

SIMPLIFIED-HLFC/ ENTWURF EINES SEITENLEITWERKS MIT HYBRID-LAMINARHALTUNG FÜR DEN AIRBUS A320

C.-H. Rohardt, A. Seitz, H. Frhr. von Geyr, Th. Streit
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, Deutschland

G. Schrauf, H. Stuke
Airbus Operations, Airbus-Allee 1, 28199 Bremen, Deutschland

Zusammenfassung

In einem multidisziplinären Ansatz wird im Rahmen des DLR-Projektes LamAiR ein aerodynamisch optimiertes und in Grenzen ein systemtechnisch optimiertes Seitenleitwerk eines Airbus A320 numerisch für die Umsetzung der Hybrid-Laminarhaltung ausgelegt. Die aerodynamische Entwurfsaufgabe soll folgenden wesentlichen Anforderungen gerecht werden:

- a. Ausdehnung der laminaren Lauflänge der Grenzschicht bis etwa zum Ruderspalt und Reduktion des Gesamtwiderstands von mindestens 1,6% (Leistungsbedarf der Absaugung bereits berücksichtigt) im Reiseflug.
- b. Der Leistungsbedarf des Gebläses für die Grenzschichtabsaugung soll 15 KW nicht überschreiten.

Hierfür ist es unverzichtbar für die bestehende Planform des Seitenleitwerks eine neue Profilierung zu entwerfen, die eine best mögliche Umsetzung der Hybrid-Laminarhaltung, d.h. der Laminarhaltung durch gezielte Grenzschichtabsaugung, zur Erfüllung der Entwurfsaufgabe gestattet. So soll erreicht werden, dass die erforderlichen Absaugmassenströme und damit die Absaugleistung minimiert werden.

Anhand von 3D-Rechnungen für die A320 Gesamtkonfiguration mit HLFC-Seitenleitwerk wird dann die zu erwartende Widerstandsreduktion (unter Berücksichtigung der benötigten Absaugleistung) für den Reiseflug bei symmetrischer Anströmung und Ruderausschlag Null quantifiziert. Die neue Profilierung des Seitenleitwerks sowie die für die Hybrid-Laminarhaltung erforderlichen Absaugbeiwerte C_Q und deren Verteilung in Strömungsrichtung im Bereich des Nasenkastens werden angegeben. Da die numerische Auslegung des Absaugsystems Annahmen über Gesetzmäßigkeiten und Koeffizienten voraussetzt, sind Verifikationen dieser Modellbildungen und Koeffizienten durch experimentelle Bestimmung von Charakteristiken perforierter Absaugoberflächen erforderlich. Neueste Ergebnisse zu diesen Charakteristiken fließen in die Auslegung des entworfenen Absaugsystems im Rahmen der hier vorgestellten Ergebnisse ein.

Zur Vorbereitung aufwendiger Flugversuche mit einem Hybrid-Laminarisiertem Seitenleitwerk, ist die Validierung der numerischen Entwurfs- und Auslegungsverfahren, die zur Auslegung eines vereinfachten Absaugsystems Verwendung finden, zwingend erforderlich. Diese Validierung soll im Rahmen des LuFo IV Projektes VER²SUS im Rahmen des Verbundes HIGHER-LE in einem geeigneten Windkanal erfolgen. Die dort verwendete Absaugnase soll identisch mit einer für den Flugversuch geeigneten Absaugnase sein. Im Rahmen dieser Veröffentlichung werden erste Ergebnisse des aerodynamischen Entwurfs des Seitenleitwerks für den Windkanaleinsatz vorgestellt. Es wird gezeigt, dass die Querströmungs- bzw. Tollmien-Schlichting Instabilitäten mittels einer geeigneten Profilierung und Absaugung im Windkanal kontrolliert werden können und die Grenzschicht dadurch bis ca. 50% Profiltiefe des original A320 Leitwerks laminar bleibt.

1. ENTWURF EINES SEITENLEITWERKS MIT HYBRID-LAMINARHALTUNG FÜR DEN AIRBUS A320

Langstreckenflugzeuge werden im Allgemeinen für höhere Reisefluggeschwindigkeiten ausgelegt, als solche für Kurz- und Mittelstrecken (z.B. Airbus A340: $M=0.84$) und weisen darüber hinaus, wegen ihrer insgesamt größeren Dimensionen, größere Flügeltiefen auf. Die dann zur Beherrschung von Kompressibilitätseffekten ebenfalls erforderliche, größere Pfeilung, macht in Verbindung mit größeren Reynoldszahlen den Einsatz einer Grenzschichtabsaugung im Rahmen eines Konzeptes zur Hybrid-Laminarhaltung notwendig. Zur Erprobung bzw. Demonstration dieser Technologie wurde 1998 ein Flugversuch mit einem Seitenleitwerk auf einer Airbus A320 durchgeführt, an dessen Vorbereitung und Durchführung das DLR beteiligt war. Verschiedene Gründe sprachen für die Wahl dieses Bauteils anstatt eines Tragflügels, so unter anderem

1. der strukturelle Aufbau des A320 Seitenleitwerks aus CFK mit der für laminare Umströmung erforderlichen Oberflächengüte,
2. die leichte Austauschbarkeit des Nasenkastens durch einen Kasten mit integrierter Grenzschichtabsaugung,
3. Sicherheitsaspekte, da das Seitenleitwerk in Bezug auf die Flugsicherheit ein weniger kritisches Bauteil darstellt als Tragflügel oder Höhenleitwerk (aus diesem Grund braucht z. B. kein Enteisungssystem vorgesehen zu werden) sowie
4. die große Vorderkantenpfeilung von ca. 40° , die, in Verbindung mit der Reynoldszahl, einen Prüfstein sowohl für das HLFC-Konzept an sich, als auch für die aerodynamischen Entwurfswerkzeuge darstellt.

Die aktuellen Arbeiten sollen auf den Erfahrungen der damaligen Experimente aufsetzen und Lösungsansätze für die erkannten Schwächen erarbeiten und überprüfen. Das Hauptaugenmerk liegt dabei auf einem von Horstmann [1] im Rahmen des EU-Projektes ALTTA erstmals vorgeschlagenen Konzeptes zur Reduktion der Komplexität von Grenzschichtabsaugungssystemen, Bild 1.

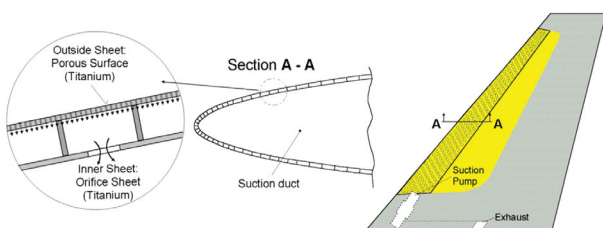


BILD 1. Prinzipskizze eines Seitenleitwerkes mit Hybrid-Laminarhaltung

Hierbei werden Teile der Grenzschicht durch die poröse Außenkontur im Nasenbereich zunächst in Vorkammern gesaugt, deren Verteilung und Ausdehnung in Strömungs-

richtung vom äußeren Druckverlauf abhängt. Sämtliche Vorkammern sind über Drosselbohrungen (metering holes) mit nur einem einzigen Absaugkanal verbunden, an welchen ein möglichst einfaches Gebläse angeschlossen ist. Die Drosseln werden so ausgelegt, dass sich im Entwurfspunkt des Flugzeuges die für die Laminarhaltung erforderlichen Massenströme durch die poröse Außenhaut automatisch einstellen. Vorüberlegungen haben gezeigt, dass ein solches System bis zu einem gewissen Grad selbst-adaptiv ist, also auch im Off-Design wirksam bleibt. Im Rahmen des DLR-Projektes LamAir soll für den Airbus A320 ein Seitenleitwerk entworfen werden, wobei folgende Punkte bearbeitet werden:

1. Maximierung der laminaren Lauflänge durch Entwurf einer für die Hybrid-Laminarhaltung optimierten Profilierung des Seitenleitwerkes mit der Randbedingung, dass die strukturelle Integrität des Basis-Seitenleitwerkes erhalten bleibt.
2. Auslegung eines Systems zur Grenzschichtabsaugung reduzierter Komplexität, das sich mit allen Komponenten (einschließlich des Gebläses) in das Seitenleitwerk integrieren lässt.
3. Entwicklung einer Bauweise für den Nasenkasten, die einen Anschluss an den Hauptteil des Seitenleitwerkes erlaubt, welcher im Flugbetrieb ohne Spalten und Stufen an der Nahtstelle bleibt.

