

# NUMERISCHE UNTERSUCHUNG EINES ADAPTIVEN HOCHAUFTRIEBSSYSTEMS FÜR DIE FLÜGELVORDERKANTE EINES VERKEHRSFLUGZEUGS

M. Kintscher, V. Krajenski, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrttechnik, Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik, 38108 Braunschweig, Deutschland

## Zusammenfassung

Für einen turbulenten Referenzflügel eines Mittelstreckenverkehrsflugzeugs erfolgt die Untersuchung einer adaptiven Hochauftriebskomponente für die Vorderkante. Auf Grundlage der Anforderungen und Ziele eines spaltlosen Hochauftriebssystems werden exemplarisch Patente und Konzepte diskutiert. Ein bestehendes Patent wird ausgewählt und ein vereinfachtes Konzept mit einer lasttragenden Haut entwickelt. Das vereinfachte Konzept wird anschließend im Sinne der „Compliant Mechanisms“ mit Hilfe einer nicht-linearen Optimierung ausgelegt und die Vorgehensweise sowie das verwendete Modell für einen angepassten Steifigkeitsentwurf beschrieben. Kritische Aspekte des Entwurfs eines solchen Konzepts werden identifiziert und es wird eine Abschätzung der Umsetzbarkeit des ausgewählten Konzepts getroffen. Abschließend werden die Kernprobleme beim Entwurf eines adaptiven Hochauftriebssystems an der Vorderkante zusammengefasst und in einem Ausblick Lösungsmöglichkeiten aufgezeigt.

## 1. EINLEITUNG

In den kommenden Jahren wird ein Wachstum des Luftverkehrs von etwa 5-6% jährlich erwartet. Aufgrund der damit zunehmenden Probleme insbesondere im Flughafennahbereich, werden in der VISION 2020 und den ACARE Forschungsagenden Forschungsziele identifiziert die für Nachhaltigkeit und Umweltverträglichkeit des Luftverkehrs innerhalb der nächsten Jahre erreicht werden müssen. Die Themen Widerstandsreduktion sowie auch Lärm- und Schadstoffemissionen gewinnen dabei zunehmend an Bedeutung. Adaptive Hochauftriebskomponenten steigern die ökonomische und ökologische Effizienz von Luftfahrzeugen und können deshalb als Schlüsseltechnologie für das Erreichen der gesetzten Ziele gelten. Die Realisierung einer laminaren Tragflügelumströmung gilt als einer der aussichtsreichsten Ansätze zur Widerstandsreduktion und somit zur Reduzierung von Kraftstoffverbrauch und Schadstoffemissionen zukünftiger Verkehrsflugzeuge [1]. Im Rahmen des 6. europäischen Forschungsprogramms werden dafür in den Projekten NACRE und TELFONA Tragflügelkonzepte wie z.B. das HARLS (High Aspect Ratio Low Sweep) -Konzept für zukünftige Flugzeugkonfigurationen erarbeitet [2]. Diese Tragflügelkonzepte zeichnen sich, wie in BILD 1 dargestellt, durch schlanke, hochgesteckte Tragflügelprofile zur Widerstandsreduktion im Reiseflug aus. Eine besondere Bedeutung bekommen in diesem Zusammenhang die Hochauftriebssysteme zukünftiger Flugzeugkonfigurationen an der Vorderkante. Sie erweitern bei heutigen Verkehrsflugzeugen den erfliegbaren Geschwindigkeitsbereich durch deutliche Steigerungen des Auftriebsbeiwerts. Dies erfolgt bei den meisten heute im Einsatz befindlichen Flugzeugen u.a. durch Vorflügel, sog. Slats, an der Flügelvorderkante, die durch die gegenseitige Beeinflussung von Vor- und Hauptflügel ein Ablösen der Strömung erst bei wesentlich höheren Anstellwinkeln erreichen. Es kann so auch bei geringen Fluggeschwindigkeiten der benötigte Auftrieb zur Verfügung gestellt werden. Allerdings entstehen bei der

Verwendung von konventionellen Systemen Spalten und Stufen in der Kontur, die die Realisierung einer laminaren Strömung im Reiseflug verhindern. Zusätzlich stellt der geöffnete Spalt im Landeanflug eine signifikante Lärmquelle dar.



BILD 1. Im Projekt NACRE untersuchte Pro-Green Konfiguration.

Die Übertragung von Technologien heutiger Hochauftriebssysteme wie z.B. von Slats, auf die schlanken Profile zukünftiger Tragflügel würde aufgrund des geringen zur Verfügung stehenden Bauraums einerseits zu Systemen mit gesteigerter Komplexität und damit erhöhten Wartungskosten führen, andererseits erfüllen solche Systeme durch den Spalt zwischen Slat und Flügelkasten nicht die hohen Anforderungen einer laminaren Strömung an die Beschaffenheit der umströmten Oberflächen. Für laminare Strömung auf Ober- und Unterseite des Profils ist ein spaltloses Hochauftriebssystem an der Vorderkante oder eine Vorderkante ohne Hochauftriebssystem die einzige Alternative.

Im nationalen Verbundvorhaben *HIT* (Hochauftriebstechnologien der neuen Generation) befasst sich daher das Teilvorhaben *SmartLED* (Smart Leading

Edge Devices) mit dem Entwurf und dem Bau eines Demonstrators einer spaltlosen, adaptiven Hochauftriebskomponente für die Vorderkante eines Verkehrsflugzeugs. Mit Hilfe einer sog. „Smart Droop Nose“ soll die Grundlage für die Ermöglichung laminarer Umströmung des Tragflügels geschaffen werden. Durch den Einsatz von gezielt verformbaren Materialien und intelligenten Antriebssystemen sollen grundlegende Technologien in der Faserverbundbauweise entwickelt und umgesetzt werden. Durch eine Bauweise mit optimierten Faserverbundmaterialien, leichtbaugerecht eingekoppelten Aktuatoren und integralen Bauweisen lassen sich erhebliche Vorteile hinsichtlich Masse, Komplexität, Energiebedarf und Preis nutzen. Das technische Ziel besteht daher in der Entwicklung von hochgradig anisotropen Materialsystemen zur Realisierung adaptiver Hochauftriebskomponenten.

## 2. DER FNG REFERENZFLÜGEL

Als Referenzflügel für die Untersuchungen dient ein generisches Modell des FNG Tragflügels (Flügel der nächsten Generation) (BILD 1). Die Daten für das Modell werden aus dem Projekt *ProHMS* (2. Luftfahrtforschungsprogramm) von Airbus zur Verfügung gestellt. Beim FNG handelt es sich um einen Tragflügelentwurf für turbulente Strömung bei einer Entwurfsmachzahl von  $Ma = 0.8$  und einer Flügelfläche von  $A = 172 \text{ m}^2$ . Die Zielkonfiguration für diesen Flügel ist in Anlehnung an den Airbus A320-200 ein Kurz- bis Mittelstreckenflugzeug mit einem maximalen Startgewicht von 95,6 to.

