EXPERIMENTELLE UNTERSUCHUNG SEQUENTIELLER ABSAUGUNG

K. Thamm[†*], R. von Soldenhoff[†‡], P. Weigmann[‡], J. Kube[*§], H. Lüdeke[‡†], P. Scholz[*†]
[†] Exzellenzcluster SE²A – Sustainable and Energy-Efficient Aviation, TU Braunschweig
[*] Technische Universität Braunschweig – Institut für Strömungsmechanik, Braunschweig
[‡] Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt - Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Braunschweig
[§] Technische Universität Braunschweig – Institut für Mechanik und Adaptronik, Braunschweig

Zusammenfassung

Am Niedergeschwindigkeitswindkanal Braunschweig sind Experimente an einer modular konfigurierbaren ebenen Platte hinsichtlich der künstlichen Laminarhaltung der Grenzschicht durchgeführt worden. Das Absaugen der Grenzschicht durch Plattenmodule mit einer porösen Oberfläche dämpft die Instabilitäten, welche durch ihr Anwachsen zu Transition führen. Erstmals wurden in dieser Studie zeitgleich mehrere dieser Absaugpaneele an dem ebenen Plattenmodell eingesetzt. Vorab wurde das Prinzip der sequentiellen Grenzschichtabsaugung mit der linearen Stabilitätstheorie untersucht, um die Positionen der Absaugpaneele am Modell zu definieren. Im Windkanaltest wurden Infrarotkameras zur Lokalisierung der Transitionsposition und ein Hitzdraht zur Bestimmung der Geschwindigkeit innerhalb der Grenzschicht eingesetzt. Dabei wurde das Grenzschichtverhalten bei Windgeschwindigkeiten bis zu 60 m/s, d.h. einer Modelllänge entsprechenden Reynoldszahl von 20 Millionen, untersucht. Die Ergebnisse des Experiments zeigen einen deutlichen Zuwachs der laminaren Lauflänge über dem ebenen Plattenmodell mit Erhöhung der Anzahl der Absaugpaneele. Bei einer Anströmgeschwindigkeit von 40 m/s wird die Transitionsposition von 22 % der Plattenlänge ohne aktive Grenzschichtabsaugung auf 38 % mit einem Absaugpaneel, 58 % mit zwei Absaugpaneelen und auf über 70 % mit drei Absaugpaneelen verschoben. Im Fall der dreifachen Grenzschichtabsaugung entspricht dies einer Transitionsreynoldszahl von 9,5 Millionen. Die Überführung der Transitionspositionen in einen mit der e^N-Methode berechneten Verlauf des Anfachungsfaktors der primären Instabilitäten zeigt ein Abfallen des kritischen N-Faktors mit zunehmender Absaugrate. Nach einem Minimum wird ein Anstieg des kritischen N-Faktors deutlicher Erhöhung der Absaugung verzeichnet. Dieser Effekt zeigt sich unabhängig von der Position des Absaugpaneels im Plattenmodell.

Keywords

Laminar Flow Control; Boundary Layer Suction; Laminar Boundary Layer

1. EINFÜHRUNG

Das Prinzip der Laminarhaltung der Grenzschicht durch eine Grenzschichtabsaugung wurde bereits in der ersten Hälfte des 20. Jahrhunderts untersucht [1]. Aufgrund der Reduktion der viskosen Reibung bei der Ausweitung laminarer Zonen könnte eine Anwendung in zukünftigen Flugzeugen den Treibstoffverbrauch senken. Bislang wurden dazu verschiedene Konzepte in der natürlichen (NLF - Natural Laminar Flow) sowie bei hybriden Laminarhaltung (HLFC - Hybrid Laminar Flow Control) entwickelt [2]. Die Mehrzahl der Untersuchungen in der laminaren Strömungskontrolle konzentriert sich auf Tragflächen von Segelflugzeugen [3] bis hin zu Anwendungen in transsonischen Strömungen [4]. Dennoch lässt sich der Widerstand nicht nur an Tragflügeln moderner Flugzeuge [5] reduzieren, sondern auch durch Grenzschichtabsaugung am Flugzeugrumpf. Die Rumpfoberfläche erfährt aufgrund der geringen Krümmung einen niedrigen Druckgradienten, sodass sie sich als ebene Platte approximieren lässt. Erste experimentelle Studien, in welchen die Stabilität der Grenzschicht unter Beeinflussung durch Absaugung untersucht wurde, erfolgten ab den 1980er Jahren [6], [7]. Seitdem wurden verschiedene Konzepte zur Grenzschichabsaugung entwickelt um die laminare Lauflänge über einer ebenen Platte zu verlängern und in Windkanalexperimenten getestet [8], [9], [10]. Hinzu kommen Studien, welche die Stabilität der Grenzschicht beim Überströmen von vorwärts- und rückwärtsgerichteten Stufen untersuchen [11], [12]. Jüngere Arbeiten kombinieren numerische Simulationen, basierend auf der linearen Stabilitätstheorie, und Windkanalergebnisse, um den laminar-turbulenten Umschlag unter Grenzschichtabsaugung vorherzusagen [13] und weitere numerische Modelle zur Beschreibung des dämpfenden Effektes der Absaugung zu entwickeln [14].

