

ENTWURF EINES VALIDIERUNGSEXPERIMENTES FÜR DIE 2N-FAKTOR TRANSITIONSVORHERSAGE

R. Petzold, R. Radespiel, Institut für Strömungsmechanik, TU Braunschweig
M. Kruse, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR Braunschweig

ZUSAMMENFASSUNG

Es wurde ein Pfeilflügel mit spannweitig stark zunehmender Querströmung entworfen, um grundlegende Validierungsdaten für die 2N-Faktor Transitionsvorhersage an Tragflügeln zu erzeugen. Das Experiment soll dazu dienen, die Unsicherheiten der Transitionsvorhersage mittels der lokalen linearen Stabilitätsanalyse von dreidimensionalen Grenzschichten insbesondere im Bereich spannweitig stark veränderlicher Grundströmung, z.B. an Trapezknicken des Flügels, quantifizieren zu können. Hierfür wurde ein geeignetes Profil und eine Flügelgeometrie mit verschiedenen stark gepfeilten Segmenten entworfen. Anschließend wurde die Flügelumströmung einschließlich des Windkanals mit dem DLR-TAU-Code gerechnet und die N-Faktoren der Grenzschicht in mehreren spannweitigen Schnitten bestimmt. Im Experiment sollen die Transitionslage und stehende Querströmungswirbel innerhalb der laminaren Grenzschicht mit Hilfe der Infrarotthermographie gemessen werden. Hierfür wurde eine Oberflächenheizung entwickelt, die für den nötigen hohen thermischen Kontrast sorgt.

EINLEITUNG

Ein globales Ziel bei der Entwicklung zukünftiger moderner Verkehrsflugzeuge ist die Steigerung der Energieeffizienz und die Senkung des Schadstoffausstoßes. Dieses Ziel ist durch eine Senkung der Flugzeugmasse, des spezifischen Brennstoffverbrauchs und eine Erhöhung der aerodynamischen Effizienz zu erreichen. Zur Steigerung der aerodynamischen Effizienz muss das Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand maximiert werden. Eine Möglichkeit hierzu bieten Laminarhaltungstechnologien, welche über eine Vergrößerung der laminaren Lauflänge den Widerstand reduzieren. Bei der Entwicklung solcher Laminarhaltungstechnologien kommt der Vorhersage der Transition laminar turbulent eine große Bedeutung zu. Insbesondere an gepfeilten Tragflügeln von Verkehrsflugzeugen gestaltet sich diese Transitionsvorhersage durch das Auftreten dreidimensionaler Grenzschichten als besondere Herausforderung. Die derzeit eingesetzten Berechnungsverfahren zur Stabilitätsanalyse der Grenzschicht beruhen auf lokalen Ansätzen, für die unter anderem spannweitig invariante Bedingungen vorausgesetzt werden. Diese Annahme ist jedoch nur begrenzt gültig und beschränkt die Vorhersagegenauigkeit. Eine Quantifizierung des Fehlers durch diese Vereinfachung ist aufgrund fehlender experimenteller Vergleichsdaten nicht möglich. Der vorliegende Beitrag beschäftigt sich mit dem Aufbau eines Validierungsexperimentes, um diese Vergleichsdaten zu erzeugen und so die Transitionsvorhersage

an gepfeilten Tragflügeln zu verbessern.

1 KONZEPT VALIDIERUNGSEXPERIMENT

Moderne CFD-Berechnungsverfahren bieten die Möglichkeit einer Transitionsvorhersage. Bekannte Verfahren sind die sogenannte e^N -Methode [1] und die sogenannte $\gamma - Re_\theta$ -Methode [2].

Die Transitionsvorhersage des DLR-TAU-Codes unterstützt beide Methoden. Für die Transitionsvorhersage nach der e^N -Methode mit dem DLR-TAU-Code werden Grenzschichtprofile zur Stabilitätsanalyse direkt aus der Strömungslösung extrahiert, die Berechnung der N-Faktor Envelopen geschieht hierbei mit dem Stabilitätscode LiLo [3]. Somit ist sowohl eine Bestimmung der N-Faktoren für die Anfachung der Tollmien-Schlichting-Instabilität (TSI) als auch der Crossflow-Instabilität (CFI) möglich. So kann bei Vorgabe zweier kritischer N-Faktoren eine Transitionsvorhersage für dreidimensionale Grenzschichten erfolgen, z.B. an Tragflügeln und Rumpfkörpern. Ebenfalls ist die Berücksichtigung von Interaktionen zwischen TSI und CFI möglich, indem eine Stabilitätsgrenze mit Hilfe eines N-TS / N-CF Diagrammes vorgegeben wird [4].

Während sich die e^N -Methode für die Transitionsvorhersage in 2D-Grenzschichten bewährt hat, ist sie zur Vorhersage der Transition in 3D-Grenzschichten, insbesondere bei der Vorhersage der CFI weniger

zuverlässig [5] [6] [7]. Für die lineare lokale Stabilitätsanalyse wird unter anderem die Annahme getroffen, dass keine spannwitigen Gradienten auftreten. Diese Annahme ist jedoch an einigen Stellen eines Tragflügels verletzt, wie z.B den Trapezknicken, in der Nähe der Flügel-Rumpf-Verschneidung oder auch im Bereich der Triebwerke. Um die Vorhersagegenauigkeit durch diese Vernachlässigung quantifizieren zu können und höherwertige Methoden der Transitionsvorhersage zu erproben, wurde ein Flügel mit spannwitig stark veränderlicher Grundströmung als Validierungsexperiment entworfen. Der Flügel soll es ermöglichen, durch Veränderung des Anstellwinkels das Verhältnis der Anfachungsraten von TSI zu CFI variieren zu können. Somit können an einem Modell mehrere mögliche Kombinationen von N-Faktoren dargestellt und untersucht werden und eine breite Validierungsgrundlage geschaffen werden.

