

AEROLASTIC TAILORING TRANSSONISCHER TRAGFLÜGEL AUF BASIS ANISOTROPER UND AKTIVER STRUKTUREN

B. Nagel, H. P. Monner, E. Breitbach

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR), Institut für Strukturmechanik
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

1. ÜBERSICHT

Die stark gestreckten Flügel moderner Verkehrsflugzeuge weisen eine zunehmende Interaktion zwischen der aerodynamischen Umströmung und den strukturmechanischen Deformationen im Flug auf. Die folgenden Ausführungen beschreiben Möglichkeiten, die statische aeroelastische Interaktion dahingehend zu beeinflussen, dass die Flügelkontur eine möglichst große Effizienz im Reiseflug aufweist. Betrachtet werden passive Maßnahmen, die auf einer lastorientierten Anpassung orthotroper Faserverbundstrukturen basieren, aber auch aktive Konzepte, die an unterschiedlichen Ansatzpunkten auf das aeroelastische System einwirken. Zur Analyse des aeroelastischen Verhaltens konventionell aufgebauter Flügel wurde ein Rechenverfahren realisiert, in dem die hoch entwickelten Verfahren der beteiligten Einzeldisziplinen Aerodynamik und Strukturmechanik miteinander gekoppelt werden. Auf diese Art können Strömungsfeld und Strukturzustand präzise berechnet werden.

2. EINLEITUNG

Die beiden primären Aufgaben von Tragflügeln sind die Erzeugung von aerodynamischem Auftrieb und die mechanische Einleitung der Auftriebskräfte in den Rumpf. Aufgrund der elastischen Eigenschaften der Flügel folgen aus ihrer mechanischen Aufgabe Deformationen, welche Rückwirkung auf die aerodynamische Umströmung haben. Im stationären Flug nehmen Flügel eine Form an ('flight shape'), die durch das Gleichgewicht zwischen den aerodynamischen Kräften und den strukturmechanischen Reaktionen bestimmt wird und sich erheblich von der Konstruktionsform ('jig shape') unterscheiden kann. Neben der Biegung übt dabei vor allem die spannweite Verwindung einen erheblichen Einfluss auf die aerodynamische Qualität des Flugzeuges aus. Aufgrund der Flügelgepfeilung besteht ein geometrischer Zusammenhang zwischen Biegung und Verwindung (BILD 1).

Alle Einflussfaktoren, die entweder auf das mechanische oder das aerodynamische System einwirken, können die aeroelastische Gleichgewichtslage verschieben. Die Flügelform ändert sich also im Verlauf des Reiseflugs mit der abnehmenden Masse aufgrund des Treibstoffverbrauchs, aber auch mit sich ändernder Flughöhe und Flugeschwindigkeit. Mittels aero-elastisch gekoppelter Rechnungen sind die elastischen Deformationen für unterschiedliche Flugzustände berechenbar, was die Konstrukteure in die Lage versetzt, das *jig shape* so zu wählen, dass der Flügel eine optimale Form im Flug einnimmt. Gegenwärtig erfolgt diese Optimierung für nur einen Flugzustand, den sog. Entwurfspunkt, der allgemein im middle-

ren Bereich der Flugenvelope gewählt wird. Diese statische aeroelastische Optimierung ist besonders im Kontext moderner dünner und stark gestreckter Tragflächen wichtig, wenn sie auch nur in einem kleinen Bereich des Reiseflugs voll zur Geltung kommt. Soll die Optimierung einen weiteren Bereich des Reiseflugs abdecken, also im Wesentlichen die Verwindung nahezu konstant zu halten, müssen die mechanischen Eigenschaften der Struktur veränderbar sein. Das ist mit konventionellen isotropen Struktursystemen kaum realisierbar.

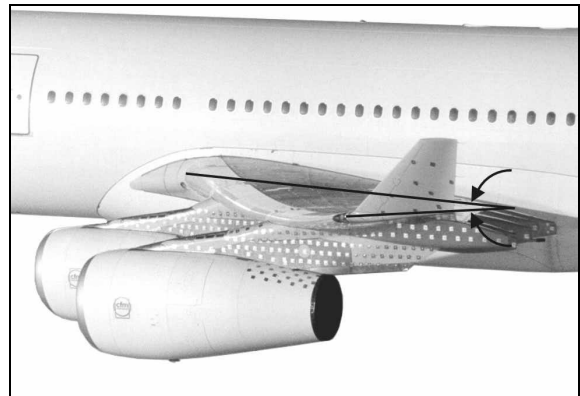


BILD 1: Verwindung im aeroelastischen Gleichgewicht

Der Einsatz moderner Faserverbundstrukturen ermöglicht die gezielte Anpassung der elastischen Eigenschaften mit orthotropen oder allgemein nicht isotropen Eigenschaften, was vor dem Hintergrund einer aeroelastischen Optimierung als '*aerolastic tailoring*' bezeichnet wird. Diese maßgeschneiderten Strukturen lassen eine weit reichende Anpassung des Deformationsverhaltens zu und bieten darüber hinaus durch die Ausnutzung der orthotropen Festigkeitseigenschaften der Fasern ein großes Leichtbaupotential. Ihre Verwendung ist gegenwärtig jedoch nur beschränkt möglich, da noch kein allgemein anerkanntes Verfahren zur Berechnung der Festigkeit existiert.

Mittels *aerolastic tailoring* lässt sich die Umsetzung einer Belastungsvariation in eine Deformationsvariation beeinflussen. Der elastischen Kopplung zwischen Spannung und Dehnung sind jedoch physikalische Grenzen gesetzt, so dass nicht beliebige Deformationsverläufe mit den gegebenen Belastungsverläufen erzielt werden können. Ein weiterer relevanter Aspekt ist der Böenlastfall. Hier verwinden sich konventionelle Flügel, wodurch der Auftrieb zum Rumpf hin umverteilt und damit die Biegebelastung der Struktur verringert wird. Ein *tailoring* hinsichtlich invarianter Verwindung ist in diesem Fall nachteilig, so dass die elastischen Struktureigenschaften nicht ausschließlich zur Optimierung der Reiseflugeffizienz auslegbar sind.

Zusätzliche Freiheitsgrade entstehen, wenn Bereiche der Struktur aktiv in ihren mechanischen Eigenschaften beeinflussbar sind. Besonders viel versprechend sind aktive Systeme auf Basis von Faserverbundstrukturen, die durch integrierte multifunktionale Materialien wie piezoelektrische Keramiken oder Formgedächtnislegierungen elektrisch oder thermoelektrisch aktivierbar sind. Sie lösen die feste elastische Kopplung der Struktur zwischen Belastung und Deformation auf und ermöglichen eine weite Beeinflussung der aerolastischen Gleichgewichtslage. Dieses kann durch Einwirken auf das rein mechanische System geschehen, also durch eine direkt verwindend wirkende Aktivierung, was jedoch mit enormen Anforderungen an die Leistungsfähigkeit der Aktuatoren einhergeht. Ein weitaus größeres Potential liegt in der Nutzung aerolastischer Wechselwirkungen. Die transsonische Luftströmung weist eine große Sensivität hinsichtlich der Flügelkontur auf, so dass eine kleine Formänderung der Struktur an entscheidender Stelle eine große Auswirkung auf die Druckverteilung und damit auf die aerolastische Gleichgewichtslage ausüben kann. Voraussetzung für den effizienten Einsatz aktiver Strukturen ist grundsätzlich ein Strukturentwurf, der an die besonderen Randbedingungen der Aktuatorik angepasst ist.

Die integrale Nutzung der Potentiale des *aerolastic tailoring* und der aktiven Strukturen verspricht eine immense Verbesserung der aerodynamischen Güte transsonischer Verkehrsflugzeuge unter weitgehender Vermeidung parasitärer Masse. Beide Ansätze lassen sich jedoch nur bei genauer Kenntnis des aerodynamischen und des strukturmechanischen Zustandes im aerolastischen Gleichgewicht verwirklichen, was ein besonderes Rechenverfahren notwendig macht. Die folgenden Ausführungen stellen die Arbeiten im DLR Projekt *AWiTech* ('**A**daptive **W**ing **T**echnologies') vor, welches die vorgestellte Optimierung der aerolastischen Gleichgewichtslagen zur Aufgabe hat. Beteiligt sind an *AWiTech* das DLR Institute für Strukturmechanik und das DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, sowie das Institut für Mechanik der RWTH Aachen.