Basierend auf vorherigen Windkanalstudien am HLFC - ebene Plattenmodell des DLR (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt) in Braunschweig wird in dieser Studie der Effekt der sequentiellen Absaugung untersucht. Das bedeutet, dass mehrere Module zum Absaugen der Grenzschicht in das Modell integriert werden, um die laminare Lauflänge

©2024

zu erhöhen. Aufgrund der Größe des Plattenmodells ist es möglich, dies bei hohen Reynoldszahlen zu untersuchen, was einen Transfer hin zu Rümpfen realer Langstreckenflugzeuge begünstigt. Dazu sollen Ergebnisse in das Projekt *LamTA* [15] des DLR einfließen, welches Experimente am selben Windkanalmodell plant und Konzepte für ein langstreckentaugliches Laminarflugzeug u.a. auf Grundlage der Windkanaldaten entwirft. Hierfür ist das vorliegende Experiment wichtig, da notwendige Untersuchungen bezüglich der Abhängigkeit des Gewinns laminarer Lauflänge von der Absaugrate bei verschiedenen Strömungsgeschwindigkeiten durchgeführt werden. Damit lassen sich Rückschlüsse auf die erreichbaren laminaren Strecken zwischen den Absaugmodulen ziehen, um die Transition so weit wie möglich stromabwärts zu verlagern.

2. VERSUCHSANLAGE UND METHODIK

Die Experimente wurden in Zusammenarbeit mit dem DLR Braunschweig in dem Niedergeschwindigkeits-Windkanal (NWB) der DNW (Deutsch-Niederländische-Windkanäle) am Standort Braunschweig durchgeführt. Im Folgenden soll die Testumgebung sowie das modulare Plattenmodell beschrieben werden. Damit einhergehend werden Unterschiede zu früheren Messkampagnen herausgestellt und die Aufnahme der Messdaten durch die Instrumentierung beschrieben.

2.1. Experimenteller Aufbau

Der am DLR Standort Braunschweig befindliche Windkanal ist Göttinger Bauart und kann Windgeschwindigkeiten bis zu 90 m/s in der geschlossenen Messstrecke erzeugen. Diese weist einen Querschnitt von 3,25 m in der Breite und 2,8 m in der Höhe und eine Länge von 8 m auf.
In der Messstrecke ist das modulare ebene Plattenmodell des DLR senkrecht eingebaut um einen einfachen Austausch der Bauelemente zu ermöglichen. Das Modell misst dabei 5 m in der Länge, 2,8 m in der Höhe und weist eine größte Dicke von 0,1 m auf. Die modulare Struktur wurde entwickelt, um ein größtmögliches Spektrum an Versuchsaufbauten mit dem Plattenmodell darstellen zu können. Die fixen Kernelemente des Modells bilden der Rahmen im Inneren, die zweifach gekrümmte Profilnase und die verstellbare Hinterkantenklappe. Hinzu kommen Platten unterschiedlicher Dimensionen aus GFK, zum Teil mit eingelegter Kohlefaserlage, um eine Infrarot-Thermographie zu ermöglichen, die verschieden an dem Rahmen arrangiert werden können. Komplettiert wird das Modell durch die Absaugpaneele, welche Unterschiede in Größe, Porosität, Oberflächen- und durchströmter Unterstruktur sowie der Materialwahl aufweisen. In dieser Messkampagne werden zwei Absaugpaneele in den Abemssungen 1,3 m $\times$ 0,4 m mit einer lasergeschlitzten Blechoberfläche und den Porositäten von 0,5 % respektive 0,785 % in der vorderen Hälfte des Plattenmodells verwendet.

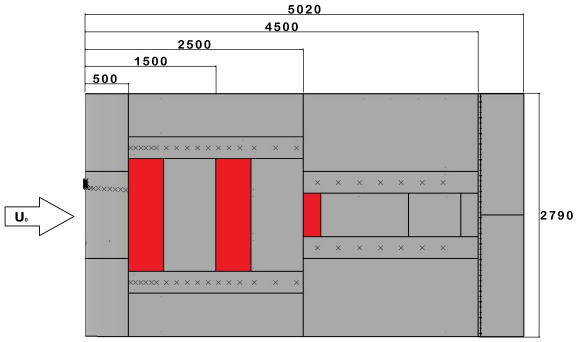

BILD 1. Abmessungen des Plattenmodells in einer Konfiguration mit drei Absaugpaneelen (rot)

