

AUSLEGUNG, FERTIGUNG UND FUNKTIONSDEMONSTRATION EINER HLFC LEADING EDGE

M. Horn¹, H. Frhr. von Geyr², T. Weddig², J. Bruns², M. Schradick³

¹ Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., Institut für Bauweisen und Strukturtechnologie, Pfaffenwaldring 38-40, 70569 Stuttgart, Deutschland

² Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, Deutschland

³ Airbus Operations GmbH, Airbus-Allee 1, 28199 Bremen, Deutschland

Zusammenfassung

Ressourceneffizientes Fliegen – ein zentrales Ziel aktueller und zukünftiger Entwicklungen in der Luftfahrt. Ein wesentlicher Baustein der Flugphysik zur Erreichung der Zielsetzungen in Flightpath 2050 ist die Laminartechnologie. Hybridlaminarisierung (HLFC) ermöglicht die Realisierung langer laminarer Lauflängen auf Tragflügeln bei gleichzeitiger Beibehaltung hoher Reiseflug-Mach-Zahlen und Reynolds-Zahlen. HLFC wird daher als Technologie eingestuft, die für zukünftige Langstreckenflugzeuge erheblich zur Verminderung des Gesamtwiderstandes und in der Nettobilanz zur Treibstoff- und Emissionsreduktion beitragen.

Die aerodynamische Wirksamkeit der Hybridlaminarisierung, d.h. der Kombination aus Grenzschichtstabilisierung durch schwacher Absaugung und Formgebung, ist Ende der 1990er Jahren in einem sehr aufwändigen Flugversuch an einem Seitenleitwerk der A320 demonstriert worden. Die wesentlichen Herausforderungen aber liegen in der Systemvereinfachung und strukturellen Umsetzung von HLFC-Konzepten. Das Potenzial der HLFC-Technologie kann nur durch einen ganzheitlichen Ansatz in der Entwicklung gehoben werden.

Zur Erhöhung der technologischen Reife wurde im LuFo Verbundprojekt HIGHER-LE ein HLFC-Segment mit einem, gegenüber dem Experimentalsystem, welches Ende der 1990er Jahre im Flugversuch verwendet wurde, vereinfachten Absaugsystem für Flug-Reynolds-Zahlen ausgelegt und letztlich an einem Großskalen-Windkanalmodell umgesetzt. Im Rahmen einer Messkampagne im DNW-LLF konnte die Funktionsfähigkeit dieses HLFC-Systems erfolgreich verifiziert werden.

Im Folgenden soll der interdisziplinäre Entwicklungsprozess dieser HLFC-Absaugnase dargestellt werden. Dieser hier aufgebaute Entwicklungsprozess umfasste erstmals die enge Verzahnung der Disziplinen Aerodynamik, Struktur und Fertigung. Dies ermöglicht bereits in einem frühen Stadium der aerodynamischen Auslegung Anforderungen aus dem Strukturentwurf oder der Fertigung einzubeziehen und gleichzeitig aber auch bei der Strukturauslegung die Freiräume des aerodynamischen Designs zu nutzen.

In dieser Veröffentlichung wird der Fokus auf die strukturelle Auslegung und die fertigungstechnischen Herausforderungen sowie die erarbeiteten Lösungen beispielsweise zu Strukturkonzepten und zur Mikro-Perforation von Großblechen gelegt, wohingegen das aerodynamische Design nur Erwähnung findet. Bei der hier dargelegten Auslegung der HLFC-Nase werden zudem die erforderlichen Randbedingungen für die Umsetzung der Technologie an einem Windkanalmodell dargelegt. Abschließend werden die wichtigsten Ergebnisse der Windkanalmessungen vorgestellt, die die Funktionalität des Ansaugsystems nachweisen und darauf aufbauend eine Ausblick auf zukünftige Forschungsaktivitäten auf dem Gebiet der Hybriden Laminarhaltung geben.

1. EINLEITUNG

In der vorliegenden Veröffentlichung wird die multidisziplinäre Entwicklung eines vereinfachten HLFC-Absaugsystems, basierend auf dem im EU-Projekt ALTTA (Application of Hybrid Laminar Flow Technology to Transport Aircraft) [1] entwickelten Konzept, für das mittlere Nasensegment eines A320-ähnlichen Seitenleitwerks sowie die Verifizierung und Validierung der Verfahren, Methoden und Prozesse zur Auslegung und Fertigung dargestellt.

Während in den aerodynamischen Demonstrator-Flugversuchen Ende der 1990er Jahren ein hoch komplexes, ventilgesteuertes Experimental-Absaugsystem zum Einsatz kam [2], ist im EU-Projekt ALTTA ein deutlich vereinfachtes Konzept auf theoretischer Basis erarbeitet worden. Der prinzipielle Aufbau ist in BILD 1 zu erkennen.

Das Konzept besteht aus einem mikro-perforierten Außenpanel mit unterliegenden Kammern, die seitlich durch spannweitig verlaufende Stringer und auf der Innenseite durch ein Innenblech abgeschlossen werden. Durch ge-

zielte Auslegung der Druckverluste der Mikro-Perforation und Drosselöffnungen im Innenblech kann durch Aufbringen eines Unterdrucks in der Sammelkammer die, für die Rückverlagerung der Transition erforderliche Absauggeschwindigkeitsverteilung entlang des Außenpanels erzielt werden.

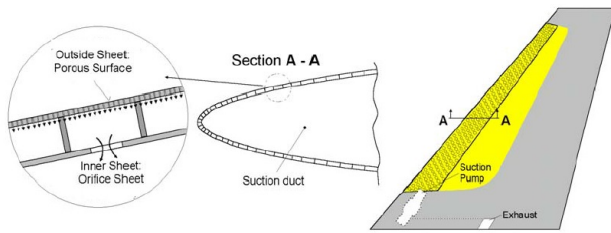


BILD 1: Schematischer Aufbau ALTTA Absaugsystem [1]

Zur Umsetzung dieses theoretischen Konzeptes wurden im Rahmen des LuFo Verbundprojektes HIGHER-LE zwei unterschiedliche Bauweisenkonzepte entwickelt, gefertigt und in einem Großskalens-Windkanalversuch im DNW-LLF (Large Lowspeed Facility) getestet. Eine erfolgreiche Verifikation weist nicht nur die technische Realisierbarkeit und Funktion des Absaugkonzeptes nach, sondern bildet auch das Fundament für eine mögliche industrielle Umsetzung dieser Technologie.

Im Hinblick auf eine zukünftige industrielle Umsetzung ist die Übertragbarkeit der Windkanalergebnisse auf ein reales Flugzeug und Reiseflugbedingungen entscheidend, was im Entwicklungsprozess entsprechend berücksichtigt wurde.

Zur Untersuchung der aerodynamischen Wirksamkeit der Grenzschichtabsaugung sind bereits Ende der 1990er Jahren Flugversuche unternommen worden [2]. Um eine möglichst große Variabilität der damals genutzten Absaugnase zu erreichen, verfügte sie über eine sehr große Anzahl an Kammern, bei denen der jeweilige Unterdruck über Ventiltechnik aufwändig einstellbar war.

Damit konnte nachgewiesen werden, dass mittels schwacher Absaugung eine Transitionsrückverlagerung unter realen Flugbedingungen erreicht werden kann. Jedoch war diese Bauweise deutlich zu komplex für einen industriellen Einsatz, weshalb im EU-Projekt ALTTA eine vereinfachte HLFC-Absaugnase entwickelt wurde [1]. Die Vereinfachung bestand einerseits in einer Reduzierung der Kammeranzahl. Außerdem war die Absaugnase so ausgelegt, dass für den Auslegungspunkt jeweils ein fester Plenum-Unterdruck ermittelt wurde. Das Plenum (welches mit allen Kammern in Verbindung steht) und angepasste Drosselblenden in den Kammern führten dann zu einer für den Auslegungspunkt optimalen Absaugverteilung. Damit verringerte sich der systemische Aufwand deutlich, weil lediglich eine Unterdruckquelle mit einem fest eingestellten Druck notwendig war.

Aufgrund einer mehrjährigen Unterbrechung der Forschungsaktivitäten auf dem Gebiet der Hybriden Laminarhaltung wurde dieses Konzept jedoch nie validiert. Entsprechend war es nun das Ziel, dieses vereinfachte und vielversprechende HLFC-System mit einem Windkanaltest zu validieren. Außerdem sollte ein strömungstechnisch

ähnliches Konzept, jedoch mit strukturell verbesserten Eigenschaften getestet werden.

