

GEWICHTSANALYSE EINES DOPPELSCHALIGEN CFK-RUMPFES MIT HILFE PARAMETRISCHER MODELLIERUNGSVERFAHREN

J.-U. Prowe^a, B. Bautz^a, C. McMahon^b, A. Hartwig^b, H.-P. Wentzel^b, W.-D. Dolzinski^b,
M. Kolax^b

^a EADS, Corporate Research Centre Germany
Willy-Messerschmitt-Straße, 85521 Ottobrunn

^b Airbus Deutschland GmbH
Kreetslag 10, 21129 Hamburg

ÜBERBLICK

Um die Potenziale doppelschaliger CFK-Strukturen hinsichtlich der Gewichtsreduzierung eines Flugzeugrumpfes abschätzen zu können, wird unter Verwendung der Finite Elemente Methode (FEM) eine Gewichtsanalyse durchgeführt. Sowohl die Generierung der Modelle als auch die Auswertung der Berechnungen wurden weitgehend automatisiert. Dabei werden eigens erstellte Programme verwendet, die eine hohe Flexibilität beim Modellaufbau und eine übersichtliche Darstellung der Ergebnisse ermöglichen. Neben der globalen Struktur des Flugzeugrumpfes wurden auch lokale Phänomene wie Verstärkungen im Bereich von Ausschnitten untersucht.

Die Ergebnisse der Berechnungen werden im Rahmen eines Versuchsprogramms verifiziert, das neben statischen Untersuchungen auch Versuche zu Dauerfestigkeit und Schadenstoleranz der Struktur umfasst.

1. EINLEITUNG

Im Rahmen der Luftfahrtforschungsprogramme (LuFo) der Bundesregierung werden seit 1999 vom heutigen Bundesministerium für Wirtschaft und Technologie (BMWi) Projekte gefördert, welche die Entwicklung eines Flugzeugrumpfes in Faserverbundbauweise zum Ziel haben. Unter Federführung der Airbus Deutschland GmbH wurden dabei im Projekt „CFK-Rumpf“ zunächst neuartige Konzepte für die Rumpfarchitektur erarbeitet und bewertet. Dabei zeigte der „Integrierte Doppelschalen“ (IDS) gegenüber einer monolithischen Bauweise das größere Potenzial im Hinblick auf Gewichtsreduzierung und Funktionsintegration [1]. Das Nachfolgeprojekt EMIR (Engineering mehrfunktionaler integraler Rumpfstrukturen) soll nun zwei Bauweisenkonzepte technologisch vorbereiten.

Das Sandwichkonzept VeSCo (Ventable Shear Core) verdankt seinen Namen der belüftbaren Faltwabe, die als Sandwichkern für einen klassischen Schubverbund mit zwei lasttragenden Häuten sorgt. Sie schaltet durch den Abtransport eingedrungener Feuchte eines der grundlegenden Probleme bisheriger Sandwichverbunde in der Luftfahrt aus und ermöglicht eine Integration wesentlicher Anteile der Wärmeisolierung in die Struktur. Die durch den Sandwichaufbau erreichbaren hohen Steifigkeiten machen Stringer überflüssig und ermöglichen stark vergrößerte Spantabstände, was deutliche Einsparungen bei Gewicht und Kosten verspricht.

Im Gegensatz dazu handelt es sich bei SoFi (Stringers outside Frames inside) nicht um einen Sandwichaufbau, sondern um ein so genanntes „Center Skin Concept“ (CSC). Die

strukturellen Lasten werden durch eine monolithische Haut getragen, die auf der Innenseite durch Spante und auf der Außenseite durch Stringer gestützt wird. Durch die Verlagerung der Stringer auf die Außenseite der Haut werden die ansonsten üblichen Kreuzungspunkte zwischen Stringern und Spanten vermieden. Für die notwendige aerodynamische Oberfläche und den Schutz der Strukturteile vor Impacts sorgt eine dünne Außenhaut, welche über den Schaumkern an den Stringerstegen fixiert wird. Wie beim Konzept VeSCo wird auch hier ein Teil der thermischen Isolierung bereits durch die Struktur übernommen.

