichtung sind nachstehende Festlegungen diskutiert und abgesprochen worden.

- **Trolley Design**

Für die Auslegung des Trolleys standen zunächst zwei Varianten zur Diskussion: a. Fixgewicht und b. variables Gewicht, durch Beilegen von Gewichtsplatten einstellbar. Realisiert wird jetzt die Variante b, dadurch ist eine hohe Flexibilität in der Parameterwahl und der Versuchsdurchführung gewährleistet..

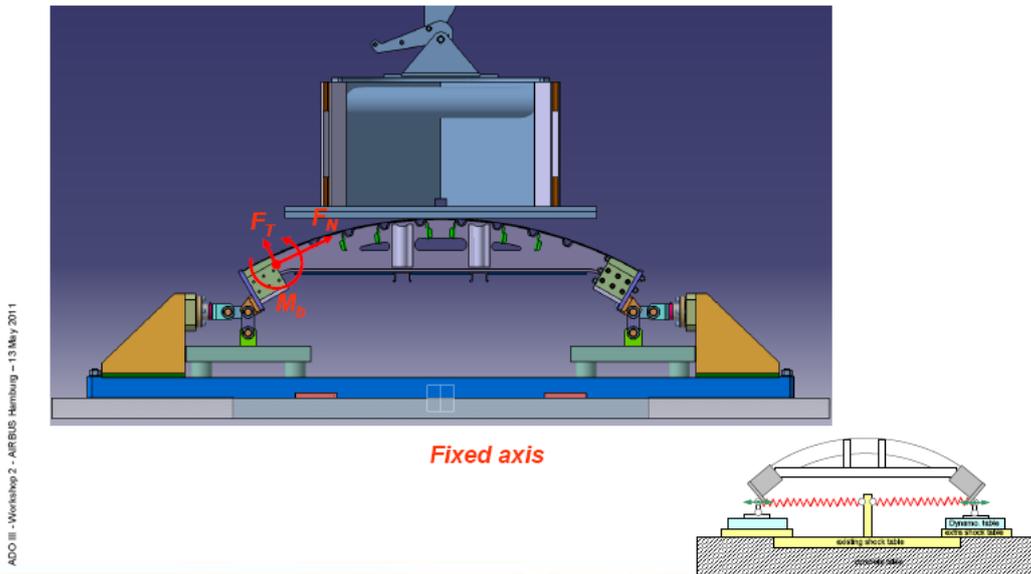


- **Test Rig Einspannbereich**

Die nachfolgende Abbildung zeigt die Lagerungsbedingungen für die Komponente. Um im Versuch repräsentative Ergebnisse zu erreichen, müssen die Lagerungsbedingungen einschließlich des bauteilseitigen Kräfteinleitungsbereiches spezifisch gestaltet werden. Um im Kräfteinleitungsbereich eine kombinierte Druck- Biegebeanspruchung zu erzeugen, wie sie den Gegebenheiten in der Realität entspricht, sind die Lager in y-Richtung als unverschiebbar angeordnet.

**ADO3 - Test on sub-cargo crash component**

3- WP1/Task1.1: Definition of the loading principle = bending + compression (+ shear)

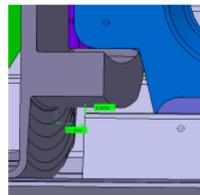


Für die konstruktive Gestaltung des komponentenseitigen Kräfteinleitungsbereichs wurde seitens des DLR zunächst unterstützend eine Simulationsrechnung durchgeführt, um eventuelle „Schwachstellen“ (lokale Spannungserhöhungen usw.) zu identifizieren und im Design entsprechende Vorkehrungen treffen zu können.

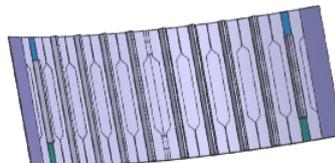
**ADO3 - Test on sub-cargo crash component**

2- Main modifications/decisions since 1st workshop

- No Mousehole/Stringer in the clamping area
- Radial cuttings at the specimen edges



- Reinforcements at the skin



(No Reinforcement at the frame)

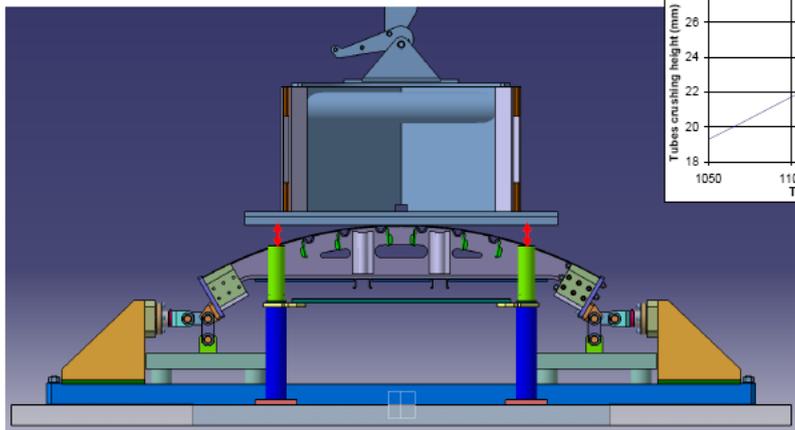
30 - Workshop 2 - AIRBUS Hamburg - 13 May 2011

