

BESTIMMUNG DES LAMINAR-TURBULENTEN GRENZSCHICHTUMSCHLAGS IM FREIFLUG MITTELS THERMOGRAPHIE UND HEISSFILMANEMOMETRIE

P. Schreivogel, Akademische Fliegergruppe der TU Dresden e.V., Marschnerstraße 32,
01307 Dresden, Deutschland

Zusammenfassung

Im Rahmen des Idaflieg-Sommertreffens 2008 wurden Freiflugversuche zur Bestimmung des laminar-turbulenten Umschlags in der Tragflügelgrenzschicht durchgeführt. Die vergleichende Untersuchung von Infrarot-Thermographie und Heißfilmanemometrie ergab eine sehr gute Übereinstimmung für stationäre Flugzustände. Durch das hohe zeitliche Auflösungsvermögen der Heißfilmsensoren konnte der Einfluss von atmosphärischer Turbulenz auf die Transitionslage nachgewiesen werden. Die Messungen haben gezeigt, dass für das untersuchte Profil vor allem der Anstellwinkel und die Druckverteilung die Position des Grenzschichtumschlags bestimmen.

1. EINLEITUNG

Oberflächenreibung verursacht etwa die Hälfte des aerodynamischen Widerstandes eines Segelflugezeuges. Da die Wandschubspannung beim Übergang zur turbulenten Grenzschicht deutlich ansteigt, konzentrieren sich viele Arbeiten zur aerodynamischen Optimierung auf die Erzeugung maximaler laminarer Laufstrecken. Eine weitere Verbesserung der existierenden Entwürfe bedingt allerdings die genaue Kenntnis der Strömungszustände auf der Flugzeugoberfläche. Die Anströmbedingungen in der Atmosphäre können aber durch Windkanalversuche und Berechnungen nur unzureichend wiedergegeben werden. Die realistischsten Daten ergeben sich aus Freiflugexperimenten, die geeignete, angepasste Messverfahren erfordern. Bereits 2006 wurden durch A. Wagner Flugversuche zur Erprobung der Infrarot-Thermographie zur Bestimmung der Transitionslage auf einem Segelflugzeugflügel durchgeführt [1]. Für stationäre Flugzustände konnten mit dieser Methode sehr gute Ergebnisse erzielt werden. Bei den Versuchen stellte sich allerdings heraus, dass die thermische Trägheit der Oberfläche keine instationären Messungen erlaubt.

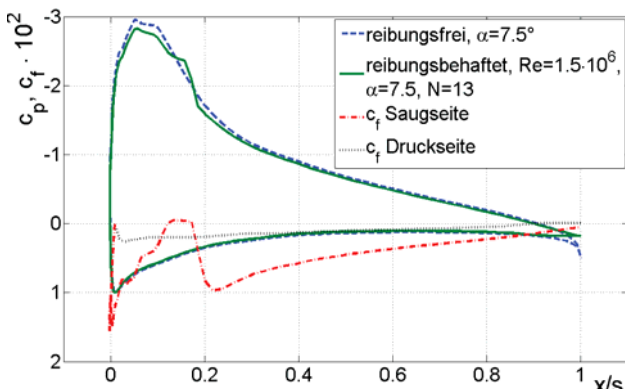


Bild 1: Druck- und Reibungsbeiwert entlang des Bocian-Profiles

Die in x-Foil berechneten Verteilungen von Druck- und Reibungsbeiwert (Bild 1) deuten auf eine laminare Ablöseblase hinter dem Druckminimum hin. Diese konnte

auf den Infrarotaufnahmen nicht nachgewiesen werden. Um die Messungen auch auf instationäre Flugzustände auszudehnen, wurde 2008 die Heißfilmanemometrie als zusätzliches Messverfahren erprobt. Sie ermöglicht durch die Verwendung sehr kleiner beheizter Wandelemente eine deutlich größer zeitliche Auflösung