3. DAS F11-MODELL

In *AWiTech* werden alle Betrachtungen an dem generischen F11 Modell durchgeführt (BILD 2). Das Modell entstand im Rahmen der Airbus A3XX Entwicklung und basiert auf einem skalierten A340 Rumpf sowie einem eigenen Flügelentwurf. Die globalen Dimensionen des Modells wie die Spannweite von 81m und die Masse im Entwurfspunkt von 415 Tonnen entsprechen etwa dem A380, während z.B. der Flügel mit einer geringen Dicke und Tiefe deutlich davon abweicht. Trotzdem weist das Profil die typischen Eigenschaften der Airbusflugzeuge auf und ist deshalb als Grundlage realitätsnaher Untersuchungen verwendbar [9]. Das F11-Modell ist ein rein aerodynamisches Modell und aufgrund einer Vielzahl von numerischen und Windkanaluntersuchungen mit großer Aussagesicherheit aerodynamisch berechenbar. Die Struktur dagegen ist nicht definiert, so dass in *AWiTech* die strukturmechanischen Untersuchungen mit dem Vorentwurf zu beginnen hatten.

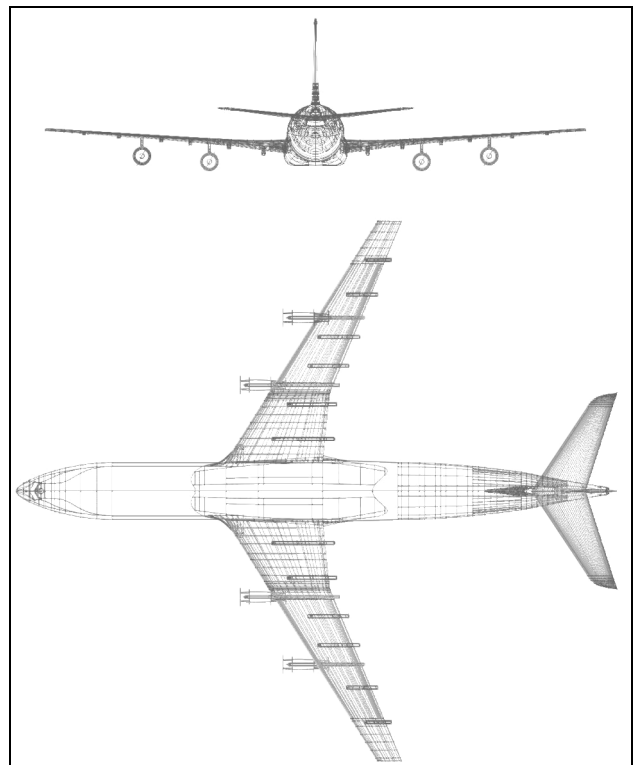


BILD 2: F11 Modell

4. RECHENVERFAHREN

Die effizienzsteigernde Beeinflussung der transsonischen Strömung und die aerolastische Anpassung der Steifigkeitsverteilung erfordern die präzise Kenntnis des aerodynamischen und strukturmechanischen Zustandes in den relevanten aerolastischen Gleichgewichtslagen. Dieser Umstand macht den Einsatz leistungsfähiger Werkzeuge notwendig, die jedoch nur monodisziplinär für die beiden Teildisziplinen Aerodynamik und Strukturmechanik zu Verfügung stehen. Die aerodynamischen Rechnungen in *AWiTech* werden mit dem Strömungslöser FLOWER durchgeführt, der eine Eigenentwicklung des DLR ist. FLOWER ist ein finite Volumen Verfahren für strukturierte Netze, das auf der Navier Stokes Gleichung basiert. Für die strukturmechanischen Rechnungen kommt die kommerzielle Finite Elemente Software ANSYS zum Einsatz, da sich diese aufgrund der integrierten Programmiersprache APDL besonders gut für Optimierungsrechnungen eignet.

Die Verknüpfung der Programme geschieht durch eine sequentielle Kopplung, bei der zunächst die Druckverteilung der initiierenden CFD Rechnung an das Strukturmodell übergeben wird. Anschließend erfolgt eine FEM Rechnung, deren resultierende Deformationen auf das CFD Modell zu übertragen ist. Dieses wird dann erneut mit der nachgeführten Geometrie berechnet. Damit wird ein Iterationsprozess zwischen aerodynamischen und strukturmechanischen Rechnungen der so lange durchlaufen, bis sich eine Konvergenz und damit der aerolastische Gleichgewichtszustand einstellt.

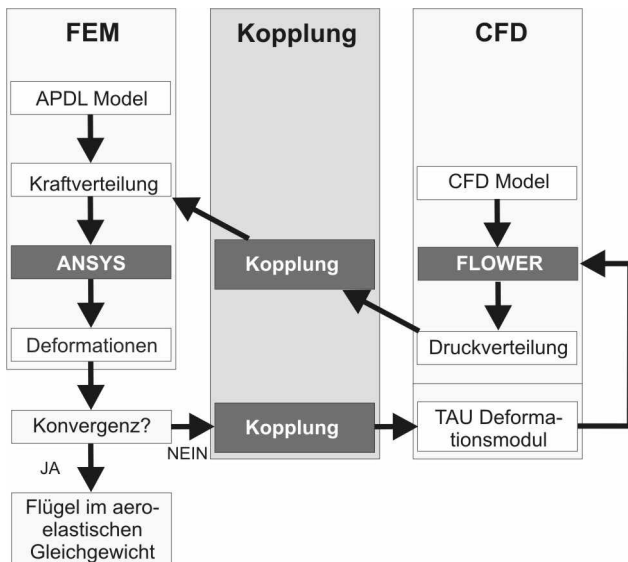


BILD 3: Sequentielle FEM-CFD Kopplung

Während die Rechnungen der Einzeldisziplinen Standardverfahren darstellen, ist zur Übergabe der Ergebnisse eine Aufbereitung erforderlich, weil die Daten als Freiheitsgrade an den Knoten der jeweiligen Modelle vorliegen und die Netzstrukturen aus den Anforderungen der Disziplinen heraus stark unterschiedlich strukturiert sind. Insbesondere die Umrechnung des aerodynamischen Drucks in Knotenkräfte am FE Modell ist kritisch, da sowohl die Verteilung als auch die Quantität bei der Übergabe erhalten bleiben muss. Für diese Aufgabe ist in AWiTech ein eigenes Interpolationsprogramm entwickelt worden, das diese Aufgabe unter Verwendung von Volumensplines löst. Bei der Übergabe der Deformationen an das aerodynamische Modell ist insbesondere darauf zu achten, dass die finiten Volumen des CFD Modells nicht unzulässig deformiert werden, was durch Verwendung vorhandener Gitterdeformatoren wie dem TAU Deformationsmodul sichergestellt wird.

Das Rechenverfahren erreicht bei der F11 *high speed* Konfiguration nach vier Iterationen Konvergenz. Es wurde für mehrere Lastfälle verifiziert, wobei besonders die Kopplung einer genauen Kontrolle unterlag. Gegenwärtig wird die Automatisierung der Prozesskette vorangetrieben, wobei die plattformübergreifende Implementierung zur Nutzung leistungsfähiger Rechner eine wichtige Rolle spielt. Ein weiteres Ziel ist die Simplifizierung und Einrichtung der gesamten Prozesskette auf einem einzigen PC um die Verfügbarkeit des Verfahrens einer breiten Anwenderschicht zugänglich zu machen.