Die Schlitzgröße dieser Absaugpaneele beträgt dabei 2 mm $\times$ 0,045 mm. Das dritte Absaugpaneel ist in den Maßen 0,5 m $\times$ 0,2 m und einer TPMS-Unterstruktur (*Triply Periodic Minimal Surface*) am Institut für Mechanik und Adaptronik additiv in Kunststoff gefertigt worden. Dies geschieht im Rahmen einer Machbarkeitsstudie hinsichtlich der Anwendbarkeit der deutlich rauheren Oberfläche nach dem 3D-Druck sowie der größeren Porendurchmesser von 0,2 mm im Vergleich zu lasergeschnittenen Blechoberflächen. Dem gegenüber steht der Vorteil einer deutlich schnelleren und kostengünstigeren Produktion.
Generell ist das Plattenmodell für Windgeschwindigkeiten bis zu 60 m/s ausgelegt, was unter Standardatmosphärenbedingungen in einer Plattenreynoldszahl von $20 \cdot 10^6$ resultiert. In der Abbildung 1 ist der schematische Aufbau der Messseite der ebenen Platte für eine Konfiguration mit drei aktiven Absaugpaneelen dargestellt. Außerdem sichtbar in dieser Skizze sind die Positionen der Druckbohrungen auf der Plattenoberseite, welche durch ein $\times$ gekennzeichnet sind. Im zentralen Bereich der Platte sind die übrigen Paneele sowie die Paneele mit den Druckbohrungen beheizbar um die Transitionslagen im IR-Bild durch eine Kontrastverstärkung sichtbar zu machen.

Die Absaugpaneele werden mit zwei Pumpen betrieben, wobei bei der Konfiguration mit drei Absaugpaneelen die beiden vorderen parallel an eine Pumpe geschaltet werden. Die Absaugrate c_Q an den Paneelen wird dabei über zwei Volumenstrommesseinheiten kontrolliert und die Pumpenleistung entsprechend angepasst. Der zentrale Bereich in der vorderen Hälfte der Platte hat eine Höhe von 1,3 m, wohingegen der Bereich in der hinteren Plattenhälfte nur 0,5 m hoch ist. Die Reduzierung der Höhe der aktiven Zone in der hinteren Hälfte ist möglich, da die vom ersten Absaugpaneel an den äußeren Kanten startenden Keile turbulenter Gebiete die Fläche für eine Laminarhaltung verjüngen. Dieser Aspekt kann in der Abbildung 2 nachvollzogen werden. Dabei ist eine Frontalansicht des Plattenmodells mit den entzerrten Aufnahmen aus den IR-Kameras überlagert, in welchen die laminaren Zonen hell und die turbulenten Gebiete dunkel erscheinen.

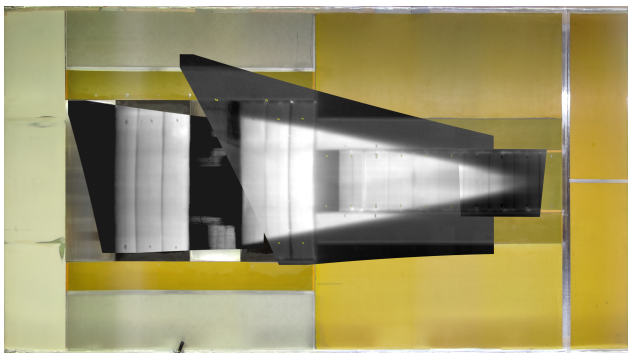

BILD 2. Frontalansicht des Plattenmodells zuzüglich der im IR-Bild hell dargstellten laminaren Zonen

Insgesamt werden drei Infrarot-Kameras verwendet, um die Platte hinsichtlich der Transitionslagen zu beobachten. Zur Untersuchung der Grenzschichtströmung wird ein traversierbarer Hitzdraht eingesetzt, der eine Länge von 0,4 m in Strömungsrichtung und bis zu einer Höhe von 43 mm in Wandnormalenrichtung verfahren kann [16]. Im Rahmen dieser Windkanalkampagne wird die Hitzdrahttraverse an verschiedenen Positionen am Rahmen montiert, da sowohl die abgesaugte Grenzschicht über dem ersten als auch über dem zweiten Absaugpaneel untersucht wird.
Die Hitzdrahttraverse kann dabei in 0,1 mm Schritten in Wandnormalenrichtung genau verfahren werden. Durch die bekannte Nullspannung am Hitzdraht kann die Höhe über der Wand während des Experiments approximiert werden, sodass der Hitzdraht ohne Wandkontakt auskommt.