- **Fangvorrichtung für den Trolley**

Für eine detaillierte Auswertung der Versuchsergebnisse und die Korrelation von Versuch und Pre-Testsimulation sowie der nachgeschalteten Post - Test Simulation ist es von Wichtigkeit, eine komplette Zerstörung der Crashkomponente zu verhindern. Hierzu werden die in der folgenden Abbildung gezeigten Rohrabsorber benötigt, die die Fallhöhe des Trolleys begrenzen. Die Absorber werden aus Aluminium gefertigt. Das Design garantiert eine absolute Reproduzierbarkeit der Absorberwirkung. Derartige Elemente sind bereits bei verschiedenen anderen Versuchen erfolgreich angewendet worden.

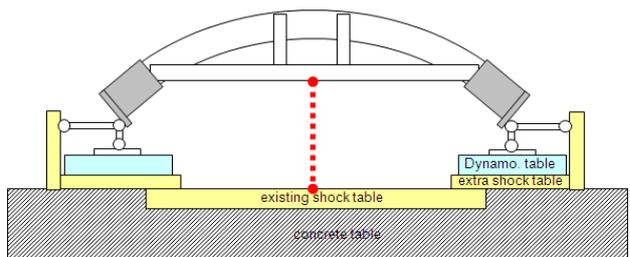
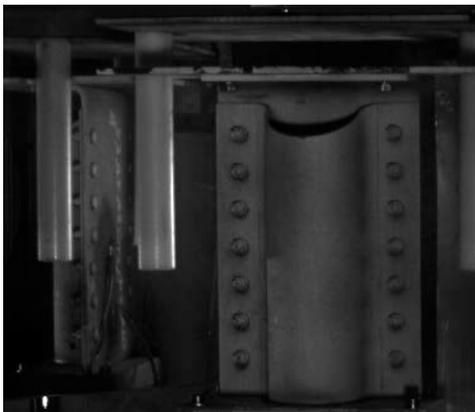
**ADO3 - Test on sub-cargo crash component**

**4- WP2/Task2.1: Definition of the testing rig**



ADO III - Workshop 2 - AIRBUS Hamburg - 13 May 2011

Free stroke = 100mm → Adjustable to 130mm (tube length)

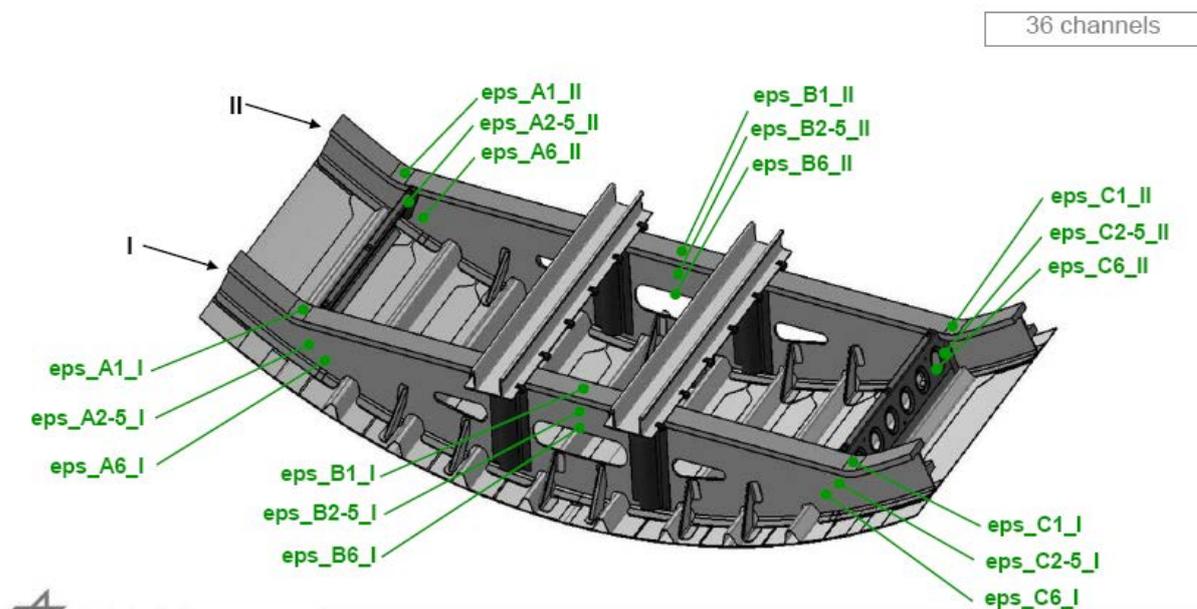


- **Instrumentierungsvorschlag DLR**

Im Folgenden wird zeigt in der Übersicht der DLR-Vorschlag für die DMS Instrumentierung gezeigt. Dieser wird bis auf geringfügige Änderungen im Versuch verwendet werden. Dieser Entwurf basiert wesentlich auf den Pre-Test Simulationen des DLR.