2. MESSTECHNIK

2.1. Messprinzip

Beide Verfahren nutzen die Analogie zwischen örtlicher Wandschubspannung und Wärmeübergang auf der Oberfläche. Für die Thermographiemessungen wird durch die Sonneneinstrahlung ein in erster Näherung konstanter Wärmestrom von der Flügeloberseite in die Strömung erzeugt. Der laminar-turbulente Grenzschichtumschlag führt zu einer Verbesserung des Wärmeübergangs. Da auch die Fluidtemperatur annähernd konstant ist, wird dies durch eine sprunghafte Abnahme der Oberflächentemperatur sichtbar. Die Thermographiekamera misst die vom Flügel emittierte elektromagnetische Strahlung im infraroten Spektralbereich. Die Strahlungsintensität ist bei der Modellierung als schwarzer Strahler und gegebener Wellenlänge nur von der Temperatur des Körpers abhängig.

Die Heißfilmanemometrie basiert auf der konvektiven Wärmeabgabe eines kleinen beheizten Wandelementes. Der Sensor wird als Teil einer Wheatstoneschen Messbrücke elektrisch beheizt. Ein Regler sorgt für konstante Sensortemperatur. Ändert sich die lokale Wandschubspannung und somit auch der Wärmeübergang, muss sich bei konstanter Sensor- und Strömungstemperatur der abgegebene Wärmestrom ändern. Diese Änderung kann über die zugeführte Heizspannung E gemessen werden. Durch die geringen geometrischen Abmessungen und größeren Temperaturdifferenzen kann durch dieses Verfahren eine deutlich höhere zeitliche Auflösung erreicht werden.

2.2. Versuchsaufbau

Als Versuchsträger diente wie schon 2006 das doppelsitzige Segelflugzeug SZD 9 bis 1E „Bocian“ der Akaflieg Dresden. Das Tragflügelprofil dieses Typs ergibt

sich aus den NACA Profilen 43018 an der Flügelwurzel und 43012A an den Flächenenden. Der Messaufbau bestand aus einem Tragflächenhandschuh am linken Flügel, einem Kameradreiein über dem Rumpf sowie Einschüben mit Spannungsversorgung und Elektronik in den Gepäckfächern. Der Messhandschuh ist als Faserverbandsandwich aufgebaut. Schaumstoff als Sandwichkern dient als thermische Isolierung gegenüber der Flugzeugstruktur. Die Oberfläche wurde mit mattschwarzer Dekorfolie beklebt um die Strahlungseigenschaften zu verbessern und eine ausreichende Aufheizung durch Sonneneinstrahlung zu garantieren. Das Heißfilmmarray bestand aus 28 auf eine Kapton®-Folie aufgedampften Niclelementen die über Kupferzuleitungen kontaktiert wurden. Es wurde bündig in die Dekorfolie eingeklebt. Für die pneumatische Bestimmung der Wandschubspannung wurde ein Preston Rohr bei etwa 14% Flügeltiefe aufgeklebt. Die Infrarotkamera VarioCAM® hr head der Firma Infratec Dresden war auf einem Stativ aus CFK-Rohren über dem Rumpf angebracht.

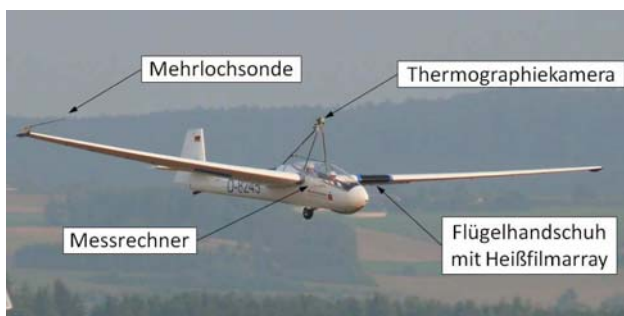


Bild 2: SZD 9 bis 1E „Bocian“ in Messkonfiguration

Die Senflex®-Heißfilme wurden mit konstanter Sensortemperatur über eine mobile 8-fach-Messbrücke betrieben. Eine Mehrlochsonde diente zur Bestimmung der Fluglagedaten Fahrt, Anstell- und Schiebewinkel. Alle Messwerte wurden auf einem Messrechner aufgezeichnet und über die Systemzeit synchronisiert.