2. ZIELE

Für das Projekt EMIR wurden ambitionierte Ziele definiert, die sich durch die griffige Kurzform „30/40/++“ zusammenfassen lassen. Dahinter verbirgt sich, bezogen auf den Gesamtrumpf, eine beabsichtigte Gewichtsreduzierung um 30% in Kombination mit einer Kostenersparnis von 40%. Hinter dem Kürzel „++“ verbergen sich zusätzliche Vorteile dieser Bauweise. Beispielsweise soll die Struktur für den Kunden als materialermüdungsfrei und korrosionsfrei zu behandeln sein [2]. Durch eine Gewichtsanalyse soll der Beitrag der Struktur zu der angestrebten Gewichtsreduzierung quantifiziert werden. Mit Hilfe von Finite Elemente (FE) Berechnungen ist dazu eine optimierte Rumpfstruktur in VeSCo-Bauweise zu gestalten und auf gewichtliche Vorteile hin zu bewerten.

Mit der Entscheidung, sich bei der Entwicklung eines Rumpfes aus CFK nicht auf eine Übertragung bisheriger Strukturen auf einen „schwarzen Aluminiumrumpf“ zu beschränken, sondern innovative, faserverbundspezifische Bauweisen zu verwenden, geht die Notwendigkeit einher, eine nahezu vollständige Neuauslegung der Rumpfstruktur durchzuführen. Die bisher für solche Aufgaben genutzten Berechnungsmodelle und Analysewerkzeuge sind jedoch lediglich für die strukturmechanische Untersuchung von Rümpfen in klassischer Spant-Stringer-Bauweise ausgelegt. Rümpfe in VeSCo-Bauweise lassen sich mit den vorhandenen Modellen und Werkzeugen nicht analysieren und erfordern daher auch im Bereich der FE-gestützten strukturmechanischen Analyse einen Neuanfang. Die während dieser Aufgabe entwickelten neuen Modelle sollen im weiteren Projektverlauf für die Auslegung eines Rumpf-Erprobungsträgers verwendet werden und gegebenenfalls die Grundlage für zukünftige Nachweisführungen bilden.

3. VORGEHENSWEISE

Auf den Gesamtrumpf bezogen, strebt das Projekt EMIR eine Gewichtsreduzierung um 30% an. Neben Synergieeffekten aus der Funktionsintegration soll der Hauptanteil dieser Einsparung durch die Rumpfstruktur selbst erbracht werden. Die aktuell durchgeführte Gewichtsanalyse soll dieses Ziel untermauern. Sie stützt sich dabei hauptsächlich auf den Rumpfbereich hinter den Tragflächen, der den höchsten Belastungen unterliegt. Im weiteren Projektverlauf werden die Untersuchungen auf den kompletten Passagierbereich ausgeweitet (s. BILD 1).

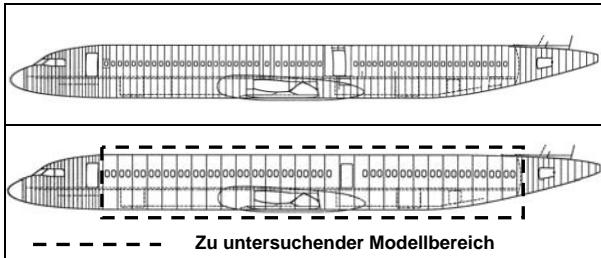


BILD 1. Oben: Herkömmliche Metallbauweise
Unten: Mögliche Variante in VeSCo-Bauweise

Parallel zur Gewichtsanalyse wird ebenfalls im Rahmen des Projektes EMIR ein Prüfprogramm an Rumpfschalen der beiden Bauweisen VeSCo und SoFi durchgeführt. Die Ergebnisse dieses Prüfschalenprogramms werden unter anderem zur Verifikation der Gewichtsanalyse anhand des globalen Rumpfmodells herangezogen.

3.1. Globales Rumpfmodell

Das für die Gewichtsanalyse neu erstellte Rumpfmodell ist von Beginn an für eine sehr vielseitige Verwendung konzipiert. Es muss daher eine hohe Flexibilität aufweisen, die eine Nutzung auch für Variationen in der Bauweise und entsprechende Vergleiche erlaubt. Zu diesem Zweck wurde ein parametrisches Verfahren zur weitgehend automatisierten Generierung und Auswertung des Rumpfmodells entwickelt.