## Test instrumentation proposal

➤ **Strain measurement**



## 2.4.2 Neue Designprinzipien

Das Arbeitspaket umfasst Arbeiten zu

- Robustheit und Schadenstoleranz von Rumpfschalen bei reduzierten Hautdicken
  - Schadenstoleranz/Robustheit durch neue Materialien und Technologien, Ermittlung Stand der Technik, Definition und Durchführung von Versuchen
  - Blitzschlag (Effekte durch Werkstoffe und Oberflächenbeschichtung), Ermittlung Stand der Technik
  - Durchsenkung von gebolzten Fügungen aufgrund geringer Wandstärken, Definition und Durchführung von Versuchen
- “Large-Damage“-Kriterien für dünne Häute
  - Large-Damage für Hautdicken  $t < 1.6\text{mm}$ , Beurteilung durch Analyse
  - Korrelation eines vereinfachten Analysemodells realistischer Schäden, Definition eines Modells, Definition und Durchführung eines Versuches
  - Probabilistische Analyse zur verbesserten bereichsweisen Zuordnung realistischer Schäden in Flugzeugrümpfen, Papierstudie
- Tragfähigkeit von dünnen Häuten im Nachbeulbereich
  - Reduktion der Anforderungen bez. Beulbeginn, Entwicklung neuer Regeln, parametrische Analyse auf Basis von FEA, Definition und Durchführung von Versuchen zur Validierung der Methode
  - Konstruktionsprinzipien zur Verbesserung der Schälfestigkeit von Stringer/Haut- Verbindungen; Definition, Durchführung und Analyse von Tests zur Beurteilung von strukturellen Details
- Lay-up und Design Regeln, Beurteilung des Potentials bez. Gewicht/Robustheit
  - Omega Stringer ohne  $90^\circ$  Lagen; Analyse strukturmechanischer Einflüsse auf Schadenstoleranz, Stabilität und Lastüberleitung, Definition/Durchführung/Analyse von Versuchen
  - Fibre steering; Papierstudie bez. konstruktiver Parameter von AFP-Prozessen, Abschätzung von Einflußgrößen bez. strukturmechanischer Eigenschaft
  - Maximal zulässiger Nietabstand; Durchführung von generischen Versuchen
  - Anisotrope Lamine in lokalen Verstärkungen; Durchführung von generischen Versuchen

- Nichtverschachtelte, lokale Verstärkungslagen für hochbelastete Bereiche (Lasteinleitung, Ausschnittsverstärkung); Durchführung von generischen Versuchen bez. Schadenstoleranz und Ermüdung.

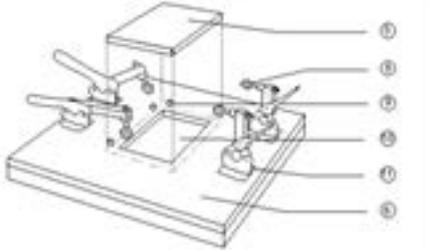
Wie schon aus der Beschreibung zu erkennen ist, sind alle Punkte als Gewichtstreiber hinsichtlich minimaler Hautdicken zu betrachten. Ihnen ist deshalb bei der Verfolgung von Gewichtszielen eine besondere Aufmerksamkeit zu widmen. Schadenstoleranz und Robustheit sind hierbei die besonderen Schlagworte.

- Neue Materialien wurden identifiziert und in Bezug auf Robustheit untersucht
- Coupons hergestellt und getestet

Wrap-up D01 - CSRG2 - Ref. PR-11-1000 - IMAA 1 13/10/2012

## Neue Designprinzipien/ Robustness

- Terminology of Robustness
  - It is required that minimum skin thicknesses be determined to address safety and robustness concerns for the structure. Robustness enables an aircraft, which suffers impact events to *avoid the need for frequent repairs.*
- Coupon Test Request (RE1010101\_v3.1):
  - *Determine perforation behaviour, visibility*
  - ACI low grade material evaluation at coupon level only
  - Link to SoA A350 CAI db and barrel level



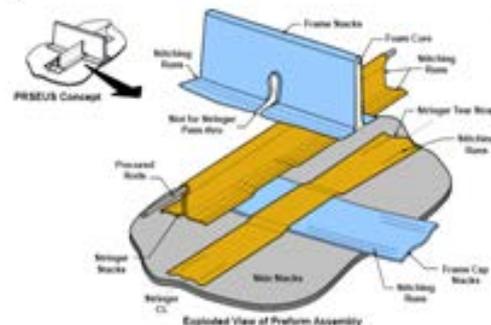
**Coupons hergestellt und getestet**

Page 10 

Während der Projektlaufzeit wurden insbesondere Studien zum Vernähen und ergänzende Coupontests zum Selective Stitching durchgeführt, bei dem das Strukturverhalten durch Selektives Vernähen verbessert werden kann und damit ein Potenzial zur Wanddicken- und Gewichtsreduzierung gegeben ist bei gleichzeitig verbesserter Schadenstoleranz.