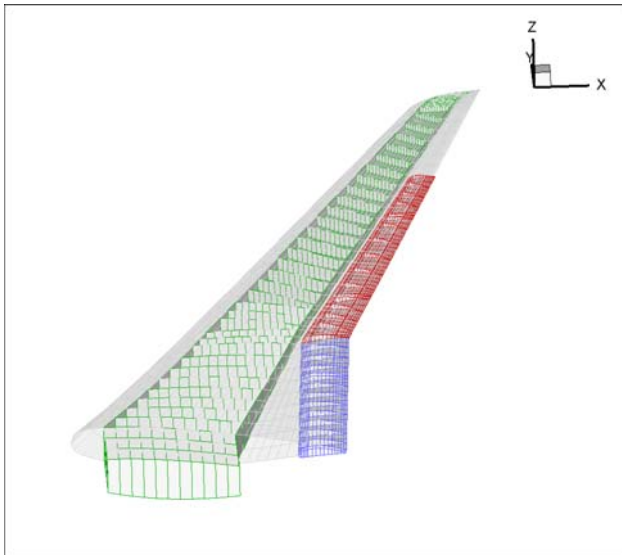


BILD 1. FE Strukturmodell des FNG Flügels

Mit einer Pfeilung der Vorderkante des Außenflügels von  $28^\circ$ , der großen Flügelfläche sowie der hohen Entwurfsmachzahl entspricht der FNG nicht den o.g. HARLS Tragflügelkonzepten für das Anwendungsgebiet laminarer Strömung. Dennoch eignet sich das Modell als Ausgangspunkt für die Untersuchungen eines adaptiven Hochauftriebssystems an der Vorderkante, da die Durchbiegung des Tragflügels aufgrund der um etwa  $10^\circ$  größeren Pfeilung unter Luftlast größer ist, als bei

schwach gepfeilten Laminarflügeln. Gerade die Flügeldurchbiegung gilt im Zusammenhang mit der Absenkung der Vorderkante im Hochauftriebsfall als einschränkende Randbedingung für den Entwurf eines spaltlosen Hochauftriebssystems an der Vorderkante.

Um einen charakteristischen Abschnitt des Tragflügels für die Untersuchungen im Rahmen von *SmartLED* zu wählen, wurde der in BILD 2 gezeigte innere Bereich des Außenflügels untersucht. Als wichtige geometrische Randbedingung variiert die Lage des Vorderholms in diesem Bereich von 20.4% bis 23.7% der lokalen Profiltiefe (clean). Auch im Bezug auf die Veränderung der relativen Profildicke und der Verwindung in diesem Bereich weist der Flügel typische Werte von 0.04 – 0.045 und  $3.4^\circ$ – $3.6^\circ$  auf.

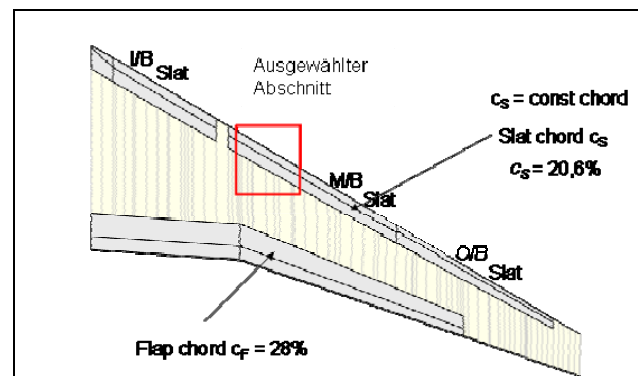


BILD 2. Ausgewählter Abschnitt für den Entwurf und Bau einer spaltlosen Hochauftriebskomponente

Im ersten Schritt wurde ein parametrisches FE-Strukturmodell des Flügels (BILD 1) mit einer zunächst generischen Substruktur erstellt. Das so vorliegende FE-Gesamtmodell dient als Referenz und liefert aus dem Verformungsverhalten des Gesamtflügels unter Luftlast die Randbedingungen für weiterführende Untersuchungen der adaptiven Vorderkante wie z.B. dem Verformungsverhalten unter Flügeldurchbiegung und – Verdrehung zur Auslegung der Hochauftriebskomponente. Die Modellierung erfolgt auf Grundlage eines strukturierten CFD- Oberflächennetzes des Flügels. Für die geometrische Modellierung wurde der aus MATLAB-Skripten bestehende, DLR-interne Strukturgenerator *PARA\_MAM* verwendet [3]. *PARA\_MAM* erlaubt die schnelle und flexible Erstellung von beliebigen parametrischen Flügelstrukturen ausgehend von CFD Oberflächennetzen. Das so erstellte FE-Modell wurde anschließend mit dem DLR Programm *S\_BOT* [4] (Sizing RoBOT) vordimensioniert.

## 3. ZIELSETZUNGEN UND ANFORDERUNGEN

Für die Realisierung eines spaltlosen Hochauftriebssystems an der Vorderkante existiert eine Vielzahl von Zielsetzungen und Anforderungen aus aerodynamischer und strukturellemechanischer Sicht. Die für den Entwurf wichtigsten und einflussreichsten Einschränkungen werden in diesem Abschnitt für beide Gebiete zusammengefasst und diskutiert.

Der Entwurf einer „Smart Droop Nose“ ist hauptsächlich durch das Thema der Laminarhaltung der Tragflügelumströmung getrieben. Es resultieren insbesondere aus den aerodynamischen Anforderungen Einschränkungen die den strukturellen Entwurf stark dominieren. Dies ist hauptsächlich die Qualität der Oberflächen, die im steifigkeitsgerechten Entwurf der Struktur zu Problemen führt.

Aus Sichtweise der Aerodynamik sollte durch einen kontrollierten, kontinuierlichen Krümmungsverlauf des Profils auf der Oberseite die Effektivität im Vergleich zur konventionellen Droop Nose wie z.B. beim A380 gesteigert werden. Bisher resultiert aus der Gelenkachse der konventionellen Droop Nose eine lokal höhere Krümmung des Profils die zur Ausbildung einer zweiten Saugspitze führt. Die Ausbildung dieser zweiten Saugspitze führt zur Schwächung der ersten, an der Profilspitze befindlichen, und begrenzt daher den erreichbaren Auftrieb. Zusätzlich führt die zweite Saugspitze bei größerer Absenkung der Vorderkante zu einer höheren Belastung der Grenzschicht und damit zu einem vorzeitigen Umschlagen der Schicht. Bei der Realisierung einer „Smart Droop Nose“ muss die Wahrung der Konturtreue und Oberflächenqualität demnach in allen Flugzuständen höchste Priorität besitzen. Weiterhin wirkt sich ein kleiner Nasenradius, der im Reiseflug von Vorteil ist, negativ auf die Umströmung bei langsamen Fluggeschwindigkeiten aus. Falls strukturell umsetzbar, ist daher eine Vergrößerung des Nasenradius bei Absenkung der Vorderkante anzustreben.

Auf Basis der Erfahrungen mit der Droop Nose des Airbus A380 wird als Zielgröße für die notwendige Absenkung einer „Smart Droop Nose“, ein Wert von etwa 25° vorgegeben. Dies entspricht im betrachteten Profilschnitt einer Absenkung von etwa 6,5%. Je nach notwendiger Laminatdicke der Haut zum Gewährleisten einer ausreichenden Konturtreue führt eine solch starke Absenkung der Vorderkante zu hohen Umformungen der Nase und damit zu hohen Dehnungen in den außen liegenden Fasern der Haut. Es sind daher insbesondere Materialsysteme mit gesteigerter Bruchdehnung durch z.B. innovative Matrixsysteme auf Basis von Nanopartikeln [5] für die Realisierung von Verbundsystemen mit ausgeprägter Anisotropie für elastische Häute von Interesse.

Damit eine laminare Strömung ermöglicht werden kann, dürfen keine Spalten oder Stufen die Kontur unterbrechen. Auch wenn bisher nur unzureichende Kenntnisse über die maximal zulässige Höhe von Stufen in der Kontur existieren, ist damit zu rechnen, dass schon geringe Werte von etwa 1/10 mm nicht überschritten werden dürfen um nicht einen vorzeitigen Umschlag der Grenzschicht hervor zu rufen. Diese Randbedingung schließt geschlitzte Konzepte einer Droop Nose, wie sie in Abschnitt 4 diskutiert werden, aus und wirft Fragestellungen in der Anslusstechnik der Vorderkante an den Flügelkasten des Hauptflügels auf.