3.1.1. Modellgenerierung

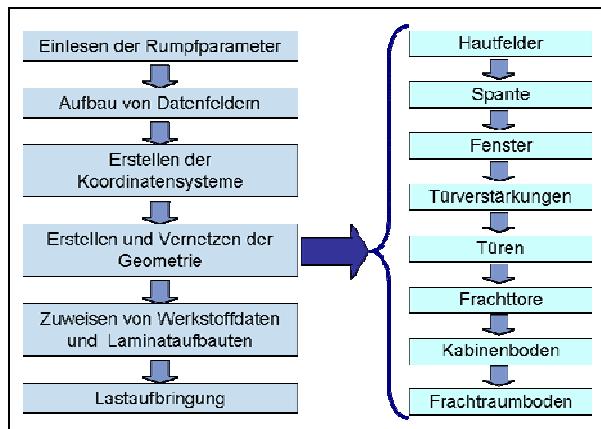


BILD 2. Aufbau der Programmstruktur zur Generierung eines globalen FE-Rumpfmodells

Für die Modellierung wird die kommerzielle FE-Software MSC.Patran eingesetzt. Dabei wird direkt die Programmiersprache Patran Command Language (PCL) genutzt, ohne auf die grafische Benutzeroberfläche

zurückzugreifen. Patran-eigene und selbst erstellte Funktionen werden dabei zu einer modularen Programmstruktur verknüpft, die aus den definierten Parametern ohne Eingreifen des Benutzers ein rechenfertiges FE-Modell erzeugt. Der Ablauf dieses Programms ist in BILD 2 schematisch dargestellt.

Die Eingabeparameter werden in Form mehrerer Textdateien bereitgestellt. Sie beschreiben den vollständigen Aufbau des Rumpfes, angefangen mit der Definition des zu betrachtenden Rumpfsegmentes, über die Beschreibung der Geometrie, bis zu den Laminataufbauten von Haut, Spanten, Bodenplatten und -trägern. Der modulare Aufbau des Programms erlaubt darüber hinaus, neben den bereits implementierten Bauweisen wie VeSCo, SoFi und dem klassischen Spant-Stringer-Aufbau, die Integration weiterer Bauweisenkonzepte für zukünftige Untersuchungen.

Wegen der geometrischen Größe des zu analysierenden Bereiches – schon der aktuell betrachtete Rumpfabschnitt hat eine Länge von über 11,7 m – ist der Detaillierungsgrad des Modells durch die benötigte Rechenkapazität eingeschränkt. Zur Auswahl stehen derzeit zwei Modellierungsansätze für die Rumpfschale

- a) Modellierung der gesamten Sandwichstruktur als einzelnes Schalenelement mit schichtweise definierten Eigenschaften
- b) Modellierung des Kerns durch Volumenelemente und der Deckhäute durch Schalenelemente mit schichtweise definierten Eigenschaften

und für die Spante

- a) Modellierung durch Balkenelemente mit äquivalenten Steifigkeiten und Querschnitten
- b) Modellierung durch Schalenelemente mit schichtweise definierten Eigenschaften.

Für die Gewichtsanalyse wird die Modellierung mit einem Schalenelement für die Sandwichstruktur der Rumpfschale und Balkenelementen für die Spante gewählt.

Das Modell wird mit internen Lasten und Schnittlasten beaufschlagt. Die Schnittlasten repräsentieren dabei den Teil des Rumpfes, der außerhalb des betrachteten Bereichs liegt und umfassen somit beispielsweise auch Steuerkräfte der Leitwerke. Die internen Lasten stellen Belastungen dar, die durch Beschleunigungen nicht mitmodellierter Massen im Inneren des betrachteten Rumpfsegmentes wie Passagieren, Sitzen, Gepäckablagen und Fracht hervorgerufen werden. Sie werden lokal als Knotenlasten eingeleitet.

Die Lasten sind vorhandenen Nachweismodellen für das Referenzflugzeug entnommen. Sie liegen als Einheitslasten vor, die über Lastfaktoren zu Lastfällen verknüpft werden, die ihrerseits bestimmte Flug- und Notfallsituationen abbilden.

3.1.2. Automatisierte Auswertung

Von einigen Ausnahmen im Bereich der Business-Jets abgesehen, bilden Rumpfstrukturen für Passagierflugzeuge eine neue Anwendung für Faserkunststoffverbunde in Sandwichbauweise. In anderen Bereichen des Leichtbaus finden sie jedoch bereits seit Jahren Anwendung. Da für strukturmechanische Untersuchungen die Kenntnis von Versagensmechanismen sowie ihre mathematische Erfassung in Form von Versagenskriterien von entscheidender Bedeutung sind, existieren auf diesem Gebiet eine Vielzahl

gut dokumentierter Untersuchungen.