## Introduction *Selective Stitching*

- New approach developed by Boeing and NASA: ***selective stitching***
- Stitching at ***strategically chosen location*** may be sufficient, potential advantages mentioned:
  - improved damage arresting behaviour – crack turning
  - improve peel strength
  - “multi load path redundant panel with stitched interfaces to arrest damage propagation” – fail safe design
  - Good fatigue behaviour reported
  - Potential weight saving
- Competition design approach
  - PRSEUS (Pultruded Rod Stitched Efficient Unitized Structure)



## Research by the Competition - Manufacturing

Selective stitching



Complex Panel Geometry Fabricated without IMJ Tooling

Page 10



Single Sided Stitching of Dry Fabric

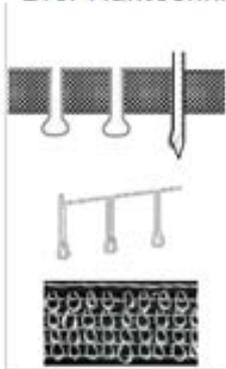
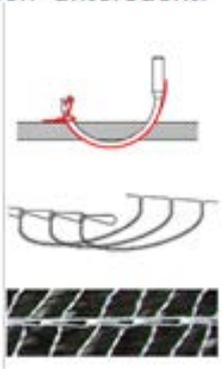
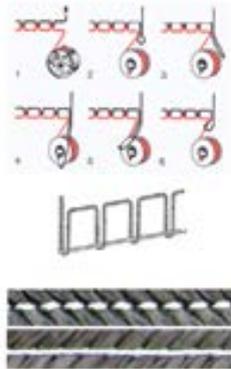
Curing



DRNA Schlatzer/Merl/III/Finke/Warden/KONRAT Jul 2012

## Neue Designprinzipien: Selective Stitching

Drei Nähetechniken wurden untersucht:

		
<p>Tufting</p> <p>KSL</p> <p>Chomarar,</p>	<p>Single sided stitching</p> <p>KSL</p>	<p>Double sided stitching</p> <p>KSL</p>



**“Large-Damage”-Kriterien für dünne Häute**

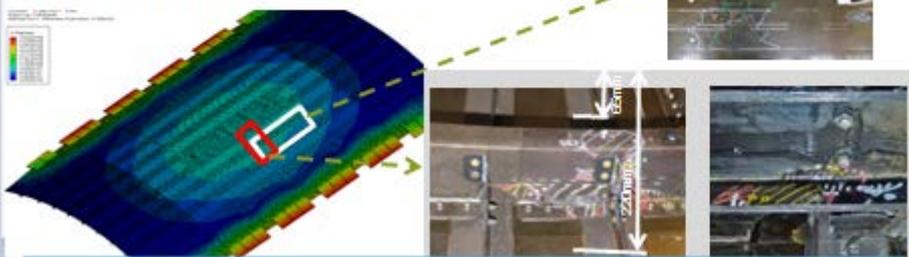
Ein aus dem ALCAS Projekt stammendes unversehrtes Testpanel (LD3) wurde erfolgreich bis 1.4 LL ohne Versagen unter neuen zusätzlichen Lastfällen getestet (Schub-Druck und Kabinendruck)

TP120 - In-service testing program - CSR 22 October 2011

### Realistic LD – lessons learnt

Panel with R-LD was prepared with stringer, skin, cleat and frame multiple impact scenario damages (VID, but not OD level), including stiffener junctions. The test demonstrated:

- 1.1LL-Dp & >1.1LL-Mech. capability (!)
- Without ODs / DSDs, the frame does not sustain Dp-critical damage
- LCs without Dp (primarily S-C) are more critical
- No growth (!)
- HVIs more severe



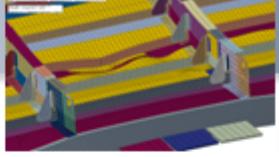
**LD3 panel test 2<sup>nd</sup> campaign with increased damage ongoing**

TP120 - In-service testing program - CSR 22 October 2011

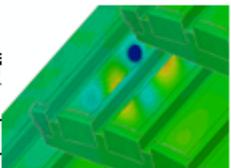
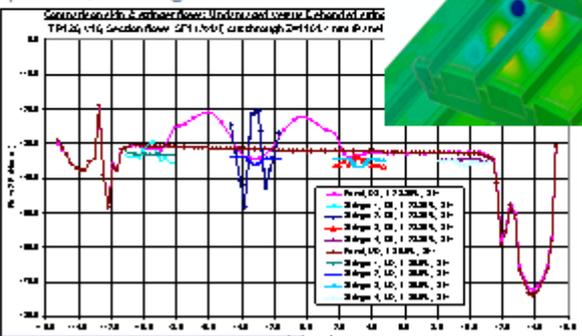
### Realistic LD – way forward

