ADAPTIVE SPALTKONTROLLE AN HOCHAUFTRIEBSKLAPPEN

B. Nagel[1], C. Anhalt[2], H. P. Monner[1], E. Breitbach[1]
[1]Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., Institut für Strukturmechanik
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig
[2]Airbus Deutschland GmbH, EDXCS, Kreetslag 10, 21129 Hamburg

1. ÜBERSICHT

Diese Veröffentlichung behandelt den Einfluss des Spaltes zwischen Flügel und Landeklappe auf das Hochauftriebsverhalten moderner Verkehrsflugzeuge. Nach der Darlegung der aerodynamischen Grundlagen liegt der Schwerpunkt in der Betrachtung der strukturmechanischen Beeinflussung des aerolastischen Deformationsverhaltens. Anhand zweier realistischer Landeklappen werden Methoden mit aktiven und passiven Strukturelementen aufgezeigt, welche die Spaltgeometrie durch Harmonisierung der Biegelinien von Flügel und Landeklappe optimieren. Drüber hinaus werden Betrachtungen angestellt, wie schon im konfigurativen Entwurf Deformationsverhalten und Leichtbauforderungen miteinander vereint werden können.

2. EINLEITUNG

Flugzeuge sind anderen Verkehrsmitteln überlegen, wenn Transportaufgaben mit einer hohen Anforderung an die Geschwindigkeit zu bewältigen sind. Die technische Optimierung hinsichtlich einer großen Transportleistung und einer hohen Geschwindigkeit ist demnach unerlässliche Voraussetzung für den kommerziellen Erfolg. Die konsequente Optimierung für den Schnellflug führt jedoch zu nachteiligen Eigenschaften im Hochauftriebsflug, insbesondere auf einen geringen maximalen Auftriebsbeiwert. Diese Größe geht als Faktor in die minimale Fluggeschwindigkeit ein, woraus sich hohe Geschwindigkeiten in den Hochauftriebsphasen Start und Landung ergeben. Für den Flugbetrieb werden lange Start- und Landebahnen sowie ein großer Treibwerksschub notwendig, was hohe Kosten verursacht und sich nicht zuletzt durch die daran gebundenen Lärmemissionen negativ in der Akzeptanz der Bevölkerung niederschlägt.

Bei modernen Verkehrsflugzeugen werden die Tragflächen durch ein Hochauftriebssystem, das aus beweglichem Vorflügel und Landeklappe besteht, an den Langsamflug angepasst. Das Ausfahren dieser Hilfsmittel vergrößert die Profilkrümmung und ermöglicht so höhere Auftriebsbeiwerte und niedrigere Fluggeschwindigkeiten. Der maximale Auftrieb wird durch das Ablösen der Luftströmung von der Profiloberseite, insbesondere der Hinterkantenklappe, begrenzt. Um diesen Vorgang hinauszuzögern, sind zwischen Vorflügel, Flügelkasten und Landeklappe Spalte vorgesehen, durch die energiereiche Luft von der Tragflächenunterseite auf die Profiloberseite geleitet wird. Die Effizienz dieser Technik hängt elementar von der Größe und Geometrie der Spalte ab. Flügel und Hochauftriebskomponenten sind elastische Körper, die durch die Luftlasten Deformationen erfahren. Infolge der unterschiedlichen Steifigkeiten und variablen Luftkräfte nehmen die drei Körper unterschiedliche Biegelinien an, was die Geometrie der Spalte verändert. Das Hochauftriebsverhalten wird verschlechtert.

Um diesen negativen Effekt zu beseitigen, beschäftigt sich das Institut für Strukturmechanik des DLR in Braunschweig mit der Gestaltung von Landeklappen, die aufgrund eines intelligenten Struktursystems aus passiven und aktiven Elementen auch bei veränderlicher Belastung den Spalt in seiner optimalen Geometrie aufrechterhalten. Die Aktivitäten fanden im Rahmen des LuFo II Vorhabens Pro-HMS in Kooperation mit Airbus Deutschland statt und werden im DLR Projekt *AWiTech* zusammen mit dem DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik fortgeführt.

Bild 1: Flügel mit ausgefahrenem Hochauftriebssystem

3. AEROELASTISCHE DEFORMATION

Die beiden primären Aufgaben von Tragflügeln sind die Erzeugung von aerodynamischem Auftrieb und die mechanische Vermittlung zwischen Auftriebs- und Inertialkräften, welche besonders im Rumpf angreifen. Aufgrund der elastischen Eigenschaften der Flügel folgen aus ihrer mechanisch tragenden 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 der elastischen Nachgiebigkeit der Struktur bestimmt wird und sich erheblich von der Konstruktionsform ('*jig shape*') unterscheiden kann [8]. Flügel, Klappen und Klappenaufhängungen sind elastische Strukturen, die unter den variierenden Luftlasten unterschiedliche Deformationen zeigen. Diese Unterschiede bewirken eine Änderung der Geometrie des Spalts zwischen Flügel und Landeklappe, die mit konventionellen Bauweisen nicht durch Formgebung des *jig shape* eliminierbar sind. Durch das Abweichen von der Idealform des Spaltes findet eine Verringerung des maximalen Auftriebsbeiwerts statt [5].

Die *flight shape* wird durch das aerolastische Gleichgewicht bestimmt, was ein interdisziplinäres Vorgehen bei der Formoptimierung notwendig macht. Dieser Umstand verursacht einen nicht unerheblichen Aufwand - nicht nur in der numerischen Berechnung der Hochauftriebskonfigurationen, sondern vor allem in der Aufgabe die Kompetenz zweier unterschiedlicher Fachdisziplinen zu vereinen. Das Ziel der hier vorgestellten Arbeiten ist die Harmonisierung der Biegelinien von Flügel und Landeklappe in allen *high lift* Flugzuständen. In den verschiedenen Flugphasen treten erheblich Änderungen der Anströmbedingungen, aber auch der Triebwerksleistung und der Kraftstoffmassenverteilung auf. An den einzelnen Komponenten des Hochauftriebssystems entstehen als Folge unterschiedliche Belastungszustände, welche Ursachen für unterschiedliches Deformationsverhalten sind.