2.2. Vorabanalyse mittels linearer Stabilitätstheorie

Zur Auslegung der Messkonfiguration werden vorab die möglichen Szenarien mit einem, zwei und drei Absaugpaneelen simuliert. Dadurch ergeben sich die Abstände, welche zwischen den Absaugpaneelen maximal auftreten dürfen, damit eine Laminarhaltung der Grenzschicht durch sequentielle Absaugung möglich ist. Dafür kommt der Grenzschichtlöser COCO (*COmpressible, COnical boundary layer solver*) [17] zum Einsatz, der anhand der bekannten Druckverteilung auf dem Plattenmodell die Grenzschicht berechnet. Mit den bekannten Grenzschichtparamtern aus der COCO-Rechnung kann mit dem Löser LILO (*LInear LOcal stability analysis*) [18], welcher auf Grundlage der linearen Stabilitätstheorie die in der Grenzschicht auftretenden Frequenzen sowie die daraus resultierende N-Faktor Envelope über die e^N-Methode bestimmt, Aufschluss über die örtliche Anfachung der primären Instabilitäten gewonnen werden. Die dabei zur Auslegung der Paneelpositionen notwendigen kritischen N-Faktoren werden aus den Ergebnissen der Windkanalkampagne aus dem Jahr 2023 übernommen. Die Analyse der Daten legt ein deutliches Absinken des kritschen N-Faktors nach der Grenzschichtabsaugung offen, welches mit der

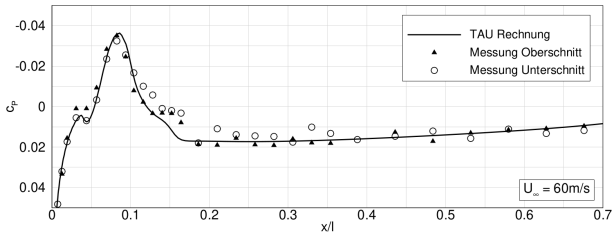

BILD 3. Vergleich der Druckverteilung aus der TAU-Rechnung mit den Messdaten bei 60 m/s

Erhöhung der Absaugrate c_Q weiter zunimmt [14].

2.3. Druckverteilung auf der Plattenoberfläche

Das Plattenmodell wird im Windkanal so ausgerichtet, dass sich die Druckverteilung über die gesamte Länge der Messoberfläche nahezu konstant verhält, mithin keine Druckgradienten Δc_p auftreten. Um die Genauigkeit einer Grenzschichtrechnung in COCO und LILO zu erhöhen, wird die gemessene Druckverteilung in einer RANS-Simulation mit dem TAU-Code des DLR nachgerechnet, um eine höhere Auflösung des Oberflächendrucks zu erhalten. Die in der Abbildung dargestellte nachgerechnete Druckverteilung in TAU zeigt eine sehr gute Übereinstimmung mit den Messdaten. Der Einfluss der Anströmgeschwindigkeit auf die Druckverteilung fällt sehr gering aus, weswegen er in dieser Studie vernachlässigt wird und stattdessen von einer einheitlichen Druckverteilung ausgegangen wird.

3. ERGEBNISSE

Die Kernfrage, inwieweit sich die Mehrfachabsaugung auf die Transitionslagen und die dazugehörigen kritschen N-Faktoren auswirkt, wird durch die Zusammenführung der aus den IR-Bildern abgeleiteten Transitionspositionen und der in LILO verwendeten e^N-Methode beantwortet.

3.1. Transitionsreynoldszahl

Zusammen mit der Parametern aus der Anströmung wird die Transitionsreynoldszahl Re_{Tr} an dem Plattenmodell in Abhängigkeit der Absaugrate c_Q bestimmt. In dem in der Abbildung 4 gezeigten Fall ist nur das erste Absaugpaneel in der Position x/c = 0,1-0,18 aktiv. Es ist zu erkennen, dass sich eine Saturation für alle Strömungsgeschwindigkeiten ab einem $c_Q \approx 2,5 \cdot 10^{-4}$ einstellt. Ab da erweist sich eine Erhöhung der Absaugrate als nicht weiter effektiv, d.h. die Transitionsposition erfährt keine große stromabwärtige Verschiebung mehr. Bei dieser Plattenkonfiguration beträgt die maximale Transitionsreynoldszahl bei einer Anströmgeschwindigkeit von 60 m/s $Re_{Tr} = 6,3 \cdot 10^6$ und bei 40 m/s $Re_{Tr} = 5,4 \cdot 10^6$.

In Abbildung 5 ist das Ergebnis der Erweiterung der Konfiguration um ein Absaugpaneel in der Position x/c = 0,3-0,38 für u_0 = 40 m/s dargestellt. Das Diagramm macht deutlich, dass solange sich die erweiterte laminare Zone auf das zweite Absaugpaneel erstreckt eine weitere Erhöhung der Absaugrate $c_{Q,1}$ des ersten Absaugpaneels nicht notwendig ist. Für $c_{Q,1} = 4,0 \cdot 10^{-4}$ startet der Graph erst bei aktiver Absaugung des zweiten Paneels, da die Transitionsposition im IR-Bild nicht klar erkennbar ist, weil sie sich auf der metallenen Oberfläche des Absaugpaneels befindet. Allerdings zeigt der Punkt ohne Absaugung im Graph für $c_{Q,1} = 6,1 \cdot 10^{-4}$ gute Übereinstimmung mit den Daten aus dem Diagramm für die Konfiguration mit einem einzigen verbauten Absaugpaneel. Des Weiteren stellt sich auch für die Konfiguration mit zwei Absaugpaneelen eine Sättigung hinsichtlich der Absaugleistung ab einem $c_{Q,2} \approx 3 \cdot 10^{-4}$ ein. Dabei wird eine höchste Transitionsreynoldszahl für u_0 = 40 m/s von $Re_{Tr} = 8,0 \cdot 10^6$ erreicht.