1.1. Verwendete Rechenverfahren

Um möglichst realitätsnahe Strömungsverhältnisse am Seitenleitwerk zu ermitteln und diese hinsichtlich der Laminareigenschaften zu überprüfen, wurden mehrere Rechenverfahren sequentiell und iterativ angewendet.

1.1.1. Aufbereitung der Konfiguration für die Strömungsanalyse

Die komplette Oberfläche der Flügel-Rumpf-Kombination der A320-200 inklusive Pylon, Triebwerksgondel, Verkleidungen der Klappenschienen, Winglet und Leitwerken wurde mit dem CAD-Programm CATIA [2] numerisch beschrieben. Um den Rechenaufwand insgesamt zu verringern, erfolgte eine Beschränkung der Simulation auf ein 'halbiertes' Flugzeug, wobei die Schnittebene die Symmetrieebene des Rumpfes in Längsrichtung von oben nach unten ist. Die CAD-Geometrie wurde dann an das Netzgenerierungsprogramm CENTAUR [3] übergeben. Dieses erzeugt ein hybrides, unstrukturiertes Netz. Die Oberfläche der Konfiguration ist durch Dreiecke vernetzt. Die oberflächennahen Schichten werden durch Prismenschichten repräsentiert, da sie gut geeignet sind, um hier später die Strömungsgrößen der Grenzschichten zuverlässig zu berechnen. Bild 2. zeigt das Oberflächennetz am Seitenleitwerk. Tetraeder füllen den Raum bis zum Fernfeldrand und Pyramiden werden als Übergangselemente verwendet. Die Verwendung von hybriden Netzen erleichtert die Vernetzung komplexer Konfigurationen erheblich.

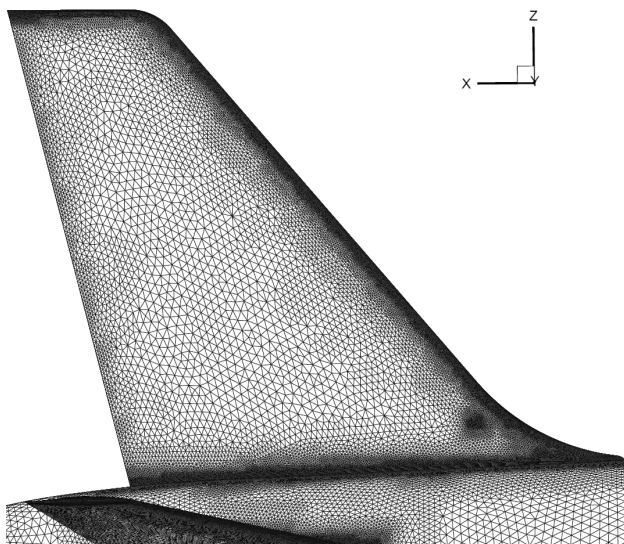


BILD 2. Oberflächennetz SLW A320-200

1.1.2. Berechnung der 3-dimensionalen Strömungsverhältnisse

Der DLR TAU-Code [4,5] löst die kompressiblen, zeitgenauen Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen unter Verwendung einer Finite-Volumen-Formulierung auf den oben beschriebenen, hybriden Netzen. Die Rechnungen wurden unter der Annahme voll turbulenter Strömung unter Verwendung des Spalart-Allmaras-Turbulenzmodells mit Edwards-Modifikation durchgeführt. Die Anströmbedingungen waren konstant für alle gerechneten Fälle $M=0.78$ $CL=0.53$ $\alpha=1,5^\circ$, welches den ausgetrimmten Reiseflug der A320-200 repräsentiert. Die Umgebungsbedingungen waren äquivalent zur Normatmosphäre in 31000 ft. Bild 3. zeigt die Druckbeiwerte auf den Oberflächen der A320-200.

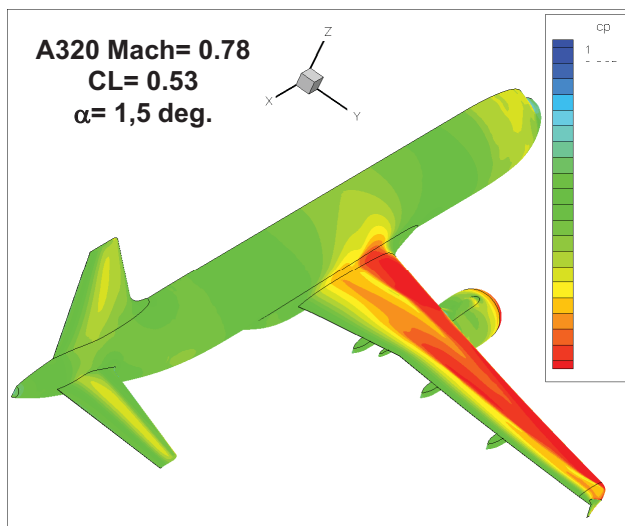


BILD 3. Oberflächendruckbeiwerte A320-200 im Reiseflug

1.1.3. Transitionsbestimmung

Die aus den 3D-Rechnungen gewonnenen Schnittdruckverteilungen an repräsentativen Spannweitenstationen (Druckverteilungsschnitte des ALTTA-Experimentes) wurden mit Hilfe des Programmsystems STABTOOL [6] hinsichtlich der Ausdehnung laminarer Grenzschicht analysiert. Dazu werden die drei Programmbausteine PREPCPCQ, COCO und LILO nacheinander angewendet. PREPCPCQ nimmt ein Pre-processing der Eingabedruckverteilung vor inklusive einer vorgegebenen Absaugverteilung/stärke und stellt die Daten für das Programm COCO bereit. Dieses macht eine Grenzschichtrechnung und stellt die Daten für eine lineare Stabilitätsanalyse durch LILO bereit. LILO wird für die sogenannte N_{TS} / N_{CF} -Methode angewandt. Der N-Faktor der Tollmien-Schlichting-Instabilitäten N_{TS} wird berechnet für alle Frequenzen instabiler Wellen bei konstantem Störungswinkel $\psi=0$. Der N-Faktor der Crossflow-Instabilitäten N_{CF} wird berechnet für alle instabilen, stationären Störungen bei konstanter Wellenlänge und konstanter Frequenz $f=0.5$ Hz. Für die Stabilitätsanalyse wurden inkompressible Gleichungen ohne Krümmungsterme gelöst und eine adiabate Wand der Körperoberfläche angesetzt. Als Grenz-N-Faktoren, je nach Analysestrategie, wurden $N_{TS}=9.5$ und $N_{CF}=7.5$ verwendet.