Um trotz der wechselnden Belastungen einheitliche Deformationen zu erzielen, ist es notwendig, die elastischen Eigenschaften von Flügel und Klappe aufeinander abzustimmen. Durch die Anforderungen aus Leichtbau und Festigkeit ist der Flügelkasten in seinen mechanischen Eigenschaften weitgehend festgelegt, weshalb die Optimierung der Klappe deutlich mehr Möglichkeiten bietet als die Anpassung des Flügelkastens. Das aerodynamische Gütekriterium ist die Änderung des Spaltes zwischen Flügel und Landeklappe, die im vorliegenden Fall auf die lokale Profillänge der Klappe normiert wird. Es wird dabei unterschieden zwischen der vertikalen ('*gap*') und horizontalen ('*overlap*') Relativbewegung, wie es in Bild 2 dargestellt ist [2].

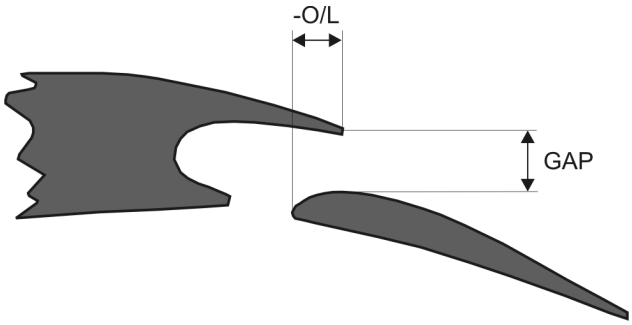

Bild 2: Gap und Overlap)

Die dieser Arbeit zugrunde liegenden Studien wurden an einem Modell des Airbus A340 (*Pro-HMS*) und am F11 Modell (*AWiTech*) durchgeführt. Das F11 Modell ist eine generische Konfiguration und stellt einen frühen Entwurf aus der A3XX Entwicklung dar. Die globalen Abmaße entsprechen denen der A380, wobei der Rumpf auf einem skalierten A340 Rumpf basiert. Die Flügel sind sehr dünn und weisen superkritische Profile auf, wie sie in den meisten modernen Verkehrsflugzeugen verwendet werden. Bei beiden Modellen wurden die Landeklappen außerhalb des Kinks untersucht. Während in Pro-HMS die reale Struktur zur Verfügung stand, musste für das rein aerodynamische F11 Modell eine eigene Struktur entworfen werden, wobei die A340 Struktur Pate stand.

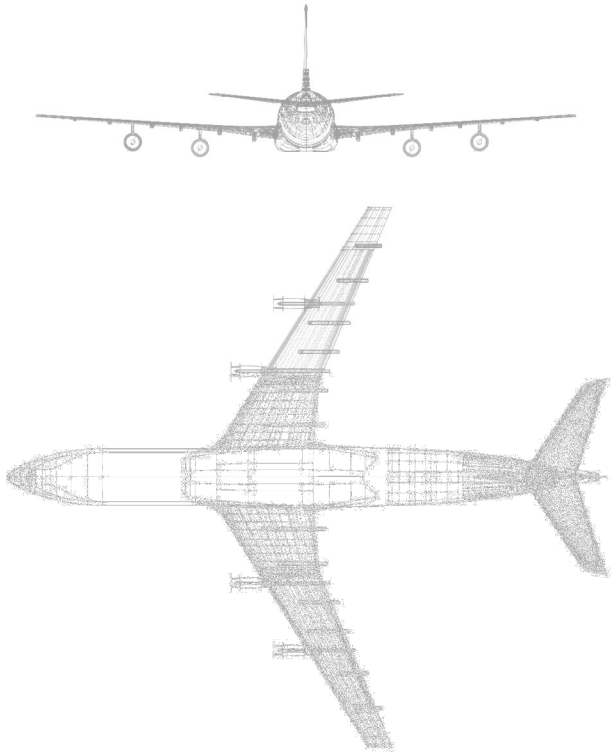

Bild 3: F11 Model

4. EINFLUSS DES KLAPPENSPALTES AUF DIE AERODYNAMIK

Der maximale Auftriebsbeiwert wird durch die Strömungsablösung an der Profiloberseite begrenzt, die zuerst an der Landeklappe auftritt. Dieses Phänomen kann durch einen zwischen Flügel und Klappe angeordneten Spalt herausgezögert werden, der energiereiche Luft von der Flügelunterseite der energiearmen Strömung auf der Oberseite zuführt. Dabei ist die Geometrie des Spaltes von fundamentaler Bedeutung. Ein zu kleiner Spalt wird von der Grenzschicht 'verstopft', was den Volumenstrom der durchgeleiteten Luft reduziert. Es kommt zur Strömungsablösung mit dem damit verbundenen Auftriebsverlust an der Klappe. Ein zu großer Spalt dagegen bedingt eine geringe Beschleunigung der Oberseitenströmung und bewirkt so ebenfalls eine Reduzierung des maximalen Auftriebs [5].

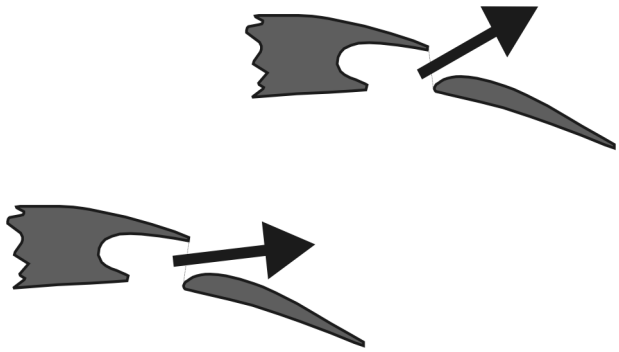

Bild 4: Ausblasrichtung

Die Größe des Spalts ist in der vorliegenden Konfiguration durch den Abstand zwischen Spoilerende und Landeklappe gegeben. Neben der absoluten Größe ist auch die Ausrichtung des Spalts, bzw. die relative Position der Landeklappe zum Flügel relevant für die Strömungsführung. Je tiefer die Klappe am Flügel positioniert ist, desto stärker ist der ausblasende Strahl nach hinten geneigt und desto stärker ist der Beschleunigungseffekt. Eine zu starke Neigung ist jedoch ebenfalls unvorteilhaft, da die Energie der zugeführten Luft durch Wandeffekte dissipiert wird und die Beeinflussung nur in einem kleinen Bereich des Strömungsfeldes wirksam ist. Im Rahmen des DLR Projekts *AWiTech* ist der Einfluss der Spaltgeometrie auf das Hochauftriebsverhalten mit dem Strömungslöser *TAU* unter Verwendung der Navier Stokes Gleichung berechnet worden. Dabei wurde am unverformten F11 Flügel die vertikale und horizontale Position der Landeklappe variiert und die Druckverteilungen berechnet. Die detaillierte Auswertung fand in drei Profilschnitten statt, die jeweils an den Enden, sowie in der Mitte der äußeren Landeklappe die Sensivität der Konfiguration bei unterschiedlichen Anstellwinkeln auf Auftrieb, Widerstand und Nickmoment darstellen. Bild 5 zeigt für den mittleren Profilschnitt die Auftriebsbeiwerte über dem Anstellwinkel bei unterschiedlichem *gap*.