Die Auswirkung der Erweiterung des Plattenmodells um ein drittes Absaugpaneel bei x/c = 0,5-0,54 ist in der Abbildung 6 zu sehen. Dabei sind hier die Graphen für zwei verschiedene Absaugpaneele an der dritten Position für eine Kanalgeschwindigkeit u_0 = 40 m/s dargestellt. Die Abmessungen der Paneele sind identisch, jedoch hat ein Absaugpaneel nach der Fertigung im 3D-Drucker einen zusätzlichen Vergütungsschritt erhalten, indem die Oberfläche geschliffen wurde. Das geschliffene Paneel erzielt dadurch deutlich bessere Ergebnisse unabhängig von der Absaugleistung. Im Vergleich zu den Absaugpaneelen zeigt sich bei dem 3D-Druck-Paneel ein größerer Einfluss der zuvor eingestellten Absaugraten. Grund hierfür ist, dass sich die Transitionsposition nach zweifacher Absaugung mit niedrigeren Raten bereits auf der Hinterkante des dritten Absaugpaneels liegt. Da dieses Paneel nur halb so groß in Strömungsrichtung ist, wirkt sich der stabilisierende Effekt der Absaugung nicht so stark auf die Grenzschicht aus wie in den Fällen zuvor. Im Vergleich mit den Graphen der ersten und der zweiten Absaugung wird damit die Sättigung durch die Absaugrate erst bei $c_{Q,3} \approx 4 \cdot 10^{-4}$ erreicht. Für das Paneel mit der unbearbeiteten Oberfläche lassen sich keine guten Übereinstimmungen im Verhalten mit den restlichen Absaugpaneelen feststellen. Das liegt im wesentlichen an der hohen Oberflächenrauhigkeit, die ihrerseits einen destabilisierenden Effekt auf die Grenzschicht hat, welcher zuerst von der Absaugung kompensiert werden muss. Dies zeigt sich im flachen Bereich der beiden Graphen für niedrige Absaugraten. Der Effekt der Absaugrate saturiert hier erst ab $c_{Q,3} \approx 6 \cdot 10^{-4}$. Im Fall des Paneels mit der nachbearbeiteten Oberfläche wird eine höchste Transitionsreynoldszahl für u_0 = 40 m/s von $Re_{Tr} = 9,5 \cdot 10^6$ erreicht.