Investigations:

- a) Inclusion of HVIs in the multiple impacted R-LD panel
- b) Numerical investigation of testing a number of existing smaller S-C panels; damages TBD



HVI: Stringer web fracture and extended debonding

**LD panel to be tested in s/c in 2012**



Abbildung 1: ReaLISTIC – way forward

## Lay-up und Design-Regeln (Referenz-Struktur Design-Prinzipien, RSDP)

Panel/ coupons für structurelle Versuche gefertigt und getestet

Countersunk coupons gefertigt und getestet, keine zylindrischen Bohrungen

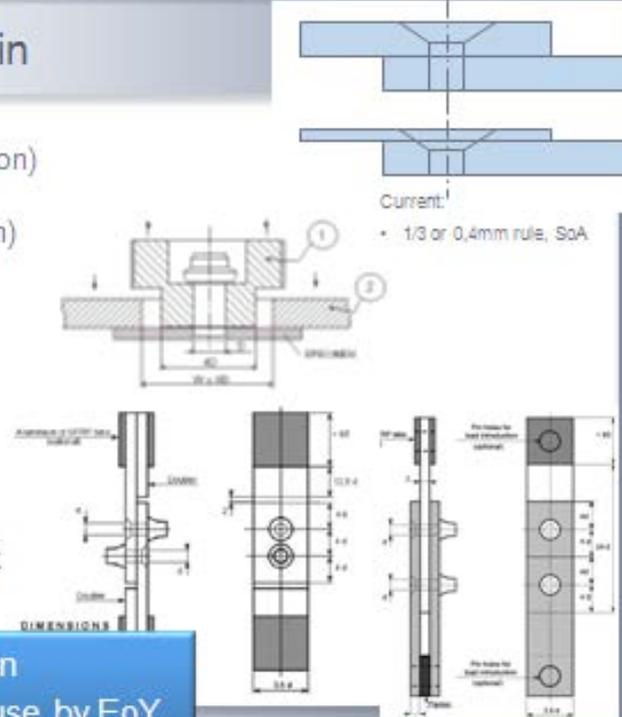
Untersuchungen an Dopplern

Exotische Lay-ups für Stringercrippling

TP120 Generic Review 2011 - CSRS  
October 2011

### Countersunk – Lap Joint

- General
  - Single Lap Shear (Tension)
  - Double Lap Shear (Tension & Compression)
  - Bearing Bypass
  - Rivet-Pull Through
- Same test with
  - Countersunk bolts
  - protruded as reference
- Loading
  - Static
  - Fatigue sensitivity check



Current:  
• 1/3 or 0,4mm rule, SoA

**• Coupons under preparation**  
**• To be delivered to test house by EoY**



© 2011 Airbus Industrie. All rights reserved. Airbus is a registered trademark.

TP130 - Second Review 2011 - CSRS22 October 2011

## Manufacturing Trials

- Bore plate manufacturing trials as basic approach
  - Required fastener pre-loading, sufficient clamping load
  - Hole geometry [1]
  - Delaminations [2]
  - Sealant flow & thickness [3]
  - Contamination (swarf & burrs) [3]
  - Fastener pull-in / quilting [3]
- Method
  - Assembly & Disassembly for quality assessment of sharp edges (flaking)
  - Micro cuts for joint quality assessment

- TMDA agreed AoP
- Kick-off January planned

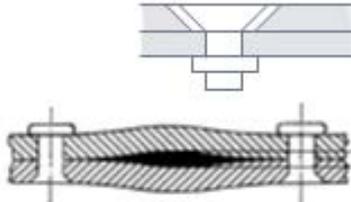


Figure: Quilting between fasteners

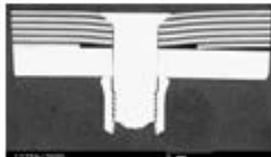


Figure: Fastener pull-in

 April 2011

TP130 - 2nd Generation Fuselage Doubler - CS/GO - Ref. XC3PR1100201 - Issue 2

## Compact Doubler – Challenge SoA

- Application Scenarios
  - In areas with concentrated loads / cut-out reinforcement (see right)
  - Simplified layup, higher AFP speed
  - No interleaving or cover ply
- Possible Damage
  - Crack initiation due to peel stress in tension:  
Failure of composite adherent (see below)
- Damage simulation at coupon test
  - Impact:  
Delamination area of 600mm<sup>2</sup> to be calibrated, compare to barrel level
  - Manufacturing flaw by teflon foil