Aus aero-akustischer Sicht könnte mit einem spaltlosen Hochauftriebssystem an der Vorderkante die negative Lärmcharakteristik, wie sie bei konventionellen Slats durch die Durchströmung des Spalts entsteht, vermieden

werden. Da die Charakteristik der Lärmabstrahlung von Anbaukomponenten wie z.B. Slats, aber z.B. auch des Fahrwerks stark mit der Anfluggeschwindigkeit zunimmt, ist dies nur dann der Fall, wenn eine mit Slats vergleichbare Hochauftriebsleistung zu erzielen ist, so dass die Anfluggeschwindigkeit nicht erhöht werden muss. Aerodynamische Untersuchungen zeigen, dass dies voraussichtlich nicht der Fall sein wird [8]. Deshalb kann eine Bewertung der Leistungsfähigkeit einer „Smart Droop Nose“ nicht isoliert erfolgen, sondern muss auch die Hochauftriebssysteme an der Hinterkante mit einbeziehen.

Letztendlich müssen Anforderung berücksichtigt werden, die die Betriebssicherheit des Gesamtsystems garantieren. Dazu zählen z.B. Sicherheitsbestimmungen die den Vogelschlag und die Enteisung des Tragflügels betreffen. Insbesondere durch den Wegfall des Slats als starre Komponente an der Vorderkante des Tragflügels die vor Vogelschlag schützt, müssen Konzepte entwickelt werden, die ausreichenden Schutz auch bei Verwendung einer elastischen Vorderkante wie bei der „Smart Droop Nose“ bieten.

#### 4. KONZEPTE & PATENTE

Da der Wunsch nach einer kontinuierlichen Anpassung des Tragflügels an die sich ändernden Flugbedingungen seit Beginn der Luftfahrt existiert, findet man eine Vielzahl von Patenten, die sich mit Konzepten zur Umsetzung von formvariablen Konturen zur Verbesserung der aerodynamischen Leistungsfähigkeit von Luftfahrzeugen beschäftigen. In Patenten, die sich auf die Anpassung des Profils durch Verformung der Vorder- und/oder Hinterkante beschäftigen, werden in der Regel Konzepte für zweidimensionale Kinematiken vorgestellt. Dabei werden meist durch geeignete Hebelprinzipie, Streben und Anlenkungen an der Haut, Systeme vorgestellt, die eine nicht näher beschriebene elastische Haut in eine Zielkontur im verformten Zustand verformen. Eine genaue Beschreibung des Hautmaterials fehlt in den meisten Fällen. Diese auf Kinematiken fokussierte Vorgehensweise führt in der Regel zu komplexen Systemen mit hohem Gewicht und hohem Wartungsaufwand die sich nur auf den 2D-Problemfall beziehen.

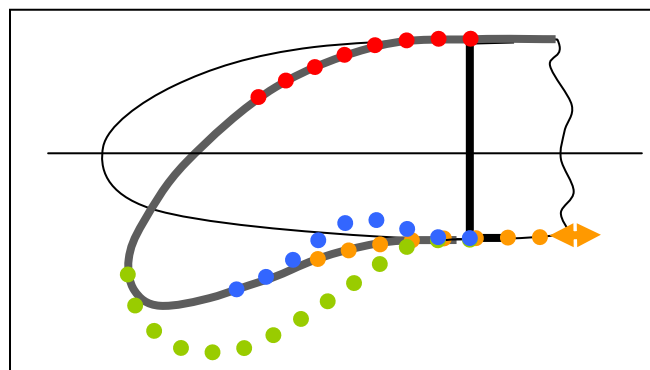


BILD 3. Prinzipskizze möglicher Konzepte und kritischer Bereiche spaltloser Hochauftriebskomponenten an der Vorderkante.



In BILD 3 sind Prinzipie möglicher Konzepte und kritische Bereiche beim strukturellen Entwurf einer „Smart Droop Nose“ schematisch zusammengefasst. Dazu gehören unter anderem die, aufgrund der hohen Umformung der Struktur, entstehenden Dehnungen in der Haut z.B. auf der Oberseite beim Übergang zum Flügelkasten. Ein weiteres Kernproblem in der Entwicklung eines spaltlosen Hochauftriebssystems für die Vorderkante stellt die Stauchung der Haut auf der Unterseite des Profils in abgesenktem Zustand dar. Geht man davon aus, dass die Länge der neutralen Faser in der Haut konstant bleibt und keine in-plane Streckung der Haut erfolgt, so ergibt sich bei einer Verformung der Kontur eine Stauchung der Haut auf der Profilunterseite. Dies macht einen Längenausgleich bei Absenkung bzw. Wölbungsänderung erforderlich. Viele Patente und Konzepte sehen daher ein geschlitztes Profil vor, bei dem die „überschüssige“ Haut in abgesenktem Zustand der Nase, auf der Unterseite des Profils eingeschoben werden kann. Ein Beispiel dafür ist das in BILD 4 gezeigte Patent der Firma Boeing, 1985, [6]. Bei entsprechenden Konzepten ist zu beachten, dass als Bauraum für einen Einschubmechanismus im Allgemeinen nur der Bauraum vor dem Vorderholm zur Verfügung steht.

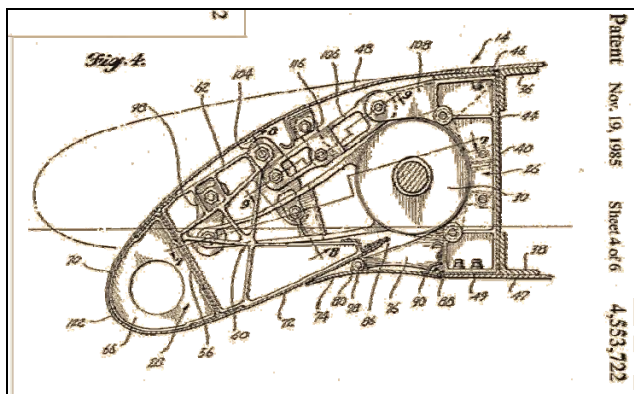


BILD 4. Patent US 4553722 der Firma Boeing, geschlitztes Konzept einer „Droop Nose“, 1985.

Mit dem Einschub der Haut auf der Unterseite des Profils lässt sich das Problem der Stauchung zwar umgehen, eine laminare Strömung auf der Unterseite kann wegen des dadurch entstehenden Spalts allerdings nicht mehr realisiert werden. Zusätzlich erhält man ein System, welches durch die hohe Anzahl gegeneinander beweglicher Teile anfälliger für Funktionsstörungen ist. Durch die Gleitpaarung des Einschubmechanismus entsteht dabei ein hoher Wartungsaufwand. Aus Sicht der Gesamtsteifigkeit des Systems ergeben sich ebenfalls Nachteile: Da die Steifigkeit des Profils durch die Schlitzung stark abnimmt, kann die Vorderkante nicht zur Steifigkeit des Gesamtflügels beitragen, was im Vergleich zu geschlossenen Konzepten zu einem höheren Gesamtgewicht des Systems führt. Die Umsetzung eines Einschubmechanismus über die gesamte Spannweite eines realistischen (3D) Tragflügels vor dem Vorderholm sowie auch die Abdichtung des Systems stellen weitere Probleme dar. Aufgrund der, aus der Schlitzung des Profil hervorgehenden Nachteile, konzentriert sich der Entwurf einer „Smart Droop Nose“ im Rahmen des Teilvorhabens *SmartLED* auf geschlossene Profile.