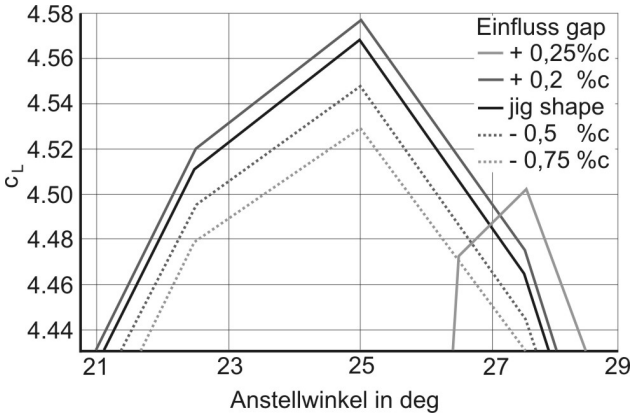

Bild 5: Sensivitäten Auftrieb-Gap

Es zeigt sich eine deutliche Relation zwischen Auftrieb und *Gap*, wobei schon eine Änderung von +0,25% der lokalen Flügelprofillänge eine erhebliche Verminderung des Auftriebs verursacht. In der ersten Strukturauslegung ist die Annahme gängig, dass sich die aerodynamischen Größen nur gering mit der Deformation ändern und somit als nahezu konstant angesehen werden können. Folgend ist es möglich, die Struktur auf Basis der am starren Flügel berechneten Druckverteilung festigkeitsgerecht zu dimensionieren. Der Einfluss des Deformationsverhaltens der Klappe auf die Effizienz der Konfiguration ist mittels der Sensivitäten abschätzbar. Dabei wird die lokale Spaltgeometrie der elastisch deformierten Klappe mit den berechneten aerodynamischen Zusammenhängen zu einem lokalen Auftriebsbeiwert interpoliert und spannweitig integriert. Es wird so ein physikalisch begründeter Designparameter berechnet, der die aerodynamische Effizienz repräsentiert. Dabei ist zu beachten, dass für verschiedene Flugzustände unterschiedliche Kraftverteilungen, aber auch unterschiedliche Sensivitäten gelten, was das geschilderte Vorhaben zu einer komplexen Multiparameteroptimierung macht. Ein pragmatischeres Vorgehen ist das Festlegen eines Sollbandes, welches die zulässigen Toleranzen für die Deformationen entlang der Spannweite vorgibt. Das Toleranzband sollte möglichst breit gewählt sein, dabei jedoch für alle Flugzustände eine gute Aerodynamik garantieren. Bild 6 zeigt ein typisches aerodynamisches Sollband.

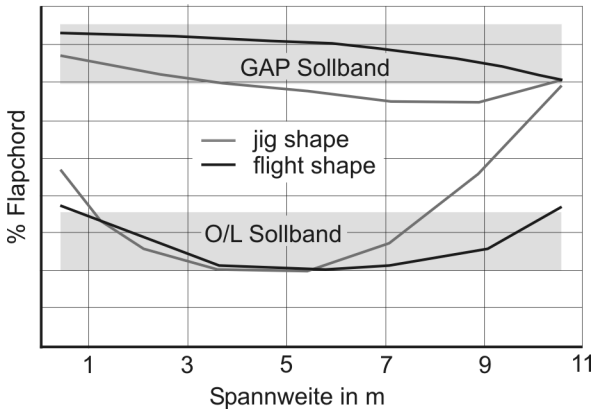

Bild 6: Typisches aerodynamisches Sollband

5. BALKENMODELL DER HOCHAUFTRIEBSKONFIGURATION

Das F11 Modell definiert eine aerodynamische Oberfläche, in der sich die Landeklappe als durchgehender Körper über die gesamte Spannweite erstreckt. In *AWiTech* musste zunächst eine Referenzstruktur entwickelt werden, die realistische mechanische Eigenschaften aufweist. Dazu zählt die Teilung der Klappe in mehrere Einzelklappen, die Wahl der Lagerung und das Layout der inneren Klappenstruktur aus Holmen, Rippen und Stringern. Die konfigurativen Aufgaben wurden mit Balkenmodellen gelöst. Im ersten Schritt wurden die Biegelinien des gesamten Flügels bei 7° und 19° Anstellwinkel, entsprechend der Start- und Landekonfiguration, berechnet. Dabei fanden die aerodynamischen Kräfte des starren Flügels als Ergebnis einer *TAU* Rechnung und eine Steifigkeitsverteilung des Gesamtflügels Verwendung.

Es wurde die Annahme getroffen, dass die Biegelinie des Gesamtflügels nur minimal durch die Änderung der Spaltgeometrie beeinflusst wird, also im Folgenden konstant bleibt. Anhand der Biegelinie des Balkenmodells lässt sich die dreidimensionale Form der Hochauftriebskonfiguration im deformierten Zustand geometrisch berechnen. Dabei bleibt der betrachtete Spalt in seiner Form erhalten, Gap und Overlap ändern sich nicht. Die so berechneten Formen stellen also die idealen Deformationen dar. Neben den Biegelinien als Zielfunktionen sind auch die wirkenden Kräfte bekannt. Werden darüber hinaus die Lagerpositionen vorgegeben, kann direkt auf die notwendigen lokalen Steifigkeiten geschlossen werden.