1.1.4. Absaugmengen und Absaugleistung

Um ein vereinfachtes Absaugsystem, wie in Bild 1 dargestellt, hinsichtlich der benötigten Absaugleistung rechnerisch beurteilen zu können, wurde am DLR ein dialogfähiges Programm HigherLE [7] entwickelt. Für eine gegebene Kammverteilung und lokale Absaugmenge kann mit einer einfachen Beschreibung der Lochcharakteristik mikroperforierter Oberflächen die Berechnung der Massenströme, Lochgeschwindigkeiten und Gesamtleistung inklusive realistischer Wirkungsgrade vorgenommen werden. Dabei wird die Erstreckung der Absaugfelder in Tiefen- und Spannweitenrichtung des realen Bauteils benutzt. Die abgesaugte Luft wird bei der Berechnung der Energiebilanz auf $M=0.2$ am Austritt beschleunigt. Darüberhinaus wird der Eingabedatensatz für das unter 1.1.3 beschriebene Programm PREPCPCQ bereitgestellt. Bild 4 zeigt ein Beispiel, welche Absauggeschwindigkeiten sich einstellen als Funktion der Konturdruckverteilung, der Durchlässigkeit, des Umgebungsdruckes und des Absaugdruckes im Sammelkanal bei empirisch gewonnenen Charakteristiken der porösen Oberflächen aus dem ALTTA-Programm. Die Anzahl der verwendeten Absaug-Kammern beträgt insgesamt 46 in Umlaufrichtung der Profilnase.

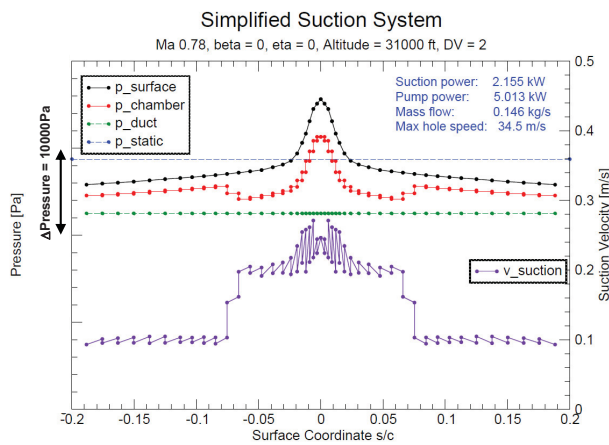


BILD 4. Ergebnisgrafik der 46 Kammer Systemauslegung.

1.2. Analyse des Airbus A320-200 mit Original-Seitenleitwerk

Bild 5 zeigt einen Isolinenplot der Druckbeiwerte auf der Oberfläche des SLW als Ergebnis der DLR-TAU-Rechnung. Der Einfluß des Höhenleitwerks und des Rumpfes mit ihren Druckfeldern besonders auf die rumpfnahen Schnitte des SLW werden deutlich dadurch, dass die Isobaren zunehmend stärker von der Richtung der Prozentlinien der Finne abweichen. An den gleichen Spannweitenstationen, an denen im A320-Flugversuch mit HLCF-Seitenleitwerk Druckverteilungsschnitte angebracht waren, wurde die TAU-Rechnung ausgewertet und Druckverteilungen extrahiert. Nach Vorgabe einer gewünschten Absaugverteilung und -stärke, 46 Absaugkammern und 22000 Pascal Sammelkammerdruck wurden diese dann mit HigherLE (siehe Abschnitt 1.1.4) aufbereitet und über 2 Zwischenschritte schließlich der Stabilitätsanalyse (siehe Abschnitt 1.1.3) zugeführt.

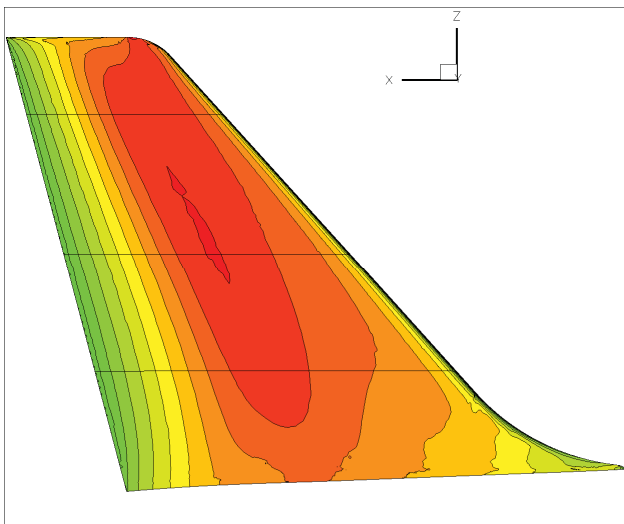


BILD 5. Isokontur des Druckbeiwertes für SLW mit A320 Original $M = 0.78$ $CL = 0.53$ $\alpha = 1,5^\circ$.

Bild 6 zeigt im oberen Teil die Analyse für Tollmien-Schlichting-Instabilitäten an der Druckverteilung Schnitt DV1star. Mit dem oben beschriebenen Grenz-N-Faktor

wird Transition bei ca. 33% Profiltiefe prognostiziert. Im unteren Teil ist dargestellt, dass die Crossflow-Instabilitäten im N-Faktor unter 2 bleiben. Hier ist also zu erwarten, dass Transition infolge TS-Instabilitäten erfolgt.

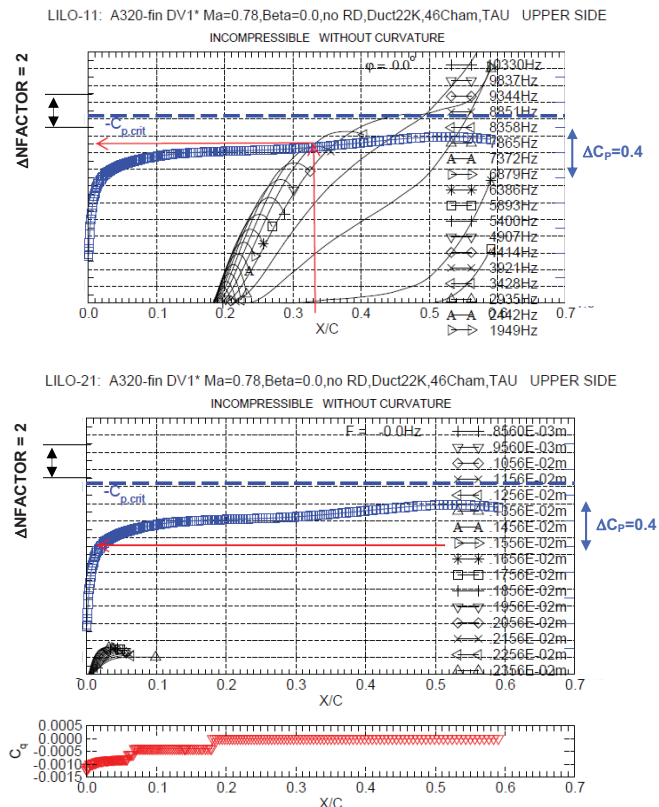


BILD 6. NTS-NCF-Analyse Schnitt DV1star

In gleicher Weise wurden die Druckverteilungen der Schnitte DV2 und DV3 untersucht. Dort werden die Transitionslagen zu 37% bzw. 44% Profiltiefe bestimmt. Dieses Ergebnis ist in guter Übereinstimmung mit den Analysen im Rahmen von ALTTA [8] unter Berücksichtigung der in dieser Arbeit verwendeten aktuell gültigen Grenz-N-Faktoren. Im weiteren wurden dort Widerstandseinsparungen ohne Berücksichtigung der Absaugleistung von maximal 1,274% bezogen auf das Gesamtflugzeug ermittelt. Die Vorgaben für ein verbessertes Seitenleitwerk fordern eine Reduktion des Flugzeuggesamtwiderstands von mindestens 1,6% (Leistungsbedarf der Absaugung berücksichtigt) im Reiseflug.

1.3. Analyse des Airbus A320-200 mit neu entworfenem Seitenleitwerk

Dieses Ziel ist nur erreichbar, wenn die Ausdehnung der laminaren Lauflänge der Grenzschicht bis etwa zum Ruderspalt vergrößert wird und die erforderliche Absaugleistung 15 KW nicht überschreitet.