Ein Patent, welches einen Großteil der Zielsetzungen und Anforderungen aus Kapitel 3 erfüllt, ist das in BILD 5 dargestellte Patent der Firma Dornier aus dem Jahr 1979, [7].

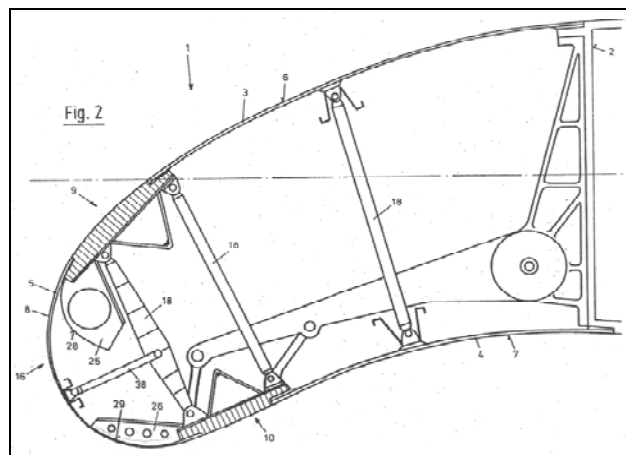


BILD 5. Patent DE 2907912 A1 der Firma Dornier, spaltloses Konzept einer „Smart Droop Nose“, 1979.

Ausgehend von einem vollkommen geschlossenen Profil mit dünnen, flexiblen Hautfeldern, erfolgt die Abstützung der Haut gegen die äußeren Luftlasten über Streben und Anschläge, die die Haut der Unterseite mit der Haut der Oberseite verbinden bzw. an die sich die Haut anlegen kann. Die Verformung bzw. Wölbungsänderung erfolgt durch eine geringe Anzahl aktiv angesteuerter Krafteinleitungsstellen auf der Unterseite des Profils. Die Krafteinleitung der Luftkräfte in den Vorderholm erfolgt ausschließlich durch die Kinematik und den Aktuator, die die stützende Wirkung der konventionellen, konturgebenden Rippe übernehmen. Zum Längenausgleich bei Wölbungsänderung wird die „überschüssige“ Haut auf der Unterseite bei der Absenkung der Nase in eine Vergrößerung des Nasenradius umgesetzt und so die Leistung bei geringen Fluggeschwindigkeiten wie bei Start und Landung verbessert. Auch bei diesem Konzept sind aufgrund der Flexibilität der dünnen, elastischen Hautfelder relativ viele Streben und Abstützungen zur Sicherstellung der Profilkontur unter Luftlast erforderlich. Dies führt zu einem schweren, komplexen System mit vielen beweglichen Teilen, so dass auch hier durch die Komplexität hohe Wartungskosten entstehen.

Möchte man im Bezug auf Gewicht und Komplexität ein zum konventionellen Slat konkurrenzfähiges System entwerfen, muss die Aufgabe der Wahrung der Konturtreue teilweise von der Hautstruktur selbst übernommen werden. Im Rahmen des Teilvorhabens *SmartLED* wird daher versucht, den Lastpfad zu einem relevanten Teil zurück in die Haut zu verlegen und so die Anzahl benötigter Stützstellen zur Sicherung der Konturtreue unter Luftlast durch die Kinematik bzw. Stützstreben zu verringern. Es kann dadurch eine signifikante Reduktion der Komplexität und der Masse bei verbesserter Konturqualität und flexiblerer Nutzbarkeit der aktiven Formanpassung erzielt werden. Der verfolgte Ansatz führt zu einem optimierten Materialsystem bestehend aus einer lasttragenden Haut und unterstützender Substruktur mit maßgeschneiderter Steifigkeit. Der lasttragende Charakter der Haut bedingt

dabei allerdings eine hohe Steifigkeit der Hautstruktur zum Aufnehmen der Luftlasten.

## 5. STEIFIGKEITSENTWURF DER HAUT

Im Gegensatz zu gegenwärtigen Luftfahrtstrukturen, die starr, d.h. ohne jegliche Ausnutzung struktureller Elastizitäten ausgelegt werden, muss zur Auslegung einer formvariablen aber gleichzeitig lasttragenden Haut eine Auslegung im Sinne der „compliant mechanisms“ stattfinden. Durch angepassten Steifigkeitsentwurf der Struktur muss eine, auf die äußeren Lasten und gleichzeitig auf die zu erreichende Zielverformung der Nase angepasste Steifigkeitsverteilung der Haut gefunden werden. Das Entwurfsziel ist eine Struktur, die mit minimaler Energie bei möglichst wenigen Krafteinleitungspunkten quasi „von sich aus“ die aerodynamische Zielform bei Aktuierung einnimmt und den äußeren Lasten standhält. Zu Methoden und Vorgehensweisen für die Auslegung solcher Strukturen existieren bereits zahlreiche Arbeiten wie z.B. von Frecker, (1997), [8], Kerr-Jia, (2002), [9] oder Saggere, L, (1999), [10]. Die hier verfolgten Ansätze und Methoden zur Auslegung solcher Systeme orientieren sich an den Arbeiten von Saggere und Kota, 1999, [11].

Die strukturelle Herausforderung einer solchen Auslegung besteht im Wesentlichen aus der Vereinbarung von zwei Zielen im Entwurf des Systems: Gesucht wird eine Steifigkeitsverteilung der Haut, die

1. für eine möglichst **geringe Anzahl von Krafteinleitungspunkten**, bei Aktuierung quasi „von selbst“ in eine Zielform findet.
2. für Konturtreue unter Luftlast, die **Einhaltung der Steifigkeits- und Festigkeitsanforderungen** garantiert, und dennoch effizient aktivierbar ist.

In den folgenden Abschnitten werden die Vorgehensweise sowie das verwendete Modell für einen angepassten Steifigkeitsentwurf beschrieben. Anhand von einfachen Ansätzen zur Einschränkung des Parameterraums und zur Reduzierung der Menge der Entwurfsvariablen wird ein 60cm Segment des in Abschnitt 2 vorgestellten Referenzflügels betrachtet. Durch eine gradientenbasierte, nicht-lineare Optimierung ohne Nebenbedingungen werden kritische Aspekte des Konzepts im Entwurf identifiziert und eine erste Abschätzung der Umsetzbarkeit des ausgewählten Konzepts getroffen.

## 6. MODELLBILDUNG UND OPTIMIERUNG

Wie in BILD 6 dargestellt, wurde ausgehend vom Aufbau des Dornier-Patents ein Konzept abgeleitet, welches mit möglichst wenigen Krafteinleitungspunkten bei vorgegebener Wölbungsänderung die geforderte Zielkontur im Sinne der „Compliant Mechanisms“ von selbst finden soll.

Es wurde dazu der Angriffspunkt des Aktuators auf der Unterseite in Richtung des Vorderholms verschoben um an der Nasenspitze einen größeren Bereich für eine freie Verformung und Wölbungsänderung der Struktur zu erhalten. Die Streben 18 und 38 sowie auch die Profilformstücke 25 und 26 in BILD 5 sollen durch die „smarte“ Struktur ersetzt werden und wurden daher entfernt. Das entstehende Modell lässt sich dann in drei Bereiche einteilen, die sich durch teilweise unterschiedliche Auslegungsziele unterscheiden: Auf der ProfiOber- und Unterseite liegen die Bereiche (1) und (3) zwischen den Angriffspunkten der Kinematik und dem Anschluss an den Vorderholm. Diese Bereiche sind für ausreichende Steifigkeit in Spannweitenrichtung durch Stringer gegen Beulen bei Flügeldurchbiegung versteift und bestimmen bei Aktivierung bzw. Absenkung der Vorderkante die Kontur des Übergangs zum Flügelkasten auf der Ober- und Unterseite.