2 ENTWURF DES PROFILS

Das Profil wurde so entworfen, dass die Druckverteilung auf der Flügeloberseite zu einer starken Anfachung der CFI führt und gleichzeitig die TSI gedämpft wird, so dass sich ein durch Querströmung dominierter Umschlag erwarten lässt. Erreicht wird dies über eine stetige Beschleunigung der Strömung über ca. 65% der Profiltiefe, welche einerseits zu einer Anfachung der CFI und einer Dämpfung der TSI führt. Die Profilunterseite wurde so ausgelegt, dass eine starke Anfachung der TSI erfolgt. Dies lässt sich durch einen frühen Druckanstieg ab ca. 15% der Profiltiefe erreichen, welcher anfachend auf die TSI wirkt. In Abb.1 ist das entworfene Profil zu sehen, die Profileroberseite orientiert sich am NLF(2)-0415 Profil von Somers und Horstmann. Weiter wurde darauf geachtet, die aerodynamischen Lasten möglichst klein zu halten und eine möglichst hohe Profildicke zu erreichen, um die strukturellen Anforderungen an den Modellflügel möglichst klein zu halten.

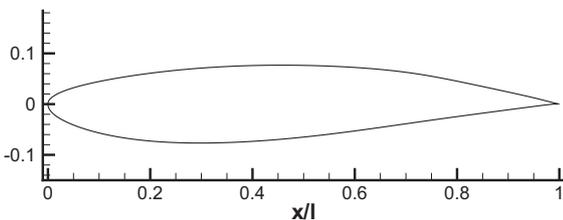


Abbildung 1: Forschungsprofil KR1

Zur Überprüfung des Konzeptes wurde das Profil an einem gepfeilten Flügel unendlicher Streckung

gerechnet. Das gewünschte Transitionsverhalten mit Querströmung dominierter Transition auf der Oberseite und gemischter Transition auf der Unterseite ergibt sich beispielsweise für einen Pfeilwinkel von $\varphi = 45^\circ$ und $\alpha = -2,5^\circ$.

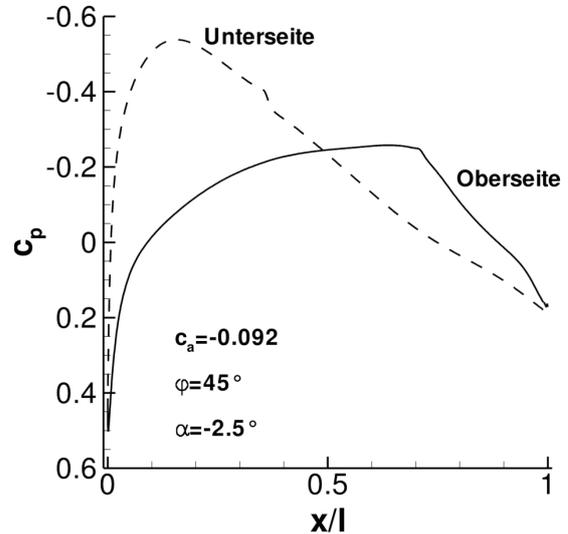


Abbildung 2: Druckverteilung gepfeilter Flügel unendlicher Streckung $\varphi = 45^\circ$, $Re = 2,75e6$

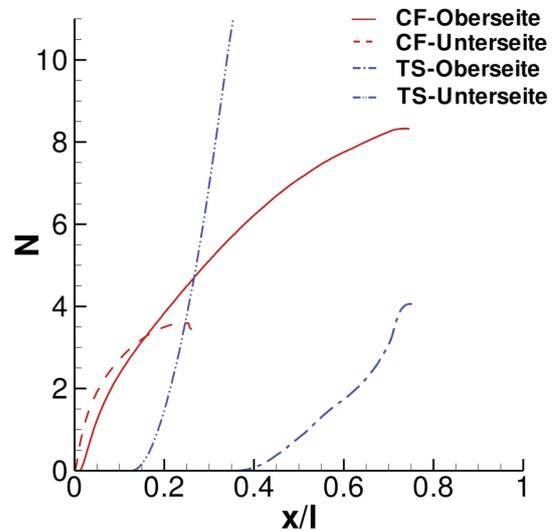


Abbildung 3: N-Faktoren gepfeilter Flügel unendlicher Streckung $\varphi = 45^\circ$, $Re = 2,75e6$

In Abbildung 3 ist das Ergebnis der Rechnung zu sehen. Auf der Profileroberseite ist eine starke Anfachung der CFI zu erkennen, die Anfachungsraten für TSI werden bis $x/l=0,4$ gedämpft und verlaufen danach auf einem niedrigeren Niveau als die der CFI. Die Profilunterseite weist eine starke Anfachung der TSI ab $x/l=0,2$ auf, die CFI Anfachung bleibt dahinter zurück.