Die Lagerpositionen sind jedoch genau wie die spannweitige Position und Ausdehnung der einzelnen Klappensegmente noch unbekannt. Um die ideale Teilung und Trackanordnung zu ermitteln, wurde eine MATLAB Funktion programmiert, welche die notwendigen Steifigkeiten berechnet die notwendig sind, um mit den gegebenen Luftlasten die ideale Biegelinie zu erzielen. Die Ausdeh-

nung des berechneten Klappensegments, sowie Position und Anzahl der Tracks sind variabel. Durch Variation der Trackpositionen stellen sich unterschiedliche Biegemomentverläufe ein, welche sich auf die notwendigen Steifigkeiten auswirken. Da bei diesem Verfahren alle Steifigkeitsverteilungen auf der idealen Spaltgeometrie basieren, ist eine Bewertung der Lösungen nur im strukturmechanischen Kontext sinnvoll. Als Bewertungsgröße wurde der integrale Wert der Steifigkeit um die Klappenlängsachse gewählt, der in dieser Betrachtung etwa proportional zur Strukturmasse ist. Die ideale Trackanordnung bestimmt jene Position der Lagerstellen, bei welcher mit dem geringsten Steifigkeitsaufwand die ideale Biegelinie erzielt wird. Ein scharf umrissenes Optimum lässt sich jedoch nur innerhalb der einzelnen Lastfälle finden. Die global beste Trackanordnung ist ein Kompromiss zwischen den beiden Lösungen.

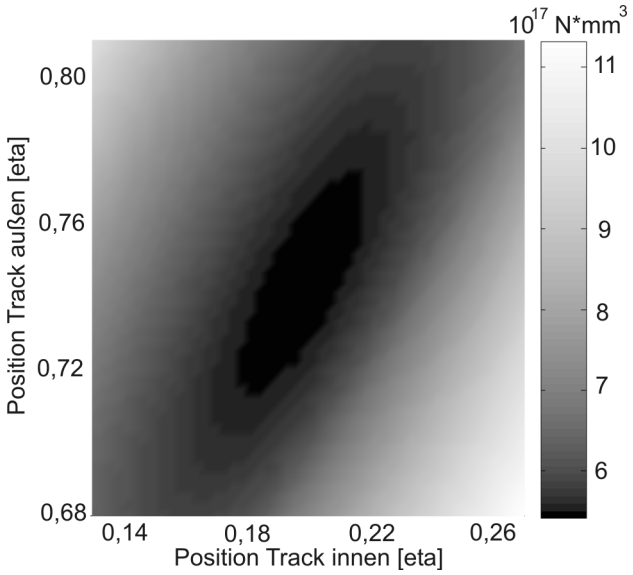

Bild 7: Steifigkeitsanforderung 2 Track Klappe19°

Ein wichtiger Parameter ist die Anzahl der Tracks. Nur durch eine statisch bestimmte Lagerung lässt sich Klappenlast gleichmäßig auf die Tracks verteilen. Sind mehr als zwei Tracks pro Klappe vorgesehen, treten Kräfte durch innere Verspannungen auf, was vor allem eine massivere Dimensionierung der Tracks notwendig macht und sich auf diese Art negativ auf die Massenbilanz auswirkt. Auf der anderen Seite verkleinern mehr Lagerstellen die Hebelarme der auf die Klappe wirkenden Kräfte, weshalb geringere Biegemomente in der Klappe entstehen und wiederum die Masse reduziert wird. In der Rechnung sind Konfigurationen mit zwei und drei Lagerungen vorgesehen, wobei die Verteilung der Kraft auf die Tracks bei der statisch überbestimmten Variante als unverspannt und ideal verteilt angenommen wurde. Auch aus aerodynamischer Sicht lässt sich kein einfaches Optimierungskriterium definieren. Tracks vergrößern Stirn- und Oberfläche und wirken sich so negativ auf den Druckwiderstand und den viskosen Widerstand aus. Auf der anderen Seite ermöglichen sie das Einwirken auf die Stömungsführung in Spannweitenrichtung, womit sich einige transsonische Effekte positiv beeinflussen lassen [1,5].

Es ist möglich, für eine Klappe mit gegebener Ausdehnung und Lagerzahl die ideale Trackpositionierung zu berechnen, wobei die lokalen Luftkräfte und Deformationsanforderungen Beachtung finden. Die Anzahl der Einzelklappen und deren Ausdehnung wird in einem weiteren MATLAB Programm berechnet, welches eine Parametervariation über der Klappenteilung durchführt. Dabei wird die Klappe in zwei oder drei Segmente mit ortsvariablen Teilungen unterteilt. Für jedes Segment wird wiederum die minimale Steifigkeit bei zwei und drei Tracks ermittelt und diese Werte für alle Teile summiert. Der Gesamtwert ist ein Gütekriterium für die Unterteilung der Klappe. Das geschilderte Vorgehen ist rechenintensiv, weil für alle möglichen Klappenteilungen die Trackpositionen der Einzelsegmente optimiert werden. Aufgrund der verwendeten einfachen Balkenmodelle bleiben die Rechenzeiten mit einigen Stunden auf einem einfachen PC noch im vertretbaren Rahmen. Die notwendigen Gesamtsteifigkeiten lassen sich über der Anzahl der notwendigen Tracks darstellen. Auf diese Weise kann jene Konfiguration gewählt werden, welche den besten Kompromiss zwischen Steifigkeit und notwendige Anzahl an Tracks bietet.

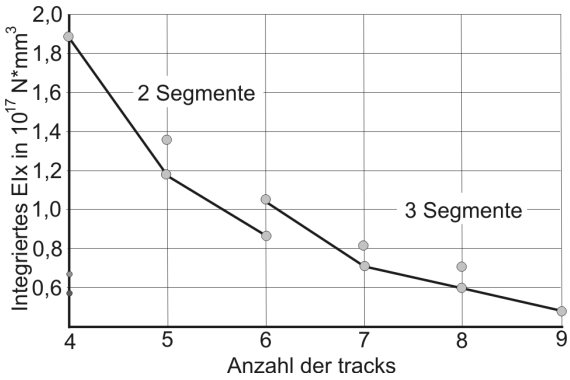

Bild 8: Steifigkeitsanforderung über Anzahl der Tracks

Bild 8 zeigt die notwendige Gesamtsteifigkeit für einen Anstellwinkel von 7°. Der linke Graph repräsentiert die besten Konfigurationen der zweigeteilten, der rechte die der dreigeteilten Klappe. Ab sieben Tracks ist die Steifigkeitseinsparung unter Verwendung zusätzlicher Tracks nur marginal und wird vermutlich durch die noch nicht berücksichtigten inneren Verspannungen der überbestimmten Lagerung zunichte gemacht. Sechs Tracks sind bei einer zweigeteilten und einer dreigeteilten Klappe möglich. Bei der dreigeteilten Konfiguration ergibt sich ein höherer Steifigkeitsbedarf. Die Ursache für diesen Zusammenhang liegt in der fehlenden Möglichkeit Momente zwischen den geteilten Klappensegmenten zu "übergeben" und der daran gebundenen Notwendigkeit das gewünschte Deformationsverhalten der freien Enden über große Steifigkeiten an den Lagerstellen einzustellen.