- Coupons under preparation, NDI
- To be delivered to test house by EoY

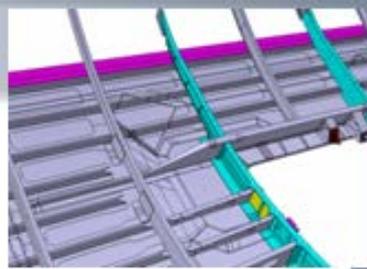


Figure: Typical Doubler Scenario

External



External Patch-Up

Figure 18: External Patch-up

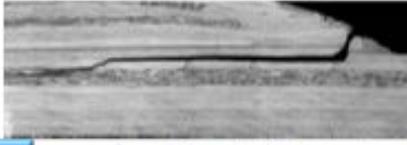
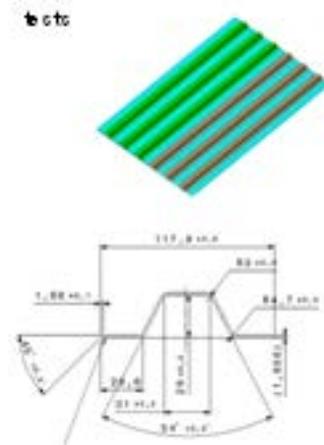


Figure: Expected failure mode



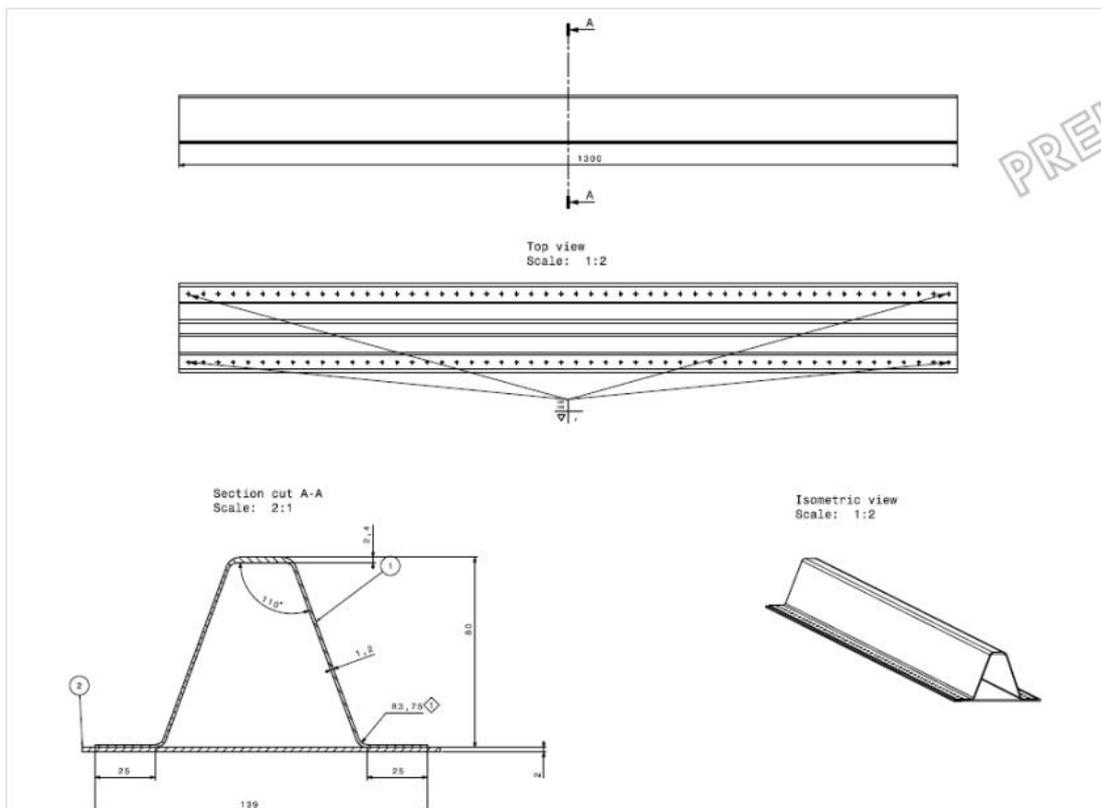
## TP126 - Exotic Stringer Layups

- Manufacture flat panel for stringer element crippling test
  - Panel dimensions 2000\*1277
  - Low grade IMA/M21e material
  - Skin layup 3/4/4/4 (1,90mm)  
(45/90/-45/0/-45/45/90/0/90/45/-45/0/-45/90/45)
  - 3 Stringer layups, 2 of each type
    - Layup type1: 4/2/2/0 1.016mm  
(45/0/0/-45/-45/0/045)
    - Layup type2: 5/2/2/0 1.143mm  
(45/0/0/-45/0/-45/0/045)
    - Layup type3: 4/4/1 1.143mm  
(15/-15/15/-15/90/-15/15/-15/15)