3 ENTWURF DES FLÜGELS

Um starke spannweite Gradienten zu erzeugen, wurde ein Flügel mit drei verschiedenen stark gepfeilten Segmenten entworfen, deren Pfeilung zum Außenflügel hin zunimmt. Der Grundriss des Flügels ist in Abbildung 4 zu sehen. Das kleine ungepfeilte Segment an der Flügelwurzel soll das Problem der Anlegelinienkontamination verhindern, indem es wie ein sogenannter Gaster Bump wirkt [8]. Es wurde sich für eine Rückpfeilung des Flügels entschieden, um trotz der geringen Streckung des Flügels die Zirkulation nach außen zu verlagern. Zur Auswahl der Pfeilungswinkel und Überprüfung des Konzepts wurden Rechnungen für den gepfeilten Flügel unendlicher Streckung durchgeführt. Hierbei ergab sich, dass die gezeigten Pfeilwinkel zu einer Zunahme der Querströmungseffekte in Richtung Außenflügel führen. Der Pfeilungswinkel des äußersten Segmentes wurde nicht größer als $\varphi = 55^\circ$ gewählt, da dieses sonst zur Ablösung neigt. Der sichelförmige Grundriss des Flügels wurde mit einem Wirbelleiter-Verfahren [9] gerechnet, so dass im Mittelschnitt des Flügels der Auftriebsbeiwert der zuvor gezeigten Rechnung zum gepfeilten Flügel unendlicher Streckung erreicht wurde.

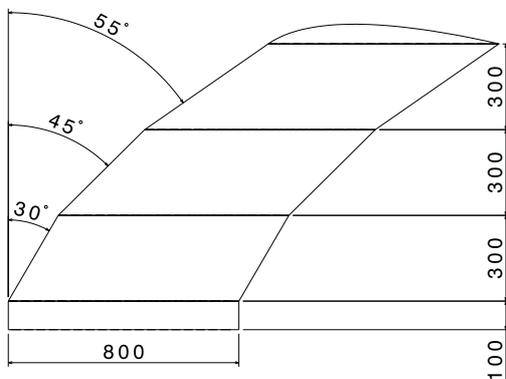


Abbildung 4: Grundriss des Flügels

Die örtlichen Auftriebsbeiwerte in der Mitte der beiden anderen Segmente, welche mit Hilfe des Wirbelleiterverfahrens berechnet wurden, wurden anschließend als Zielauftriebsbeiwerte für die Berechnungen des gepfeilten Flügels unendlicher Streckung verwendet. Bei den Rechnungen wurde die Transitionslage auf $x/l=0,65$ auf der Profiloberseite und $x/l=0,3$ auf der Profilunterseite gesetzt, und die Anfachungsraten für TSI und CFI berechnet.

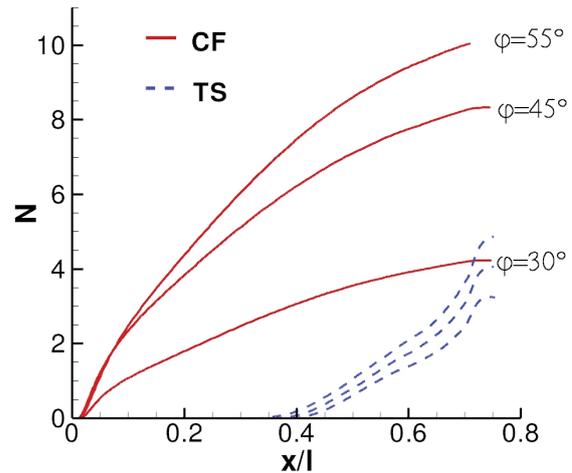


Abbildung 5: N-Faktor Envelopen Oberseite gepfeilter Flügel unendlicher Streckung

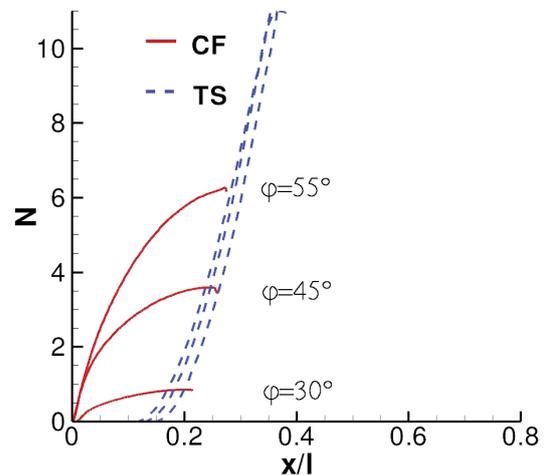


Abbildung 6: N-Faktor Envelopen Unterseite gepfeilter Flügel unendlicher Streckung

Die Ergebnisse in Abbildung 6 zeigen eine Zunahme der CF-Anfachungen für die Profiloberseite mit zunehmendem Pfeilungswinkel in Spannweitenrichtung, die TS-Instabilität wird hingegen gedämpft. Es lässt sich demnach für die Profiloberseite eine durch Querströmung dominierte Transition erwarten, welche zum Außenflügel hin weiter stromauf liegt als am Innenflügel. Die Profilunterseite zeigt eine starke Anfachung der TSI und eine Zunahme der CFI in Richtung Außenflügel. Es lässt sich somit auf der Profilunterseite ein aus TSI und CFI gemischtes Transitionsverhalten erwarten, welches von TSI-dominiert am Innenflügel zu CFI-dominiert am Außenflügel übergeht. Weiter ist durch eine Veränderung des Anstellwinkels eine Anpassung des Verhältnisses der N-Faktoren TSI zu CFI möglich. Vergrößert man beispielweise den Anstellwinkel, so erreicht man auf der Oberseite eine stärker-

re Anfachung der TSI bei gleichzeitig geringerer Anfachung der CFI.