Hierfür ist es unverzichtbar, dass für das Seitenleitwerk des A320 eine neue Profilierung entworfen wird, die insgesamt günstigere Druckverteilungsformen bewirkt. Dazu wurden mit einer Quasi-3D-Strategie neue Aufbau-profile entwickelt, mit CATIA in das SLW eingebaut und anschließend die gesamte, neue, 'halbe' Konfiguration für

den Reiseflug mit TAU nachgerechnet (siehe Abschnitt 2.2). Bild 7 zeigt das neu entworfene Profil RoH-L-FIN-c im Vergleich zur Originalprofilierung des SLW. Das neue Profil ist überall dicker als die Originalkontur und erfüllt somit die Forderung, die strukturelle Integrität der Originalfinne beizubehalten.

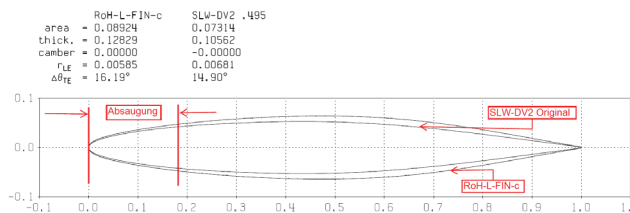


BILD 7. Konturen des SLW im Vergleich

Bild 8 zeigt anhand der Isolinenplots der Druckbeiwerte, dass das Konzept, Isobaren möglichst parallel zu Prozentlinien auszurichten, gegenüber dem Original-SLW besser erfüllt wird.

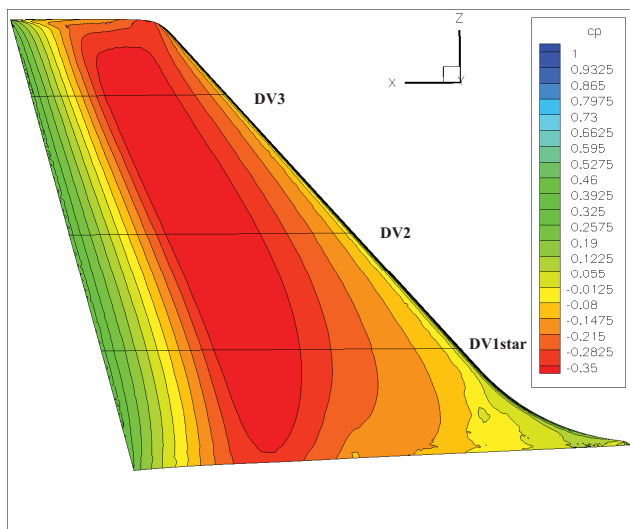


BILD 8. Isokontur des Druckbeiwertes für A320-SLW mit RoH-L-FIN-c $M = 0.78$ $CL = 0.53$ $\alpha = 1,5^\circ$.

Wie in Abschnitt 2.2 wurden die Schnittdruckverteilungen der gleichen Spannweitenstationen mit der gleichen Kammer- und Absaugverteilung aufbereitet und hinsichtlich Grenzschichtstabilität analysiert. Bild 9 zeigt im unteren Teil, dass Crossflow-Störungen auf den vordersten Bereich bis etwa 5% Profiltiefe und $N_{CF} = 2$ beschränkt bleiben. Im oberen Bildteil wird die Entwicklung von Tollmien-Schlichting-Störungen gezeigt. Der Grenz-N-Faktor $N_{TS} = 9.5$ wird bei etwa 62% Profiltiefe erreicht. Auch in diesem Fall ist also zu erwarten, dass Transition infolge TS-Instabilitäten erfolgt. Die Analyse an den Schnitten DV2 und DV3 ergibt Transitionsstagen bei 58% bzw. 55% Profiltiefe.

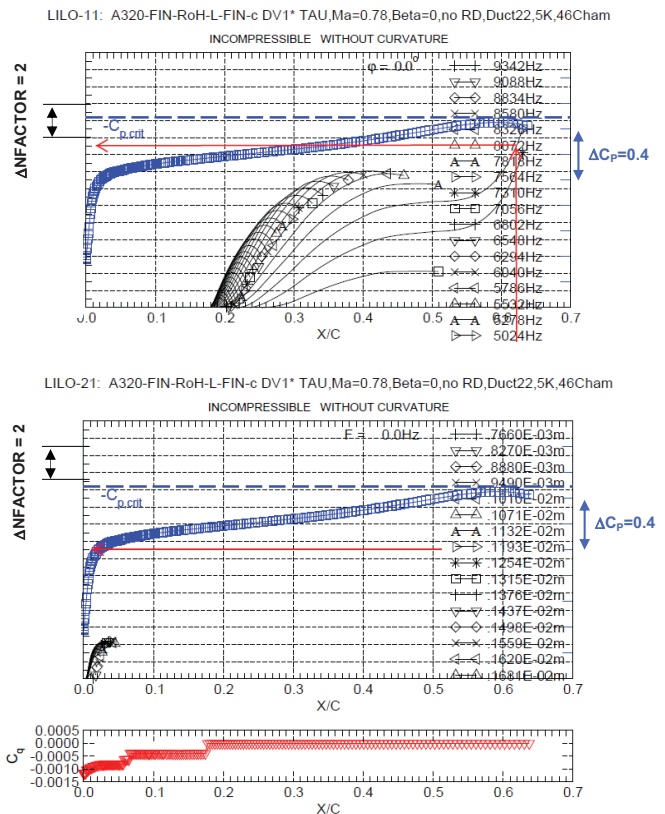


BILD 9. Nts-Ncf-Analyse Schnitt DV1star

In Bild 10 werden die Transitionsstagen im Reiseflug auf dem A320-SLW mit Original- bzw. Neuprofilierung verglichen. Die Erstreckung des Absaugpanels wurde von ALTTA übernommen, ebenso die Annahme, dass von beiden seitlichen Panelbegrenzungen sich ein Turbulenzkeil entwickelt und das Gebiet laminarer Grenzschicht beschränkt. Es ist ein Zuwachs laminarer Lauflänge von 29% bezogen auf die Profiltiefe bei DV1star bis 11% bei DV3 zu verzeichnen.

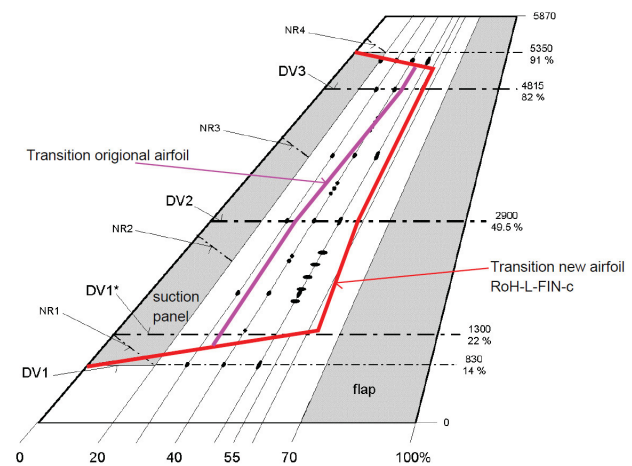


BILD 10. Vergleich der Transitionsstagen SLW A320-200 Originalprofilierung und Neuentwurf

1.4. Gesamtwiderstandsbilanz des A320-200 mit neu entworfenem Seitenleitwerk

Um den Einfluss der laminar umströmten Flächenanteile am SLW auf den Gesamtwiderstand der A320-200 Konfiguration zu bestimmen, wurde auf die Vorarbeiten im ALTTA TR-41 [8] zurückgegriffen. Dort wird der Anteil des turbulenten Seitenleitwerks am Gesamtwiderstand des Flugzeuges zu 6,8% bestimmt. Bild 11 zeigt die reduzierten Schubspannungsbeiwerte im laminaren Bereich ermittelt durch RANS-Rechnungen mit dem DLR-Code FLOWer [9] bei symmetrischer Anströmung. Diese Fläche korrespondiert direkt mit der Transitionslinie aus Bild 10 für das RoH-L-FIN-c. Mit angegeben in Bild 11 sind die Widerstandsbeiwerte des SLW getrennt nach Reibungs- und reibungsinduziertem Druckwiderstand.