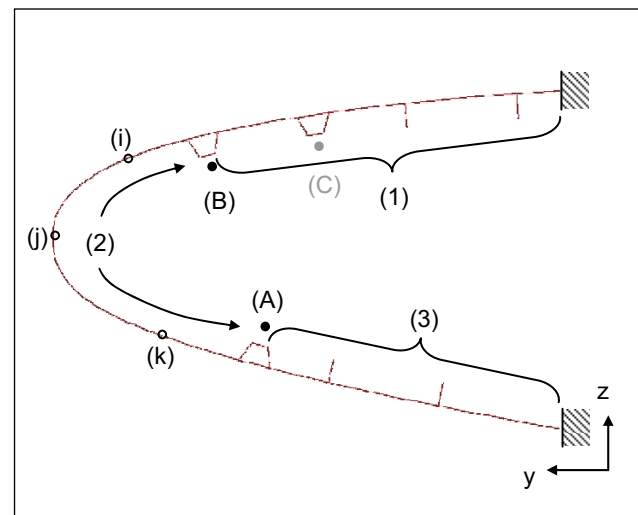


BILD 6. SmartLED Konzept für eine spaltlose Hochauftriebskomponente im Sinne der „Compliant Mechanisms“.

In Bereich (1) muss daher die Auslegung so erfolgen, dass die Anforderung aus Abschnitt 3 nach einer glatten Kontur unter Luftlast erfüllt wird, d.h. eine lokale Erhöhung der Krümmung muss vermieden werden. In diesem Bereich werden bei Absenkung der Vorderkante nur relativ geringe Dehnungen induziert, so dass der Schwerpunkt der Auslegung dieses Bereichs auf der Konturtreue liegt. Bereich (2) bildet zunächst den Zielbereich für die Optimierung der Steifigkeitsverteilung. Je nach Relativ-Verschiebung der beiden Kraftangriffspunkte (A) und (B) auf ProfiOber- und -Unterseite kann nun abhängig von der Steifigkeitsverteilung des dazwischen liegenden Hautfelds der Nase, die gewünschte Wölbung eingestellt werden. Gleichzeitig treten aber auch große Umformungen der Struktur auf, so dass die Auslegung dieses Bereichs durch Zielkontur und Materialfestigkeit in gleichem Maße bestimmt wird. Der Punkt (C) wird bei Wölbungsänderung frei mitgeführt und dient nur in Reiseflugstellung zur Stützung der ProfiOberseite. Der Bereich (3) ist durch den S-förmigen Verformungszustand bei Absenkung der Nase durch hohe Dehnungen in den Übergangsbereichen zu steiferen Komponenten wie z.B. der Krafteinleitung durch die A-Stringer gekennzeichnet und ist daher von einer festigkeitgerechten Auslegung dominiert.

Für den Entwurf und die Auslegung des Konzepts wurde ein detailliertes parametrisches FE-Modell des Vorderkantenabschnitts erstellt. Für die strukturellen Berechnungen kommt die kommerzielle FE Software ANSYS zum Einsatz, da sich diese aufgrund der integrierten Programmiersprache APDL besonders gut für Optimierungsrechnungen eignet. Bestehend aus Schalelementen (SHELL99) der ANSYS Elementbibliothek können im vorliegenden Modell Geometrie, Position, Anzahl und Aufbau sowie auch die Art (L-Stringer, A-Stringer) der Versteifungen verändert werden. Für die Füllung der A-Stringer stehen verschiedene Schaumkernmaterialien zur Verfügung. Der Aufbau der Haut wird zunächst aus einem quasi-isotropen GFK-Laminat bestehend angenommen.

## 6.1. Steifigkeitsverteilung ohne Luftlasten

Da das Verformungsverhalten der Struktur in den Bereichen 1 und 3 durch die Einspannung und die Vorgabe der Verschiebungen an den Punkten A und B in ausreichendem Maße vorgegeben ist, bezieht sich die Optimierung nur auf den Bereich 2. Für diesen Bereich soll mit Hilfe einer Optimierung der Laminatdicke eine Steifigkeitsverteilung der Haut gefunden werden, die für die gegebenen Kräfteinleitungsstellen und Verschiebungen die beste Näherung an eine vorgegebene Zielkontur des Profilschnitts erreicht. Da keinerlei aerodynamische Zielkonturen für eine Optimierung der Struktur vorliegen, wird die Zielkurve für das weitere Vorgehen unter Berücksichtigung der grundsätzlichen aerodynamischen Anforderungen aus Abschnitt 3 frei gewählt. Die Länge der neutralen Faser wird dabei als konstant angenommen.

Für eine einfache Bewertung der Güte der errechneten Deformationskurven werden die Aufpunkte der Zielkurve direkt aus den Knoten des parametrischen FE Modells bestimmt. Als Kostenfunktion dient die Summe der euklidischen Entfernungen der Aufpunkte von Deformations- und Zielkurve nach Gleichung (1). Das Vorgehen entspricht der Methode der kleinsten Quadrate.

$$(1) \quad d_{LSE} = \frac{1}{n} \sum \sqrt{(y_{def,i} - y_{tar,i})^2 + (z_{def,i} - z_{tar,i})^2}$$

In diesem ersten Schritt wurde die Position, die Art und der Aufbau der Stringer ebenso wie die Anordnung der Kraftangriffspunkte (A) und (B) auf Ober- und Unterseite konstant gehalten. Für die Änderung der Materialverteilung im Bereich (2) wurden je 3 Stützpunkte (i), (j) und (k) in Profilmfangsrichtung gewählt (BILD 6), zwischen denen die Hautdicke linear interpoliert wird. Da es sich beim betrachteten Abschnitt um einen realistischen Abschnitt einer Vorderkante handelt, der sich zum Außenflügel hin konisch verjüngt, muss die Kostenfunktion prinzipiell in mehreren Schnitten des Modells ausgewertet werden um die Konturtreue über den gesamten Abschnitt garantieren zu können. Da hier nur ein 60cm Spannweitenabschnitt des Profils betrachtet wird, erfolgt

die Auswertung zunächst nur in einem Schnitt. Zur Überprüfung auf eine geeignete Materialverteilung wird die Optimierung im ersten Schritt unter Vorgabe der Verschiebung in z-Richtung am Punkt (A) der Kräfteinleitung und zunächst ohne Luftlasten durchgeführt. Die Verteilung der Hautstärken in den Bereichen 1 und 3 ergibt sich aus einer linearen Interpolation zwischen den Einspannpunkten (5mm) und den Stützstellen (i) und (k).

Für den Fall ohne Luftlasten und mit der Beschränkung auf zwei Parameter (Laminatdicke an der Stelle (i) = (k)), konvergiert die Lösung nach etwa 45 Funktionsaufrufen.

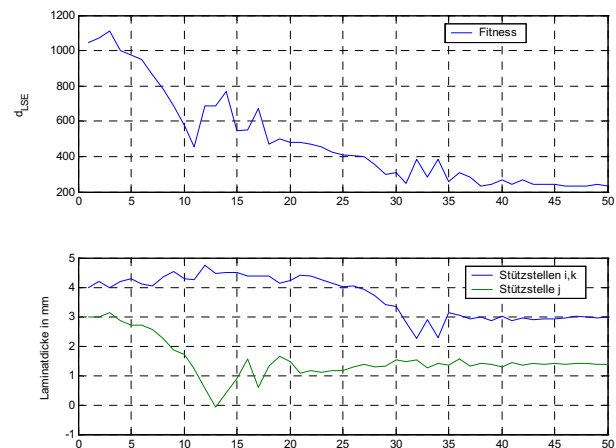


BILD 7. Laminatdicken aus der Optimierung ohne Luftlasten (Referenzschnitt).