4 NACHRECHNUNG DER 3D GEOMETRIE

Zur weiteren Überprüfung des Konzepts wurde die gesamte Geometrie des Flügels einschließlich der Teststrecke des Windkanals gerechnet. Der Windkanal hat einen Querschnitt von 1,3m x 1,3m. Um die Anfachungsraten mit der linearen Stabilitätsanalyse zu bestimmen, musste die Grenzschicht des Flügels hoch aufgelöst werden. Insbesondere die Querströmungsgrenzschichtprofile besitzen ihre stärksten Gradienten weiter von der Oberfläche entfernt [10]. Dies führt dazu, dass für eine hinreichend gute Auflösung der dreidimensionalen Grenzschichtprofile wesentlich mehr Zellen benötigt werden als in zweidimensionalen Grenzschichten. Untersuchungen von Krimmelbein [11] haben gezeigt, dass eine zu geringe Grenzschichtauflösung zu einer Unterbewertung der CFI-Anfachungsraten führt und eine hohe Auflösung innerhalb der laminaren Grenzschicht notwendig ist, da einerseits die hohen Gradienten in Hauptströmungsrichtung nahe der Wand und andererseits die hohen Gradienten der Querströmungsgrenzschichtprofile weiter von der Wand entfernt aufgelöst werden müssen. Für die Berechnung wurden die Transition auf $x/l=0,65$ auf der Flügeloberseite und $x/l=0,3$ auf der Flügelunterseite gesetzt, und die Anfachungsraten berechnet. Hierfür musste der Anstellwinkel der Gesamtkonfiguration verringert werden, da durch Interferenz mit den Windkanalwänden der gewünschte Auftriebsbeiwert schon bei kleineren, negativen Anstellwinkeln erreicht wird. Die Rechnungen wurden bei einer Reynoldszahl von $2,75e6$ mit dem DLR-TAU-Code durchgeführt, die Grenzschichten der Windkanalwände wurden nicht aufgelöst. Es wurde das Turbulenzmodell von Spalart und Allmaras verwendet.

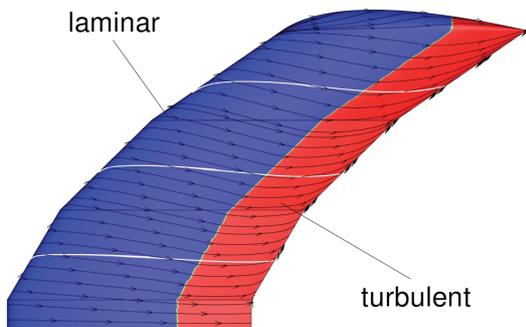


Abbildung 7: Wandstromlinien Flügeloberseite

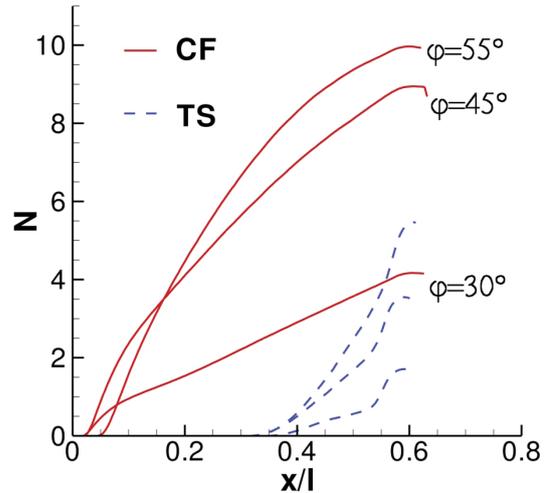


Abbildung 8: N-Faktor Envelopen Flügeloberseite

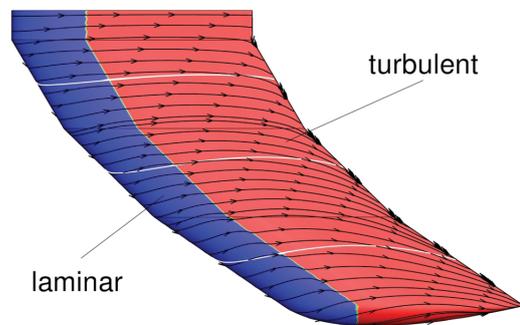


Abbildung 9: Wandstromlinien Flügelunterseite

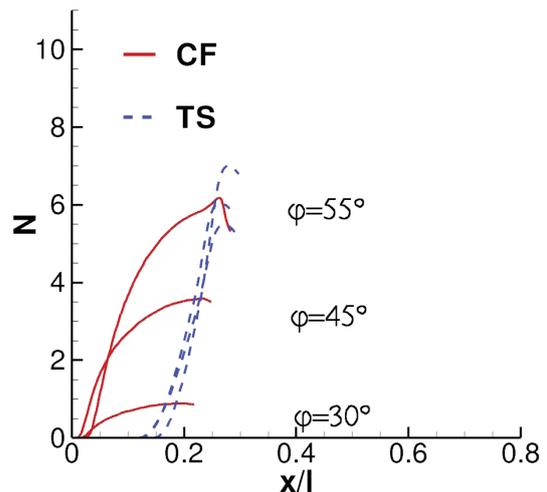


Abbildung 10: N-Faktor Envelopen Flügelunterseite

Die Ergebnisse sind in den Abbildungen 7 bis 10 dargestellt. Auf der Kontur sind gesetzte Bereiche laminarer Grenzschicht und turbulenter Grenzschicht dargestellt. Die gesetzte Transitionslage dient der Über-

prüfung des Konzepts. Im Experiment ist zu erwarten, dass die Transitionslage sich in Richtung Außenflügel stromauf verschiebt. An den Pfeilungsknicken ist durch die starken spannweiten Gradienten kein glattes Verlaufen der Transitionslage zu erwarten.