5. DIE MODELLE

Das F11-Modell wurde ursprünglich zur Durchführung aerodynamischer Untersuchungen erstellt, weshalb in AWiTech ein fertiges CFD-Modell verwendet werden konnte. Es kommt eine Flügel-Rumpf-Kombination zum Einsatz, die durch ein strukturiertes Netz mit ca. 1,5M Knoten abgebildet wird. Der mechanische Aufbau des Flügelinneren dagegen ist in dem Model nicht definiert, weshalb in AWiTech zunächst die Planform des Flügels zu entwerfen war. Diese Aufgabe wurde in enger Zusammenarbeit mit dem *Future Project Office* von Airbus gelöst, so dass die entwickelte planform als realitätsnah für diesen Flügel angesehen werden kann. Der Aufbau des

Flügelkastens ist konventionell mit drei Holmen, wobei der Mittelholm auf Höhe des Kinks endet. Durch die Positionierung der Holme stehen 15% der Flügeltiefe im Nasenbereich und 40% im Hinterkantenbereich für Hochauftriebssysteme zur Verfügung. Das sind typische Werte gegenwärtiger Verkehrsflugzeuge. Innerhalb des Kinks sind die Rippen Strömungsparallel, zwischen Kink und Flügelspitze senkrecht zum Vorderholm. Auch diese Anordnung ist typisch und wirkt sich elementar auf das Deformationsverhalten des Flügels aus (BILD 4). Masse und Schub der zwei Triebwerke pro Flügel sind an das Trent 900 von Rolls Royce angelehnt, darüber hinaus ist eine Fahrwerksmasse berücksichtigt. Im Flügelkasten sind drei Tanks vorgesehen, die eine Kraftstoffmasse von insgesamt 40 to. aufnehmen können. In der Kooperation mit Airbus wurde das Vorentwurfsprogramms FAME eingesetzt. Dadurch wurden weit reichende Aussagen hinsichtlich der Eigenschaften eines Flügels in konventioneller Bauweise wie Massen- und Steifigkeitsverteilung ermöglicht. Diese Daten dienen im Weiteren zur Dimensionierung der Referenzstruktur.

Für die Konvertierung der Flügelgeometrie in ein Finite Elemente Modell wurde ein Programm in der Software MATLAB entwickelt, welches auf Basis der aerodynamischen Netzinformationen und einer parametrischen Strukturbeschreibung, welche der FAME Eingabe ähnelt, eine vollständige ANSYS Eingabedatei erzeugt. Der Modellaufbau ist stark strukturiert und führt zu einem qualitativ sehr guten Netz. Das Werkzeug ermöglicht zeiteffizient Änderungen der Struktur aber auch der aerodynamischen Kontur auf das Rechenmodell zu übertragen. Das F11 Modell weist eine Schränkung des Flügels auf, die als ideal für den Reiseflug anzusehen ist und somit das *flight shape* repräsentiert. Das mechanische Modell muss jedoch dem *jig shape* entsprechen, was eine Rückverwindung notwendig macht. Als Anhaltswert für Größe und Verteilung der Schränkung wurden die Daten des A340 verwendet, in dem die Schränkung einen Wert von $-4,3^\circ$ erreicht. Das verwendete FE Modell besteht aus ca. 15.000 Knoten.

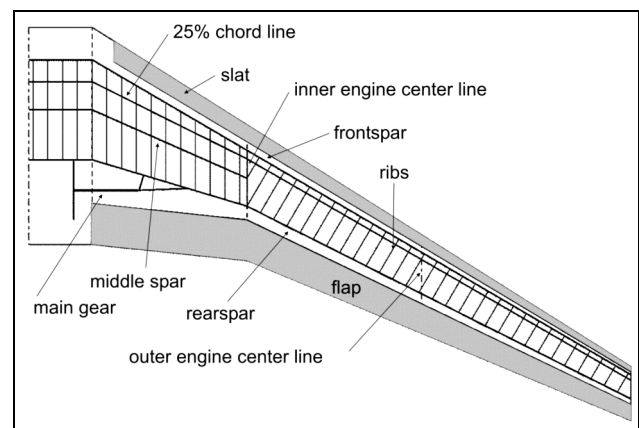


BILD 4 F11 Planform

6. EINFLUSS DER BIEGUNG

Das Ziel dieser Untersuchungen ist die Optimierung der Flügelformen im aerolastischen Gleichgewicht bei unterschiedlichen Flugzuständen. Dabei sind die primär relevanten Parameter Verwindung und Biegung. Die Verwindung beeinflusst wesentlich die Auftriebsverteilung und damit den induzierten Widerstand. Die ideale Verwindung

initiiert in diesem Zusammenhang eine elliptische Auftriebsverteilung und ist für alle Flugzustände nahezu konstant. Zunächst wurde davon ausgegangen, dass die Grundverwindung des F11 Modells diese ideale Schränkung und damit die Zielgröße darstellt. Gepfeilte Flügel weisen eine geometrische Kopplung zwischen Biegung und Verwindung auf. Soll die Schränkung konstant gehalten werden, ist eine möglichst geringe Biegung respektive geringe Änderung der Biegung anzustreben. Bei einem aerolastisch getailorten oder aktiven Flügel ist diese Kopplung aufhebbar, so dass für die Biegung eine Zielgröße zu ermitteln war. Es wurde eine aerodynamische Variationsrechnung durchgeführt, bei der die Biegung des Flügels von null bis acht Meter variiert, die lokalen Anstellwinkel jedoch konstant gehalten wurden. Das Ergebnis der Rechnung ist in BILD 5 dargestellt.

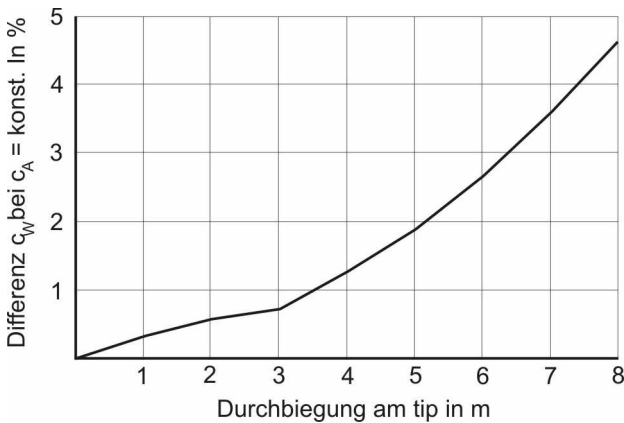


BILD 5 Anstieg des Widerstands bei Durchbiegung

Mit zunehmender Biegung nehmen Auftrieb und Widerstand zu, die Gleitzahl sinkt. Die Ursache dieser Zusammenhänge liegt darin begründet, dass der Rumpf mit dem sich biegender Flügel eine Düse bildet. Dadurch wird die Luft zunächst beschleunigt, der transsonische Stoß wandert Richtung Hinterkante und gewinnt an Intensität. Durch die Rücklage des Stoßes wird das Unterdruckgebiet vergrößert und damit der Auftrieb erhöht, obwohl die projizierte Flügelfläche abnimmt. Mit der Stoßstärke wächst der Wellenwiderstand überproportional zum Auftrieb, so dass eine Gleitzahlabnahme stattfindet. Dieser Effizienzverlust steigt zunächst verhalten und nimmt ab ca. drei Metern progressiv zu. Der Referenzflügel mit der Steifigkeitsverteilung aus FAME unterschreitet diesen kritischen Wert (siehe BILD 6).

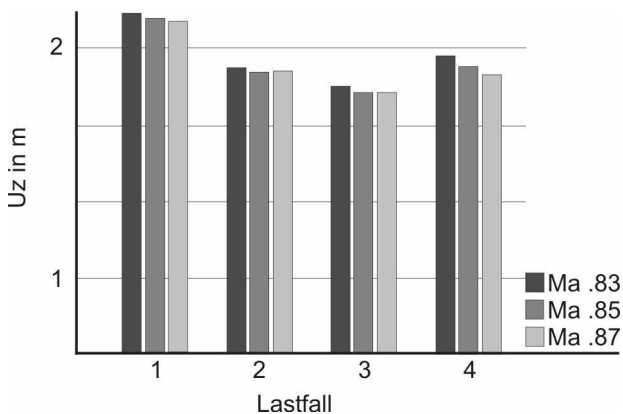


BILD 6 Biegung im Verlauf des Reiseflugs

7. FLIGHTSHAPES IM REISEFLUG

Um die aerolastischen Gleichgewichtszustände hinsichtlich einer möglichst konstant aerodynamisch effizienten Kontur zu optimieren ist es zunächst wichtig, die Zusammenhänge am konventionellen Referenzflügel zu ermitteln. Dafür wurden die *flight shapes* an mehreren Betriebspunkten im Verlauf des Reiseflugs berechnet. Variiert wurde die Masse durch sukzessives Entleeren der Tanks von innen nach außen sowie die Anströmmachzahl um $\pm 0.02\text{Ma}$ rund um die Entwurfsgeschwindigkeit $\text{Ma } 0.85$. Die relevanten Daten sind in TAB.1 zusammengefasst. Den aerodynamischen Rechnungen liegen die Atmosphärendaten in 11km Höhe zugrunde, wobei durch die Vorgabe eines konstanten Auftriebs (*target lift*) relativ schnell Konvergenz erzielt werden konnte.