Wichtigste Randbedingung für diesen Test ist die Gewährleistung der Übertragbarkeit der Ergebnisse auf Flugbedingungen. Wesentlicher Ähnlichkeitsparameter hierfür ist die Reynolds-Zahl. Für das Absaugsystem ist die mikroperforierte Außenhaut mit Durchmessern der Absauglöcher in der Größenordnung von $\sim 50 \mu\text{m}$ das wichtigste Funktionselement. Eine Skalierbarkeit der Mikro-Perforation im üblichen Windkanalmaßstab ist fertigungstechnisch nicht möglich. Dieser Umstand und die Notwendigkeit der Einhaltung von Flug-Reynolds-Zahlen erfordert eine Modellgröße im Maßstab 1:1. Hierzu ist zunächst die Entwicklung geeigneter Bauweisen erforderlich, wobei parallel die Fertigungsverfahren entwickelt und erprobt werden müssen, so dass letztlich eine geeignete Fertigungskette für die Umsetzung der Bauweisenkonzepte zur Verfügung steht. Der Aufbau der Fertigungsprozesse soll dabei industrielle Randbedingungen im Hinblick auf einen möglichst geringen Aufwand und geringe Kosten bestmöglich erfüllen.

Besonderer Fokus ist hier auf der Übergangsstelle zwischen Nasenkasten und Anschlussgeometrie zu legen. Dieser Bereich des Nasenkastens ist strukturell so auszulegen, dass unter aerodynamischer Last keine Beeinträchtigung der laminaren Lauflängen auftritt.

Die wissenschaftliche und technologische Herausforderung liegt in der gekoppelten aerodynamischen und strukturellen Entwicklung einer Absaugnase, die die aerodynamisch erforderliche flächige Absaugverteilung zur Erzielung größtmöglicher laminarer Lauflängen durch ein geeignetes Strukturkonzept und kompatible Fertigungsverfahren sicherstellt.

Die aerodynamischen Anforderungen an die Druckverlustcharakteristik aus der aerodynamischen Auslegung des Absaugsystems müssen durch eine geeignete Mikro-Perforation realisiert werden. Hierzu wurden entsprechende Herstellungsprozesse identifiziert, weiterentwickelt und erprobt.

2. AERODYNAMISCHE AUSLEGUNG

2.1. Randbedingungen

Die HLFC-Technologie soll für ein 1:1 skaliertes Vorderkantensegment (Mittelsegment) eines Seitenleitwerks entwickelt und im Windkanal unter Flug-Reynolds-Zahlen getestet werden. Entscheidend für die Übertragbarkeit der Ergebnisse ist neben der Reynolds-Zahl die Reproduktion des Charakters der transsonischen Druckverteilung eines realen Seitenleitwerks im Windkanal. Dazu eignet sich der Unterschall-Windkanal DNW-LLF. Um Flug-Reynolds-Zahlen zu erzielen, ist für den atmosphärischen Kanal eine Mach-Zahl im Bereich von $\text{Ma}=0.35$ erforderlich. Hier werden Re_{bar} -Werte zwischen 290 – 300 (>275) erreicht. Damit ist der DNW-LLF Zielkanal für die Umsetzung des vereinfachten Absaugsystems.

2.2. Auslegung Windkanal-Leitwerk

Das erforderliche Windkanalmodell wurde in einem mehr-

stufigen Entwurfsprozess unter folgenden Entwurfsrandbedingungen ausgelegt:

- Minimierung der Wandeinflüsse des DNW-LLF auf die Druckverteilung des Modells
- Spannweite maximal 4,5 m
- Minimierung der Kanalverblockung
- Realisierung eines NLF-Referenzpanels zur NCF-NTS Kalibrierung
- Variabler Pfeilwinkel (Untersuchung der Abhängigkeit $Re_{\bar{b}}$ von der Absauggeschwindigkeit)
- Integration eines Ruders
- Bestmögliche Realisierung der Druckverteilung eines Reiseflugs
- Strömungsbeschleunigung über die Anschlussstelle von Absaugnase und Center Box
- Enveloppe der N-Faktoren sollte eine gute Korrelation zwischen kritischem N-Faktor und Transitionslage ermöglichen

Im aerodynamischen Entwurfsprozess zur Konturierung des Windkanalmodells ist die Zuspitzung des Referenzseitenleitwerks, sowie dessen Lage der Holme und Ruderachse beibehalten worden. Mittels inversem Entwurf und Transitionsvorhersage auf Basis der linearen Stabilitätstheorie ist ein Entwurf der Konturierung des Windkanalmodells durchgeführt worden. Hierbei galt die Anforderung zur Einhaltung der Strömungsbeschleunigung beim Übergang zum Nasenkasten und gleichzeitig der bestmöglichen Beibehaltung des Charakters der Druckverteilung bei Unterschallströmung und gleichbleibenden Pfeilwinkeln Rechnung zu tragen. Folgende Abbildung zeigt die Druckverteilungen und Konturen einer Referenz im Vergleich zur Designlösung, hier als design 3 gekennzeichnet.

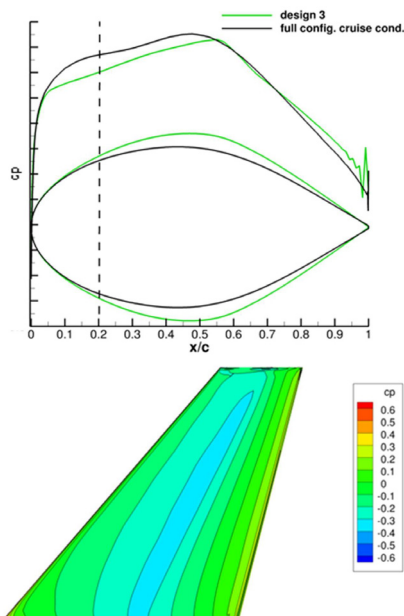


BILD 2: Profil-Vergleich und Druckverteilung

Dieses Design erfüllt alle gestellten Anforderungen und erlaubt in Bezug auf die Einhüllende der Störungsanfängungsarten für Querströmungs- und Tollmien-Schlichting Instabilitäten eine gute Korrelationsmöglichkeit zwischen gemessener Transitionslage und dem zugehörigen N-Faktor.

2.3. Kammerauslegung

Die Auslegung der Anzahl und Position der Absaugkammern erfolgte auf Basis der entworfenen aerodynamischen Kontur des Windkanalmodells. Ausgangspunkt der Auslegung stellte die Kammerung aus dem Projekt ALTTA dar, wie in nachstehender Abbildung gezeigt.

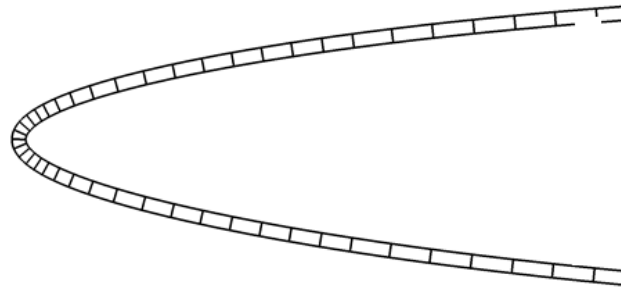


BILD 3: ALTTA-Kammerauslegung [1]

Die Kammerung ist in Verbindung mit der Druckverlustcharakteristik des Außenblechs und der Drosselöffnungen so auszulegen, dass das HLFC-System bei Flug-Reynolds-Zahlen von symmetrischer Anströmung bis zu 2° Schiebewinkel mit -2° Ruderwinkel eine Transitionsverzögerung bewirkt. Der Auslegungsprozess beschreibt eine enge Kopplung zwischen Aerodynamik, Strukturkonzept und fertigungstechnischer Machbarkeit, beispielsweise im Hinblick auf die erreichbare Druckverlustcharakteristik der Mikro-Perforation. Details der Auslegung werden im Hinblick auf den Fokus dieser Veröffentlichung hier nicht vorgestellt. Es sei an dieser Stelle darauf hingewiesen, dass das Auslegungsprinzip in weiterführenden Veröffentlichungen [3] dargestellt wird.

Als Beispiel eines Entwurfszwischenstadiums zeigt BILD 4 eine Kammerauslegung mit einer möglichst geringen Anzahl an Einzelkammern, so dass das HLFC-System innerhalb des geforderten HLFC-Funktionsbereichs arbeitet. Aero-struktur-gekoppelte Analysen dieser Auslegung zeigen aber auf, dass im Bereich der Anschlussstelle zum Vorderholm Verformungen auftreten, die die Transitionslage unzulässig stromauf verlagern. Durch Modifikation der Kammerauslegung, d.h. durch Anpassung der Kammergrößen und Anzahl der Stringer, ist in enger Kopplung mit der aerodynamischen Analyse das finale Kammerdesign festgelegt worden.

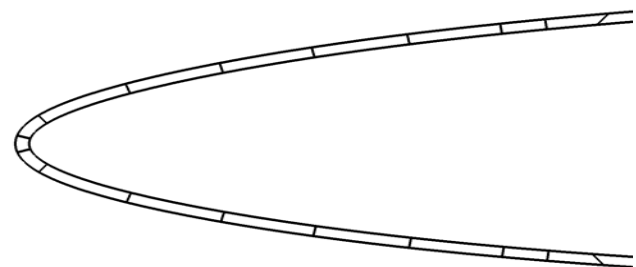


BILD 4: Absaugkammerentwurf [4]

Das finale Design weist 21 Absaugkammern auf.