Die dargestellten Wandstromlinien (schwarze Linien) verdeutlichen die stark zunehmende Querströmung in Richtung Außenflügel. Die weißen Linien stellen die Potentialstromlinien dar, entlang welcher die Grenzschichtprofile zur Stabilitätsanalyse aus der Strömungslösung extrahiert wurden. Der Pfad entlang der Potentialstromlinie wird hier als Approximation der Gruppengeschwindigkeitstrajektorie verwendet, um die Richtung der lokalen Wellenfrontvektoren für TSI und CFI zu berücksichtigen. Vergleicht man Potentialstromlinie und Wandstromlinie, lässt sich eine stärkere Krümmung der Wandstromlinie erkennen, die in Richtung Außenflügel zunimmt. Hier lässt sich die zunehmende Verwindung des Grenzschichtprofils durch zunehmende Querströmung in Richtung Außenflügel erkennen.

Die Ergebnisse zeigen, dass das Konzept auch im Dreidimensionalen wie gewünscht funktioniert. Die N-Faktoren auf der Flügeloberseite zeigen ein durch Querströmung dominiertes Transitionsverhalten mit in Spannweitenrichtung zunehmenden CF-N-Faktoren. Für die Profilerseite ist demnach eine Transition durch die CFI zu erwarten, welche sich in Richtung Außenflügel der Vorderkante nähert. Auf der Flügelunterseite ergibt sich ein aus TSI und CFI gemischtes Transitionsverhalten. Hier lässt sich am Innenflügel eine TSI dominierte Transition erwarten, die zu CFI dominiert am Außenflügel übergeht. Im Bereich des Flügelendes führt die Umströmung des Randbogens zu einer Änderung der Druckverteilung in Profiltiefenrichtung, was zu einer leichten Abnahme des CF-N-Faktors am Außenflügel, gegenüber den Rechnungen zum gepfeilten Flügel unendlicher Streckung führt.

Alle Werte für Re_θ entlang der Anlegelinie liegen unterhalb des kritischen Wertes des Pfenninger-Poll-Kriteriums für Anlegelinientransition $Re_\theta = 100$. Die Werte für Re_θ im Bereich des ungepfeilten Segmentes und des ersten Segmentes ($\varphi = 30^\circ$) liegen unterhalb des kritischen Wertes für Grenzschichtkontamination von $Re_\theta = 100$.

5 Experimentelle Vorbereitungen

Zur Bestimmung der Transitionslage sollen mehrere experimentelle Verfahren eingesetzt werden. Um eine breite Validierungsgrundlage zu erzeugen, soll die Transition laminar-turbulent mit Hilfe der Infrarotthermographie, der Heissfilmanemometrie und der "China-clay" Technik [12] gemessen werden.

Insbesondere die Infrarotthermographie hat große

Vorteile, da mit ihr berührungslos gemessen werden kann. Da die Transitionsmessung mittels der Infrarotthermographie auf den unterschiedlichen Wärmeübergangskoeffizienten an einer laminar und einer turbulent überströmten Oberfläche beruht, muss ein Wärmestrom zwischen Modell und Luft herrschen, um einen Temperaturunterschied messen zu können. Will man nur die Transitionslage an sich messen, genügt der kurzzeitige Wärmestrom nach Einschalten des Windkanals, der aus der Temperaturdifferenz zwischen Modell und Strömung entsteht. Da sich die Temperaturdifferenz schnell ausgleicht, ist für reproduzierbare stationäre Messungen eine künstliche Aufrechterhaltung des Wärmestroms notwendig. Aufgrund der einfacheren Handhabung wurde eine Beheizung der Modelloberfläche gewählt. Hierbei gibt es die Möglichkeit, das Modell zu kühlen, bzw. zu heizen. Eine Beheizung der Oberfläche wirkt destabilisierend auf die Grenzschicht, somit sollte die Oberfläche nur einige wenige Grad Kelvin über der Strömungstemperatur liegen. Da neben der Transitionslage auch stehende Querströmungswirbel innerhalb der laminaren Grenzschicht sichtbar gemacht werden sollen, wird ein hoher thermischer Kontrast benötigt, da die Unterschiede im Wärmeübergang durch Störungen innerhalb der laminaren Grenzschicht wesentlich geringer sind als die zwischen laminarer und turbulenter Grenzschicht. Durch die Messung stehender Querströmungswirbel innerhalb der laminaren Grenzschicht kann deren Wellenlänge und die Richtung des lokalen Wellenzahlvektors bestimmt werden. Hierfür wird eine möglichst gute Messempfindlichkeit des experimentellen Aufbaus für Infrarotmessungen angestrebt.