Bei der Konfiguration mit zwei Klappensegmenten sind die Einzelklappen mit bis zu 14m Spannweite sehr groß. Daraus ergeben sich fertigungstechnische Probleme, aber auch Nachteile hinsichtlich der multifunktionalen Nutzbarkeit als Hochauftriebseinrichtung und Steuerfläche, wie es gegenwärtig z.B. im *LuFo3* Vorhaben *IHK* erforscht wird. Für *AWiTech* wurde eine Konfiguration mit einer dreigeteilten äußeren Landeklappe gewählt, deren innere zwei Segmente auf jeweils zwei und das äußere Segment auf drei Tracks gelagert ist.

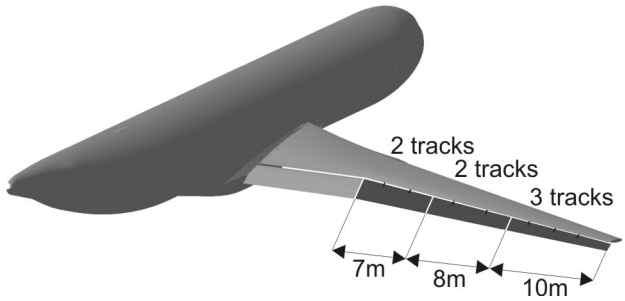

Bild 9: Konfiguration F11 AWiTech

6. STRUKTUR DER LANDEKLAPPE

Der strukturmechanische Aufbau von Landeklappen entspricht meistens dem konventionellen Flügeldesign. Beispielhaft zeigt Bild 10 die im Rahmen von *Pro-HMS* entwickelte Landeklappe für den Airbus A340. Die innere Struktur beinhaltet zwei Holmen, die bei ca. 25% und 75% der Klappentiefe verlaufen. Weiterhin sind Rippen zur Krafteinleitung an den Tracks sowie zur Reduzierung der Beulfeldgröße und zur Profilformhaltung vorgesehen. Die Krafteinleitungsrippen sind massiv ausgeführt und strömungsparallel orientiert, was auch der Bewegungsrichtung beim Ein- und Ausfahren der Klappen entspricht. Die anderen Rippen sind senkrecht zur Vorderholm, wodurch sie eine minimale Länge und Masse aufweisen. Der tragende Teil der Struktur wird durch die Holme, die dazwischen liegenden Haut und die Nase gebildet. Die Haut wird in der Regel durch Stringer verstärkt. Das Segment hinter dem Hinterholm ist als Sandwich mit einem Wabenkern ausgeführt und an den vorderen Teil angenietet. Die Hinterkanten der Klappen werden beim Betrieb des Luftfahrzeugs am Boden relativ oft beschädigt. Durch den modularen Aufbau der Klappe lassen sich beschädigte Strukturelemente leicht austauschen und der durch Ausfallzeiten entstehende finanzielle Schaden begrenzen. Im eingefahrenen Zustand bilden die Landeklappen die Hinterkante des Flügels. Um hier eine möglichst große Profiltreue zu erzielen, sind neben den Tracks an den Enden der Klappe zusätzliche Anschlüsse an den Hauptflügel vorgesehen, die in der high speed Konfiguration arretieren [1,5].

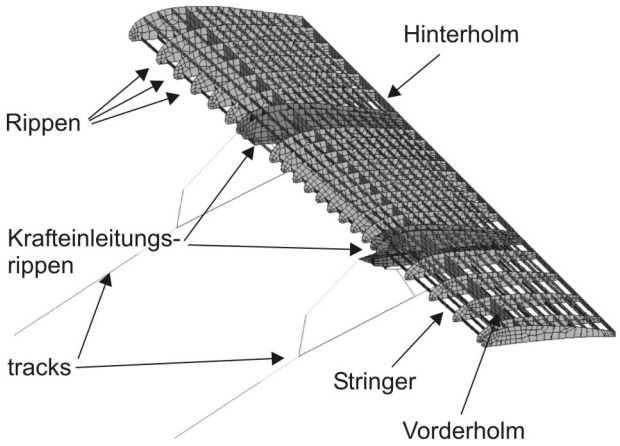

Bild 10: Tragende innere Struktur Landeklappe Pro-HMS

7. PASSIVE MASSNAHMEN ZUR BEEINFLUSSUNG DES DEFORMATIONSVERHALTENS

Der vorgestellt Aufbau von Landeklappen entspricht dem gegenwärtigen Verständnis des Leichtbaus und hat sich deshalb weitgehend durchgesetzt. Die Verbesserung des Hochauftriebsverhaltens darf die Masse nicht wesentlich erhöhen, um das Flugzeug in seiner Gesamtleistung nicht negativ zu beeinträchtigen. Aus diesem Grund ist es sinnvoll, das leichtbaugerechte Strukturkonzept zunächst beizubehalten und das Deformationsverhalten durch die gezielte Verteilung der elastischen Eigenschaften zu beeinflussen. Konventionelle metallische Werkstoffe sind isotrop, weisen also in allen Belastungsrichtungen die selben Eigenschaften auf und verfügen über keine Kopplung zwischen Normalspannungen und globaler Scherdeformation. Mit ihnen lassen sich die Biege- und Torsionswiderstandsmomente durch Anpassung der lokalen Hautdicken einstellen. Dem Ziel der Spaltoptimierung kann sich durch Harmonisierung der Biegelinie der Klappe mit der Biegelinie des Flügels genähert werden. Da die Dickenverteilung jedoch nur ein freier Parameter ist, die Deformationsforderung jedoch bei zwei unterschiedlichen Lastfällen gestellt wird, ist es nur möglich einen guten Kompromiss zu erzielen. Weite Freiheitsgrade sind nutzbar, wenn faserverstärkte Verbundmaterialien eingesetzt werden.