3. BAUWEISEN UND STRUKTURKONZEPTE

Wie bereits eingangs erwähnt, war ein Ziel der Arbeiten die Validierung des vereinfachten Absaugsystems, wie es im Projekt ALTTA [1] entwickelt wurde und schematisch in BILD 1 zu erkennen ist.

Neben den aerodynamischen und strömungstechnischen Funktionsweisen sind jedoch auch eine Reihe an strukturellen und fertigungstechnischen Randbedingungen zu beachten. Im vorliegenden Fall wurde eine ALTTA-Bauweise mit folgenden Eigenschaften umgesetzt:

- Außenhaut perforiert, Material Edelstahl
- Innenblech mit Drosselbohrungen, Material Edelstahl
- L-Stringer, Material Edelstahl
- Verbindung Außenhaut-Stringer mittels Laserschweißen
- Verbindung Stringer-Innenblech mittels Kleben

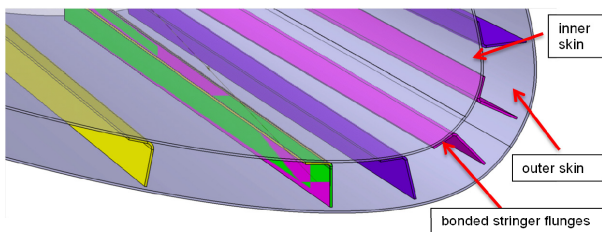


BILD 5: CAD-Ansicht ALTTA-Absaugnase [4]

Damit lassen sich einerseits die aerodynamischen Randbedingungen erfüllen, andererseits können die Fertigungs- und Fügemethode mit einem vertretbaren Aufwand umgesetzt werden und erfüllen die strukturellen Anforderungen an einen Windkanalversuch.

Für eine Serienanwendung dieser Bauweise könnte das Material durch Titan oder Titanlegierungen substituiert werden, um das Gewicht gering zu halten. Doch speziell für den Lastfall Vogelschlag, welcher besonders für Flügel- und Leitwerksvorderkanten entscheidend ist, ist die gezeigte Bauweise ungeeignet. Aufgrund des Aufbaus und der Bauteilform müsste sehr dickwandiges Material verwendet werden, um den Vorderholm vor Beschädigungen durch Vogelschlag zu schützen. Deshalb wurden verschiedene alternative Bauweisen und Konzepte entwickelt, welche strömungstechnisch gleich oder sehr ähnlich funktionieren sollen, aber besser für Struktur- und im Besonderen für Impact-Lasten geeignet sind.

Aufbauend auf Erkenntnissen aus früheren Untersuchungen [5] wurde das Innenblech durch ein V-förmiges Bauteil ersetzt. Damit soll erreicht werden, dass der Impaktor an der Vorderkante geteilt und anschließend gleichmäßig über das Profil abgleiten kann. Damit wird die von der Struktur zu absorbierende Energiemenge reduziert und der lasttragende Holm wird wirksam geschützt. Um weiteres Leichtbaupotenzial zu nutzen, wurden der beschriebene Splitter sowie die Stringer aus Kohlefaserverbundwerkstoff hergestellt.

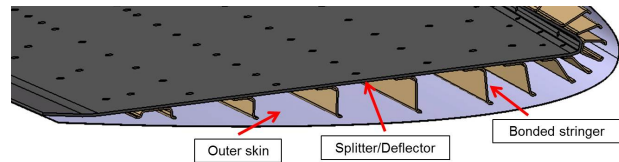


BILD 6: CAD-Ansicht alternative Bauweise [4]

Die Stringer besitzen dabei eine Z-Form. Um eine hohe Konturgenauigkeit der Außenhaut zu erreichen, können die Stringerköpfe nach dem Fügen mit dem Splitter auf Endkontur gefräst werden (Opferlagen-Prinzip).

4. STRUKTURELLE AUSLEGUNG DER ABSAUGNASEN

Die Herausforderung besteht in der Komplexität des Gesamtsystems an sich sowie den sehr engen Toleranzanforderungen und auch der geometrischen Formtreue, kleinen Bauraum, hohe Formstabilität gegenüber den im Flug auftretenden Lasten. Weiterhin ist die Anwendung von unterschiedlichen Fertigungstechnologien bis zur Erprobung eines völlig neuen Anschlusskonzepts an das Seitenleitwerk umgesetzt worden.

Um die Projektziele erreichen zu können ist eine sehr eng verzahnte, multidisziplinäre Zusammenarbeit zwischen den verschiedenen Fachbereichen wie z. B. Aerodynamik, Systeme, Windkanaltest, Materialien & Prozesse und der Struktur erforderlich. Das ist im Airbus R&T Plateau sichergestellt. Hier finden die Forscher Arbeitsbedingungen vor, die dem der Serienprogramme sehr ähneln, alle Disziplinen haben kurze Wege – alle Fachleute können sich sehr effektiv austauschen und kommunizieren.

Letztendlich mündete diese Arbeit in einem gesunden Kompromiss aus den Materialeigenschaften (z. B. Steifigkeit, Zugfestigkeit) der perforierten Bleche, der Anzahl, Verteilung und Geometrie der Stringer - um das Beulen bzw. Verformen unter Lasten zu minimieren, der Gewichtsoptimierung (Bauteildicken) sowie den aerodynamischen Forderungen der Absaugung bei verschiedenen simulierten Flugzuständen (Ruderausschlag, Schiebewinkel im Landeanflug). Durch diese Aero-Strukturkopplung ist es zum einen gelungen, die Entwicklungszeit deutlich zu verkürzen und zum anderen die Stringer- bzw. Kammeranzahl signifikant zu reduzieren, bei relativ geringem Strukturgewicht.

Nach der finalen Konzeptauswahl (ALTTA und Splitter) ging es darum, die doppelschaligen Bauweisen in ein fertigungsgerechtes Design und der strukturellen Auslegung zu überführen, wobei die Fertigung möglichst einfach sein sollte. Dabei spielen die Form und die Anordnung der Stege (Stringer) sowie die Form der Innenbeplankung, ob sie eben oder gewölbt ist, eine sehr große Rolle. Daraus ergeben sich unterschiedliche Steifigkeiten der Nasenelemente und damit die Verformung unter Flugbelastungen.

Es wurden zwei FE-Modelle für einen repräsentativen Abschnitt des Nasenelements aufgebaut mit deren Hilfe erste vergleichende Rechnungen gestartet wurden, um eine Aussage über Deformationen und Spannungen für zwei unterschiedliche Bauweisen zu erhalten. Bei dem Splitter-Modell ist ebenfalls eine doppelwandige Struktur

mit Stegen zwischen der Außen- und Innenhaut vorhanden, jedoch ist bei diesem Modell die innere Haut eben.

Es wurden verschiedene Probekörper (BILD 7) an perforierten und nicht perforierten Blechen definiert und gefertigt sowie Tests durchgeführt. Diese Versuche waren nötig, um die Abminderung der Festigkeit des perforierten gegenüber dem des unperforierten Bleches festzustellen, um damit die Bauteile statisch auslegen zu können.

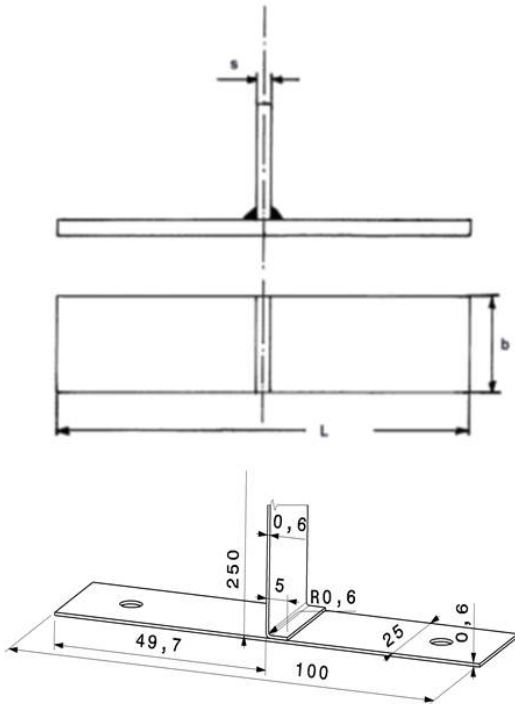


BILD 7: Proben zur Kennwertermittlung

Der für die statische Belastung maßgebende Lastfall ist ein Schieben des Flugzeuges in geringen Höhen. Für diesen Lastfall wurden die maximalen Verformungen ermittelt. Als Ergebnis davon konnten die Blechdicken für die Innenbleche, der Stege und die Außenhaut ausgelegt werden.