Lastfall		LF 1	LF 2	LF 3	LF 4
Tank	innen	voll	leer	leer	leer
	Mitte	voll	voll	leer	leer
	außen	voll	voll	voll	leer
Masse	10^3 kg	415	354	309	280
c_L	Ma. 83	0,52	0,45	0,39	0,35
	Ma. 85	0,50	0,43	0,37	0,34
	Ma. 87	0,48	0,41	0,36	0,32

TAB 1. Berechnete Flugzustände

Die Biegung nimmt von Lastfall eins bis drei mit der Masse ab. Da mit der Masse auch der für den Horizontalflug notwendige Auftrieb abnimmt, ist dieser Zusammenhang einfach zu begründen. Bei Entleerung des äußersten Tanks nimmt die Biegung jedoch wieder zu. Am Flügel wirken die lokalen Auftriebskräfte den lokalen Gewichtskräften entgegen. Wird Kraftstoff aus dem Flügel entnommen sinkt der Gesamtauftrieb, lokal am Ort des entleerten Tanks steigt jedoch die resultierende Auftriebskraft, da die Entlastung durch die Kraftstoffmasse entfällt. Für den F11 Flügel wirkt sich dieser Zusammenhang nur für den äußeren Tank dominant auf die Flügelbiegung aus, wo der Hebelarm groß und die lokale Biegesteifigkeit gering ist (BILD 7).

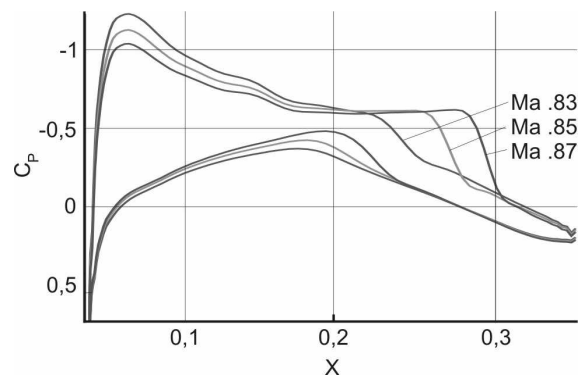


BILD 7 Variation der Stoßlage bei unterschiedlichen Geschwindigkeiten

Bei allen Beladungszuständen nimmt die Biegung mit zunehmender Geschwindigkeit ab. Dieses Phänomen hat seinen Ursprung in der schon erwähnten Wanderung der Stoßlage Richtung Flügelhinterkante mit steigender Geschwindigkeit. Die Folge ist eine Verwindung des Flügels mit negativem Vorzeichen, also eine Reduzierung des Anstellwinkels zur Flügelspitze hin. Der Auftrieb wird als Folge in seiner Verteilung weiter zum Rumpf verlagert, so dass die Bilanz der Auftriebskraft zwar konstant, die wirkenden Hebelarme jedoch reduziert sind (BILD 8).

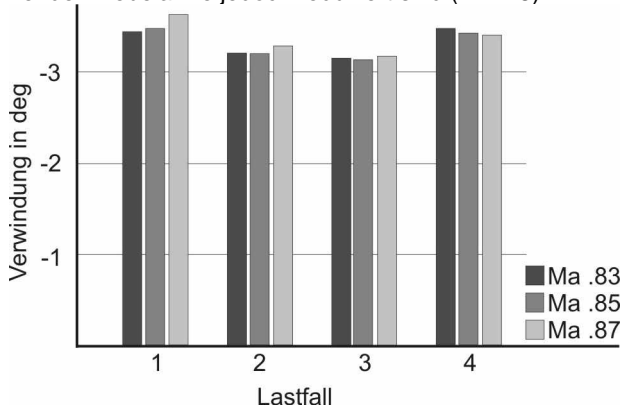


BILD 8 Verwindung im Verlauf des Reiseflugs

Die Verwindung ergab sich mit einem Durchschnittswert von $-3,4^\circ$ geringer als die Abschätzung anhand des A340 Flügels. Der Verlauf über die Lastfälle zeigt eine grundsätzliche Ähnlichkeit zu dem Verlauf der Biegung, was kongruent zur Annahme einer geometrischen Biege-Torsions-Kopplung ist. Die Korrelation zwischen Biegung und Torsion ist in Bild 9 dargestellt. Es zeigt sich ein gemittelter Anstieg der Verwindung von $-0,69^\circ$ pro Meter Durchbiegung, um den herum die berechneten Werte mit $\pm 0,12^\circ/m$ streuen. Für den F11 Flügel berechnet sich die geometrische Abhängigkeit zwischen Verwindung und Biegung mit $-1,35^\circ/m$ deutlich größer als in der elastischen Rechnung. Die Ursache dafür muss in einer Änderung der aerodynamischen Lastverteilung liegen. Es überlagern sich drei Effekte:

- 1) Durch die reine Biegung des Flügels entsteht zwischen Rumpf und Flügel der bereits erwähnte Düsen effekt. Er verschiebt die Stoßlage nach hinten und initiiert so ein zusätzliches kopflastiges Torsionsmoment.
- 2) Des weiteren verringern sich aufgrund der geometrischen Biege-Torsions-Kopplung bei Biegung die lokalen Anstellwinkel zur Flügelspitze hin. Daraus folgt eine geringere Zirkulation, was eine Wanderung der Stoßlage nach vorne zur Folge hat. Die geometrische Biege-Torsions-Kopplung und der Düsen effekt wirken sich mit unterschiedlichem Vorzeichen auf die Lage des Stoßes aus und kompensieren sich nahezu gegenseitig.
- 3) Die primäre Ursache für die geringe Abhängigkeit der Verwindung von der Biegung ist nicht in der Profilströmung sondern in dreidimensionalen Effekten zu finden. Mit der Biegung geht eine Verwindung des Flügels einher, welche zu einer Umverteilung des Auftriebs zum Innenbereich führt.

Es ändert sich nicht die Größe der Last, sondern der Angriffspunkt beziehungsweise die effektive Länge des Torsionskörpers. Zusammenfassend bewirkt die geometrische Biege-Torsions-Kopplung eine Umverteilung des Auftriebs, welche wiederum die Verwindung reduziert. Es handelt sich also um einen selbst hemmenden Effekt, der jedoch trotz seines verminderten Umfangs einen negati-

ven Einfluss auf den induzierten Widerstand ausübt. Ein möglicher Ansatz besteht in der Vermeidung von Biegung. Das ist jedoch nicht praktikabel, da eine Erhöhung der Biegesteifigkeit mit einer Erhöhung der Strukturmasse und den daran gebundenen Nachteilen einhergeht. Aufgrund der immensen Auftriebskräfte ist der Einsatz einer biegungskompensierenden Aktivierung nicht denkbar. Es wäre jedoch möglich, den Auftrieb umzuverteilen, um die wirksamen Hebelarme zu verkleinern. Das hätte jedoch einen direkten negativen Einfluss auf den induzierten Widerstand und ist somit ebenfalls nicht zielführend.

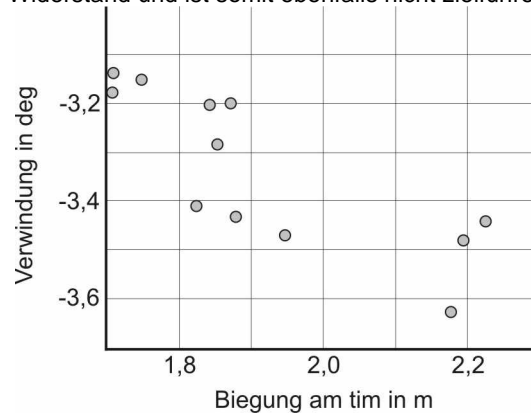


BILD 9 Zusammenhang Biegung und Verwindung

8. EINFLUSS DER VERWINDUNG

Im Gegensatz zur Biegung stehen der Beeinflussung der Verwindung keine elementaren Barrieren im Weg. Um Konzepte einer möglichen Realisierung zu entwickeln bzw. deren Nutzen abschätzen zu können, ist in mehreren Betriebspunkten die Verwindung variiert worden. Ausgangssituation war eine generische, konstant gehaltene Biegelinie, die aus der aerolastisch gekoppelten Rechnung stammt, und die ideale Verwindungsverteilung des F11 Modells. Bei unterschiedlichen Anströmbedingungen wurde dann die Verwindung variiert, wobei die Verteilung der Änderung ebenfalls aus den gekoppelten Rechnungen gemittelt wurde. BILD 10 zeigt die Auswirkungen der Verwindung auf den Widerstand im Entwurfspunkt.