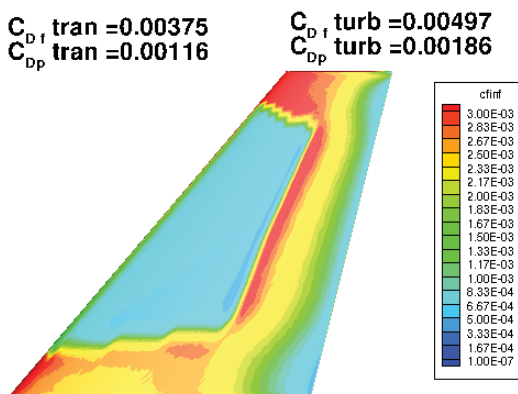


BILD 11. Schubspannungsbeiwerte auf dem SLW mit Profilneuentwurf ermittelt mit RANS-Rechnung

Für den Vergleich wurden zwei Fälle gerechnet. Einmal vollturbulente Umströmung des SLW (turb) und teillaminare Umströmung (tran) wie in Bild 11 gezeigt. Somit ergeben sich folgende Gesamtwiderstände des SLW:

$$C_{D \text{ tran}} = 0.00375 + 0.00116 = 0.00491$$

$$C_{D \text{ turb}} = 0.00497 + 0.00186 = 0.00683$$

$C_{D \text{ tran}} / C_{D \text{ turb}} = 0.719$, das SLW weist also einen 28,1% kleineren Widerstand auf. Bezogen auf das Gesamtflugzeug wird somit $28,1\% \cdot 6,8\% = 1,91\%$ Widerstand eingespart.

Die Addition der Absaugleistungen der drei Absaugpane-labschnitte, berechnet mit dem Programm HigherLE und den zugrundeliegenden Absaug- und Kammerverteilungen sowie empirischen Größen der Lochbleche (siehe Abschnitt 1.1.4), ergibt einen Gesamtleistungsbedarf von 15KW. Dieser entspricht 0,147% der Antriebsleistung im Reiseflug.

Unter Berücksichtigung des zusätzlichen Energieaufwandes des Absaugsystems ergibt sich eine Gesamtwiderstandseinsparung von $1,91\% - 0,147\% = 1,763\%$.

2. BESTIMMUNG DER STRÖMUNGS-MECHANISCHEN EIGENSCHAFTEN MIKRO-PERFORIERTER ABSAUGBLECHE

Wie bereits in den vorangegangenen Kapiteln angedeutet, ist für die Auslegung eines Grenzschichtabsaugsystems reduzierter Komplexität die Kenntnis der strömungsmechanischen Eigenschaften mikro-perforierter Absaugbleche von entscheidender Bedeutung. Insbesondere der Druckverlust in Abhängigkeit der Durchflussmenge bzw. des Durchflussmassenstromes muss für die Auslegung genau bekannt sein, denn hiervon hängt die Wahl der Drosselblenden ab. Um Herstellungs-, Betriebs- und Wartungskosten so gering wie möglich zu halten sollen diese nämlich als einfache Durchgangslöcher ausgeführt werden, die in die Rückwände der Absaugkammern gebohrt werden und deren Öffnung weder einstell- noch regelbar ist, während sich ihre Wartung auf eine einfache Sichtkontrolle beschränken soll.

Obwohl sich die grundlegenden Vorgänge bei der Durchströmung sehr kleiner Löcher auf die Rohrströmung und deren Abhängigkeit von Mach- und Reynoldszahl sowie den Wärmeübergang von der Wand in das Fluid zurückführen lassen, ist die Bestimmung des charakteristischen Druckabfalls eines mikro-perforierten Absaugbleches mit rein theoretischen Mitteln heute noch nicht möglich. Dieses liegt vor allem daran, dass sich die Löcher mit den derzeit zur Verfügung stehenden Bohrverfahren (Laser oder Elektronenstrahl) hinsichtlich Eintritts- und Austrittsöffnung, Durchmesser Verlauf, Wandrauigkeit etc. nicht exakt definieren lassen.

Um daher entsprechende Daten auf experimentellem Wege bereit stellen zu können, wurde ein als „Flow-Meter“ bezeichneter kleiner Strömungskanal entworfen und anschließend gefertigt. Bild 12 zeigt den prinzipiellen Aufbau in einer Schnittzeichnung: Ruhende Luft wird aus der Umgebung durch das zu vermessende, mikro-perforierte Blech (Durchmesser: 140mm) gesaugt. Über Druckentnahmestellen vor und hinter dem Prüfling erfolgt in einer Differenzdruckmessung die Bestimmung des Druckabfalls Δp_{sc} . Dabei stellt sich bei der höchsten hier zu messenden Saugrate von 4,5l/s in der Kammer hinter dem Prüfling eine nur sehr geringe, mittlere Strömungsgeschwindigkeit von 0,3m/s ein. Hierdurch bleibt gewährleistet, dass die Messungen nicht durch zusätzliche Druckabfälle aus der Wandreibung in der Kammer oder in der Ansaugtrompete verfälscht werden.

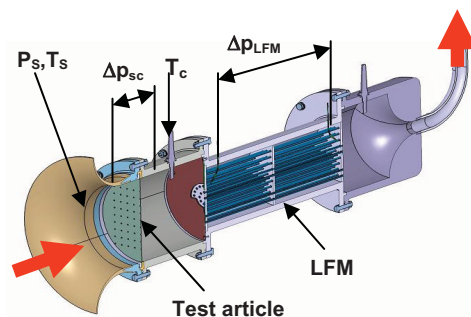


BILD 12. Schnittzeichnung des „Flow-Meter“ zur Bestimmung der strömungsmechanischen Eigenschaften mikro-perforierter Absaugbleche

Der mit dem Druckabfall Δp_{sc} korrespondierende Volumen- bzw. Massenstrom wird in einem sogenannten Laminar Flow Meter (LFM) bestimmt. Dieses besteht aus einem Bündel von Edelstahlröhrchen, deren Innendurchmesser so gewählt wurde, dass sich bei den hier auftretenden Durchflussmengen stets eine laminare Rohrströmung ausbildet. Für diese kann ein eindeutiger und gut reproduzierbarer Zusammenhang zwischen dem Druckabfall längs der Röhrchen und dem Massenstrom angegeben werden. Anders als bei handelsüblichen Messgeräten nach dem Prinzip des LFM wurde hier allerdings nicht die einfache Formel von Hagen-Poiseuille [10] für voll ausgebildete, inkompressible Strömung angesetzt. Vielmehr war es erforderlich, mit einem Rechenverfahren zur Lösung der Thin-Shear-Layer Gleichungen [11] für laminare Rohrströmungen eine Datenbasis zu erstellen, welche sowohl den Bereich des Rohreinlaufs als auch Kompressibilitäts- und Wärmeübergangseffekte berücksichtigt. Dieses wurde deshalb notwendig, weil die Messungen mit dem „Flow-Meter“ sowohl unter den Bedingungen von Bodentests (z.B. um ein Grenzschichtabsaugsystem für Windkanalversuche auszulegen) als auch für den Einsatz in einer Klimakammer (in der sich die atmosphärischen Bedingungen in der Reiseflughöhe moderner Verkehrsflugzeuge simulieren lassen) durchgeführt werden sollen.