Dafür wurden verschiedene Materialaufbauten aus Faserverbundwerkstoffen untersucht. Die Beheizung der Oberfläche geschieht über elektrisch verschaltete Kohlefaser, die sich bei Anlegen einer Spannung erwärmt. Die Oberfläche der beheizten Platten besteht aus einem Speziallack, der der Oberfläche nahezu die Eigenschaften eines schwarzen Strahlers verleiht, also für einen hohen Emissionskoeffizienten ϵ aufweist [13]. Der Speziallack ist notwendig, um Reflektionen zu verringern und einen möglichst hohen Anteil an Wärmestrahlung zu erzeugen, welcher von der Infrarotkamera als Signal erfasst wird. Weiter sorgt er dafür, dass Emissionskoeffizient und Absorptionskoeffizient als reine Oberflächeneigenschaften vorliegen.

Die Herausforderung ist hierbei, eine Oberfläche zu schaffen, die sich gleichmäßig erwärmt und möglichst wenig laterale Wärmeleitung ermöglicht, damit Unterschiede im Wärmeübergang nicht verschmiert werden. Um verschiedene Oberflächenaufbauten zu untersuchen, wurde ein beheizter Einsatz innerhalb einer ebenen Platte im Windkanal untersucht. Die Messstrecke des Windkanals mit ebener Platte und

Infrarotkamera ist in Abbildung 11 zu sehen. Es handelt sich um einen Kanal nach Eiffel-Bauart mit einem Turbulenzgrad kleiner 0,1%, es lassen sich Strömungsgeschwindigkeiten zwischen 5 und 19 $\frac{m}{s}$ realisieren.

Zur Generierung von künstlichen Längswirbeln innerhalb der laminaren Grenzschicht wurden kleine Wirbelgeneratoren verwendet. Diese wurden von ihren Abmessungen so ausgelegt, dass sie keinen Strömungsumschlag laminar-turbulent verursachten. Die Längswirbel wurden erzeugt, da sie eine qualitative Ähnlichkeit zu stehenden Querströmungswirbeln aufweisen. Die Anordnung der Wirbelgeneratoren im Experiment ist in Abbildung 12 verdeutlicht.



Abbildung 11: Versuchsaufbau Oberflächenheizung

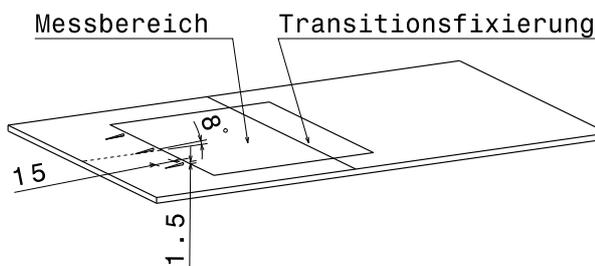


Abbildung 12: Wirbelgeneratoren

Der Versuch wurde mit mehreren Materialkombinationen durchgeführt und diese bezüglich ihrer Trennschärfe verglichen. Alle dargestellten Ergebnisse beziehen sich auf eine Anströmgeschwindigkeit von $U_\infty = 10 \frac{m}{s}$, die elektrische Flächenheizleistung betrug $P = 300 \frac{W}{m^2}$ und die Strömungstemperatur betrug $23^\circ C$. In Abbildung 13 ist die Temperaturdifferenz der beheizten Oberfläche zur Strömungstemperatur ΔT aufgetragen, die Anströmung erfolgt von unten links nach oben rechts. Die verwendete Heizplatte ist aus glasfaserverstärktem Kunststoff (GFK) aufgebaut.

Zwischen der Heizlage aus Kohlefaser und der überströmten Oberfläche befindet sich eine ca. 1mm dünne Lage aus Rohacell (PMMA Schaummaterial).

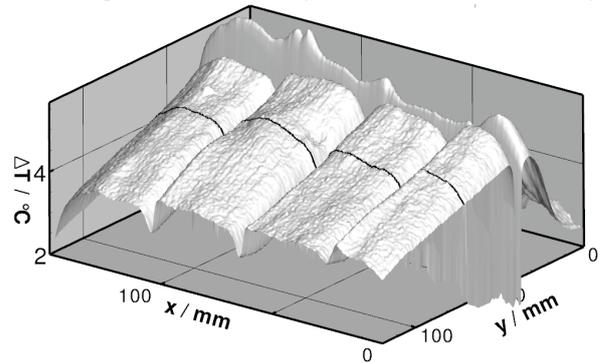


Abbildung 13: Kontur der Temperaturdifferenz, Heizplatte mit Rohacell, $U_\infty = 10 \frac{m}{s}$, $P = 300 \frac{W}{m^2}$

Es sind deutlich die drei Einschnitte in der Temperaturfläche zu erkennen, welche von den Längswirbeln verursacht werden. Weiter ist zu erkennen, dass die Temperaturdifferenz in Strömungsrichtung ansteigt und hinter der Transitionsfixierung steil abfällt. Der Anstieg der Temperaturdifferenz lässt sich mit dem Aufdicken der laminaren Grenzschicht in Strömungsrichtung erklären, welche den Wärmeübergang verschlechtert, der rapide Abfall der Temperaturdifferenz hinter der Transitionsfixierung wird durch den wesentlich höheren Wärmeübergang durch die turbulente Grenzschicht verursacht. In Abbildung 14 sind drei verschiedene Materialaufbauten der Heizplatten im Vergleich dargestellt. Es handelt sich um einen Schnitt durch die Temperaturflächen, dessen Position durch eine schwarze Linie in Abbildung 13 gekennzeichnet ist.