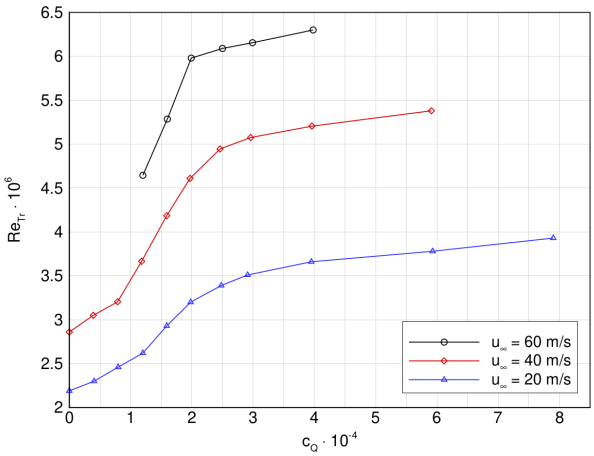

BILD 4. Transitionsreynoldszahl für einfache Absaugung bei 20, 40 und 60 m/s

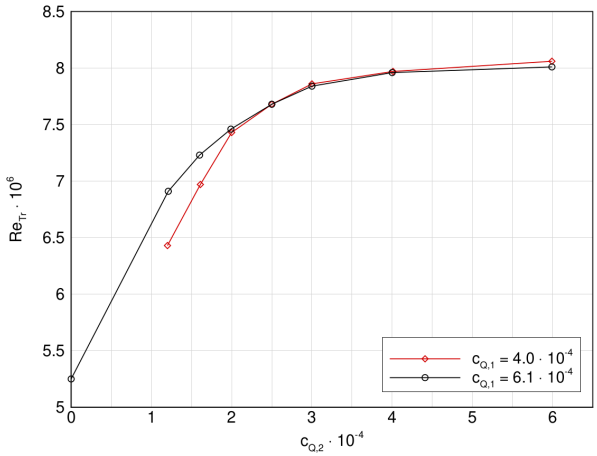

BILD 5. Transitionsreynoldszahl für zweifache Absaugung bei 40 m/s

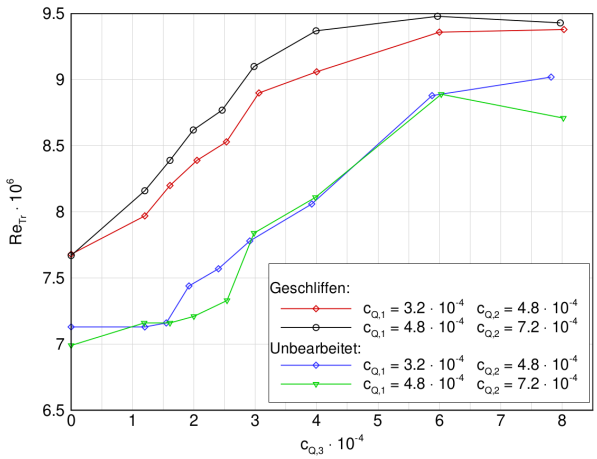

BILD 6. Transitionsreynoldszahl für dreifache Absaugung 40 m/s

3.2. Kritische N-Faktoren

Die im Windkanal untersuchten Absaugraten dämpfen das Anfachungsverhalten innerhalb der Grenzschicht unterschiedlich stark. Dies zeigt die Nachrechnung mit COCO und LILO in der N-Faktor Envelope über der normierten Plattenlänge. In Abbildung 7 zeigt sich, dass der kritische Anfachungsfaktor N_{krit} bis zu der Absaugrate $c_Q = 3 \cdot 10^{-4}$ sinkt und anschließend wieder steigt. Das Minimum des kritischen N-Faktors wird zugleich mit der bei den kritischen Transitionsreynoldszahlen beschriebenen saturierten Absaugrate erreicht. Zugleich ist das dargestellte Verhalten des kritischen N-Faktors identisch mit dem aus den Versuchen des Jahres 2023 [14] sowie der Messungen von Corelli et al. [13] aus dem Jahr 2021. Ohne Absaugung wird der höchste kritische N-Faktor von 10,5 erreicht, was einer Transitionsposition von 22 % entlang der Plattenlänge entspricht. Wird die Absaugung des ersten Paneels aktiviert, verschiebt sich die Transitionsposition auf rund 35 % für eine moderate Absaugrate von $c_Q = 3 \cdot 10^{-4}$ und für die höchste untersuchte Absaugrate auf über 40 %.

Das Diagramm in 8 zeigt das Verhalten der N-Faktor Envelope für für den Fall, dass zwei Absaugpaneele verbaut sind. Dabei bilden sich die Envelopen für die Mehrfachabsaugung mit einem $c_{Q,1} = 6,1 \cdot 10^{-4}$. Wieder ist das Absinken und anschließende Steigen der kritischen N-Faktoren zu erkennen, jedoch ist hier die Verschiebung der Transitionsposition mit einer niedrigeren Absaugrate bereits merklich verbessert. Damit wird das Minimum des kritischen N-Faktors bereits bei $c_{Q,2} = 2 \cdot 10^{-4}$ erreicht. Im Experiment wurde die Grenzschicht damit bei einer Kanalgeschwindigkeit von u_0 = 40 m/s in der Konfiguration mit zwei Absaugpaneelen auf bis zu 58 % der Plattenlänge laminar gehalten.

In der Abbildung 9 sind die N-Faktor Envelopen für die Plattenkonfiguration mit drei Absaugpaneelen dargestellt. Hierbei sind die Absaugraten an den ersten beiden Absaugpaneelen zu $c_{Q,1} = 3,2 \cdot 10^{-4}$ und $c_{Q,2} = 4,8 \cdot 10^{-4}$ eingestellt. Durch die Verwendung des dritten Absaugpaneels wird die laminare Zone auf über 70 % der Plattenlänge verlängert. Weiterhin ist der Abfall des kritischen N-Faktors mit zunehmender Absaugrate nicht mehr so deutlich und das Minimum weniger ausgeprägt. Der Anstieg des kritischen N-Faktors erfolgt bereits ab $c_{Q,3} = 3 \cdot 10^{-4}$ wobei der Anfachungsfaktor nicht bis auf 0 gedämpft wurde.

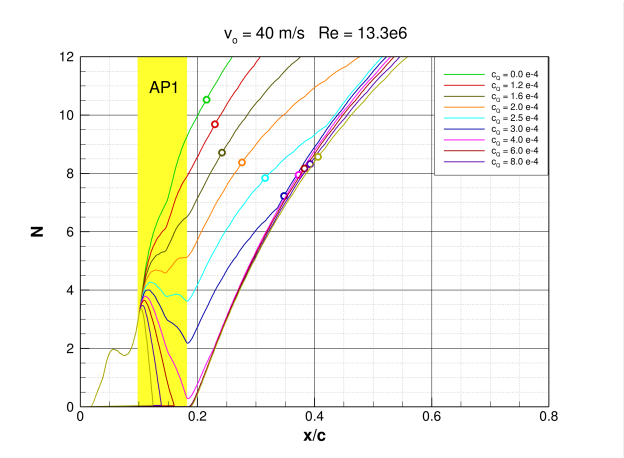

BILD 7. N-Faktor Envelopen für verschiedene Absaugraten $c_{Q,1}$ am ersten Absaugpanel (AP1) und markiertem kritischen N-Faktor bei 40 m/s