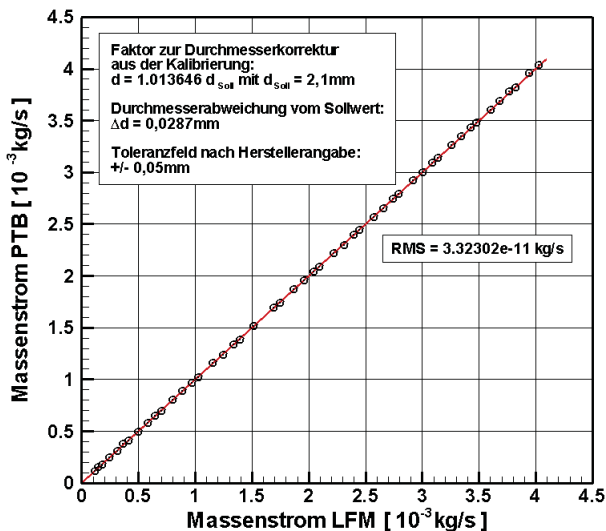


BILD 13. Ergebnis der Vergleichsmessung zwischen LFM und einem Gasmengenzähler der PTB zur Kalibrierung des LFM

Das Diagramm in Bild 13 zeigt das Ergebnis einer Vergleichsmessung zwischen dem hier entwickelten LFM und einem von der Physikalisch-Technischen Bundesanstalt (PTB) in Braunschweig als Eichnormal zur Verfügung gestellten Gasmengenzähler. Die Kalibrierung des LFM besteht dann in der Anpassung eines einzigen Parameters in der Lösung der Thin-Shear-Layer Gleichungen, nämlich des Röhrchendurchmessers, so dass die mittlere quadratische Abweichung RMS zwischen den gemessenen Massenströmen minimal wird. Eine nach mehreren Monaten durchgeführte, zweite Vergleichsmessung bestätigte die über den gesamten Messbereich hinweg als sehr gut zu bezeichnende Messgenauigkeit des LFM.

In Bild 14 ist der typische Versuchsaufbau zur Bestimmung der charakteristischen Größen von Absaugblechen in der Klimakammer des DLR-Oberpfaffenhofen darge-

stellt. Es ist zu erkennen, dass die abgesaugte Luft zunächst aus der Klimakammer herausgeführt und dann über zwei Seitenkanalverdichter und wärmeisolierte Schläuche in die Kammer zurückgepumpt wird. Damit ist zum einen eine kontinuierliche Messung möglich, zum anderen wird verhindert, dass durch den Betrieb der Pumpen innerhalb der Klimakammer diese aufgeheizt wird.



BILD 14. „Flow-Meter“ in der Klimakammer DLR-Oberpfaffenhofen

Bild 15 zeigt einen typischen Prüfling. Im vorliegenden Fall handelt es sich um eine Blechrunde aus Titan von 0,6mm Stärke. Im Gegenlicht ist die Perforation aus Löchern mit 62µm Nenndurchmesser und einem Lochabstand von 0,5mm in alle Richtungen gut zu erkennen.

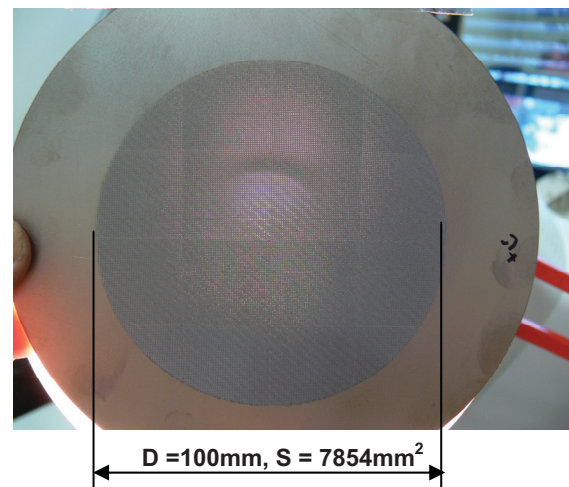


BILD 15. 0,6mm starke Blechrunde aus Titan mit Mikro-Perforation

Erste Messungen des Druckabfalls Δp_{sc} in Abhängigkeit der Durchflussmenge für die in Bild 15 gezeigte Blechrunde sowie für weitere Prüflinge unter Bodenbedingungen ergaben, dass die im Projekt ALTTA [8] gemachten Annahmen über die Druckverluste wahrscheinlich zu hoch angesetzt sind (siehe Bild 16, Δp_{sc} aufgetragen über der mittleren Absauggeschwindigkeit w_s). Dieser erste experimentelle Befund muss aber noch durch weitere Messungen an einer Vielzahl zusätzlicher Prüflinge bestätigt werden um auch eine gewisse statistische Aussagesicherheit zu gewährleisten. Darüber hinaus werden in Kürze auch

Messungen in der Klimakammer erfolgen, um das in ALTTA verwendete Modell zur Höhenabhängigkeit der Druckverlustkurven zu überprüfen und gegebenenfalls modifizieren zu können.

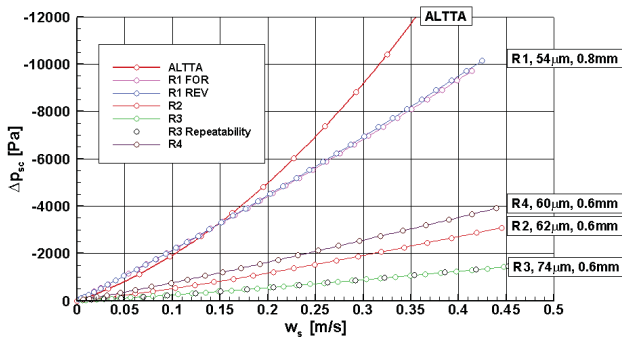


BILD 16. Druckabfall in Abhängigkeit der mittleren Absauggeschwindigkeit w_s für Blechroden aus Titan unterschiedlicher Wandstärke und Perforierung

3. WINDKANALVERSUCH AN EINEM AIRBUS A320 ERSATZSEITENLEITWERK

Alle Ergebnisse der Auslegungsarbeiten für ein vereinfachtes Absaugsystem basieren auf Modellbildungsgesetzen und Koeffizienten, deren Gültigkeit es zu verifizieren gilt. Hierzu wird das LFM in beschriebener Weise verwendet. Offen bleibt jedoch die Frage nach einer validierten Prozesskette zur Auslegung und dem Entwurf eines vereinfachten Absaugsystems. Dieser Validierungsschritt ist eine unerlässliche Voraussetzung, bevor ein derartiges System in einem Flugversuch demonstriert werden kann. Die Validierung der Funktionsfähigkeit eines entworfenen und hergestellten vereinfachten HLFC-Systems zum einen, als auch die Validierung der zum Entwurf herangezogenen Verfahren und Prozessketten ist die zentrale Zielsetzung des LuFo IV Projektes VER²SUS im Rahmen des LuFo IV Verbundes HIGHER-LE. Im Rahmen dieses Projektes wird ein Windkanalmodell in Form eines A320-Ersatzseitenleitwerks entworfen, welches einen HLFC-Nasenkasten entsprechend den Abmessungen des Mittelsegments NP2 des Originalleitwerks (bis ca. 50% Profiltiefe des original A320 Leitwerks) im Maßstab 1:1 aufnehmen können muss. Dabei ist die Druckverteilung am Ersatzseitenleitwerk gegenüber der A320-Originaldruckverteilung im Bereich der laminaren Strömung möglichst ähnlich zu halten, um zusätzlich zur Realisierung der Flug-Reynolds-Zahl im Windkanalversuch die Übertragbarkeit der Ergebnisse auf das Originalleitwerk sicher zu stellen.

Zunächst ist die prinzipielle Machbarkeit eines solchen Validierungsversuchs im Rahmen von Vorstudien für den ONERA S1MA Windkanal durchgeführt worden. Hierbei wurde der Effekt von unterschiedlich verkleinerten Versionen des original A320 Seitenleitwerks auf die resultierenden Druckverteilungen in mehreren über die Spannweite verteilten Schnitten mit Hilfe des CFD-Verfahrens TAU untersucht. Bild 17 zeigt eine Seitenansicht des A320 Seitenleitwerks im Vergleich zu den untersuchten Versionen VT90.0, VT91.0 und VT90.1 zusammen mit den spannwitigen Lagen der betrachteten Druckverteilungsschnitte.