Die resultierende Verteilung der Laminatdicke ist dadurch gekennzeichnet, dass an der Nasenspitze, im Bereich der größten auftretenden Wölbungsänderung, minimale Hautstärken vergeben werden. Durch die optimierte Steifigkeitsverteilung erfolgt bei einer Verschiebung des Punktes (A) in negative z-Richtung eine Abroll-Bewegung des vorderen Nasenbereichs (2), so dass die Konturkurve der verformten Struktur am Ende der Bewegung auf der Zielkontur zum liegen kommt. Dabei wird die Bewegung durch die angepasste Steifigkeit so ausgeführt, dass am Ende dieser Bewegung der Punkt (j) nicht mehr an der Spitze des Profils liegt, sondern auf der Oberseite der verformten Struktur (j') wandert.

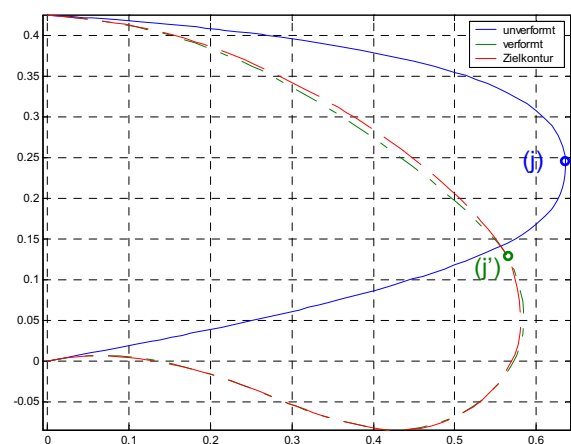


BILD 8. Zielkontur und Kontur der verformten Struktur ohne Luftlast in Schnitt 1 des Profils.

Die summierte Abweichung  $d_{LSE}$  der so erhaltenen Kontur der verformten Struktur von der Zielkontur beträgt 0.235m. Dies entspricht bei der Anzahl von 100 gewählten Aufpunkten einer mittleren Abweichung von 2,3mm pro Punkt. Mit Hilfe der Optimierung unter Verwendung von einfachen Verteilungsansätzen für die Laminatdicke lässt sich unter Vernachlässigung der Luftlasten eine Steifigkeitsverteilung finden, die bei gegebener Verschiebung die gewünschte Kontur im verformten Zustand einnimmt. Es kann daraus das grundsätzliche strukturelle Design für weitere Untersuchungen und den Entwurf mit Berücksichtigung der Luftlasten abgeleitet werden.

## 6.2. Steifigkeitsverteilung mit Luftlasten

Im zweiten Schritt folgt die Suche einer Verteilung der Laminatdicke unter Berücksichtigung der wirkenden Luftlasten. Aufgrund der Saugspitze muss die Verschiebung in z-Richtung zusätzlich zu Punkt (A) auch in Punkt (B) vorgegeben werden. Als Entwurfsvariablen wird die Laminatdicke an den Stellen (i), (j) und (k) gewählt (BILD 6). Die Steifigkeitsverteilung zu Beginn der Optimierung entspricht dabei der in Abschnitt 6.1 errechneten. Die Luftlasten wurden aus 2D CFD Rechnungen mit der, aus dem ersten Schritt erhaltenen Kontur bestimmt. Das Profil im Referenzschnitt wurde dafür mit einer Einfachspaltklappe in Landekonfiguration (konstanter Klappenwinkel  $32^\circ$ ) ausgestattet. Die Umrechnung und Transformation der 2D Druckbeiwerte erfolgt unter Berücksichtigung des Einflusses der Pfeilung und mit der Einführung eines Skalierungsfaktors anhand der Gleichungen (2)-(3) aus [12]:

$$(2) \quad c_{p3D} = c_{p2D} \cdot \cos(\varphi_{VK})$$

$$(3) \quad p_{3D} = p_{tot3D} - p_\infty$$

$$(4) \quad p_{3D} = \frac{1}{2} \cdot \gamma \cdot c_{p3D} \cdot \rho \cdot Ma^2 \cdot a^2$$

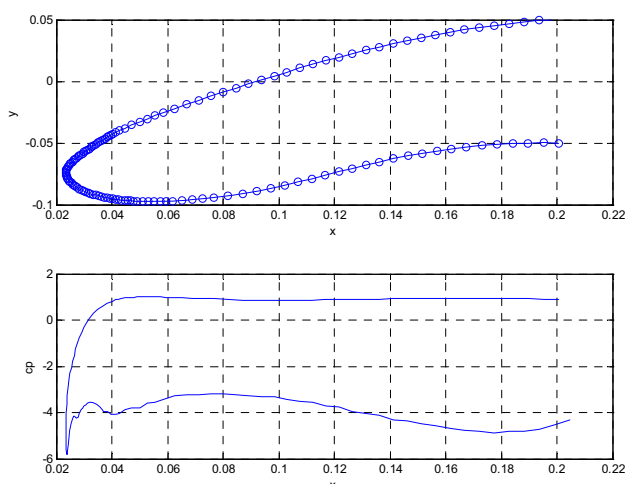


BILD 9. Kontur sowie  $c_p$ -Verteilung bei  $\alpha = 7.8^\circ$ ,  $Ma=0.42$ ,  $H=6000m$ .

Während der Optimierungsrechnungen werden die Luftlasten als konstant angenommen, so dass eine Änderung der Luftlasten während der Wölbungsänderung

bzw. des Absenkens der Nase nicht berücksichtigt wird. In BILD 9 ist die Verteilung des Druckbeiwerts sowie der in Abschnitt 3 beschriebene Effekt lokal erhöhter Krümmungen im Übergangsbereich zum Vorderholm zu erkennen: Dadurch, dass die vorgegebene Zielkontur in BILD 8 nicht exakt angenähert werden kann, entsteht zwischen  $x = 0,04m$  und  $0,18m$  auf der Oberseite ein Bereich in dem die Krümmung der Oberseite lokal abnimmt. Anschließend steigt sie bis zum Vorderholm wieder an und sorgt damit für eine zweite Saugspitze bei  $x = 0,18m$ .

Um Konvergenzprobleme bei der nicht-linearen Lösung des (FE) Gleichungssystems zu vermeiden und um die Wahl der Stützstellen (i), (j) und (k) für die Optimierung zu überprüfen, wurde der Skalierungsfaktor in Gleichung (4) zunächst zu  $\gamma = \frac{1}{2}$  gewählt und so zunächst die Luftlast halbiert.

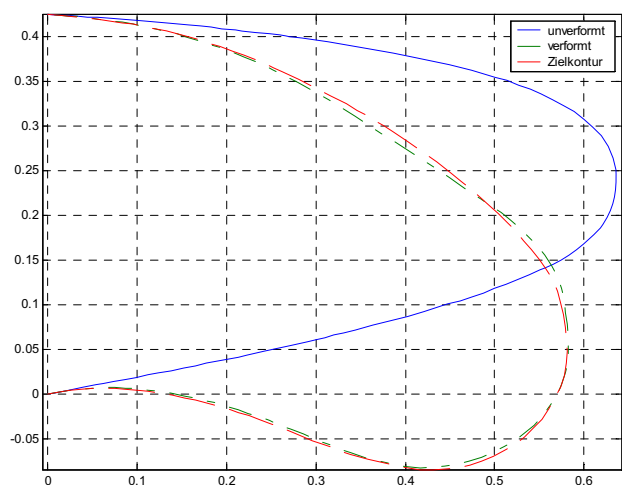


BILD 10. Unverformte Kontur, verformte Kontur und Zielkontur mit optimierter Steifigkeitsverteilung bei  $\gamma = \frac{1}{2}$ .