### 2.4.3 Testartikel zu Schalenkonzepten und Türumgebungsstrukturen

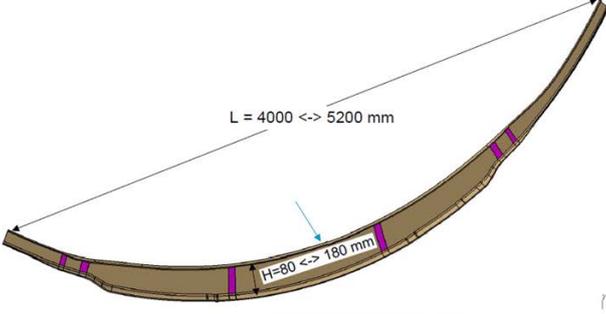
Im Rahmen der Untersuchungen von Schalen- und Versteifungselementen und Überprüfung der Eignung von textilen Vorprodukten zur Spantherstellung wurde ein Spant-Testbauteil geplant und ausgelegt.



17-02-2012

## Complex frame demonstrator

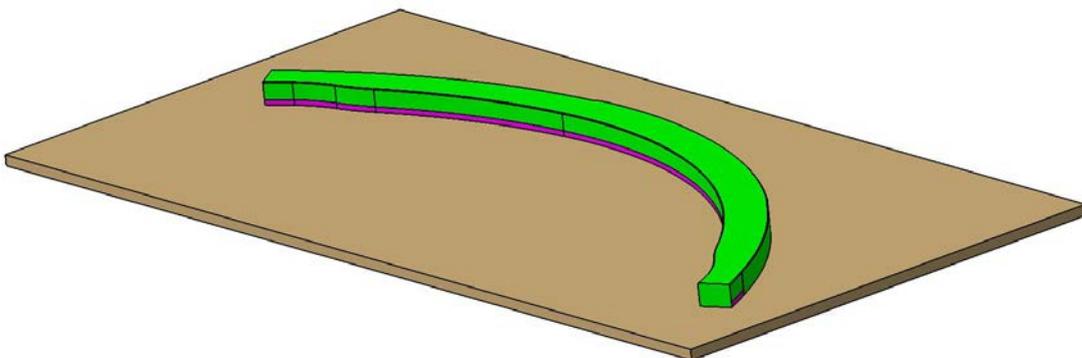
- Objective: Drapability demonstration of C-/Z-frames
- Three configurations demonstrated:
  - Prio 1: Dry fibre technology (e.g. NCF)
  - Prio 2: Prepreg
  - Prio 3: Braiding
- Availability of parts: March 2012
- Priority: High
- Geometry to be confirmed



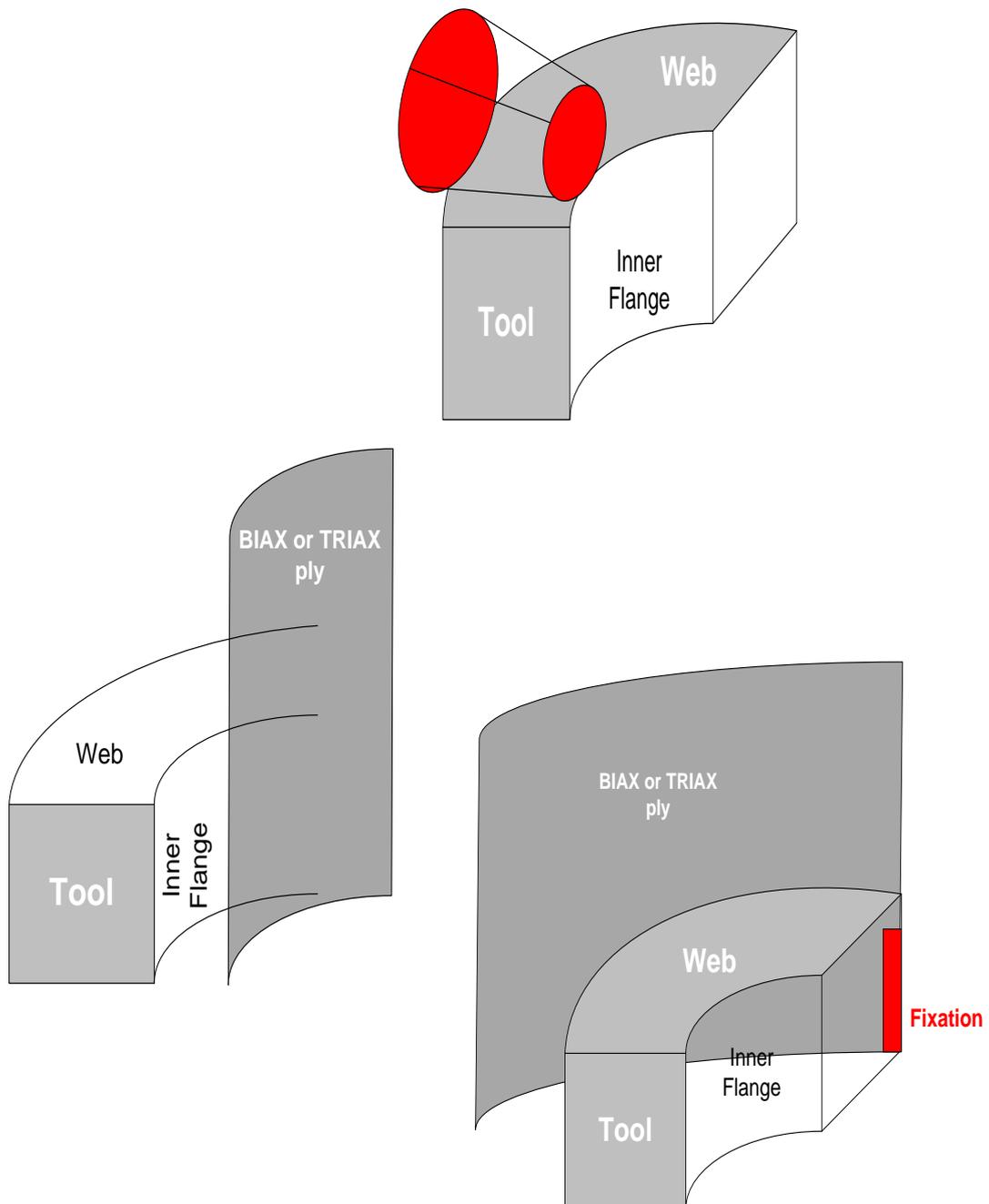
© AIRBUS Operations GmbH. All rights reserved. Confidential and proprietary document.