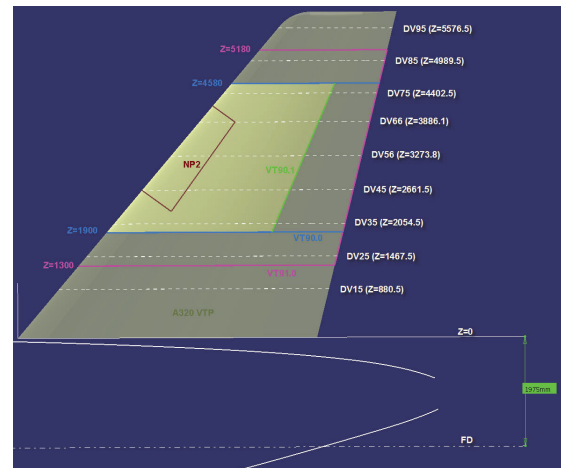


BILD 17. Original A320 Seitenleitwerk und verkleinerte Versionen VT90.0, VT91.0 und VT90.1

Die in dem Namen der DV-Schnitte enthaltene Zahl entspricht dabei der spannwitigen Lage des Schnittes in Prozent des original A320 Leitwerks, z.B. DV56 liegt bei 56% der Spannweite ($\eta=56\%$). VT90.0 und VT91.0 resultieren aus einer unterschiedlich starken Verkürzung des original A320 Leitwerks am Tip und an der Wurzel, wobei die Ausdehnung in Profiltiefenrichtung beibehalten wurde.

VT90.1 hat die gleiche spannwitige Ausdehnung wie VT90.0, wurde jedoch auf 70% der ursprünglichen A320 SLW Profiltiefe verkürzt, d.h. im Unterschied zu den Versionen VT90.0 und VT91.0 mussten auch die 2D Aufbau-profile gegenüber dem Originalleitwerk modifiziert werden.

Numerische Strömungsanalysen sind für die unterschiedlichen betrachteten Versionen bei symmetrischen Anströmbedingungen ohne Ruderausschlag bei ONERA S1MA-Windkanalbedingungen durchgeführt worden. Dabei wurde der Effekt der Bodengrenzschicht des Windkanals durch einer Bodenplatte modelliert, die der Ausdehnung der Messstrecke des Windkanals mit einer Länge von 14m entspricht. Der Einfluss der Windkanalwände wurde vernachlässigt. In Bild 18 sind Schnitt-Druckverteilungen aus diesen Rechnungen dargestellt.

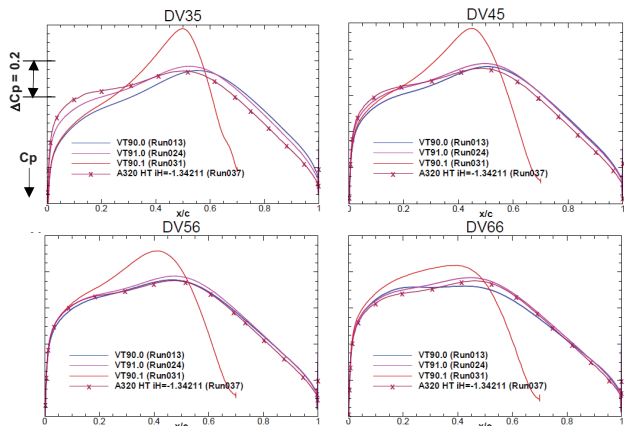


BILD 18. Schnitt-Druckverteilungen aus TAU-Rechnungen mit isolierten Seitenleitwerksversionen im Vergleich zum installierten Leitwerk im Freiflug, $M=0.78$, $\beta=\delta_r=0^\circ$

Da der Nasenkastenbereich (NP2 in Bild 17) nicht modifiziert werden durfte, ergibt sich bei der Variante VT90.1 durch die Verkürzung der Profiltiefe eine starke Erhöhung der relativen Profildicke und der lokalen Krümmung hinter dem Vorderholm, was wiederum zu einer erheblichen Zunahme des Druckgradienten im Vergleich zur getrimmten Referenzkonfiguration (vgl. BILD 18, Run 37) führt. Die Varianten VT90.0 und VT91.0 geben dagegen zumindest im Mittelschnitt (DV56) die Referenzdruckverteilung sehr gut wieder. Bei der kleineren Version VT90.0 zeigen sich allerdings in den für das Nasenteil 2 relevanten unteren und oberen Randschnitten (DV45 resp. DV66) schon deutlichere Abweichungen.

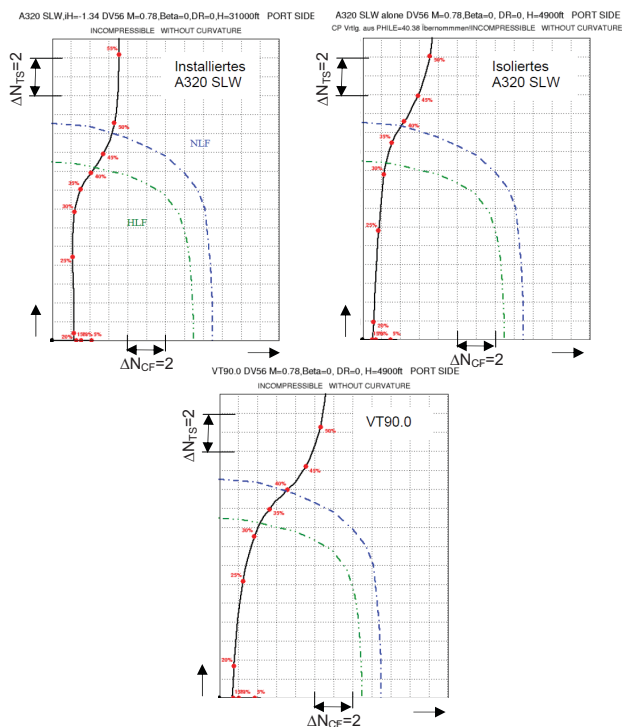


BILD 19. N-Faktor Charakteristiken bei $\eta=0.56$, isolierte Seitenleitwerksversionen im S1MA-Windkanal im Vergleich zum installierten Leitwerk im Freiflug, $M=0.78$, $\beta=\delta_r=0^\circ$

In Bild 19 sind die Verläufe der N-Faktoren im Mittelschnitt DV56 beispielhaft für das isolierte A320 Leitwerk und die verkürzte Version VT90.0 (beide bei S1MA Windkanalbedingungen berechnet) im Vergleich zum installierten Leitwerk im Reiseflug dargestellt.

Die Verläufe der Windkanalversionen sind dem installierten Leitwerk ähnlich, weisen jedoch ein deutlich erhöhtes N_{TS} -Niveau auf. In allen Fällen wird der Umschlag durch Tollmien-Schlichting Instabilitäten ausgelöst, im Windkanal jedoch wesentlich früher als im Freiflug. Hauptgrund hierfür ist die deutlich höhere Reynoldszahl im S1MA Windkanal mit $Re/m=10.3\text{Mio}$ im Vergleich zu $Re/m=7.04\text{Mio}$ unter Reiseflugbedingungen bei 31000ft.

Da die Querströmungs-Instabilität wenig von der Anströmmachzahl beeinflusst wird, erscheint es machbar, die im Projekt VER²SUS avisierten Validierungsversuche in einem Niedergeschwindigkeitswindkanal DNW-LLF durchzuführen. Um unter diesen Bedingungen die Transitions-lage eines gekürzten Profils weiter stromab in Richtung der Transitions-lage des original A320 Seitenleitwerks zu

schieben, wurde eine Profilstudie mit dem 2D-Verfahren MSES [12],[13] durchgeführt. Durch Anwendung der 2.5D-Strategie werden Druckverteilungen berechnet, die denen am unendlichen, schiebenden Flügel sehr ähnlich sind. Zwei Profilmifikationen wurden betrachtet:

1. VT90.1 mit 30% gekürzter Profiltiefe
2. VT91.3 mit 15% gekürzter Profiltiefe

Die Profiltiefenverkürzungen sind dabei äquivalent zu einer 37%igen bzw. 20%igen Aufdickung des Profils.