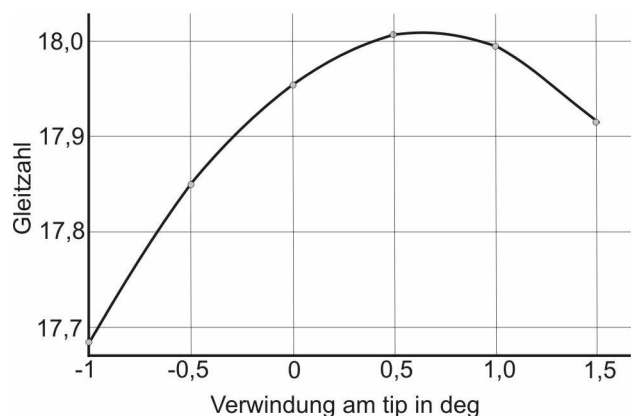


BILD 10 Änderung der Gleitzahl bei Verwindung

Es existiert eine widerstandsoptimale Verwindung, die am Flügelende etwa $+0,7^\circ$ beträgt. Das F11 Modell weist in seiner Ausgangsform folglich keine ideale Verwindung auf, wie zunächst angenommen wurde. Der Widerstand wächst von der idealen Verwindung aus progressiv an. Ist der Flügel ideal konditioniert und nimmt Verwindungen von $\pm 0,25^\circ$ um die Ideallage ein, was der Variation aus

der gekoppelten Rechnung entspricht, steigt der Widerstand nur gering an. Der stark progressive Widerstandsanstieg zeigt die Relevanz präziser aerolastischer Untersuchungen schon in den frühen Entwurfsphasen und unterstreicht die Wichtigkeit hochwertiger gekoppelter Rechenverfahren, wie sie in *AWiTech* verwendet werden. Wird der Flügel im *off design* betrieben, kann der Widerstandsanstieg aufgrund der geometrischen Biege-Torsions-Kopplung leicht ein Prozent und mehr erreichen.

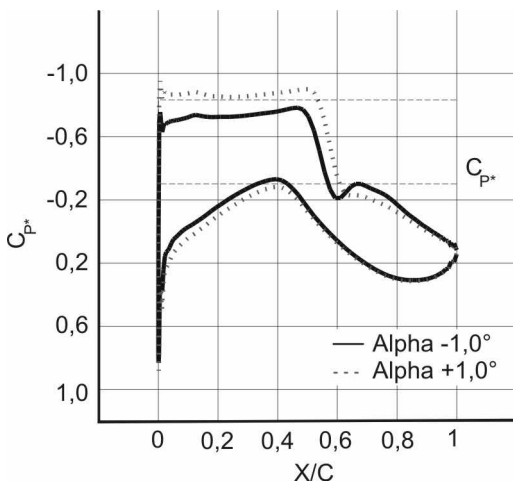


BILD 11 Druckverteilung am Profil bei Verwindung

BILD 11 zeigt den Einfluss der Verwindung auf die Stosslage im Entwurfspunkt. Eine Verwindung mit positivem Vorzeichen (Vergrößerung des Anstellwinkels) bewirkt die Verlagerung des Stoßes Richtung Hinterkante, was eine Folge der vergrößerten Zirkulation ist. Dadurch wird ein kopflastiges Nickmoment erzeugt, was der aufgebrachten Verwindung entgegenwirkt. Die transsonischen Effekte bewirken eine Stabilisierung der Verwindung des aerolastischen Flügels.

9. AEROLASTIC TAILORING MIT ORTOTROPEN MATERIALSYSTEMEN

Gegenwärtig werden leistungsfähige Verstärkungsfasern meist in quasiisotropen Verbunden eingesetzt. Das hat den Vorteil, dass die mechanischen Eigenschaften denen isotroper Materialien ähneln und daraus die Anwendbarkeit der selben Berechnungsgrundlagen abgeleitet wird. Neben der Diskutierbarkeit dieser Analogie weist das Strukturkonzept den Nachteil auf, dass die gerichteten mechanischen Eigenschaften der Fasern in der Mehrzahl der Anwendungen nicht genutzt werden, da ein Großteil der Fasern nicht auf den Lastpfad ausgerichtet sind. Bei bekanntem Spannungszustand ist es theoretisch möglich, alle Faserschichten aus einem quasiisotropen Verbund zu entfernen, die aufgrund ihrer Ausrichtung nicht lasttragend sind. Das Ergebnis wäre ein Material, das nur noch aus unidirektionalen Fasern in Lastrichtung und ± 45 Grad Gelege zur Aufnahme des Schubs besteht. Zurzeit wird vor dem Einsatz solcher Strukturen noch abgesehen, da für die Berechnung der Festigkeit noch keine zuverlässigen Verfahren entwickelt werden konnten [7]. Die mehr als 200 in der Literatur bekannten Versagenskriterien zeigen ebenso die Schwierigkeit dieser Aufgabe wie das starke Interesse an einer Lösung. Es ist davon auszugehen, dass lastgerecht angepasste Verbundstrukturen mittelfristig einen breiten Einzug in die technischen Anwendungen halten werden.

Maßgeschneiderte (*'getailorte'*) Faserverbunde bieten nicht nur ein großes Leichtbaupotential, sondern auch die Möglichkeit das Deformationsverhalten der Struktur entscheidend zu beeinflussen. Während konventionelle isotrope Materialien auf Belastungen aus allen Richtungen gleich reagieren, sind die Nachgiebigkeiten orthotroper oder allgemein nicht isotroper Materialien abhängig von der Belastungsrichtung. Von besonderer Bedeutung ist in diesem Zusammenhang die Nachgiebigkeit S_{16} , welche die Kopplung zwischen Normalspannung und Scherung beschreibt. Im einfacheren Fall eines orthotropen Verbundmaterials ist diese Kopplungsgröße für Belastungen in Richtung der Orthotropieachse und senkrecht dazu gleich null, dazwischen hat sie einen trigonometrischen Verlauf. Durch die Verwendung eines orthotropen Materialsystems im Flügelkasten ist eine strukturelle mechanische Biege-Torsions-Kopplung initiiert, indem die Biege-Normalspannungen in der Haut des Flügelkastens in eine Scherung umgesetzt werden. Für das orthotrope Material bedeutet das, dass die Orthotropie- bzw. die Faserachse aus der Hauptspannungsrichtung herausgedreht werden muss, um die Größe des Kopplungswertes S_{16} zu beeinflussen. Da die orthotropen Eigenschaften sich sowohl auf Steifigkeit als auch auf Festigkeit beziehen, verringert sich dadurch die Festigkeit des Materials und die notwendige Hautdicke steigt. Eine Optimierung im Sinne eines *Tailorings* muss hinsichtlich eines guten Kompromisses zwischen Verbesserung des *flight shape* im Reiseflug, Strukturentlastung durch Verwindung im Böenlastfall und notwendiger Strukturmasse erfolgen.

10. AEROLASTIC TAILORING MIT NICHT ISOTROPEN MATERIALSYSTEMEN

Eine Biege-Torsions-Kopplung auf Basis orthotroper Strukturen verändert die Relation zwischen Biegung und Verwindung. Die feste Korrelation bleibt dabei erhalten, wobei es möglich ist, die geometrische Biege-Verwindungs-Kopplung mit der strukturellen mechanischen Kopplung zu kompensieren. Aus den aerolastischen Rechnungen geht jedoch hervor, dass auch die aerodynamischen Nickmomente sich ändern, was im Wesentlichen auf transsonische Effekte zurückzuführen ist. Aus BILD 9 ist abzulesen, dass die Verwindung des *flight shape* an der Flügelspitze um ca. $\pm 0,24^\circ$ im Reiseflug variiert. Durch Überlagerung einer linear wirkenden Strukturkopplung könnte dieser Wert etwa halbiert werden. Die verbleibenden Schwankungen rühren aus den veränderlichen Nickmomenten her.