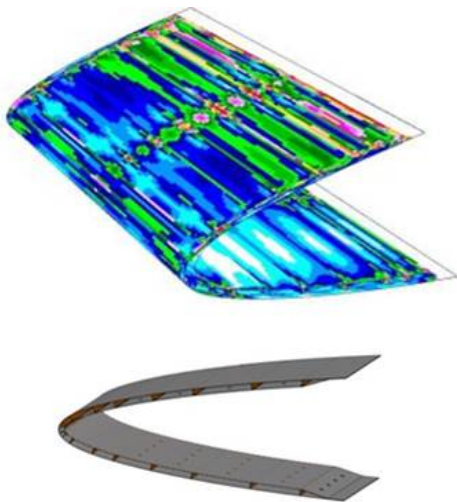


BILD 8: Spannungsverteilung ALTTA-Design im Auslegungslastfall

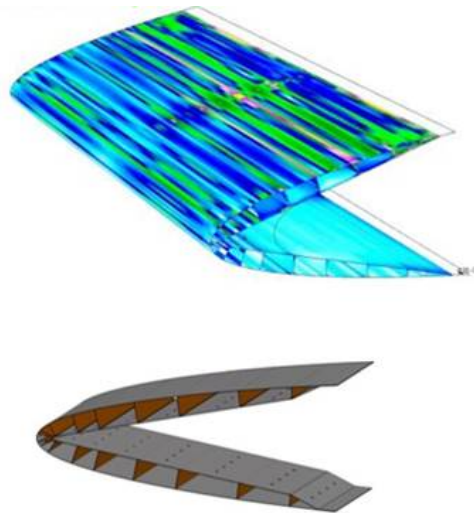


BILD 9: Spannungsverteilung Splitter-Design im Auslegungslastfall

Generell lässt sich sagen, dass das Splitter Konzept bei vergleichbarem Gesamtgewicht zu kleineren Verformungen der Außenhaut führt und, dass eine gleichmäßigere Spannungsverteilung zu verzeichnen ist. Zudem ist es besonders in Bezug auf den Vogelschlagfall zu bevorzugen. Diese Eigenschaft muss für den Fall einer Serienanwendung aber noch in einem 1:1 Test auf ihre praktische Wirksamkeit überprüft werden.

In den Windkanalversuchen, zeigte sich, dass alle Anforderungen für die beiden Bauweisen eingehalten wurden und die Experimente die gewünschten aerodynamischen Ergebnisse erreicht haben. In internen Stressreports sind die Anforderungen, Auslegungsmethoden, Probendefinition sowie deren Ergebnisse, Sicherheitsfaktoren, Auslegungsmethoden und die verwendeten Materialien detailliert dargestellt.

5. FERTIGUNGSTECHNOLOGIEN FÜR MIKROPERFORIERTE AUSSENHAUT

Entsprechend den aerodynamischen Anforderungen wurden potenzielle Technologien für die Mikroperforation gesucht. Die relevanten Randbedingungen stellen sich folgendermaßen dar:

- Mikroperforation soll einen Lochdurchmesser von 50 μm nicht überschreiten [6], der Lochabstand soll dem 10-fachen Lochdurchmesser entsprechen [7]
- Zu perforierende Außenhaut muss aus Struktur- und Erosionsgründen aus Stahl oder Titan bestehen
- Stand der Technik erlaubt das Erzeugen von Mikrobohrungen im Bereich von 50 μm
- Stand der Technik erlaubt das Einbringen der Mikrobohrungen in verschiedene Materialien (Aluminium, Edelstahl, Titan) mit relevanter Wandstärke (bis zu 0,8 mm)
- Der Stand der Technik beschränkt sich auf Anwendungen mit deutlich kleineren Abmessungen (z. B. 200 x 200 mm Bauteilgröße) und mit deutlich weniger eingebrachten Bohrungen (z. B. pro Bauteil eine Mikrobohrung)

- Es ist keine Anwendung und damit auch keine Anlage für die großflächige Mikroperforation bekannt bzw. vorhanden

Zu beachten ist dabei, dass das Fertigen der beschriebenen Mikroperforation (im kleinen Maßstab bzw. bei Bauteilen mit kleinen Abmessungen) zwar technisch möglich und bereits in verschiedenen Anwendungen erprobt ist, jedoch trotzdem technisch als höchst anspruchsvoll zu werten ist.

Die Schwierigkeit bestand also im Wesentlichen in der Tatsache, dass ein neuartiges Fertigungskonzept entwickelt werden musste, welches zum Teil konträre Anforderungen zu erfüllen hat. So müssen sehr hohe Qualitätsanforderungen, welche den Ansprüchen an ein wissenschaftliches Experiment genügen, eingehalten werden. Zugleich muss die Umsetzung in einem begrenzten Zeitraum erfolgen. Außerdem konnte die Fertigung nicht in einem industriellen Prozess erfolgen, weil für den Windkanaltest nur Einzelstücke benötigt werden, welche den Aufwand für eine Serienfertigung nicht rechtfertigen.

Um die genannten Ziele zu erreichen, wurde wie folgend vorgegangen:

- Recherche zu möglichen Technologien für Mikroperforation
- Auswahl der vielversprechendsten Technologien (und dazugehöriger Firmen)
- Fertigung von Bohr-Mustern im Labormaßstab
- Hochskalieren der Fertigungsvorrichtungen mit Zwischenschritten
- Fertigung der Bleche für Windkanalversuch im Format ~ 1500 x 2000 mm

Die geometrischen Anforderungen sowie eine Recherche zu möglichen Technologien führten zu der Erkenntnis, dass lediglich das Elektronenstrahlbohren sowie das Laserstrahlbohren im Moment die technologische Reife besitzen, die Mikroperforation umzusetzen. Im Gegensatz zum Elektronenstrahlbohren sind beim Laserstrahlbohren eine Reihe unterschiedlicher Bohrmethoden mit unterschiedlichen Vor- und Nachteilen bekannt.

Das Elektronenstrahlbohren nutzt die Energie eines Elektronenstrahls, welcher das zu bohrende Material in einem sehr kleinen Bereich verflüssigt bzw. sublimiert. Vorteilhaft ist dabei, dass nur ein kleiner Teil des zu entfernenden Materials sublimiert werden muss, der größere Teil des Materials wird lediglich verflüssigt und ausgeblasen. Bei dem angewendeten Prozess handelt es sich um einen sogenannten Einzelpulsprozess, bei dem jeder Elektronenstrahlpuls eine durchgehende Bohrung erzeugt. Durch die gepulste Strahlsteuerung sowie eine dazugehörige Bewegung des Bauteils oder Werkzeugs lässt sich sehr schnell eine große Anzahl an Bohrungen ausführen. Aus prozesstechnischer Sicht ist es erforderlich, dass der Bohrprozess in einer vakuumierten Kammer stattfindet. Dadurch ist entweder die maximale Bauteilgröße limitiert oder der Aufwand durch eine eigens angefertigte Anlage steigt unverhältnismäßig an. Weil keine Anlage bekannt ist, in der die erforderliche Bauteilgröße bearbeitet werden kann, ergibt sich bei dieser Technologie die Konsequenz, dass von vornherein mit einem zusätzlichen Prozessschritt für das Fügen der Außenhaut zu planen ist. Trotz dieser

Einschränkung wurden eine Reihe Fertigungsversuche durchgeführt, um die Eignung der erzeugbaren Perforation für den vorliegenden Anwendungsfall zu prüfen. In BILD 10 und BILD 11 werden exemplarisch einige Bohrungen gezeigt. Allgemein lässt sich sagen, dass sich mit dem Elektronenstrahlbohren sehr hohe Repetitionsraten von bis zu 500 Bohrungen pro Sekunde erzielen lassen. Zudem ist die Bohrkanalgeometrie und Strahleintritt- sowie Austrittsquerschnitte sehr gleichmäßig und von guter Qualität. Jedoch ist es nicht gelungen, den Bohrlochdurchmesser auf die geforderten 50 µm zu reduzieren. Damit kann dieses Verfahren nicht für die Fertigung der Windkanal-Bauteile zum Einsatz kommen. Mit absehbaren technologischen Weiterentwicklungen bleibt es allerdings eine Alternative für zukünftige Anwendungen im Bereich der Grenzschichtabsaugung.

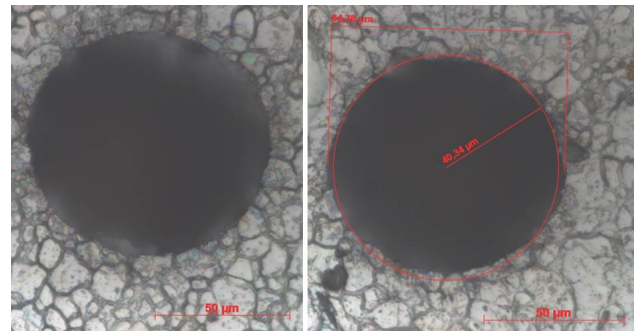


BILD 10: Durchmesser Strahlaustritt Elektronenstrahlbohren 80 µm

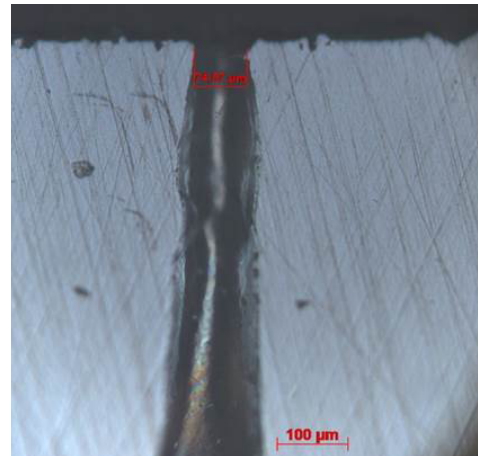


BILD 11: Querschliff Elektronenstrahlbohren

Das Laserstrahlbohren lässt sich in vier Bohrverfahren einteilen, welche sich hinsichtlich erreichbarer Präzision und dem Abtragsvolumen unterscheiden. Wie in BILD 12 zu erkennen ist, verhalten sich die Kennzahlen Präzision und Repetition (direkt abhängig vom Abtragsvolumen) dabei jeweils gegenläufig. Im Gegensatz zum Elektronenstrahlbohren muss das gesamte Volumen, welches den späteren Bohrkanal bildet, erwärmt, geschmolzen und verdampft werden. Dadurch ist das Laserbohren einerseits (je nach verwendetem Verfahren) langsamer als das Elektronenstrahlbohren und es ist ein größerer Wärmeeintrag ins Bauteil zu verzeichnen, welcher zu Spannungen und Verformungen führen kann.