Bei der Analyse des globalen Rumpfmodells werden folgende Versagensmechanismen als kritisch angesehen:

- Globales Beulen der Rumpfstruktur (Global Buckling)
- Festigkeitsversagen der Deckhäute (Face Yielding)
- Schubversagen des Kerns (Core Shear Failure)
- Beulen der Deckschichten zwischen den Kernstegen (Face Dimpling)
- Knittern der Decklagen (Face Wrinkling)

Das globale Beulen der Rumpfstruktur wird unabhängig von den anderen vier Versagensmechanismen durch eine lineare Beulanalyse (NASTRAN: SOL105) überprüft. Die restlichen Versagensmechanismen lassen sich basierend auf den Ergebnissen einer linearen statischen Analyse (NASTRAN: SOL 101) durch eine automatisierte analytische Berechnung überprüfen. Dazu wird auf Versagenskriterien aus [3] zurückgegriffen. Sie bilden die Grundlage eines Tools, das im Rahmen dieses Projektes in PCL geschrieben wurde.

Das Tool berücksichtigt alle berechneten Lastfälle, die für die Auswertung in Patran eingelesen werden. Es ermittelt für jeden Lastfall und jedes Element die Reservefaktoren der betrachteten Versagenskriterien. Dabei werden neben den einzelnen Komponenten mehrachsiger Belastungen auch die Wechselwirkungen zwischen den Komponenten anhand von Interaktionsgleichungen analysiert. Die Vorgehensweise variiert dabei entsprechend der benötigten Eingangsgrößen für die Versagenskriterien.

Die ermittelten Reservefaktoren werden als neue Ergebniswerte in die Patran-Datenbank geschrieben und lassen sich wie in BILD 3 auf das Modell projiziert grafisch darstellen.

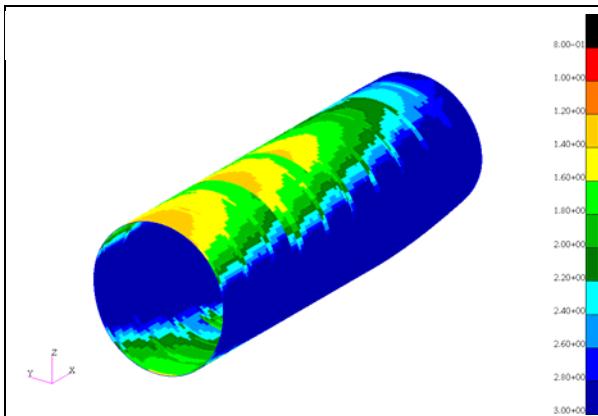


BILD 3. Darstellung der Reservefaktoren der Deckhäute gegen Festigkeitsversagen durch Dehnung in Flugzeuglängsrichtung für einen ausgesuchten Lastfall

Die in der Auslegung betrachteten Lastfälle sind so gewählt, dass sie das gesamte Spektrum der Belastungen des Flugzeugs im üblichen Flugbetrieb, aber auch in Notfallsituationen abdecken. Sie stellen daher sehr unterschiedliche Belastungen dar. Die angestrebte gewichtsoptimale Struktur muss das gesamte Belastungsspektrum ertragen und somit die geforderten Reservefaktoren für die einzelnen Versagenskriterien in jedem Punkt des Rumpfes und für alle Lastfälle erreichen.

Um dies zu gewährleisten, wird nach Abschluss der Berechnungen aller Reservefaktoren der einzelnen Lastfälle ein „einhüllender Ergebnisfall“ erstellt. In diesem wird für jedes Element und jedes Versagenskriterium der jeweils

niedrigste Reservefaktor aller Lastfälle ausgewählt und abgespeichert. Eine grafische Darstellung der errechneten Faktoren (s. BILD 4) ermöglicht einen einfachen Überblick, in welchen Bereichen der Rumpfstruktur weiteres Potenzial zur Gewichtsreduzierung vorhanden ist, bzw. wo die Struktur durch zusätzlichen Materialeinsatz verstärkt werden muss.