Eine effizientere Gestaltung des Deformationsverhaltens ist möglich, indem von dem Modell einer Biege-Torsions-Kopplung Abstand genommen wird und sich die Wahl der elastischen Eigenschaften direkt an den berechneten Spannungs-/Dehnungszuständen orientiert. Grundlage dieser Strategie ist die Annahme, dass die Spannungs- und Dehnungszustände der Struktur nicht linear skalieren, wie es bei der Biege-Torsions-Kopplung der Fall ist, sondern mit der nichtlinearen Belastung individuelle Formen annehmen. BILD 12 belegt diesen Ansatz mit der Darstellung der Änderung der Hauptspannungsrichtung bei Entleerung der Tanks (Ma 0.85).

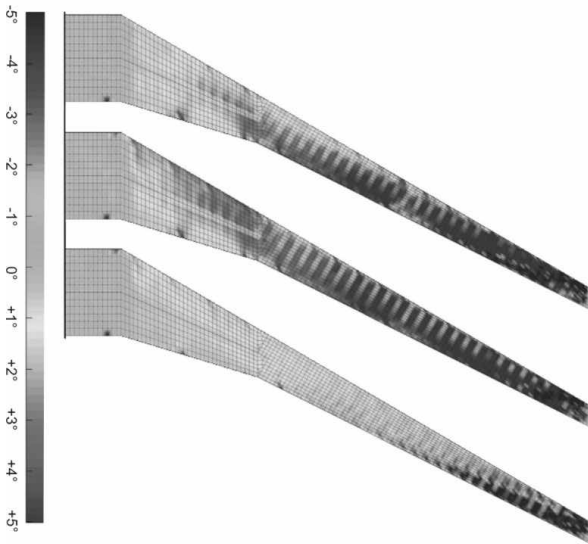


BILD 12 Änderung der Spannungsrichtung

Für jeden Punkt der Struktur können die Spannungsrichtungen der einzelnen Lastfälle berechnet werden. Weiterhin können über die Biege- und Verwindungslinien der Lastfälle und die Geometrie lokale Wunschdeformationen, speziell ideale Scherungen den Spannungen zugeordnet werden. Sind Spannungs- und Dehnungszustand bekannt, kann bei einem linear elastischen Material direkt auf die elastischen Eigenschaften geschlossen werden. Das Ergebnis sind Verläufe der elastischen Eigenschaften über der Belastungsrichtung. Folgend stellt sich die Aufgabe darin, eine Struktur auszulegen, welche die gewünschten elastischen Eigenschaften möglichst exakt aufweist. Da sich mit dem Deformationsverhalten auch die aerodynamische Belastung ändert, ist ein iteratives Vorgehen notwendig.

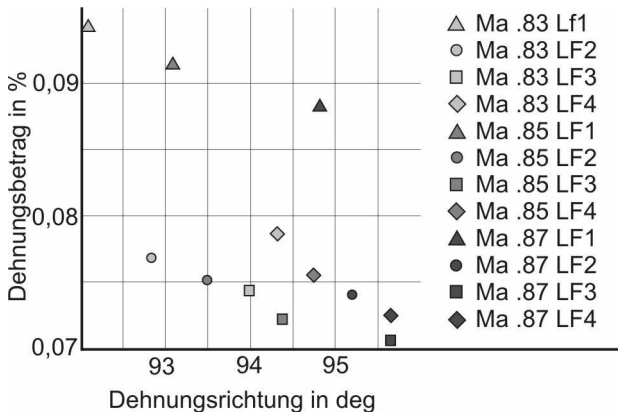


BILD 13 Zusammenhang zwischen Dehnungsrichtung und Dehnungsgröße eines FE-Knotens

Maßgeschneiderte Faserverbunde bieten ein großes Potential bei der Anpassung, wobei in *AWiTech* ein fünf-lagiger, symmetrischer Aufbau auf Basis von Kohlefasern und Epoxydharz untersucht wurde. Die Mittlere Schicht besteht aus unidirektionalem Gelege in 0° Orientierung zur Aufnahme der Normalspannungen. Die äußeren Schichten bestehen aus $\pm 45^\circ$ zum Tragen der Schubbelastung und die vermittelnde Schicht besteht aus unidirektionalem Gelege, das zur Aufnahme von Normalspannungskomponenten senkrecht zur Hauptspannungsrichtung

im 90° Winkel ausgerichtet ist. Die Dicke der einzelnen Schichten ist ein primär relevanter Parameter. Ist die Verteilung 25/50/25 entsprechend 25% 0° Lagen, 50% $\pm 45^\circ$ Lagen und 25% 90° Lagen, ist der Verbund ausgeglichen und weist quasiisotrope Eigenschaften auf.

Bei einer festigkeitsgerechten Skalierung der Schichten mit einem geringen Anteil von 90° Lagen entstehen orthotrope Eigenschaften. Ein solcher Verbund bietet bereits die Möglichkeit einer Anpassung, wird jedoch von nicht isotropen Laminaten noch übertroffen. Sie entstehen, wenn die relative Orientierung der Mittelschicht zu den anderen Schichten als weiterer Freiheitsgrad genutzt wird. Dieser Winkel wird als *tailoring*-Winkel bezeichnet. BILD 14 zeigt für einen 44/44/11 Laminat bei unterschiedlichen *tailoring* Winkeln den Verlauf der Kopplungsgröße S_{16} über die Belastungsrichtung (*off-axis* Winkel). Mit dem *tailoring*-Winkel ändern sich die charakteristischen Verläufe der Eigenschaften, so dass eine weitgehende Anpassung der elastischen Struktureigenschaften an die aerolastischen Wunschanforderungen möglich ist.

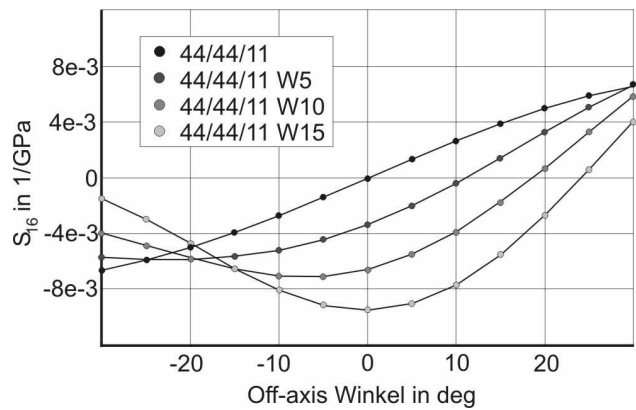


BILD 14 Elastische Eigenschaften getailorierter Verbunde

Neben den gewünschten elastischen Eigenschaften ist von dem Materialsystem auch die Festigkeitsforderung zu erfüllen, wodurch die Wahl der feinen Parameter weiter eingeschränkt wird. Je stärker *off-axis* Winkel und *tailoring* Winkel voneinander abweichen, desto schlechter wird das Festigkeitspotential der 0° Lage genutzt. Auch hier muss das Gesamtsystem optimiert werden, in dem die aerodynamische Qualität und das Strukturgewicht aufeinander abgestimmt sind. Die Gesamtgüte hängt wesentlich von dem Ausnutzungsgrad des Werkstoffs ab. Wegen des Mangels an zuverlässigen Verfahren zur Festigkeitsberechnung nicht isotroper Verbunde gibt es hier ein großes ungenutztes Potential. In *AWiTech* wurde das Problem der Berechnung umgangen, indem Festigkeitswerte Verwendung finden, welche vom Institut für Strukturmechanik in dem LuFo II Vorhaben *Pro-HMS* in Kooperation mit Airbus experimentell ermittelt wurden. Die Festigkeit ist grundsätzlich bauteilabhängig, wobei die die getesteten Proben aufgrund der Einspannbedingung einen besonders ungünstigen Fall repräsentieren und die Festigkeit der *AWiTech* Strukturen tendenziell unterschätzen. Da Laminataufbau und -dicke den verwendeten *AWiTech* Strukturen sehr ähneln, können die Festigkeitswerte als sehr gute Näherungen angesehen werden. BILD 15 zeigt den gemessenen Festigkeitsverlauf unterschiedlich getailorierter Verbunde über dem *off-axis* Winkel.