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 derselben Berechnungsgrundlagen abgeleitet wird. Neben der Diskutierbarkeit dieser Analogie weist dieses 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 bekannten Spannungszuständen ist es theoretisch möglich, alle Faserschichten aus einem quasiisotropen Verbund zu entfernen, die aufgrund ihrer Ausrichtung nicht Last tragend sind. Das Ergebnis wäre ein Material, das nur noch aus Fasern in Lastrichtung 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.

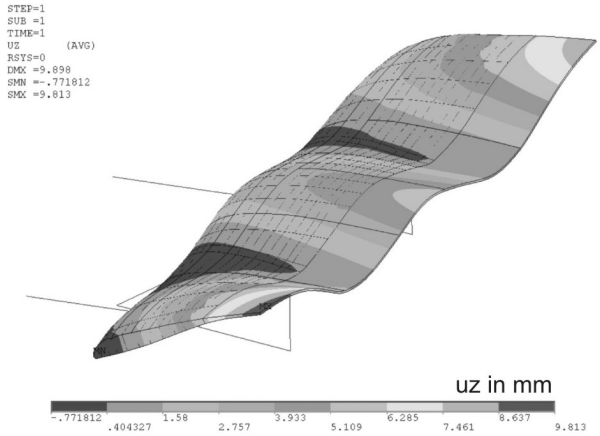

Bild 11: Deformationen im Reiseflug (skaliert, ohne Flügelbiegung)

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 ist eine strukturmechanische Biege-Torsions-Kopplung initiierbar, indem die Biege-Normalspannungen in der Haut 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 der Klappenform unter Luftlast und notwendiger Strukturmasse erfolgen [5,8].

Eine effiziente Gestaltung des Deformationsverhaltens ist möglich, indem die elastischen Eigenschaften direkt an die berechneten Spannungs-/Dehnungszuständen angepasst werden. Grundlage dieser Strategie ist die Annahme, dass die Spannungs- und Dehnungszustände der Struktur nicht linear skalieren, wie es oft angenommen wird, sondern mit der nichtlinearen Belastung individuelle Formen annehmen. 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 gewünschten elastischen Eigenschaften geschlossen werden. Das Ergebnis sind Verläufe der elastischen Eigenschaften über der Belastungsrichtung. Nachfolgend 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.

Maßgeschneiderte Faserverbunde bieten ein großes Potential bei der Anpassung, wobei in *AWiTech* ein fünflagiger, 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 ±45° 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% ±45° Gewebe 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 (W) bezeichnet. BILD 11 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.

Neben den gewünschten elastischen Eigenschaften ist von dem Materialsystem auch die Festigkeitsforderung zu erfüllen, wodurch die Wahl der feien 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 12 zeigt den gemessenen Festigkeitsverlauf unterschiedlich getailorter Verbunde über dem *off-axis* Winkel.

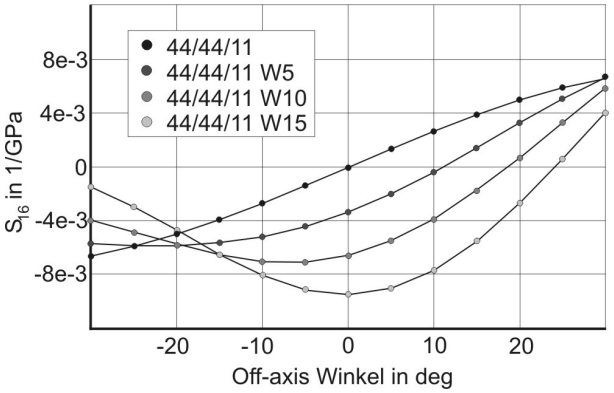

Bild 11: Elastische Eigenschaften getailorter Verbunde

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 ein vorläufiges optimales Struktursetup gefunden worden ist, soll eine erneute aerolastische Rechnung 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 Rechnungen durchzuführen sind, bis die Parameterwerte konvergieren.

Maßgeschneiderte Verbundwerkstoffe können die Umsetzung von Spannungszuständen in Dehnungszustände weitreichend 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 Biegebalken 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 Strukturdicken.

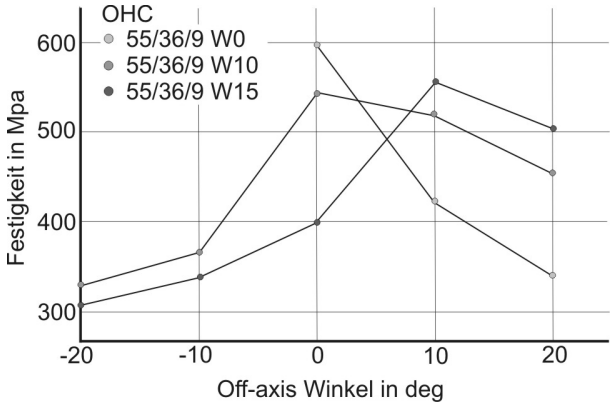

Bild 12: Druckfestigkeit getailorter Verbunde

8. AKTIVE MASSNAHMEN ZUR BEEINFLUSSUNG DES DEFORMATIONSVERHALTENS

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 Aktuatorik 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 eine Regelung integriert, entstehen Strukturen, die aktiv und autonom ihren mechanischen Zustand kontrollieren. Dieses Konzept ist unter den Namen '*Adaptronik*' und '*Smart Structures*' bekannt [4,6].