Es zeigt sich, dass auch bei Berücksichtigung der Luftlasten ein stückweise linearer Ansatz für die Verteilung der Hautstärke ausreicht und die Steifigkeitsverteilung so angepasst werden kann, dass die Zielkontur mit einer Fehlersumme von 0,304m relativ gut angenähert werden kann (BILD 10). Aufgrund der Saugspitze auf der Oberseite des Profils, wirken nun allerdings hohe Kräfte auf den flexiblen Abrollbereich (2) die eine unzulässige Verformung nach oben bewirken. Dieser Kraftwirkung kann nur durch eine höhere Steifigkeit des Profils auf der Profilunterseite entgegen gewirkt werden. Für das Erreichen der Zielkontur in diesem Bereich resultieren daher schon bei halber Luftlast ( $\gamma = \frac{1}{2}$ ) relativ große Hautstärken von bis zu 5mm. Dies führt insbesondere im Übergangsbereich vom Stringerfuß der Krafteinleitung (A) zur Haut des Bereichs (2) (s. BILD 6) zu hohen Dehnungen. Die Festigkeit des Materials wird in diesem Bereich klar überschritten, so dass es zum Versagen der Struktur kommen würde. Im Folgenden werden daher Konzepte und Möglichkeiten diskutiert, die sich mit Arten der Versteifung des Profils gegen Luftlasten beschäftigen, so dass die Hautstärken und damit die auftretenden Dehnungen aufgrund der Biegung reduziert werden können.



## 7. VERSTEIFUNGSMÖGLICHKEITEN

Aufbauend auf der Optimierung der Steifigkeitsverteilung der monolithischen Haut wurden mehrere Konzepte zur Stützung der Haut gegen die äußeren Luftlasten untersucht. Das Ziel ist eine Erhöhung der out-of-plane Biegesteifigkeit der Haut, ohne die zulässige Bruchdehnung des Laminats durch zu große Hautdicken bei gegebener Krümmung zu überschreiten. Das bestehende FE-Modell wurde dazu um eine generische, stützende Substruktur wie z.B. einem Sandwichkern erweitert und anschließend auf die Einhaltung der Steifigkeits- und Festigkeitsanforderungen überprüft. Um den Rechenaufwand zu begrenzen und die Verformung unter voller Luftlast abschätzen zu können wurden lineare Rechnungen durchgeführt.

### 7.1. Stützende Substrukturen

Da das Ziel eine Erhöhung der out-of-plane Biegesteifigkeit der Haut ist, könnte die Stützung der Haut durch einen Sandwichkern erfolgen. Dies könnte durch einen Aufbau als Halbsandwich umgesetzt werden. Selektiv deformierbare Waben wie z.B. Falzwaben sind kommerziell verfügbar und bieten die Möglichkeit die benötigten Materialkennwerte über eine geeignete Falttechnik gezielt herzustellen [13]. Aber auch schadenstolerante, zäh-elastische Hartschaumstoffe wie z.B. Airex R63 ohne sprödes Bruchverhalten könnten durch hohe Bruchdehnungswerte von bis zu 80% [14] Anwendung finden.

Durch die Modellierung und Optimierung des Bereichs (2) in Bauweise eines Halbsandwich soll überprüft werden, welche Hautstärken notwendig sind um die vorgegebene Zielkurve zu erreichen, wenn eine zusätzliche Stützung durch eine generische Substruktur erfolgt. Das Ziel sind verringerte Hautstärken bei gleich bleibender Biegesteifigkeit der Struktur. Das Modell wird lediglich im flexiblen Abrollbereich (2) der Nase um einen generischen Sandwichkern erweitert. Damit weiterhin mit drei Entwurfsvariablen gearbeitet werden kann, wird für die Optimierung der Steifigkeitsverteilung die Sandwichschicht an den Punkten (i), (j) und (k) des Bereichs als ein Vielfaches der Laminatdicke angenommen. Die Optimierung findet unter Berücksichtigung voller Luftlasten ( $\gamma = 1$ ) statt. Da hohe Dehnungen des Sandwichkerns zu erwarten sind, beschränken sich die folgenden Untersuchungen auf eine generische Substruktur deren Materialeigenschaften ähnlich denen des schadenstoleranten Kernwerkstoffs AIREX R63 ohne sprödes Bruchverhalten sind.

In BILD 11 ist beispielhaft die Kontur der verformten Struktur für ein Sandwichmaterial ähnlich dem AIREX R63.80 Sandwich gezeigt. Mit einer Drucksteifigkeit von 56 N/mm<sup>2</sup> und einem Schubmodul von 21 N/mm<sup>2</sup> liegt dieser zwischen einer weicheren und einer steiferen Ausführung dieses Kernwerkstoffs. Auch bei einem Aufbau als Halbsandwich eignet sich der stückweise lineare Ansatz für die Steifigkeitsverteilung noch relativ gut. Durch die Verwendung des Sandwichkerns zur Versteifung kann die Hautstärke (und damit auch die

maximal auftretende Dehnung aus Biegung) im Vergleich zur monolithischen Haut auf der Unterseite um 5,5% und auf der Oberseite um 48% reduziert werden. Da die Rechnungen allerdings unter Berücksichtigung der vollen Luftlast ausgeführt werden, beträgt die maximale Hautstärke im Bereich (2) auf der Profilunterseite 5,3mm. Dabei wird lediglich eine minimale Fehlersumme von  $d_{LSE} = 0.630m$  erreicht und das Profil nur mäßig angenähert. Aufgrund der resultierenden großen Hautstärken (trotz der Versteifung durch den Sandwichkern) in Bereichen großer Wölbungsänderung werden die zulässigen Dehnungen weit überschritten. Bessere Ergebnisse sind evtl. mit aufwändigeren Ansätzen zur Beschreibung der Steifigkeitsverteilung, dadurch mehr Entwurfsvariablen sowie der Untersuchung von verschiedenen Sandwichmaterialien zu erhalten.

Dennoch zeichnet sich ab, dass der Ansatz einer lasttragenden Haut auch mit Substruktur und angepasster Steifigkeit aufgrund der hohen Luftlasten und auftretenden Dehnungen bei einer vorgesehenen Absenkung von etwa 25° nicht realisierbar ist.

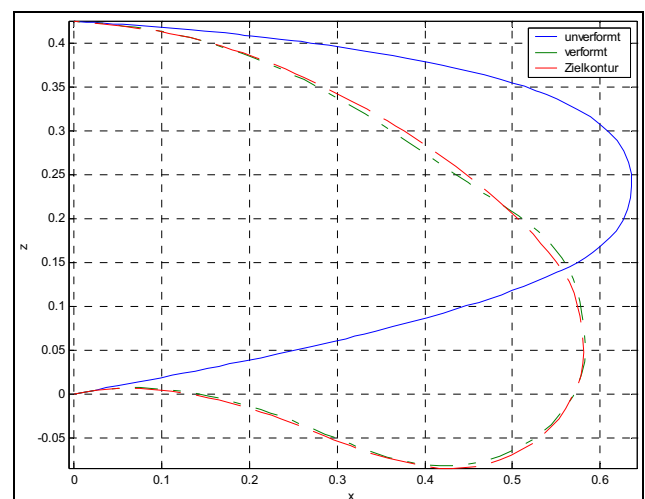


BILD 11. Unverformte Kontur, verformte Kontur und Zielkontur mit Halbsandwich zur Abstützung bei  $\gamma = 1$ .