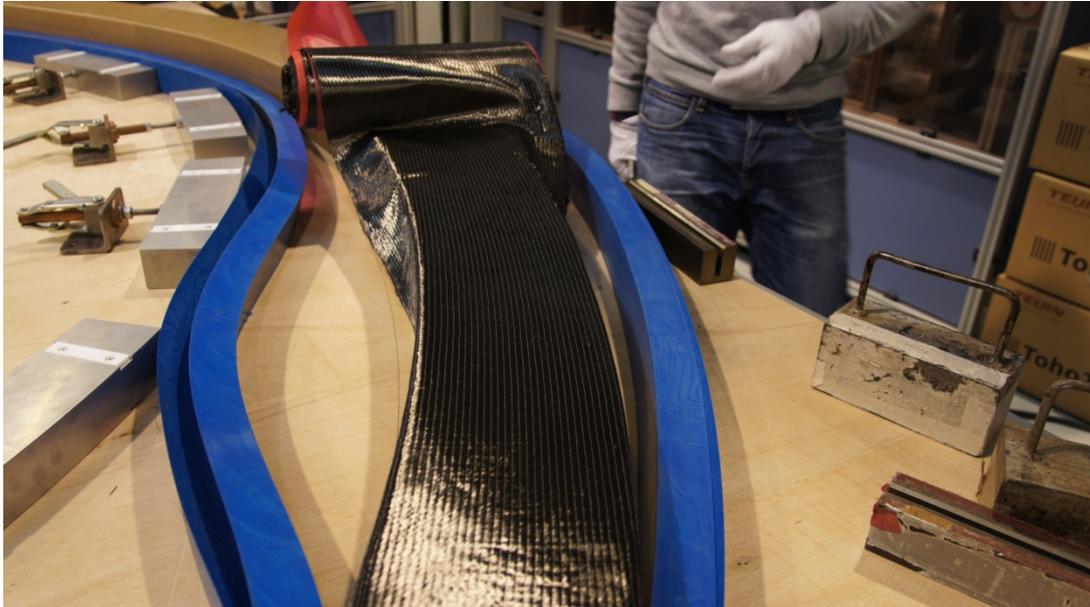


Es wurden Drapierversuche in Trockenfasertechnologie durchgeführt. Dazu wurde ein positives Drapierwerkzeug auf Basis der konkreten Zielgeometrie angefertigt. Das Werkzeug vereint alle drapierkritischen Elemente der Türrahmenstruktur, sowohl in integraler als auch in differentieller Bauweise.



Getestet wurden verschiedene Wirkprinzipien des Drapierens, um zunächst grundsätzlich die Drapierfähigkeit des Textils auf der Zielgeometrie nachzuweisen und ferner ein automatisiertes Industrialisierungskonzept auszuarbeiten.





Zur quantitativen Auswertung der Drapierversuche wurden fotografische Aufnahmen des Geleges gemacht und eine lokale Faserausrichtung ermittelt. Die einerseits geometrisch und andererseits drapierkinematisch bedingte Faserwinkeländerung über die Bauteilgeometrie hinweg fließt anschließend in die Festigkeitsanalyse des Bauteils ein, um die FE-Simulation den realen Bauteileigenschaften besser anzunähern.