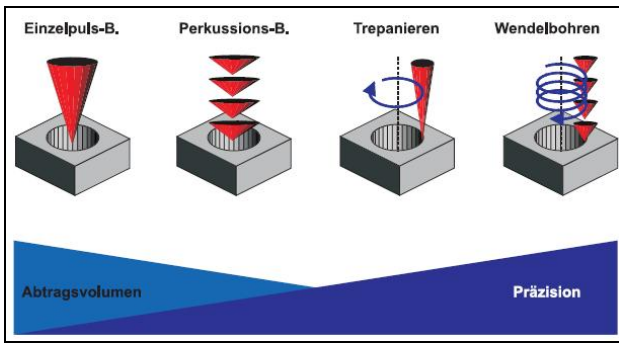


BILD 12: Unterscheidung Laserbohrverfahren [8]

Erste Voruntersuchungen haben gezeigt, dass lediglich das Einzelpulsbohren und das Perkussionsbohren relevant für eine großflächige Perforation sind. Die Laserbohrprozesse, bei denen der Kreisumfang abgefahren wird, es sich also mehr um einen Schneidprozess handelt, führen zu deutlich reduzierten Repetitionsraten.

Der von der Prozessführung einfachste Laserbohrprozess ist des Einzelpulsbohren. Dabei wird mit jedem Laserpuls eine Bohrung erzeugt, ähnlich dem Elektronenstrahlbohren. Damit lässt sich eine hohe Repetitionsrate erreichen, teilweise bis zu 300 Bohrungen pro Sekunde oder höher. Die Bohrfrequenz ist aber von einer Reihe von Randbedingungen abhängig und beeinflusst nicht zuletzt die Qualität der ausgeführten Bohrungen. BILD 13 zeigt den Strahlaustritt sowie BILD 14 den Bohrkanal von mit Einzelpulsbohren erzeugten Bohrungen.

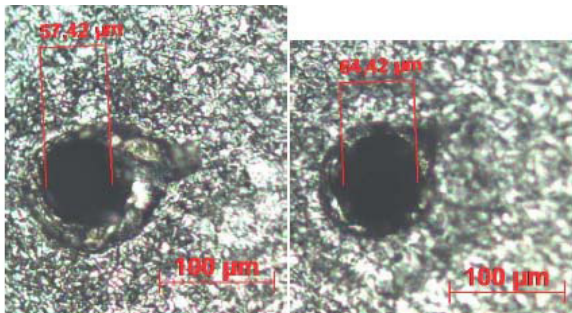


BILD 13: Strahlaustritt bei Einzelstrahlbohren (Durchmesser 57 und 54 µm)

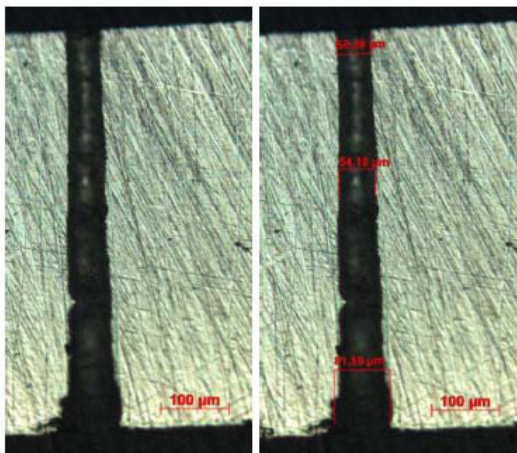


BILD 14: Bohrkanal bei Einzelstrahlbohren im Querschliff

Weiterhin wurden Versuche mit unterschiedlichen Laserquellen und Optiken im Perkussionsverfahren durchgeführt. Dabei wird durch Vielzahl an einzelnen Laserpulsen eine Bohrung erzeugt. Wesentlicher Vorteil dieser Methode ist, dass Bohrungen mit einem großen Aspektverhältnis, also dem Verhältnis von Bohrtiefe zu Bohrdurchmesser, in guter Qualität erzeugt werden können. Dem gegenüber ist mit einer größeren Dauer für das Erzeugen einer durchgehenden Bohrung zu rechnen. BILD 15 zeigt den Strahlaustritt einer im Perkussionsverfahren hergestellten Bohrung, BILD 16 den Bohrkanal im Querschliff. Zu erkennen ist, dass der theoretische Vorteil der höheren Präzision nicht umgesetzt werden konnte. Die Gründe dafür sind in der relativ geringen Wiederholrate des Perkussionsbohrens zu suchen. Um diesen Nachteil wenigstens teilweise zu kompensieren und den Bohrprozess entscheidend zu beschleunigen, verschlechtert sich die Bohrqualität und führt zum gezeigten Ergebnis.

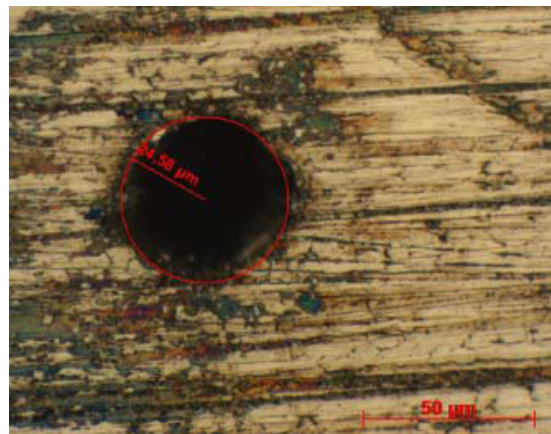


BILD 15: Strahlaustritt, Lochdurchmesser 49µm



BILD 16: Bohrkanal bei Perkussionsbohren

Mit dem zur Verfügung stehenden Stand der Technik ist das Laser-Einzelpulsbohren somit das am besten geeignete Verfahren für das Herstellen einer großflächigen Mikroperforation. Entsprechend wurde dafür eine Möglichkeit geschaffen, großformatige Bleche (Maße mind. 1,5 x 2,0 m) vollständig zu perforieren. Dafür wurde ein Pro-

zessablauf gewählt, bei dem ebene Bleche zu einer Trommel gerundet wurden. Diese Trommel wurde anschließend in einer sich drehenden Vorrichtung eingespannt und im Endlosverfahren lasergebohrt. Im Anschluss wurden die durch das Bohren verursachten Verschmutzungen und Materialreste in einem Beizprozess entfernt und die Trommel mittels Richtwalzen wieder zu einem ebenen Blech gewalzt. Das Walzen sowie das anschließende Zuschneiden der Bleche auf Endkontur haben zu einer erneuten Verschmutzung der Bleche und damit zu einem teilweisen Verschließen der Mikroperforation geführt. Zur Sicherstellung einer gleichmäßigen Absaugung im Windkanalversuch wurde deshalb ein Ultraschallreinigungsprozess angewendet, um die Bleche vollständig von Verunreinigungen zu befreien.



BILD 17: Gerundetes Blech in Bohrvorrichtung

BILD 18 zeigt das finale Blech für das Windkanalbauteil mit ca. 12 Millionen Bohrungen.

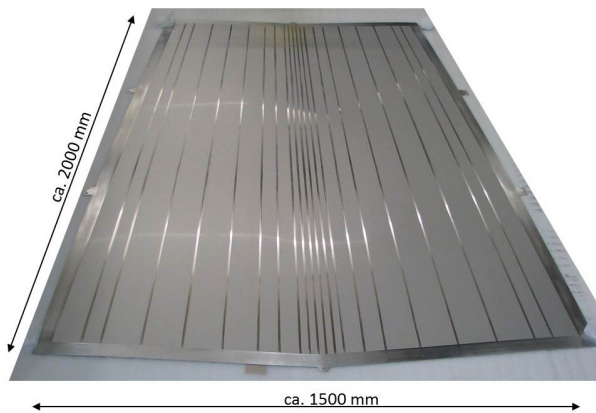


BILD 18: Mikroperforiertes Blech, gereinigt und auf Endkontur geschnitten

6. FERTIGUNG UND INTEGRATION DER ABSAUGNASE

6.1. Fertigungsversuche

Die Fertigung der Absaugnasen für den Windkanalversuch stellte eine große Herausforderung dar. Zum einen liegen nahezu keine Erfahrungen zum Bau von HLFC-Strukturen vor, zum anderen mussten aus Zeit- und Kostengründen Fehler bei der Fertigung der Windkanal-Bauteile von vorn herein möglichst vermieden werden. Deshalb wurden

aufeinander aufbauende Fertigungsdemonstratoren hergestellt, mit dem Ziel, Erkenntnisse für die Auslegung und für die Fertigung der Windkanalmodelle zu sammeln.