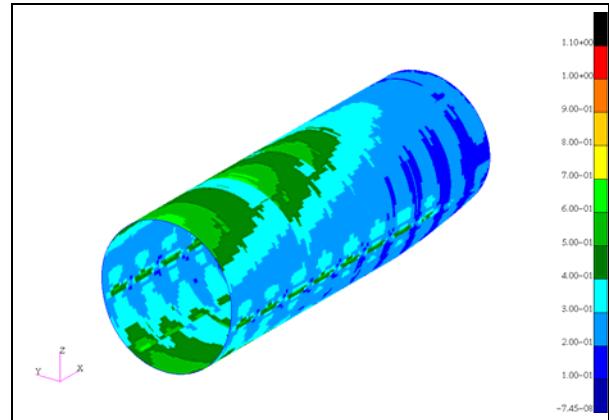


BILD 4. Darstellung der Interaktion der Reservefaktoren der Deckhäute gegen Festigkeitsversagen durch Dehnungen in der Schalenebene für den „einhüllenden Lastfall“

3.2. Lokale Modellierung

Lokale Phänomene wie Krafteinleitungen oder Ausschnitte in der Rumpfschale lassen sich mit dem für das globale Rumpfmodell gewählten Detaillierungsgrad nicht ausreichend genau abbilden. Diese Bereiche müssen daher anhand einer lokal detaillierteren Modellierung untersucht werden. Je nach Einfluss des zu untersuchenden Bereichs auf die globale Struktur gibt es für diese Betrachtung zwei Ansätze. Beeinflusst das lokale Phänomen die Gesamtstruktur nur geringfügig, so bietet sich der Aufbau eines separaten Modells an, auf das die Belastungen aus dem globalen Modell in Form der lokal auftretenden Deformationen aufgebracht werden. Ist der Einfluss auf das Verhalten des Gesamtrumpfes jedoch nicht vernachlässigbar, muss die detaillierte Modellierung innerhalb des globalen Rumpfmodells erfolgen. Als Beispiel hierfür kann die Untersuchung einer Türausschnittsverstärkung herangezogen werden.

In diesem Fall kommt hinzu, dass für die sandwichgerechte Verstärkung von Türausschnitten im Rahmen der Gewichtsanalyse noch ein tragfähiges Konzept entwickelt werden muss, während in Bezug auf die Bauweise der ungestörten Rumpfstruktur bereits aussagekräftige Untersuchungen aus den Vorgängerprojekten zu EMIR vorliegen.

Die in der Konzeptphase häufig erforderlichen geometrischen Änderungen der Verstärkungsstruktur, sowie der lokal höhere Detaillierungsgrad der Modellierung machen hier einen automatisierten Ansatz für die Modellgenerierung nahezu unmöglich. Die Analyse der Türausschnitte erfolgt daher auf Basis des parametrisch erstellten Modells durch konventionelle Modellierung mittels grafischer Benutzeroberfläche.

Für die Untersuchung des neuen Verstärkungskonzeptes wird bewusst eine Positionierung der Tür entsprechend des höchsten strukturmechanischen Schwierigkeitsgrades angestrebt. Der Ausschnitt wird daher im höchstbelasteten Bereich des Rumpfes, unmittelbar hinter den Tragflächen

positioniert. Der größere Spantabstand, der bei der VeSCo-Bauweise realisiert wird, erlaubt im Gegensatz zur Türgestaltung in Flugzeugen heutiger Bauart eine deutliche Verbreiterung der Türöffnung. Darüber hinaus unterbricht der Türausschnitt der VeSCo-Version nicht mehr die Lastpfade der Spante.

Durch die Vergrößerung des Türausschnittes und die Positionierung im höchstbelasteten Bereich des Flugzeigrumpfes kann die neu entwickelte Türverstärkung als konservativ gegenüber allen im Referenzmodell verwendeten Türverstärkungen betrachtet werden.



BILD 5. Längsschnitt durch das Rumpfsegment mit Türausschnittsverstärkung in der Sandwichausführung

Im Rahmen der Konzeptphase werden drei unterschiedliche Verstärkungskonzepte erarbeitet und analysiert. Dabei werden monolithische Bauweisen und Sandwichvarianten verglichen. Letztere ist in einem Längsschnitt durch den Rumpf in BILD 5 dargestellt.