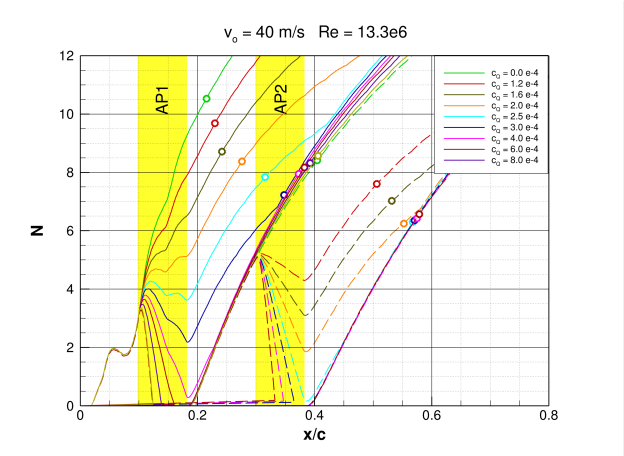

BILD 8. N-Faktor Envelopen für verschiedene Absaugraten $c_{Q,1}$ und $c_{Q,2}$ und markiertem kritischen N-Faktor bei 40 m/s

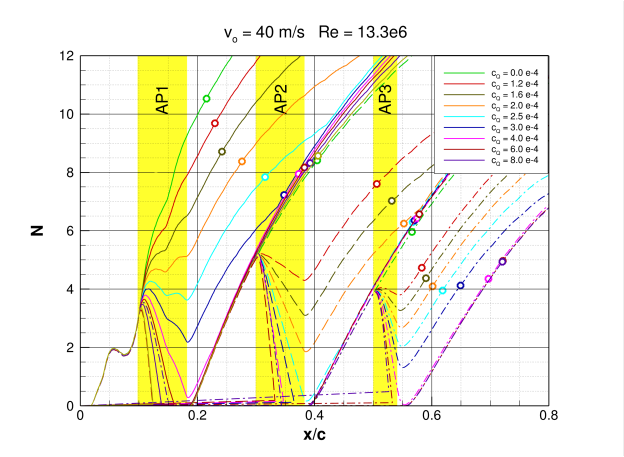

BILD 9. N-Faktor Envelopen für verschiedene Absaugraten $c_{Q,1}$, $c_{Q,2}$ und $c_{Q,3}$ und markiertem kritischen N-Faktor bei 40 m/s

4. FAZIT

Das primäre Ziel, experimentell eine Verlängerung der laminaren Zone durch sequentielle Grenzschichtabsaugung zu etablieren, wurde in den Windkanaltests erfolgreich umgesetzt. Bei einer Windkanalgeschwindigkeit von 40 m/s verschoben drei in das Plattenmodell integrierte Absaugpaneele die Transitionsposition von 22 % der Plattenlänge ohne aktive Grenzschichtabsaugung auf 38 % mit einem Absaugpaneel, 58 % mit zwei Absaugpaneelen und auf über 70 % mit drei Absaugpaneelen. Damit wurde nicht nur die Funktionalität sondern auch die Wirksamkeit der Mehrfachabsaugung unter hohen Reynoldszahlen demonstriert. Die höchste dabei beobachtete Transitionsreynoldszahl liegt bei $Re_{Tr} = 9,5 \cdot 10^6$. Außerdem wurde neben dem Abfall und anschließenden akuten Anwachsen des kritischen N-Faktors bei zeitgleicher Steigerung der Absaugrate ein Sättigungseffekt der Absaugrate festgestellt. Dieser liegt unabhängig von der Position des Absaugpaneels im Modell bei der Absaugrate, welche den lokalen, minimalen kritischen N-Faktor bedingt. Eine genaue Ursache hierfür lässt sich aus den Infrarotbildern nicht ableiten, jedoch machen hierbei die mit dem Hitzdraht innerhalb der Grenzschicht aufgenommenen Geschwindigkeitsdaten eine tiefergehende Analyse möglich. Dazu gehört der Vergleich der aus der linearen Stabilitätstheorie errechneten größten Störamplituden und der damit verbundenen Frequenz der TS-Wellen mit den aus dem Experiment gewonnenen Daten.
Zukünftig muss zudem untersucht werden, wie sich die Grenzschicht im Windkanalexperiment verhält, wenn der kritische N-Faktor auf $N_{krit} = 0$ fällt. Die stetige Reduktion der maximal erreichten kritischen N-Faktoren von einem Absaugpaneel zum nächsten lässt die Prognose zu, dass die Envelope des Anfachungsfaktors infolge der Mehrfachabsaugung mit ausreichender Lauflänge vollständig gedämpft wird. Inwiefern die Grenzschichtabsaugung dann eine Transition weiter stromab verschieben kann, könnte sich durch Versuche bei höherer Anströmgeschwindigkeit und verringerten Abständen zwischen den Absaugpaneelen festgestellt werden.