## 8. FAZIT

Aus den dargestellten Untersuchungen geht hervor, dass eine lasttragende monolithische Hautstruktur auch mit unterstützender Substruktur voraussichtlich für eine formvariable Vorderkante nicht realisierbar ist. Es hat sich gezeigt, dass die widersprüchlichen Anforderungen nach einer lasttragenden - also steifen Haut und gleichzeitig effektiv aktivierbaren Haut nicht vereinbar sind. Möchte man den Bereich (2) als Bereich mit einer lasttragenden Haut ausführen um aufwändige Hebel-Konzepte zu vermeiden, muss die Hautstruktur in diesem Bereich eine minimale Biegesteifigkeit  $B_{min}$  besitzen, damit auch unter Luftlast die Konturtreue und Qualität der Oberfläche des Profils gewährleistet werden kann. Einflussparameter dafür sind die Materialsteifigkeit sowie die Laminatdicke. Bei begrenzter Materialsteifigkeit des Laminats stellt sich die Bruchdehnung des Materials als einschränkende Größe dar. Auch bei zusätzlicher Versteifung durch eine Bauweise als Halbsandwich resultieren zu große



Laminatdicken und damit Dehnungen bei einer gegebenen Krümmung der Profilkontur. Es lässt sich daher festhalten, dass sich mit einer monolithischen Bauweise nur eine geringe Absenkung der Vorderkante realisieren lässt, will man nicht die Materialfestigkeit überschreiten. Möchte man größere Absenkungen realisieren ist eine Bauweise mit einer dünnen Haut und der Stützung durch eine geeignete Kinematik, bestehend aus Anschlagprofilen und Streben, unumgänglich. Bei der Verwendung von festen Stützelementen ähnlich wie im Patent der Firma Dornier (BILD 5) zu erkennen, könnte das prinzipielle Konzept des Abrollens zur Wölbungsänderung beibehalten werden und die Stützung der Haut über feste Anschläge o.ä. erfolgen. Der Vorteil ist eine klare Definition der Kontur der verformten Struktur unter Luftlast durch die Formgebung der Stützelemente in jedem Verformungszustand und eine leichtbaugerechte Ausnutzung des Materials mit Anstreben eines reinen Membranspannungszustandes in der Haut.

## 9. ZUSAMMENFASSUNG

Auf Grundlage der Anforderungen und Ziele eines spaltlosen Hochauftriebssystems für die Vorderkante eines Verkehrsflugzeugs werden beispielhaft zwei Konzepte für eine adaptive Vorderkante zur Realisierung einer laminaren Tragflügelumströmung diskutiert. Ein als Patent bestehendes spaltloses Konzept wird ausgewählt und in Hinsicht auf Kinematik und Aktuatorik vereinfacht. Es soll dazu der Lastpfad zu einem relevanten Teil zurück in die Haut verlegt werden. Dies führt auf das Konzept einer lasttragenden Haut, die die Aufgabe der Formstabilität und der Einhaltung der Konturtreue übernimmt. Das aus Streben und komplexen Hebelprinzipien bestehende Konzept kann dadurch vereinfacht werden und ist damit kostengünstiger in der Wartung. Zur Auslegung eines solchen Konzepts wird die Vorgehensweise bei der Auslegung einer lasttragenden und dennoch flexiblen Hautstruktur mit Hilfe einer gradienten-basierten Optimierung beschrieben. Aus der Optimierung kann eine Steifigkeitsverteilung der Vorderkante abgeleitet werden, welche vorteilhaft zu einer „Abroll-Kinematik“ der Hautstruktur führt und zu einer Vergrößerung des Nasenradius bei Absenkung der Vorderkante führt. Aufgrund der hohen Luftlasten und der daraus für die Formstabilität erforderlichen, großen Laminatdicken, resultieren jedoch hohe Dehnungen in den außen liegenden Fasern des Laminats die die Bruchdehnung des Materials überschreiten. Mit Hilfe einer Bauweise als Halbsandwich wird versucht die benötigte Laminatdicke bei gleichbleibender Steifigkeit zu reduzieren. Auch wenn die Laminatdicke dadurch reduziert werden kann, treten bei der geforderten Mindestabsenkung weiterhin zu hohe Dehnungen auf. Für die Realisierung eines adaptiven Hochauftriebssystems für die Vorderkante wird daher eine Kombination aus der gefundenen Kinematik des Abrollens der Haut und einer dünnen Hautstruktur, die durch Profilstücke abgestützt wird, vorgeschlagen.

## 10. AUSBLICK

Da der Nachweis einer lasttragenden Hautstruktur zur Realisierung einer adaptiven Vorderkante nicht erfolgen konnte, werden sich die weiteren Untersuchungen auf vereinfachte Kinematikkonzepte zur Stützung einer

dünnen Hautstruktur konzentrieren. Dabei liegt der Fokus zunächst auf der Auslegung einer Haut für die vorgesehene Absenkung von  $25^\circ$  und der Synthese eines Konzepts zur Abstützung der dünnen Haut gegen die Luftlasten in Anlehnung an das in BILD 5 dargestellt Patent der Firma Dornier.

## 11. LITERATUR

- [1] D. Sawyers, Präsentation, "Special technology Session 8 – drag reduction technologies", TELFONA, ECCOMAS CFD 2006.
- [2] K. H. Horstmann, Präsentation, „Contribution to Laminar Wing Development for Future Transport Aircraft“, TELFONA, DLR; Aeronautical Days, Vienna, 19th-21st June 2006.
- [3] Nagel, Björn; Rose, Michael; Heinrich, Ralf (2006): An Alternative Procedure for FE-Wing Modelling. In: Conference Proceedings, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Braunschweig.
- [4] Nagel, Björn.; H. P. Monner; E. Breitbach: „Integrated design of smart composites applied to smart winglets“. 25<sup>th</sup> ICAS, Hamburg, 2006.
- [5] Arlt, C.; Röstermundt, D.; Mahrholz, T.; Riedel, U.; Herbeck, L. (2007): Compressive Strength: The Key to Future CFPR Production. First CEAS European Air and Space Conference-Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, S. 1-6, 1st CEAS, Berlin, Germany, 2007-09-10 - 2007-09-13, ISSN 0700-408
- [6] Patent: US 4553722, (1985-11-19), The Boeing Company.
- [7] Patent: DE 2907912 -A1, (1979-03-01), Dornier GmbH.
- [8] Frecker, M. 1997. "Optimal Design of Compliant Mechanisms," PhD, Dissertation, University of Michigan, Ann Arbor.
- [9] Kerr-Jia Lu; Sridhar Kota: Compliant Mechanism Synthesis for Shape-Change Applications: Preliminary Results; Proceedings of SPIE Vol. 4693 (2002); Smart Structures and Materials 2002: Modeling, Signal Processing, and Control; p.161-171; 2002.
- [10] Saggere, L. and Kota, S. 1999. "Static Shape Control of Smart Structures Using Compliant Mechanisms," AIAA Journal, 37(5):572-578.
- [11] Lu, Kerr-Jia, Kota, Sridhar Design of Compliant Mechanisms for Morphing Structural Shapes Journal of Intelligent Material Systems and Structures 2003 14: 379-391
- [12] Wild, Jochen; Pott-Pollenske, Michael; Nagel, Björn (2006): An integrated design approach for low noise exposing high-lift devices., AIAA Paper (2006-2843) 3rd AIAA Flow Control Conference, San Francisco, CA (USA), 2006-06-05 - 2006-06-08
- [13] Y. Klett; K. Drechsler (2007): Design of multifunctional folded core structures for aerospace sandwich applications, First CEAS European Air and Space Conference-Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, S.903-908, 1st CEAS, Berlin, Germany, 2007-09-10 - 2007-09-13.
- [14] Gaugler & Lutz oHG, Materialkennwerte Airex R63.