Nach Abschluss der Konzeptphase wird die Türausschnittsverstärkung mit reduziertem Detaillierungsgrad in die automatisierte Modellgenerierung integriert.

3.3. Prüfschalen

Da es sich bei den doppelschaligen Rumpfkonzepten um neue Bauweisen im Bereich tragender Strukturen handelt, findet neben den Berechnungen zur globalen Gewichtsanalyse auch ein umfangreiches Versuchsprogramm statt. Die Ziele dieses Programms lauten wie folgt:

- Ermittlung von Belastungsgrenzen und des Verformungsverhaltens unterschiedlicher Konstruktionen und „Unstetigkeiten“ unter Verwendung verschiedener Werkstoffe und Halbzeuge
- Untersuchung des Dauerfestigkeits- und Schadenstoleranzverhaltens (Impactschäden)
- Validierung der Berechnungsmethoden, welche zur globalen Gewichtsanalyse des doppelschaligen Rumpfes verwendet werden

Unter „Unstetigkeiten“ sind in diesem Zusammenhang Abweichungen von der normalen, intakten Rumpfschale zu verstehen, wie z.B. fehlerhafte Verklebung zwischen Haut und Kern, kleinere und größere Impactschäden (s. BILD 6), Reparaturen und Fensterausschnitte. Da aus Kostengründen auf die Verwendung vollständiger Rumpftonnen verzichtet werden soll, muss der Versuchsstand die korrekte Einleitung der notwendigen Lasten bzw. Randbedingungen in die Prüfschalen gewährleisten. Aus diesem Grunde wurden im Verlauf des Projektes zusätzlich zu einem bereits bestehenden Prüfstand zwei weitere Prüfstände entwickelt. Mit diesen drei Prüfständen können die Hauptlasten aller

Rumpfbereiche eines Flugzeuges sowohl statisch als auch dynamisch hinsichtlich Ermüdung simuliert werden.



BILD 6. VeSCo Prüfschale mit eingebrachtem „large damage“

Die Größe der Prüfschalen und damit auch die der Prüfstände ist so bemessen, dass vier vollständige Fenster, inklusive eines notwendigen Übergangsbereichs bis zum belasteten Schalenrand, Platz finden. Im vorliegenden Versuchsprogramm resultiert daraus eine Größe der Schalen von ca. 4 m x 2 m. Je nach Anordnung von Spanten und Stringern beträgt der Prüfbereich, welcher eine geeignete Dehnungsverteilung aufweist, ca. 25-50% der Prüfschalenfläche.

3.3.1. Dimensionierung der Prüfschalen

Alle Prüfschalen werden im Wesentlichen durch lineare und nichtlineare FE-Analysen, in Teilbereichen auch durch analytische Berechnungen ausgelegt. Im Gegensatz zur globalen Gewichtsanalyse wird für die Prüfschalenmodelle ein detaillierterer Modellierungsansatz gewählt. Der Sandwichkern wird durch Volumenelemente dargestellt, Schalenelemente mit schichtweise definierten Eigenschaften idealisieren Deckhäute, Stringer und Spante. Die Erstellung der Modelle erfolgt auch hier durch ein Tool, welches in der Patran-eigenen Programmiersprache PCL geschrieben wurde. Es generiert die vollständige ungestörte Schale mit, je nach Versuchsstand und Schalentyp, nahezu allen erforderlichen Verstärkungen in den Lasteinleitungsbereichen. Die zu prüfenden Unstetigkeiten (Impactschäden, Reparaturen, etc.) werden nachträglich über die Patran Benutzeroberfläche generiert. Im Anschluss erfolgt die Integration des Schalenmodells in das FE-Modell des Prüfstandes. Das resultierende Gesamtmodell wird mit MSC.Nastran berechnet.

Zusätzlich zu den üblichen Auslegungskriterien für ein Bauteil:

- Festigkeit aller Komponenten
- Globales und lokales Beulen
- Steifigkeitsanforderungen

muss auf eine geeignete Verstärkung in den Lasteinleitungsbereichen geachtet werden. Deren Gestaltung sorgt für einen schnellen Abbau der unvermeidlichen Lastspitzen, um ein ausreichend großes Prüffeld mit der gewünschten Dehnungsverteilung zu erhalten. BILD 7 zeigt wie große Dehnungsmaxima in den Randbereichen (oben, links und unten im Bild) zu mittleren Dehnungen abklingen, die nur durch die Steifigkeitssprünge infolge der Stringerfüße variieren.