Einer der Hauptaspekte für die zu fertigenden Strukturen ist die Konturgenauigkeit der Außenfläche und das damit verbundene Umformen der Außenbleche. Dafür wurde aufbauend auf Erkenntnissen aus früheren Projekten [1] eine Umformvorrichtung, bestehend aus Halbrippenpaaren und einen Spindeltrieb, angefertigt. Damit lassen sich mittels Kaltumformen Stringer versteifte Bleche in Kontur formen. Für erste Fertigungsversuche wurden zur Vereinfachung keine konisch zulaufenden Geometrien umgeformt, sondern gerade Abschnitte des Profils.

BILD 19 zeigt die verwendeten Halbrippen sowie den Ablauf der Umformung eines stringerversteiften Außenblechs.

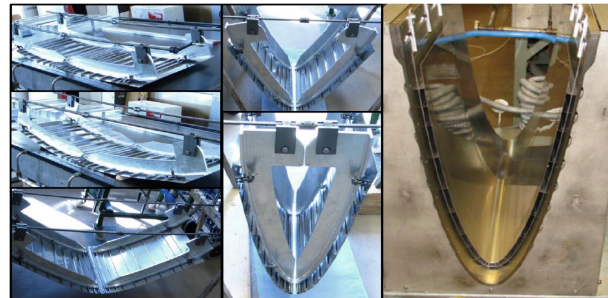


BILD 19: Umformprozess mittels Halb-Rippen

Als Ausgangspunkt der Fertigungsversuche wurde ein Außenblech mit der initialen Kammeraufteilung aus Abschnitt 2.2 gefertigt und umgeformt. Zur Beurteilung der Konturtreue wurde der gefertigte Demonstrator optisch vermessen und die tatsächliche mit der geforderten Kontur verglichen. Die Abweichung ist in BILD 20 zu erkennen.

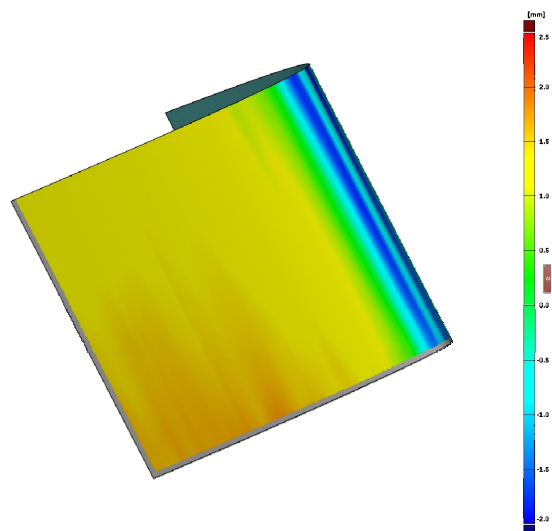


BILD 20: Gemessene Konturabweichung des 1. Kammer-Entwurfes

Wie bereits in Kapitel 2.2 erläutert, führte die initiale Kammeraufteilung zu einer schlechten Konturtreue mit Abweichungen von bis zu 2,0 mm. Aus diesem Grund wurde die Stringerverteilung iterativ überarbeitet, damit sowohl aerodynamische Anforderungen erfüllt werden, aber auch eine hohe Umformqualität erreicht werden kann.

Dazu wurden einige weitere Fertigungsversuche unternommen. In BILD 21 ist das umgeformte Außenblech mit der finalen Kammeraufteilung zu sehen. Gut zu erkennen ist dabei, dass das Außenblech sehr gut der Kontur der Werkzeugfläche folgt. Dies ist auch in dem Vergleich der Soll-Ist-Kontur (BILD 22) zu erkennen, wo eine maximale Abweichung von 0,7 mm auftritt. Damit konnte mit einer vereinfachten Umformeinrichtung gezeigt werden, dass die stringerversteiften Bleche grundsätzlich mit sehr guter Genauigkeit kalt umgeformt und gefügt werden können. Für eine weitere Verbesserung der Umformgenauigkeit sind diese Erkenntnisse in die Auslegung der Vorrichtungen für das zu fertigende Windkanalbauteil geflossen, welches im nächsten Kapitel vorgestellt wird.

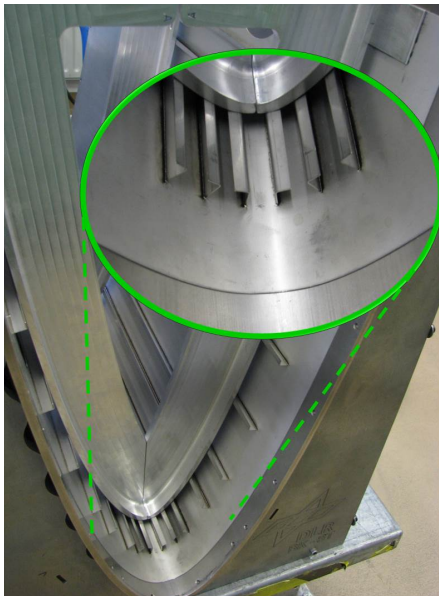


BILD 21: Umgeformtes Außenblech mit finaler Kammeraufteilung

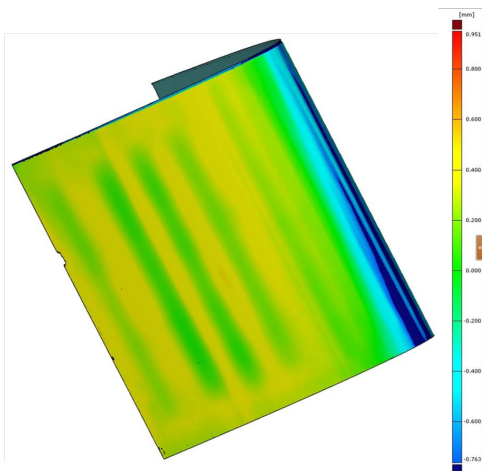


BILD 22: Gemessene Konturabweichung mit finaler Kammeraufteilung

6.2. Fertigung und Zusammenbau Windkanal-Segmente

Zum Bau der Absaugnasen für die Windkanalversuche sind die dafür erforderlichen Vorrichtungen konstruiert und gebaut worden. Zu diesen Vorrichtungen gehören: portabler Tisch zur Aufnahme der perforierten Bleche, Kaltumformprozess für das Außen- und das Innenblech, Transportvorrichtung zur Bauform, Positionierungs- und Einrichtungshilfen, Fixierungseinheiten und Entformhilfen. Die Einzelprozessschritte sind hierbei so aufeinander abgestimmt, dass eine Beschädigung oder eine Verschmutzung der Oberfläche der perforierten Bleche vermieden wird. BILD 23 zeigt schematisiert den Prozess beginnend mit der Anlieferung der Bleche. Bei der ALTTA Bauweise werden im Vorfeld nach der Laserperforation die Stringer mittels Laserschweißen aufgesetzt. Das Großblech wird anschließend auf Endmaß zugeschnitten und im Ultraschall-Bad gereinigt, bevor der skizzierte Umformprozess beginnt.

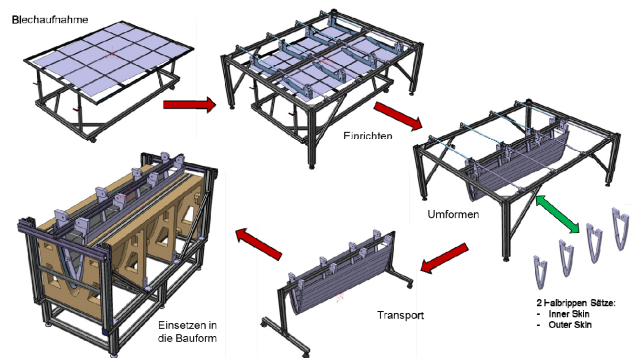


BILD 23: Schematischer Umformprozess

Das Kaltumformen der Bleche erfolgte mit Hilfe einer manuellen Mechanik-Einheit mit vier spindelgeführte Halbrippenpaaren. Jedes Halbrippenpaar ist an einer genau definierten Position am Blech fixiert. Durch den Spindeltrieb bewegen sich die Halbrippen aufeinander zu und formen in dieser Bewegung das Außenblech um. Dabei wird der Bereich des Blechs, der den vorderen Nasenradius bildet, plastisch verformt. Der Prozess war im Detail so abzustimmen, dass eine perfekte Nasenkontur des spannweitig zugespitzten und damit dreidimensionalen Bauteils erreicht werden konnte. Der entwickelte Umformprozess ermöglicht sowohl die Umformung des Außenblechs mit und ohne aufgeschweißten Stringern, so dass beide Bauweisenkonzepte realisiert werden können. Die damit erreichbare Wiederholgenauigkeit der umgeformten Bauteile liegt bei +/- 0,2 mm.