Mit Hilfe dieser Modifikationen kann der Druckgradient im Bereich hinter dem Vorderholm vergrößert werden (Bild 20). Damit wird das Niveau der Tollmien-Schlichting Instabilitäten verringert und die Transitions-lagen deutlich stromabwärts verschoben (Bild 21). Die Verschiebung gegenüber dem original A320 Profil ($\Delta x/c=12\%$, bezogen auf A320 Profiltiefe) ist bei der Version VT90.1 mit dem steilsten Druckgradienten zu beobachten. Die Prozentangaben in Bild 21 sind dabei auf die jeweiligen Profiltiefen bezogen.

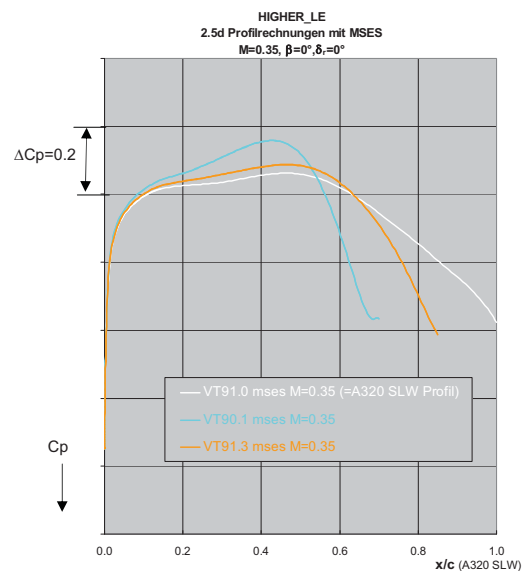


BILD 20. Einfluss der Profildicke auf die Druckverteilung, 2.5D MSES Rechnung bei $M=0.35$, $\beta=\delta_r=0^\circ$

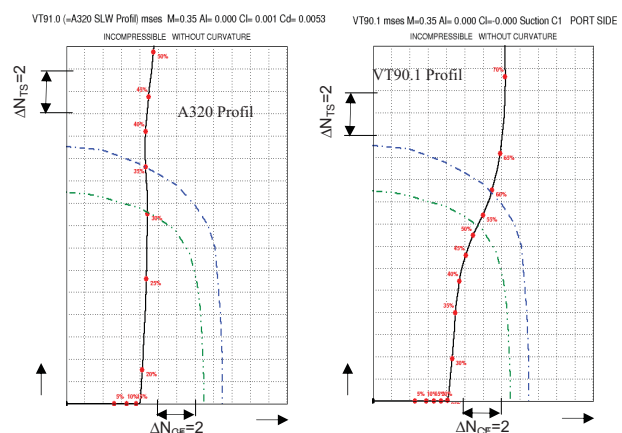


BILD 21. Einfluss der Profildicke auf den N-Faktor, 2.5D MSES Druckverteilungen bei $M=0.35$, $\beta=\delta_r=0^\circ$ (DNW-LLF Windkanalbedingungen)

Es konnte hiermit gezeigt werden, dass die Querströmungs- bzw. Tollmien-Schlichting Instabilitäten mittels einer geeigneten Profilierung und Absaugung im Windkanal kontrolliert werden können. Damit ist eine Designvalidierung eines vereinfachten Absaugsystems im DNW-LLF sinnvoll durchführbar.

In weiterführenden Arbeiten des LuFo IV Projektes VER²SUS werden sowohl das vereinfachte HLFC-Absaugsystem entworfen und gefertigt, als auch die Auslegung des Ersatzleitwerkes für den DNW-LLF Einsatz vorangetrieben unter Berücksichtigung von Aspekten der aufgrund der hohen Dichte auftretenden Problems der Anlegelinien-Transition.

Hinweis

Teil der hier gezeigten Ergebnisse sind im Rahmen des LuFo IV Projektes VER²SUS erzielt worden. Dieses Vorhaben ist mit Mitteln des Bundesministeriums für Wirtschaft und Technologie unter dem Förderkennzeichen 20A0803G gefördert. Die Verantwortung für den Inhalt dieser Veröffentlichung liegt beim Autor.

Schrifttum

- [1] K.-H. Horstmann, W. Schröder: Simplified Suction System for a HLFC L/E Box of an A320 Fin. ALTTA Technical Report TR 23, 2001
- [2] <http://www.3ds.com>
- [3] <http://www.centaurosoft.com>
- [4] T. Gerhold: Overview of the Hybrid RANS Code TAU. MEGAFLOW – Numerical Flow Simulation for Aircraft Design, edited by N. Kroll and J. Faßbender, Vol. 89 of Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Springer, 2005, pp. 81-92
- [5] D. Schwamborn, T. Gerhold, R. Heinrich: The DLR TAU-Code: Recent Applications in Research and Industry, in Proceedings of the European Conference on Computational Fluid Mechanics, ECCOMAS, CFD 2006, edited by P. Wesseling, E. Oñate, and J. Périaux, The Netherlands, 2006
- [6] G. Schrauf. LILO 2.1 – Users "Guide and Tutorial", GSSC Technical Report, July 2006
- [7] G. Schrauf. Assessment of the ALTTA simplified suction system, Report No. EGAG-474/03, Programme: CELF
- [8] W. Schröder, T. Streit, G. Wichmann, C. Liersch. Drag analysis of the A320 fin with HLFC by a single duct suction system, ALTTA, Technical Report No: 41, 30-6-2003
- [9] Kroll, N., Fassbender, J.K., [Hrsg.] MEGAFLOW – Numerical Flow Simulation for Aircraft Design, Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design (NNFM), 89, Springer Verlag. Closing Presentation DLR Project MEGAFLOW, Braunschweig (de), 10-11.1.2002, ISBN 3 540-24383-6.
- [10] D. A. Anderson, J. C. Tannehill, R. H. Pletcher: Computational Fluid Mechanics and Heat Transfer, Hemisphere Publication Corporation, Washington, New York, 1984
- [11] K. Gersten: Einführung in die Strömungsmechanik, 2. Auflage, Vieweg Verlag, 1981
- [12] M. Drela, M. B. Giles: Viscous-Inviscid Analysis of Transonic and Low Reynolds Number Airfoils. AIAA Journal, 25(10): 1347-1355, Oct 1987
- [13] M. Drela: Newton solution of coupled viscous/inviscid multielement airfoil flows. AIAA-90-1470, 1990.

Bezeichnungen

C_p	= Druckbeiwert
C_Q	= Absaugbeiwert
C_L	= Gesamtauftriebsbeiwert
C_D	= Gesamtwiderstandsbeiwert
c	= Profiltiefe
M	= Machzahl der freien Anströmung
N_{CF}	= Crossflow N-Faktor
N_{TS}	= Tollmien-Schlichting N-Faktor
Re	= Reynoldszahl auf Basis der Profiltiefe
s	= Halbspannweite
t	= Profildicke
u_∞	= Geschwindigkeit der freien Anströmung
α	= Anstellwinkel
β	= Schiebewinkel
ϕ	= Pfeilwinkel
ϕ_{eff}	= effektiver Pfeilwinkel
ϕ_{LE}	= Vorderkanten Pfeilwinkel
ϕ_{TE}	= Hinterkanten Pfeilwinkel
η	= Dimensionslose Spannweitenposition $\eta=y/s$
Λ	= Flügelstreckung
VER ² SUS	= Verifikation eines Vereinfachten Absaugsystems (LuFo IV/2 Projekt)