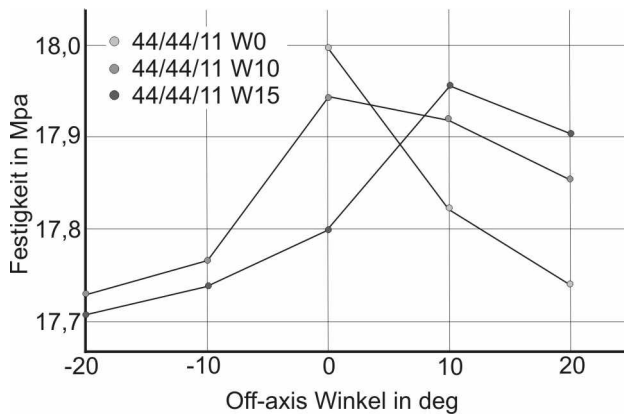


BILD 15 Festigkeitseigenschaften getailorter Verbunde

In *AWiTech* wurde das Materialsystem des F11 Flügels von Aluminium zu einem parametrischen Faserverbund geändert, wie er beschrieben wurde. Gegenwärtig werden Algorithmen entwickelt und erprobt, welche die Parameter des Struktursystems auf Basis der Ergebnisse der aerolastischen Rechnung hinsichtlich des Deformationsverhaltens optimieren. Wenn eine vorläufiges optimales Struktursetup gefunden worden ist, soll eine erneute aerolastische Variationsrechnung durchgeführt werden, in der die Auswirkungen des ersten *tailorings* untersucht und die neuen Luftlasten ermittelt werden sollen. Sie sind Ausgangspunkt für erneute Parameteranpassungen, die iterativ im Wechsel mit aerolastischen Gleichgewichtsrechnungen durchzuführen sind bis die Parameterwerte konvergieren.

Maßgeschneiderte Verbundwerkstoffe können die Umsetzung von Spannungszuständen in Dehnungszustände weit reichend beeinflussen. Die Initiierung bestimmter Konturen der Struktur unter Last ist jedoch durch die Gesetze der Elastik eingeschränkt. Es ist zwar z.B. möglich am einseitig fest eingespannten symmetrischen Biegebalcken mit einer Einzelkraft in der Mitte des freien Endes durch Wahl des Struktursystems eine Biege-Torsions-Kopplung zu initiieren, jedoch nicht möglich eine Biegung ohne Torsionskomponenten der Kraft entgegengesetzt zu erzielen. Des Weiteren gibt es Einschränkungen der erzielbaren Kontur durch kontroverse Wunschkopplungen, also z.B. sehr unterschiedliche gewünschte Werte des Parameters S_{16} für sehr ähnliche Spannungsrichtungen, und Einschränkungen aus dem Leichtbau hinsichtlich der maximalen Strukturdrücken.

11. AKTIVE VERWINDUNG

Aerolastic tailoring ändert die Beziehung zwischen Belastung und Deformation. Kann mit diesem Konzept die gewünschte Konturform nicht erzielt werden, ist es darüber hinaus möglich den Belastungszustand durch Aufprägung zusätzlicher Kräfte anzupassen. Das geschieht durch Integration von Aktoren in die Struktur, die dann als aktive Struktur bezeichnet wird. Grundsätzlich wird zwischen zwei Arten der Aktuierung unterschieden. Die diskrete Aktuierung sieht einzelne mechanische Stellglieder wie Hydraulikzylinder, Servomotoren oder Piezo-Stacks vor, die ihre Kraft über besondere Vorrichtungen in die Struktur einkoppeln. Die verteilte Aktuierung dagegen verwendet multifunktionale Materialien, die Strukturkonform in das mechanische System integriert werden. Typische Vertreter sind hier piezoelektrische Keramiken (PZT) und

Formgedächtnislegierungen (SMA), die bei entsprechender Konfektionierung auf der Struktur flächig appliziert oder direkt in Faserverbundstrukturen integriert werden. Sind neben aktiven Elementen auch Sensoren und Regelung integriert, entstehen Strukturen, die aktiv und autonom ihren mechanischen Zustand kontrollieren. Dieses Konzept ist unter den Namen '*Adaptronik*' und '*Smart Structures*' bekannt [4].

In *AWiTech* ist das Ziel der Aktuierung die Verwindungsverteilung zu beeinflussen. Diskrete Aktuatoren benötigen zusätzlichen Bauraum. Das ist bei Flügel von Verkehrsflugzeugen ein Problem, da sich im Inneren des Flügelkastens der Kraftstoffvorrat befindet und zwischen Vorderholm und Vorflügel bzw. Hinterholm und Landeklappen sich die mechanische Ansteuerung der Hochauftriebssysteme und diverse Versorgungsleitungen befinden. Ein weiterer Nachteil der diskreten Aktuierung liegt darin begründet, dass die Kraft konzentriert am Aktuator zu Verfügung gestellt wird. Neben der Zusatzmasse zur Ankopplung der Aktoren an die Struktur muss auch die Leichtbaustruktur verstärkt werden, da die lokale Aufnahme großer lokaler Kräfte und Momente nur schwer mit dem Leichtbaukonzept schalenartiger Strukturen vereinbar ist. Die diskrete Aktuierung kann für diese Anwendung ausgeschlossen werden, was auf die Notwendigkeit führt ein verteiltes Aktuatorkonzept zu finden. Als multifunktionale Materialien stehen dafür Piezoelektrika (PZT) und Formgedächtnislegierungen (SMA) zur Verfügung.

Der piezoelektrische Effekt ist eine Wechselwirkung zwischen einem elektrischen Feld und dem mechanischen Zustand des Materials. Typische Aktuatoren nutzen piezoelektrische Keramiken auf Blei-Zirkonium-Titan Basis (PZT) mit geringen Dicken. Zur mechanischen Stützung und besseren Handhabbarkeit werden Keramik und Elektroden zur Feldaufbringung in einem Faserverbund gekapselt. Diese Funktionsmodule können einfach in Strukturen integriert und direkt über ihre elektrischen Anschlüsse angesteuert werden. Die elektrische Leistung um einen PZT Aktuator zu betreiben entspricht dem Laden und Entladen eines Kondensators. Folglich sind diese Aktuatoren bis zu hohen Frequenzen (>10kHz) energetisch effektiv nutzbar. Aufgrund ihrer geringen aktiven Dehnung von maximal einer Mikrodehnung (1mm/m) sind sie jedoch nicht gut für die Verwendung in *AWiTech* geeignet. Ihr Einsatz wäre durch Nutzung von Wegvergrößerungs-Effekten möglich, was wegen der damit verbundenen Massenzunahme nicht Ziel führend ist [4].

Formgedächtnislegierungen (*shape memory alloy* : SMA) dagegen weisen eine geeignete Charakteristik auf. Sie basieren typischer Weise auf Nickel Titan Legierungen, die ein temperatursensitives Gefüge haben. Sie erzielen hohe Kräfte und Wege, sind durch die thermische Aktivierung jedoch auf Anwendungen geringer Dynamik eingeschränkt (<2Hz). Die Verwindung des extrem steifen Flügelkastens und die Überwindung der resultierenden zusätzlichen aerodynamischen Momente kann nur durch die flächige Integration großer Mengen SMA Materials gelingen. Die auftretenden Probleme liegen aufgrund der hohen spezifischen Arbeit des Materials nicht in der zusätzlichen Masse, sondern in der Möglichkeit der Aktivierung. Die Aktivierungstemperatur muss oberhalb der maximalen Strukturtemperatur liegen, um unkontrollierte Aktivierung auszuschließen. Für den Betrieb bedeutet das eine Aktivierungstemperatur oberhalb 100°C bei typischen Umgebungstemperaturen im Flug von -50°C. Die Aufrechterhal-

tung der Temperaturdifferenz von 150°C bedarf sehr großer Mengen Energie, da die Notwendigkeit der strukturierten Applikation des Aktors eine Isolierung stark erschwert und der Wärmeabtransport bei erzwungener Konvektion mit Strömungsgeschwindigkeiten über 300m/s erheblich ist.