Im Anschluss an den Umformprozess erfolgten die Positionierung der innenliegenden Bauteile (metallisches Innenblech bei der ALTTA-Bauweise, CFK-Struktur bei der Alternativ-Bauweise) und das Fügen mittels Kleben. Zum hermetischen Abschließen der Absaugkammern wurden jeweils stirnseitige Abschlussrippen an den Nasen angebracht. Abschließend wurden Dichtigkeitstests durchgeführt, um die einwandfreie Funktion der Absaugnasen bereits im Vorfeld der Windkanalversuche zu gewährleisten.

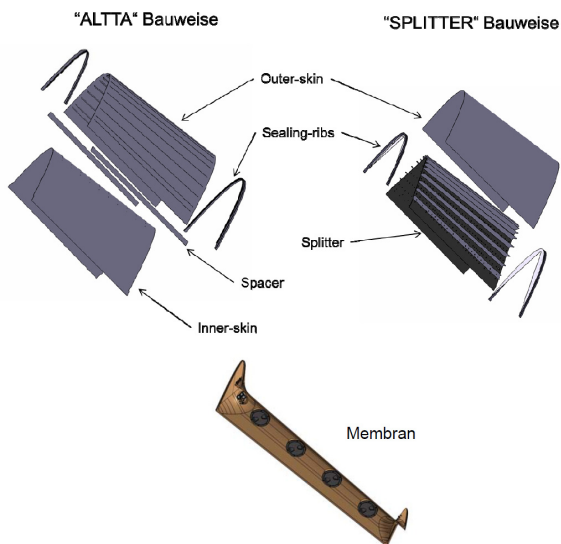


BILD 24: Explosionszeichnung der gefertigten Absaugnasen

6.3. Integration Windkanal

Der Gesamtaufbau der Windkanalversuche ist in BILD 25 zu erkennen. Genutzt wird eine geschlossene 6 x 8 m Messstrecke im DNW-LLF Kanal.

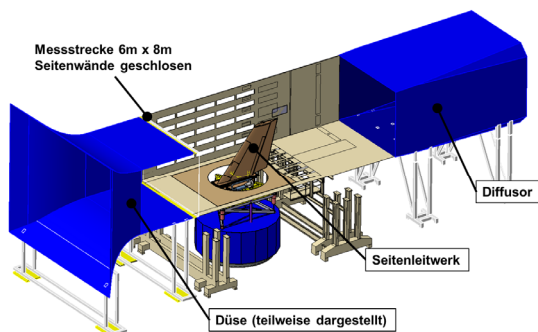


BILD 25: Windkanal-Aufbau

Das Windkanalmodell verfügt über eine Reihe an Druckmesssensoren in der Außenfläche. Des Weiteren verfügt das Modell über insgesamt 10 Heißfilmsensorenpaare zur Ermittlung der Anlegelinientransition. Für die Visualisierung der laminaren Bereiche am Windkanalmodell und damit den Übergangsbereich der Grenzschicht vom laminaren in den turbulenten Zustand wurde die Infrarot-Thermographie eingesetzt. Dafür wurden 4 Kameras im Zusammenspiel mit Heizmatten verwendet. Die Verteilung der einzelnen Sensoren ist in BILD 26 zu erkennen.

Die Absaugnase selbst ist ebenfalls aufwändig instrumentiert worden. Jede Absaugkammer verfügt über mehrere Druckmessstellen und Temperaturfühler. Die Sammelkammer wurde mit Differenzdruck-Messstellen, Thermocouples sowie Temperatursensoren ausgerüstet. BILD 27 zeigt die Instrumentierung der Absaugnase am ALTTA-Beispiel sowie die Instrumentierung der Abdichtmembran vor der Verklebung mit dem Nasenkasten.

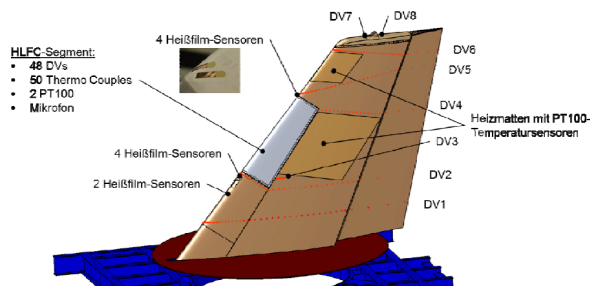


BILD 26: Instrumentierung des Windkanalmodells

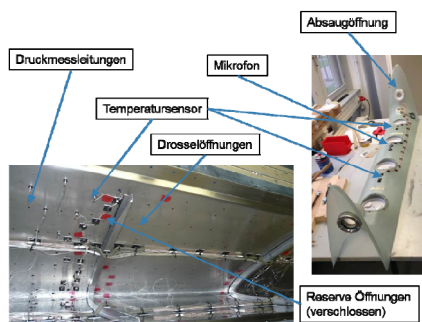


BILD 27: Instrumentierung der HLFC-Absaugnase

7. WINDKANALVERSUCH UND ERGEBNISSE

Die hier vorgestellten Ergebnisse sind exemplarischer Natur und dienen vornehmlich der Darlegung der Funktionsfähigkeit beider struktureller Konzepte.

Die Messkampagne fand im November 2014 im DNW-LLF nach dreiwöchiger Vorbereitungsphase statt. Darin wurde das Modell aufgebaut, die Instrumentierung verifiziert, eine Absaugnase montiert und erste Funktionstests der Kammerung ohne Umströmung durchgeführt, bevor das messfertige Modell in der 6 x 8 m geschlossenen Messstrecke des DNW-LLF vermessen wurde.

Nachfolgende Abbildung zeigt das Windkanalmodell messfertig montiert in der Messstrecke:

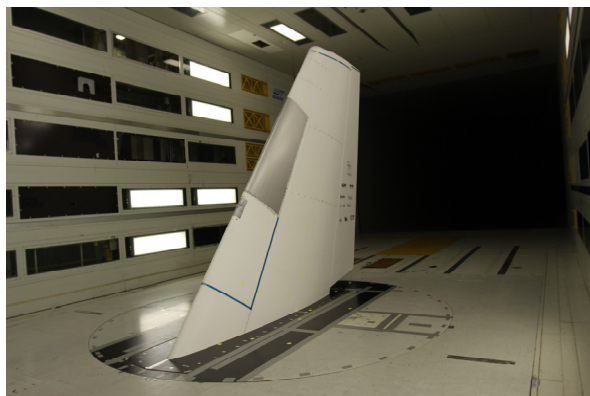


BILD 28: Windkanalmodell mit eingebauter Absaugnase in der 6 x 8 m geschlossenen Messstrecke des DNW-LLF

Ein exemplarisches Beispiel zur Verifikation der Dichtigkeit der Absaugkammern zeigt **BILD 29**. Zu erkennen ist der

Verlauf der Drücke in den Absaugkammern als Differenz gegenüber dem Umgebungsdruck in blau für die Messung der ALTTA Nase und in orange für die numerische Simulation, beides bei ruhender Umgebung. Die qualitative wie auch quantitative Übereinstimmung ist gut, was nicht nur die Dichtigkeit der einzelnen Kammern nachweist, sondern auch die Umsetzung der geforderten Druckverluste über das mikro-perforierte Außenblech und den Drosselöffnungen.

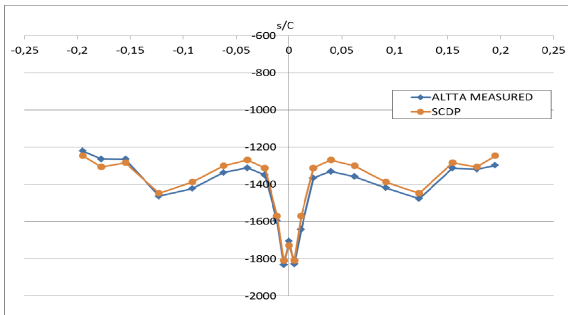


BILD 29: Gegenüberstellung der gemessenen und gerechneten Kammerdrücke der ALTTA-Nase bei ruhender Umgebung als Differenz zum Umgebungsdruck in Pa

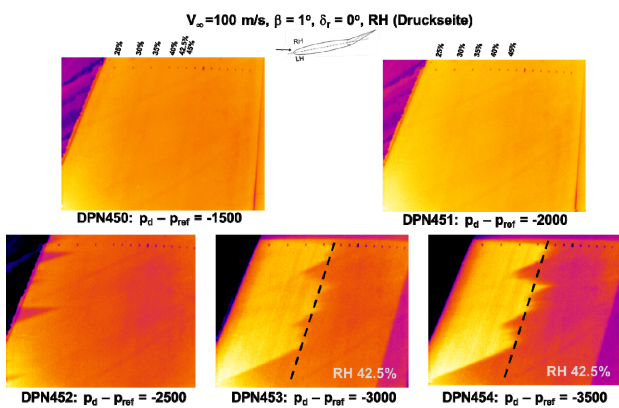


BILD 30: Entwicklung des Laminargebietes der rechten Leitwerksseite stromab der ALTTA-Absaugnase mit steigendem Unterdruck in der Absaugkammer und konstanten Anströmbedingungen