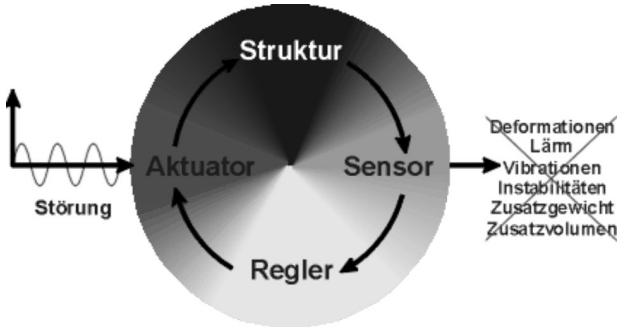

Bild 13: Adaptronisches Struktursystem

Diskrete Aktuatoren benötigen zusätzlichen Bauraum. Bei der Anwendung in Landeklappen ist dieser Umstand kein großes Hindernis, da der Innenraum der Klappe hohl und ungenutzt ist. Ein schwerwiegenderer Nachteil der diskreten Aktuatorik liegt jedoch darin begründet, dass die Kraft konzentriert am Aktuator zu Verfügung gestellt wird. Neben den zusätzlichen mechanischen Aufnahmen zur Ankopplung der Aktoren an die Struktur muss auch die Leichtbaustruktur verstärkt werden, da das Einleiten großer lokaler Kräfte und Momente nur schwer mit dem Leichtbaukonzept schalenartiger Strukturen vereinbar ist. Der Vorteil diese Aktuatorik ist die große Anzahl zur Verfügung stehender Aktuatoren und ihre gute Austausch- und Wartbarkeit. Die größte Wirtschaftlichkeit versprechen hydraulische Aktuatoren, die einen geringen Bauraum benötigen, leicht sind und einen hohen Wirkungsgrad aufweisen. Die praktische Umsetzung wird dadurch erleichtert, dass heutige Flugzeuge schon mit Hydrauliksystemen ausgestattet sind, in welche die zusätzlichen Aktuatoren integriert werden können. Eine Integrationsmöglichkeit diskreter Aktuatoren ist in Bild 14 schematisch dargestellt.

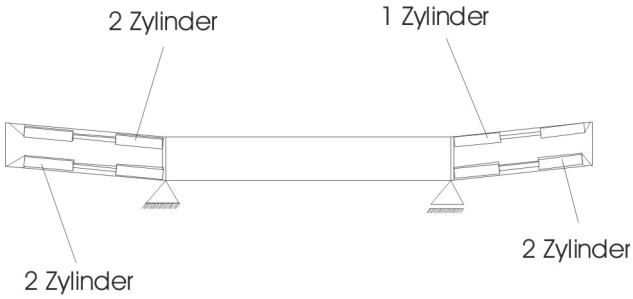

Bild 14: Hydraulik PiezoStack (Schema)

Formgedächtnislegierungen (***s**hape **m**emory **a**lloy*: SMA) sind multifunktionale Materialien, die sich zum Einsatz als diskrete und verteilte Aktorik eignen. Sie basieren typischerweise 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 beschränkt (<2Hz). Die aktive Deformation der Landeklappe kann nur durch die Integration großer Mengen SMA Materials gelingen [4]. Die auftretenden Probleme liegen aufgrund der hohen spezifischen Arbeit des Materials nicht so sehr in der zusätzlichen Masse, sondern vor allem in der Möglichkeit der Aktivierung. Die Aktivierungstemperatur muss oberhalb der maximalen Strukturtemperatur im normalen Flugbetrieb liegen, um unkontrollierte Aktivierung auszuschließen. Für den Betrieb bedeutet das eine Aktivierungstemperatur oberhalb von 100°C bei typischen Umgebungstemperaturen von -30°C bis +30°C bei An- und Abflug. Die Erzeugung und Aufrechterhaltung dieser Temperaturdifferenz bedarf sehr großer Mengen Energie. Es empfiehlt sich in dieser Anwendung eine diskrete und nicht strukturintegrierten Applikation des Materials, da so eine thermische Isolierung möglich ist. Ferner erleichtert eine Anordnung in vielen dünnen SMA Strängen die elektro-resistive Erhitzung.

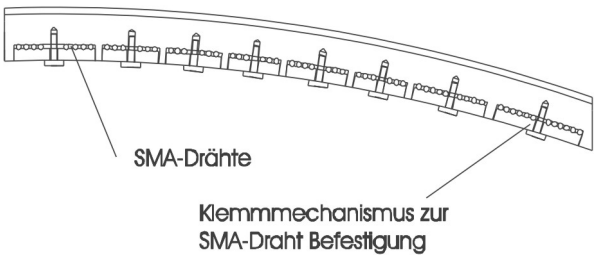

Bild 15: Integration von SMADrähten

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), die als dünne Scheiben konfektioniert strukturintegriert einsetzbar sind. 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 Erzeugung großer, statischer Strukturdeformationen geeignet. Ihr Einsatz währe durch Nutzung von Weg-Vergrößerungs-Effekten möglich, was wegen der damit verbundenen Massenzunahme und des Steifigkeitverlustes nur bedingt zielführend währe [2,4].

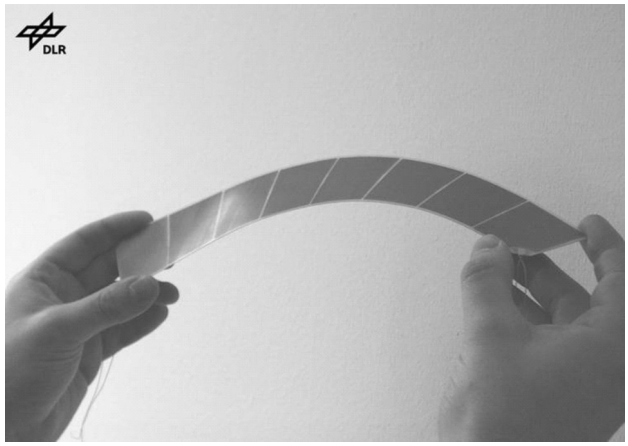

Bild 16: Piezo Patch

Eine weitere Möglichkeit der Nutzung des PZT Materials bieten *piezo stacks*, in denen mehrere Patches übereinander montiert sind. Der Anschluss an die Struktur erfolgt in dem Fall wie beim Hydraulikzylinder in Bild 14 dargestellt. Diese Art der Nutzung piezoelektrischem Materials ist in niederfrequenten Anwendungen konventionellen hydraulischen Stellelementen hinsichtlich spezifischer Arbeit und maximal erzeugbarer Dehnung unterlegen. Vorteile liegen jedoch in der Wartungsfreiheit und dem Fehlen von brennbarer Hydraulikflüssigkeit.