12. AKTIVE BEEINFLUSSUNG DER AEROLASTIK

Die direkte Verwindung des Flügels mit den heute zur Verfügung stehenden multifunktionalen Materialien ist kritisch zu sehen. Bei der direkten Beeinflussung der Verwindung wirkt die Aktuatorik direkt im Hauptlastpfad, also den Auftriebskräften und den elastischen Kräften entgegen. Anstatt den Belastungszustand des Flügels durch Zufügen struktureller Kräfte direkt zu verändern, ist es auch möglich, die aerodynamischen Lasten zu beeinflussen. Dieses kann nur durch eine Formänderung der Luftleitenden Oberfläche geschehen [8]. Hier lassen sich zwei grundlegende Ansätze unterscheiden.

Die Adaption der gesamten Flügelstruktur mit umfassenden Anpassungen der Flugeigenschaften wird '*morphing*' genannt, wobei zwei grundsätzlich gegenläufige Anforderungen miteinander in Einklang zu bringen sind. Flügel müssen eine gewisse Steifigkeit aufweisen, um durch die aerodynamische Belastung hier kaum ungewünscht deformiert zu werden. Andererseits dürfen sie nicht zu steif sein, um eine Anpassung der Form zu ermöglichen. Ein Schlüssel zu Erfolg liegt auch hier vermutlich in der exakten aerolastischen Berechnung der Lastpfade und dem angepassten Strukturentwurf. Die lastfreien Strukturpfade können mit einer geringen Steifigkeit ausgestattet werden, da die aerodynamische Belastung hier kaum wirkt und keine unerwünschten Deformationen auftreten. Wird hier eine Aktorik vorgesehen, können mit geringen Kräften große Deformationen und damit große Änderungen des Strömungsfeldes initiiert werden. Der '*morphing wing*' ist ein ganz neues Konzept der Flügelgestaltung und zeitlich als langfristiges Ziel einzuordnen. Er ist Thema nationaler und internationaler Forschergruppen [1],[2],[3],[6].

Greifbarere Ansätze zur Beeinflussung der aerolastischen Gleichgewichtslagen basieren auf dem Prinzip der Funktionstrennung. Der Flügelkasten als strukturmechanisch ausgereiftes Element bleibt erhalten und trägt den Auftrieb alleine. Alle angeschlossenen Komponenten dienen ausschließlich der effizienten Luftführung um den Flügelkasten herum. Strukturmechanisch sind die Anbauteile nur gegen den lokalen Strömungsdruck auszulegen, wobei ein Versagen sich lediglich auf die lokale Strömungsführung auswirkt, nicht aber die grundsätzliche Flugfähigkeit oder Integrität der Flügelstruktur gefährdet. Aus den daraus folgenden weichen strukturmechanischen Anforderungen heraus ist eine freiere Gestaltung der Komponenten möglich, so dass die gegenwärtig eingesetzten Hochauftriebssysteme und Steuerklappen durch multifunktionale Strukturen aufgewertet und um neue Funktionen ergänzt werden können. Als Weiterentwicklungen sind z.B. die '*droop nose*', die '*flexible Hinterkante*' [2] oder neue Hinterkantenklappen wie '*Mini-TEDs*' [5] zu nennen.

Gleich mehrere aerodynamische Effekte ließen sich mit einem Winglet beeinflussen, dass aktiv seine Profilkrümmung ändert. In der statischen Anwendung gibt es eine Auswirkung auf die Strömung im besonders weichen Außenbereich des Flügels, was sich wiederum im We-

sentlichen über die Stoßlage und die Dickmomente auf die Verwindung auswirkt. Gleichzeitig entsteht am Winglet auftrieb, der am Fuß des Winglets als Moment in den Flügel eingeleitet wird. Dieses kontrollierte Moment kann über entsprechend konditionierte Strukturen ebenfalls auf die Verwindung einwirken. Darüber hinaus besteht die Möglichkeit einer dynamischen Anwendung, in der an der Spitze des Winglets ein Wirbel erzeugbar ist, welcher mit dem natürlichen Randwirbel interagiert. Es ist eine destabilisierende Wirkung und damit eine relevante Reduzierung des induzierten Widerstands erzielbar. Strukturmechanisch ist die Krümmungsänderung des Winglets auf viele Möglichkeiten realisierbar, welche sich über das gesamte Spektrum zwischen einer konventionellen Hinterkantenklappe bis hin zum multifunktionalen und adaptiven Verbund erstrecken.

13. AUSSICHT

Die Flügelform im aerolastischen Gleichgewicht lässt sich beeinflussen, indem die passiven elastischen Eigenschaften der Struktur in hohem Maße auf die aerodynamischen Kräfte abgestimmt werden. Diese Aufgabe wird im DLR Projekt *AWiTech* vom Institut für Strukturmechanik sowie dem Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik bearbeitet. Die dynamische aerolastische Güte der entwickelten Strukturen wird vom Institut für Mechanik der RWTH Aachen beurteilt. In den Arbeiten finden Festigkeitswerte Verwendung, die im Rahmen des LuFo II Vorhabens *ProHMS* im Experiment ermittelt wurden. Diese Festigkeitswerte stellen nur Näherungen dar, weil keine geeigneten Versagenskriterien für geteilte Verbundstrukturen zur Verfügung stehen. Neben dem Handlungsbedarf sei hier auch auf die Arbeiten von Piening hingewiesen []. Die Arbeiten aus *AWiTech* werden durch verwandte Studien im LuFo III Vorhaben *Konfigurationen 2020* ergänzt, an denen Airbus und das Institut für Strukturmechanik beteiligt sind. Die aktive Beeinflussung der Aerolastik unter Nutzung der konventionellen Steuerflächen wird in dem DLR Projekt *HighPerFLEX* vom Institut für Aerolastik erforscht, wobei sowohl die statischen *flight shapes* als auch die dynamischen Eigenschaften Beachtung finden. Das adaptive Winglet ist Teilprojekt in dem LuFo III Vorhaben *IHK*, an dem Airbus, die TU München, die RWTH Aachen und das DLR beteiligt sind. Weiterhin werden am Institut für Strukturmechanik Grundsatzuntersuchungen durchgeführt, die auf einen *morphing wing* abzielen.

14. LITERATUR

- [1] "THE ADAPTIVE SPOILER - MECHANICAL ASPECTS OF A LOCAL SPOILER THICKENING TO CONTROL THE TRANSSONIC SHOCK", Bein, Hanselka, Breitbach, 9th Int. Conf. on Adaptive Struct. and Tech., Cambridge, USA 1998
- [2] "THE BELT-RIB CONCEPT: A STRUCTRONIK APPROACH TO VARIABLE CAMBER", Campanile, Sachau, Journal of Intelligent Material Systems and Structures, Vol. 11, March 2000
- [3] "MORPHING WING", Ohayon, GARTEUR/GOR-SM Meeting, NLR-Amsterdam, NL, April 2004
- [4] "ADAPTRONICS AND SMART STRUCTURES", Janocha, Springer Verlag, 1999
- [5] "ABSCHLUSSBERICHT Pro-HMS TP2 AERODYNAMIK", Darge, Airbus Deutschland, 2003
- [6] "DEFENSE ADVANCED RESEARCH PROJECTS AGENCY - SMART MATERIALS AND STRUCTURES DEMONSTRATION PROGRAM OVERVIEW", Sanders, Crowe, Garcia, Journal of Intelligent Material Systems and Structures, Vol 15, April 2004
- [7] "BEDEUTUNG PHYSIKALISCHER PLAUSABILITÄTSBEDINGUNGEN BEI DER BERECHNUNG VON LAMINATSTRUKTUREN", Pieping, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, München, 2003
- [8] "ACTIVE FLOW CONTROL BASED ON TRANSONIC DESIGN CONCEPTS", Sobieczky, Geissler, AIAA 99-3127, 17th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Norfolk, VA, 1999
- [9] "THE F11-WING - WINDTUNNEL- AND CFD RESULT", Hansen, Airbus, interner Bericht

15. KONTAKT

Dipl.-Ing. Björn Nagel
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR)
Institut für Strukturmechanik
Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig
Tel: +49 531 295 3311
Fax: +49 531 295 2876
e-mail: bjoern.nagel@dlr.de

Dr.-Ing. Hans Peter Monner
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR)
Institut für Strukturmechanik
Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig
Tel: +49 531 295 2314
Fax: +49 531 295 2876
e-mail: hans.monner@dlr.de

Prof. Dr.-Ing. Elmar Breitbach
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR)
Institut für Strukturmechanik
Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig
Tel: +49 531 295 2300
Fax: +49 531 295 2875
e-mail: elmar.breitbach@dlr.de