Exemplarisch zeigt BILD 30 die Entwicklung des Laminargebietes stromab der Absaugnase auf der linken Seite des Windkanalmodells (Strömung kommt von Links). Aufgrund der metallischen Struktur der Oberfläche der Absaugnase ist die laminare Grenzschicht nicht erkennbar. Bei geringfügigem Unterdruck in der Sammelkammer (DPN450) sind keine Laminargebiete zu erkennen. Insbesondere in den vorderen Absaugkammern reicht das Unterdruckniveau infolge der Saugspitze noch nicht aus, um Absauggeschwindigkeiten zu realisieren. Erst wenn das Unterdruckniveau in der Sammelkammer ein Mindestniveau erreicht, bei dem kein Ausströmen aus den Kammern mehr vorliegt, bilden sich vereinzelt laminare Gebiete aus. Diese sind bei DPN452 als rote Keilformen unterschiedlicher Ausprägung zu erkennen. Die Keilform entsteht dadurch, dass in benachbarten Bereichen infolge lokal größerer Grenzschichtstörungen turbulente Strömung vorliegt, deren Randbereiche sich keilförmig ausbreiten. Derartige Störungen können durch Inhomogenität der Absauglöcher im Nasenbereich hervorgerufen werden. Wird der Sam-

melkammerdruck weiter abgesenkt, reicht das Maß der Absaugung aus, um das Transitionsgebiet stromab zu verschieben (siehe Bild für DPN453). Dabei stellt sich für DPN453 die Endlage des Transitionsgebietes ein, d.h. eine weitere Absenkung des Sammelkammerdrucks (siehe Bild zu DPN454) liefert keinen Zugewinn an laminarer Lauflänge. Dies liegt darin begründet, dass nahezu alle Moden der Querströmungsinstabilitäten infolge der Absaugung an der Nase in ihrem Anfachungsverhalten signifikant verzögert werden, sodass das der N-Faktor unkritisch bleibt. Tollmien-Schlichting Instabilitäten werden von der Absaugung vollständig unterdrückt, entwickeln sich aber stromab des Vorderholms, wo keine Stabilisierung der Grenzschicht infolge Absaugung mehr stattfindet. Das starke Anwachsen der Anfachung der Tollmien-Schlichting Wellen führt dann zum Erreichen des kritischen N-Faktors und letztlich zur Transition. Das Infrarotbild zeigt bis auf zwei größere Keile (Vermutung hier ist eine lokale Oberflächenverschmutzung) ein kaum existentes Zackenmuster und deutet somit eher auf einen durch Tollmien-Schlichting dominierten Transitionsmechanismen hin.

Die SPLITTER-Absaugnase zeigt in Bezug auf die Transitionslagen im Vergleich zur ALTTA-Absaugnase bei gleichen Anströmbedingungen und Sammelkammerdrücken im Rahmen der Messgenauigkeit gleiche Ergebnisse, wie in nachstehender Abbildung exemplarisch für einen Testfall dargestellt:

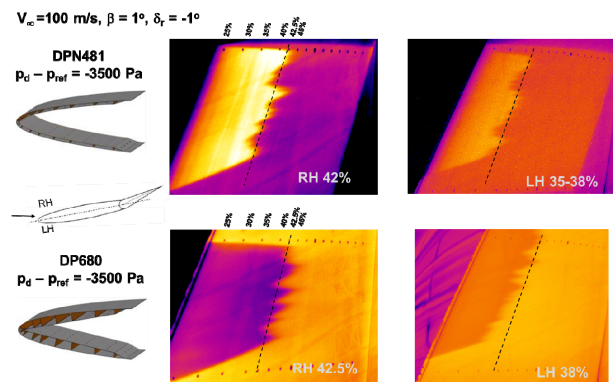


BILD 31: Ausprägung des Gebietes laminarer Grenzschicht mit markierter Transition beidseitig des Seitenleitwerks stromab der ALTTA-Absaugnase (oben) und der SPLITTER-Absaugnase (unten).

8. ZUSAMMENFASSUNG

Mit Hilfe der vorgestellten Auslegung und Fertigung der HLFC-Absaugnasen sowie den Windkanalversuchen konnte die Funktion einer vereinfachten HLFC-Absaugnase unter Flug-Reynolds-Zahlen europaweit erstmalig validiert werden. Die vorliegenden Erkenntnisse zur Fertigung großer HLFC-Strukturen sowie die Ergebnisse aus den Windkanalmessungen tragen maßgeblich zur Weiterentwicklung und Erhöhung der technologischen Reife der HLFC-Technologie bei.

Für die Auslegung der Bauteile wurde ein multidisziplinärer Auslegungsprozess mit den Disziplinen Aerodynamik, Struktur und Fertigung entwickelt. Der Prozess wurde an zwei Bauweisen angewendet und wurde mit Windkanaltests bei Flug-Reynolds-Zahlen erfolgreich validiert. Dies war insofern herausfordernd, als der geschlossene Entwurfsansatz unter gleichzeitiger Einbindung

aller drei Disziplinen zu Beginn der Arbeiten nicht vorhanden war und neu aufgesetzt werden musste. Denn nur mit dieser Vorgehensweise konnte die HLFC-Auslegung in dem zur Verfügung stehenden Zeitraum bewältigt werden. Für die Fertigung der Windkanal-Demonstratoren in realer Baugröße wurde ein vollständig neuer Fertigungsablauf entwickelt, welcher im Rahmen von zahlreichen Demonstratoren erprobt und sehr erfolgreich für die Herstellung zweier HLFC-Absaugnasen eingesetzt wurde. Die besondere Herausforderung bei der Herstellung einer geeigneten Mikro-Perforation von Großblechen konnte nach intensiver Entwicklungsarbeit bewältigt werden. Mit der erfolgreichen Realisierung des Kaltumformprozesses zur Formgebung und Aufbau einer 3D-Absaugnasenstruktur ist eine Fertigungskette erarbeitet worden, mit der zwei Absaugnasen für den Einsatz im Windkanal mit hoher Fertigungsgenauigkeit hergestellt wurden. Diese Absaugnasen wurden in ein Seitenleitwerk-Windkanalmodell integriert und im November 2014 erfolgreich im DNW-LLF getestet. Die Erkenntnisse aus der Auslegung und Fertigung der Windkanalmodelle bilden einen wichtigen Grundstein für nachfolgende nationale und europäische Forschungsvorhaben auf dem Gebiet der Hybriden Laminarhaltung.

- [6] D.G. MacManus: Predictions and Observations of the Flow Field Induced by Laminar Flow Control Microperforations, *Experimental Thermal and Fluid Science*, Vol. 13, Seite 395-407, 1996
- [7] D.G. MacManus: An aerodynamic prediction technique for laminar flow control suction surfaces, Univ. Galway, Ireland 1997
- [8] F. Dausinger: Präzisionsbohren mit kurzen und ultrakurzen Laserpulsen, *Laser Technik Journal*, Volume 1, Issue 1, Seite 40-44, April 2004

9. DANKSAGUNG

Die vorgestellten Arbeiten wurden im Rahmen des Verbundprojektes Higher-LE (High Lift Enhanced Research – Leading Edge, DLR-Eigenantrag VER²SUS - Verifikation eines Vereinfachten Absaugsystems) durchgeführt und waren Teil des Luftfahrtforschungsprogramms LuFo IV-2 des Bundesministeriums für Wirtschaft und Energie, gefördert aufgrund eines Beschlusses des Deutschen Bundestages. Der Dank gilt allen beteiligten Kollegen und Projektpartnern.

LITERATURVERZEICHNIS

- [1] G.H. Schrauf and K.H. Horstmann: Simplified hybrid laminar flow control, 2004, CD-Proceedings Volume II, ECCOMAS 2004, Fourth European Congress on Computational Methods in Applied Engineering, 24-28 July 2004, Jyväskylä, Finland.
- [2] R. Henke: A320 HLF fin flight tests completed, *Air&Space Europe*, 1999, 1, (2), pp 76-79.
- [3] G. Schrauf, H. Frhr. von Geyr: Simplified hybrid laminar flow control for transport aircraft, ECCOMAS, 10-14 September 2012, Wien, Österreich
- [4] G. Burkhard: High lift enhanced research - leading edge, Schlussbericht Förderprojekt im Luftfahrtforschungsprogramm LuFoIV-2, DOI: 10.2314/GBV:864348045, 2015
- [5] D. Schwinn et al., Bird Strike Resistant External Pods for the Research Aircraft HALO, 2. International Workshop on Aircraft System Technologies (AST) 2009, 26. März 2009, Hamburg, Deutschland