FÖRDERUNG

Die Arbeit wird von der Deutschen Forschungsgemeinschaft (DFG) im Rahmen der deutschen Exzellenzstrategie im Cluster EXC 2163 Sustainable and Energy Efficient Aviation"(SE2A) im ICA-B:
"B1.5 - Sensitivities of Laminar Suction Boundary Layers for Large Reynolds Numbers"
gefördert.

Literatur

[1] Jerome Pasamanick and Anthony Proterra. The effect of boundary-layer control by suction and several high-lift devices on the longitudinal aerodynamic characteristics of a 47.5 sweptback wing-fuselage combination. *NASA*, 1948.

[2] Ronald D Joslin. Aircraft Laminar Flow Control. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 30:1–29, 1997. DOI: 10.1146/annurev.fluid.30.1.1.

[3] L.M.M. Boermans. Research on Sailplane Aerodynamics at Delft University of Technology. *Technical Soaring*, 30(1/2), January/April 2006.

[4] Anand Sudhi, Rolf Radespiel, and Camli Badrya. Design exploration of transonic airfoils for natural and hybrid laminar flow control applications. *Journal of Aircraft*, 60(3):716–732, 2023. DOI: 10.2514/1.C036968.

[5] Nils Beck, Tim Landa, Arne Seitz, Loek Boermans, Yaolong Liu, and Rolf Radespiel. Drag Reduction by Laminar Flow Control. *Energies*, 11(1), Jan. 2018. ISSN: 1996-1073. Number: 1. DOI: 10.3390/en11010252.

[6] Gregory A Reynolds and WS Saric. Experiments on the stability of the flat-plate boundary layer with suction. *AIAA journal*, 24(2):202–207, 1986.

[7] William S Saric and Helen L Reed. Effect of suction and weak mass injection on boundary-layer transition. *AIAA journal*, 24(3):383–389, 1986.

[8] Heinrich Lüdeke, Neil D. Sandham, and Viola Wartemann. Numerical Investigation of Transition Control by Porous Surfaces in Hypersonic Boundary Layers. *STAB-Symposium*, 2008.

[9] Heinrich Lüdeke and Christian Breitenstein. Experimental Investigation of Hybrid Laminar Flow Control by a Modular Flat Plate Model in the DNW-NWB. *CEAS Aeronautical Journal*, 2021. DOI: 10.1007/s13272-021-00564-0.

[10] Richard von Soldenhoff and Heinrich Lüdeke. Entwicklung und Erprobung neuartiger Absaugoberflächen zur Laminarhaltung der Grenzschicht. *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, 2022. DOI: 10.25967/570344.

[11] Nathaniel Hilderbrand, Preethi V. Mysore, Meelan M. Choudhari, Balaji S. Venkatachari, and Pedro Paredes. Transition prediction of boundary layers in the presence of backward-facing steps. *AIAA Journal*, 60(7), April 2022. DOI: 10.2514/1.J061296.

[12] Heintz Alexander and Peter Scholz. Measurements on the Effect of Steps on the Transition of Laminar Boundary Layers. *Experiments in Fluids*, 64(4), March 2023. DOI: 10.1007/s00348-023-03614-x.

[13] Michelangelo Corelli Grappadelli, Peter Scholz, Rolf Radespiel, and Camli Badrya. Experimental Investigations of Boundary Layer Transition on a Flat-Plate with Suction. *AIAA SciTech Forum*, 2021. DOI: 10.2514/6.2021-1452.

[14] Sebastian Helm, Cornelia Grabe, Andreas Krumbein, Richard A von Soldenhoff, Heinrich Lüdeke, Konstantin Thamm, and Peter Scholz. Windtunnel test with boundary layer suction for the validation of transition transport models. In *AIAA SciTech 2024 Forum*, page 2686, 2024.

[15] Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik DLR. Lamta - maximales energieeinsparpotenzial durch laminartechnologien.

[16] Katharina Alt, Konstantin Thamm, M Corelli Grappadelli, Richard von Soldenhoff, Heinrich Lüdeke, Peter Scholz, SE2A Exzellenzcluster, and Energy-Efficient Aviation. *A Traversable Flow Probe to measure Laminar Boundary Layer Properties over Suction Skins*. Deutsche Gesellschaft für Luft-und Raumfahrt-Lilienthal-Oberth eV, 2023.

[17] Geza Schrauf. Large-scale laminar flow tests evaluated with linear stability theory. *Journal of Aircraft*, 41(2), 2004.

[18] Geza Schrauf. LILO2.1 User's Guide and Tutorial. GSSC technical report 6, Bremen, Germany, 2004.