In Pro-HMS sind für die unterschiedlichen Aktorkonzepte der Massen- und Energiebedarf berechnet worden, welcher zum Herbeiführen der gewünschten Klappendeformationen notwendig sind. Diese Studien wurden auf Basis der konventionellen Klappenstruktur durchgeführt und lieferten die in Tabelle 1 dargestellten Ergebnisse. Es zeigt sich eine deutliche Überlegenheit der hydraulischen Aktuierung über die multifunktionalen Materialien. Der Energiebedarf ist hier um Größenordnungen geringer als bei den anderen Lösungen, wobei sich bei diesem Bewertungskriterium die Formgedächtnislegierungen für diese Anwendung faktisch disqualifizieren. Die angegebene Aktuatormasse bezieht sich auf kommerziell verfügbare Komponenten. Es ist hier die reine Aktuatormasse verzeichnet. Für die ohnehin sehr schwere PZT Aktorik ist die Masse der notwendigen Energieversorgung zu addieren, für die hydraulische Aktuatorik vor allem die zusätzlichen Versteifungen der Hautschalen und mechanischen Anschlüsse des Aktors.

Aktor	Energiebedarf (Stellfrequenz 0,1Hz)	Aktormasse (netto)
Hydraulik	9,5W/η_{Anlage}	30 kg
SMA	179 kW	55 kg
PZT	1,5 kW	600 kg

Tabelle 1: Vergleich der Aktuatorkonzepte

9. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Zur Kontrolle des Spaltes zwischen Tragflügel und Landeklappe sind aktive und passive Maßnahmen vorgestellt worden. Die gezielte Nutzung der orthotropen Eigenschaften leistungsfähiger Verstärkungsfasern in speziell angepassten Laminaten bietet ein großes Potential, um mit passiven Strukturen das Deformationsverhalten gezielt zu beeinflussen und weist gegenüber gegenwärtigen quasi-isotropen Verbunden und Metallen ein gutes Leichtbaupotential auf. Besonders hinsichtlich der Festigkeitsprognose besteht jedoch noch ein Handlungsbedarf, in dessen Zusammenhang an dieser Stelle auf die Arbeiten von Piening hingewiesen sei [7]. Eine universellere Deformationskontrolle ist durch die Integration von aktiven Elementen in die Struktur möglich. Die vorgestellten Konzepte gehen jedoch mit einer erheblichen Massenzunahme einher und können, je nach Aktuierungsprinzip, einen nennenswerten Leistungsbedarf verursachen.

Die gegenwärtigen Arbeiten zur adaptiven Spaltkontrolle im DLR Projekt *AWiTech* haben die synergetische Vereinigung der diskutierten aktiven und passiven Maßnahmen zum Thema. Es wird angestrebt, eine Landeklappe leichtbaugerecht zu gestalten und durch eine lastgerechte Steifigkeitsverteilung das Deformationsverhalten im Rahmen der passiven Möglichkeiten zu optimieren. Die verbleibenden Deformationen, die zum großen Teil als Folge der wechselnden Luftlasten aufgefasst werden können, sollen durch Verwendung aktiver Maßnahmen unterdrückt werden. Nennenswerte Verbesserungen sind vermutlich erzielbar, wenn die Aktuatorik nicht direkt das Biegeverhalten verändert, sondern über die aerodynamische Form das aerolastische Gleichgewicht beeinflusst. In diesem Fall muss die Aktuatorik nicht dem gesamten aerodynamischen Auftrieb und der Struktursteifigkeit entgegen wirken, sondern kann in Bereichen der Struktur agieren, die durch die Luftlasten nur gering belastet sind. In nicht isotropen Verbunden bietet sich besonders die Nutzung aktiver Deformationen an, welche auf Dehnungen basieren, die in Richtung der besonders weichen Materialeigenschaften orientiert sind. Bevorzugt sind also Bereiche und Richtungen außerhalb des Lastpfades, die als Folge einer geringen Festigkeitsforderung und eines angepassten Materialsystems eine große Elastizität aufweisen. Ein Aktorik kann hier besonders effizient Deformationen erzeugen.

Der erste Schritt zur Gestaltung einer adaptiven Landeklappe ist die Identifizierung der Hauptlastpfade und die daran angepasste Auslegung der passiven Struktur. Folgend können dann die wenig belasteten Strukturgebiete hinsichtlich einer möglichen aktiven Deformation untersucht und bezüglich der daraus resultierenden aerodynamischen Auswirkungen bewertet werden. Der aktive Eingriff erfolgt idealerweise an den Stellen, an denen die Aktorik die geringste mechanische Kraft aufbringen muss, um eine größtmögliche Änderung der Druckverteilung zu erzielen. In diesem Zusammenhang wird von aerolastischen Servoeffekten gesprochen. Die Anforderungen an die Aktorik sind folgend weniger durch die reine Leistungsfähigkeit getrieben, sondern sind auch in starkem Maße durch die orts- und richtungsgenaue Wirkweise beeinflusst. Vor diesem Hintergrund gewinnen multifunktionale Materialien erneut an Attraktivität. Besonders in schwach belasteten Bereichen ist es denkbar, einen Teil der mechanischen Last durch die Aktuatorik tragen zu lassen. Diese Substitution von Bereichen der passiven Struktur durch multifunktionales Material mindert die Massendifferenz zwischen adaptiven und konventionellen Struktursystemen.

10. LITERATUR

[1] "Auslegung einer auf zwei Tracks gelagerten Landeklappe am Beispiel des Airbus A340-300", Anhalt, DLR IB 131-2002/19

[2] "Application Specific Design of Adaptive Structures with Piezoceramic Patch Actuators", Wierach, SPIE 2002 San Diego/USA

[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, AP 3200 Adaptive Spaltkontrolle", Anhalt, DLR, 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 BERECHNUG VON LAMINATSTRUKTUREN", Piening, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, München, 2003

[8] "Aeroelastic Tailoring auf Basis nichtisotroper und aktiver Strukturen", Nagel, Deutscher Luft und Raumfahrtkongress, Dresden, 2004

11. 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. Christian Anhalt
Airbus Deutschland GmbH
ETXCS
Kreetslag 10
21129 Hamburg
Tel: +49 40 743 86372
Fax: +49 40 743 77934
e-mail: christian.anhalt@airbus.com

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