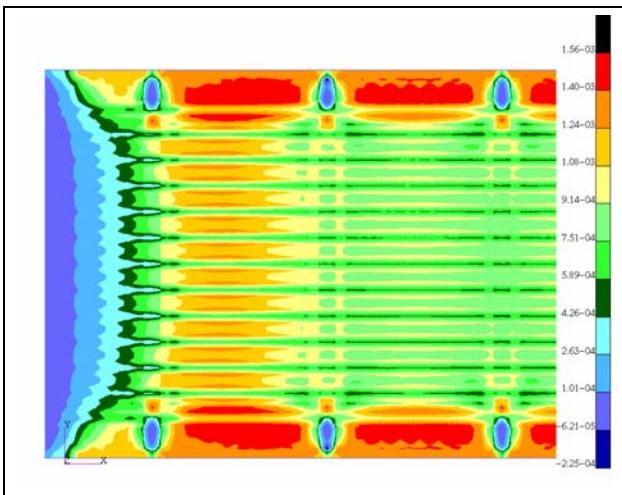


BILD 7. Dehnungsverteilung der linken Hälfte einer SoFi Prüfschale

3.3.2. Prüfung der Schalen

Die Prüfung der Versuchsschalen erfolgt bei der IMA GmbH in Dresden. BILD 8 vermittelt einen Eindruck vom zweiten Versuchsstand, welcher Innendruck und Axialdruck sowohl statisch als auch dynamisch simulieren kann. Dieser Versuchsstand verfügt zusätzlich über eine Einrichtung zur Einbringung von Impactschäden im belasteten Zustand. Durch die Variabilität des Versuchsstandes können die Schalen sehr realitätsnah belastet werden. Das jeweilige Prüfprogramm wird, im Hinblick auf die strukturellen Besonderheiten, speziell auf jede Schale abgestimmt.

Im Anschluss an die Prüfung erfolgt der so genannte Tear Down Prozess. Dabei werden die Prüfschalen demontiert, um auch die Hinweise auf Versagensmechanismen zu erhalten, welche die Instrumentierung und die zerstörungsfreie Prüfung der Schalen nicht liefern können.



BILD 8. Versuchsstand v2 bei der IMA GmbH in Dresden

4. ERKENNTNISSE

Die Erstellung und kontinuierliche Anpassung der in PCL geschriebenen modular aufgebauten Programmstruktur für die parametrische Modellgenerierung und die automatisierte Auswertung erfordert erwartungsgemäß einen hohen zeitlichen Aufwand. Bereits während der Gewichtsanalyse zahlte sich dieser jedoch aus, da grundlegende Änderungen des Modells wie beispielsweise die Definition neuer Spantabstände sehr schnell vorgenommen werden konnten. So war es möglich, den geforderten Anteil der Struktur an der Gewichtsreduzierung des Gesamtrumpfes zu erreichen.

Für die Verstärkungen der Türausschnitte wurden drei unterschiedliche Konzepte erarbeitet und analysiert. Dabei wurden monolithische Bauweisen und Sandwichvarianten verglichen.

Das Prüfschalenprogramm liefert einen großen Umfang an experimentellen Daten, anhand derer die Berechnungsmodelle überprüft werden können. Als direkte Erkenntnis aus den Versuchen lässt sich für die VeSCo-Bauweise eine sehr hohe Schadenstoleranz ableiten, welche mit Hilfe der heutigen Berechnungsmethoden nur sehr ungenau vorauszusagen ist.

5. DANKSAGUNG

Die Autoren danken dem Zuwendungsgeber BMWi für das entgegengebrachte Vertrauen und die finanziellen Mittel.

6. LITERATUR

- [1] M. Kupke, M. Kolax: CFK-Rumpf: Zukunftssicherung mit Verbundwerkstoffen, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, München, 17. - 20. Nov 2003
- [2] M. Kupke et al.: Der CFK-Rumpf – Ergebnisse aus Bauweisenkonzeption und Wissenserwerb, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Stuttgart, 23. - 26. Sept 2002
- [3] HSB - Handbuch Struktur Berechnung, Industrie Ausschuß Struktur Berechnungsunterlagen (IASB), 1992