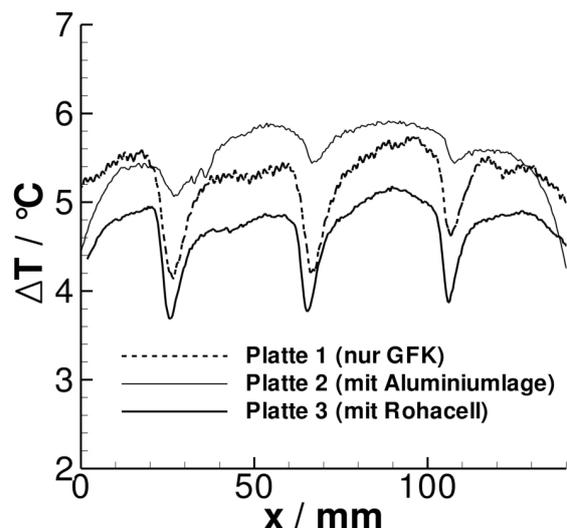


Abbildung 14: Schnitt durch Temperaturfläche

Untersucht wurden eine Platte mit einer GFK-Schicht

zwischen Heizlage und Oberfläche (Platte 1), eine Platte mit einer Schicht GFK und Aluminiumfolie zwischen Heizlage und Oberfläche (Platte 2) und die bereits erwähnte Platte mit Rohacell zwischen Heizlage und Oberfläche (Platte 3). Der Verlauf der Temperaturdifferenz bei Platte 1 zeigt eine deutliche Wiedergabe der Position der Längswirbel, es zeichnen sich jedoch auch die einzelnen Stränge des Kohlefaserheizgewebes ab. Um dieses Problem zu umgehen, wurde Platte 2 mit einer zusätzlichen Lage aus Aluminiumfolie untersucht, welche den Wärmeeintrag vergleichmäßigen sollte. Hier ist zu erkennen, dass das Signal von Platte 2 einerseits glatter wird und sich keine einzelnen Kohlefaserstränge abzeichnen, andererseits wird auch die Signatur der Längswirbel verschmiert. Der Materialaufbau von Platte 2 ist also ungeeignet, da die örtliche Trennschärfe durch laterale Wärmeleitung verschlechtert wird.

Bringt man eine Lage 1mm Rohacell zwischen Heizlage und Oberfläche ein, bleibt die Trennschärfe bezüglich der Längswirbel erhalten. Zusätzlich zeichnen sich durch den größeren Abstand der Oberfläche zur Heizlage die einzelnen Stränge des Kohlefasergewebes nicht mehr ab. Um einen Eindruck von der Trennschärfe dieses Materialaufbaus zu bekommen, wurde Platte 3 mit einem Zackenband anstelle der Wirbelgeneratoren untersucht. Hierbei wiesen die Spitzen des Zackenbandes in Strömungsrichtung, um dicht nebeneinander liegende Längswirbel zu generieren [14]. In Abbildung 15 ist das Ergebnis dieses Versuchs zu finden, man sieht, dass man mit diesem Aufbau in der Lage ist, die Längswirbel hinter einem Zackenband aufzulösen.

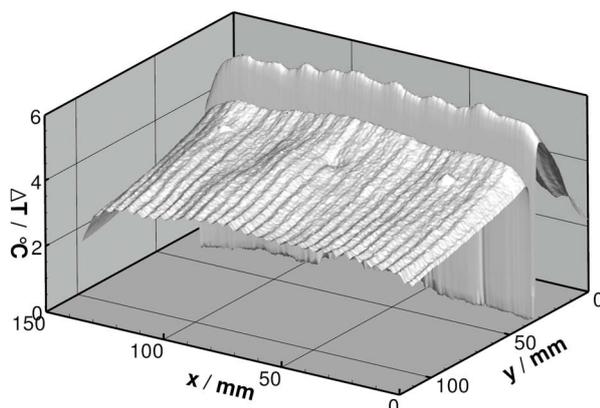


Abbildung 15: Kontur der Temperaturdifferenz hinter einem Zackenband, Platte mit Rohacell, $U_\infty = 10 \frac{m}{s}$, $P = 300 \frac{W}{m^2}$

6 Zusammenfassung und Ausblick

Es wurde ein gepfeilter Flügel mit spannweitig stark zunehmender Querströmung entworfen, um grundlegende Validierungsdaten für die 2N-Faktor Transitionsvorhersage an Tragflügeln zu erzeugen. Der Tragflügel besteht aus drei unterschiedlich gepfeilten Segmenten, deren Pfeilung in Richtung Außenflügel zunimmt. Zur Vorauslegung und Auswahl der Pfeilungswinkel wurden N-Faktoren am gepfeilten Flügel unendlicher Streckung berechnet. Die Berechnung der dreidimensionalen Flügelkonfiguration mit dem DLR-TAU-Code zeigen die Funktionsweise des Konzepts. Die zum Außenflügel zunehmende Pfeilung bewirkt eine starke Zunahme der Querströmungseffekte in Spannweitenrichtung. Dies führt auf der Flügeloberseite zusammen mit einem langen flachen Druckabfall bis $x/l=0,65$ zu einer starken Anfachung der Querströmungsinstabilität bei gleichzeitiger Dämpfung der Tollmien-Schlichting Instabilität. Dies lässt für die Flügeloberseite eine Querströmung dominierte Transition erwarten, welche in Richtung Außenflügel weiter stromauf liegt als am Innenflügel. Auf der Flügelunterseite nimmt die Anfachung der Querströmungsinstabilität ebenfalls in Spannweitenrichtung zu. Der frühe Druckanstieg ab $x/l=0,2$ führt auf der Flügelunterseite zu einer starken Anfachung der TS-Instabilität. Beide Effekte zusammen lassen ein gemischtes Transitionsverhalten auf der Unterseite des Flügels erwarten, welches von Tollmien-Schlichting-dominiert zu querströmungsdominiert am Außenflügel übergeht. Weiter zeigen die Berechnungen, dass durch eine Veränderung des Anstellwinkels eine Anpassung des Verhältnisses zwischen Tollmien-Schlichting und Querströmungsinstabilität möglich ist, somit eignet sich die Flügelkonfiguration zur Untersuchung von Interaktionseffekten der Instabilitäten.

Zur Messung von stationären Querströmungswirbeln innerhalb einer laminaren Grenzschicht mit der Infrarotthermographie, wurde eine beheizte Modelloberfläche aus Faserverbundwerkstoffen entwickelt. In einem Vorversuch wurden künstlich mit Wirbelgeneratoren erzeugte Längswirbel innerhalb einer laminaren Grenzschicht einer ebenen Platte gemessen. Als Herausforderung hierbei stellte sich die gleichmäßige Beheizung der Oberfläche heraus. Ein elektrisch verschaltetes Kohlefasergewebe eignet sich für eine gleichmäßige Beheizung, jedoch zeichneten sich die einzelnen Kohlefaserstränge im Temperatursignal ab. Die Einbringung einer zusätzlichen Lage Aluminiumfolie führte zu einem gleichmäßigeren Temperatursignal, sie führte allerdings auch zu einer geringeren Trennschärfe, da Unterschiede im Temperatursignal durch laterale Wärmeleitung verschmierten. Wurde zwischen Heizung und überströmter Oberfläche eine Isolationsschicht aus Rohacell (PMMA Schaummate-

rial) eingebracht, führte dies zu einem gleichmäßigen Temperatursignal, welches in der Lage ist die Längswirbel trennscharf aufzulösen. Mit diesem Material ist es möglich, die Längswirbel hinter einem Zackenband aufzulösen.

Da dieser Oberflächenaufbau sehr empfindlich ist, soll in weiteren Untersuchungen geklärt werden, ob

ein unempfindlicherer Aufbau bei gleicher Trennschärfe möglich ist. Im Weiteren soll geklärt werden, in wie weit sich neben Wellenlänge und Wellenzahlvektor weitere quantitative Werte aus den Infrarotmessungen gewinnen lassen.

Im nächsten Schritt beginnt dann die Fertigung des Modellflügels aus Faserverbundwerkstoffen.

Literatur

- [1] **Van Ingen, J.L.:** A suggested semi-empirical method for the calculation of the boundary-layer transition region, Report VTH-74, Department of Aerospace Engineering, University of Delft, 1956
- [2] **Menter, F.R., Langtry, R.B.:** Transition Modeling for General CFD Applications in Aeronautics, AIAA 2005-522, 2005
- [3] **Schrauf, G.:** LILO 2.1 USER'S GUIDE AND TUTORIAL, GSSC Technical Report 6, Bremen 2006
- [4] **Krimmelbein, N., Radespiel, R.:** Transition prediction for three-dimensional flows using parallel computation, Computers and Fluids, Vol.38 Issue 1, S.121-136, 2009
- [5] **Reed, H.L., Saric, W.:** CFD Validation issues for boundary-layer stability and transition, 33rd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, Orlando Florida, 23-26 Juni 2003, AIAA 2003-3441, 2003
- [6] **Müller, B., Bippes, H.:** Experimental study of instability modes in a three-dimensional boundary layer, Fluid Dynamics of Three-Dimensional Turbulent Shear Flows AGARD CP 438, 1988
- [7] **Bippes, H.:** Basic experiments on transition in three-dimensional boundary layers dominated by crossflow instability, Progress in Aerospace Sciences 35(4), S.363-412, 1999
- [8] **Gaster, M.:** A Simple Device for Preventing Turbulent Contamination on Swept Leading Edges, Journal of Royal Aeronautical Society, S.788-789, 1965
- [9] **Drela, M., Youngren, H.:** AVL: User's Guide, MIT, Cambridge, http://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/avl_doc.txt, 2010
- [10] **Saric, W.S., Reed, H.L., White, E.B.:** STABILITY AND TRANSITION OF THREE-DIMENSIONAL BOUNDARY LAYERS, Annu. Rev. Fluid Mech.35, S.413-440, 2003
- [11] **Krimmelbein, N., Radespiel, R., Nebel, C.:** Numerical Aspects of Transition Prediction for Three-Dimensional Configurations, AIAA 2005-4764, 2005
- [12] **Richards, E.J., Burstall, F.-H.:** The "China Clay" Method of Indicating Transition, ARC R&M 2126, 1944
- [13] **Lohrengel, J.:** Gesamtmissionsgrad von Schwärzen, Wärme und Stoffübertragung, Vol.21, S.311-315, 1987
- [14] **Reed, H.L., Saric, W.:** Boundary Layer Trips on Airfoils at Low Reynolds Numbers, 35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno Nevada, 6-10 Januar 1997, AIAA 97-0511, 1997