3. ERGEBNISSE

3.1. Auswerteverfahren

Die Thermographieaufnahmen wurden unter Verwendung der Firmensoftware IRBIS® 3 professional ausgewertet. Dazu wurden entlang der Tragflügelkontur acht Profillinien definiert (Bild 3).

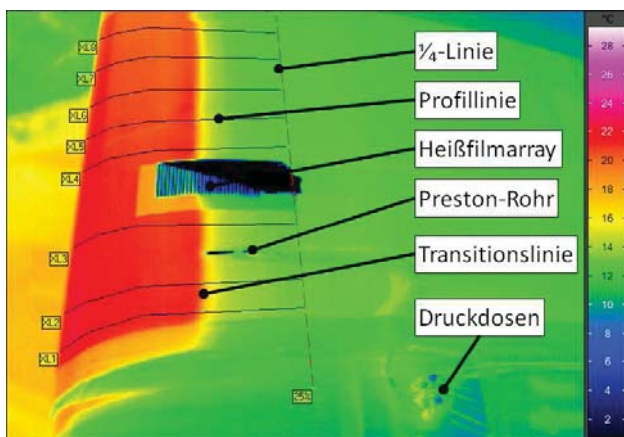


Bild 3: Thermographieaufnahme mit Profillinien

Die weitere Auswertung der Temperaturverläufe entlang dieser Linien erfolgte in einem gesonderten MATLAB-Programm. Der Grenzsichtumschlag ist in den Temperaturkurven deutlich durch die Sprunghafte Abnahme der gemessenen Temperatur erkennbar. Als Kriterium zur Bestimmung der Transitionslage wurde der kleinste Temperaturgradient gewählt.

Für die Auswertung der Heizspannungsverläufe wurde ebenfalls ein MATLAB-Skript erstellt. Die elektrischen Spannungen wurden zuerst in Quasiwandschubspannungen umgerechnet und anschließend in Mittelwerte und Schwankungsgrößen zerlegt. Die Quasiwandschubspannung (QWSS) eignet sich bei unkalibrierten Sensoren sehr gut zur Wiedergabe der qualitativen Verläufe der lokalen Wandschubspannung.

$$(1) \quad QWSS = C \cdot \tau^{1/3} = \frac{(E^2 - E_0^2)}{E_0^2}$$

Hierbei ist C eine Konstante, τ die lokale Wandschubspannung, E die Heizspannung und E_0 der Spannungswert ohne Anströmung. Da sich mit abnehmender Flughöhe die Umgebungstemperatur ändert, wurde die QWSS mit der für Heizdrähte üblichen Formel korrigiert. Die Beurteilung des Grenzsichtzustandes erfolgte über den QWSS-Mittelwert sowie den RMS-Wert des Schwankungssignals und die Schiefe der Messwertverteilung. Zur Bestimmung der Transitionslage wurden folgende Kriterien definiert: Stimmen die Position des Sensors und des Grenzsichtumschlags überein, ist der RMS-Wert maximal, der Schubspannungsverlauf weist den steilsten Abfall auf und die Schiefe besitzt einen Nulldurchgang.

3.2. Ergebnisse der Thermographiemessungen

Im Verlauf der Versuchsreihe wurden zwei Flüge mit Thermographiekamera durchgeführt. Die Versuche haben gezeigt, dass die Qualität der Ergebnisse sehr stark von der durch die Sonnenstrahlung hervorgerufenen Oberflächentemperatur abhängt.

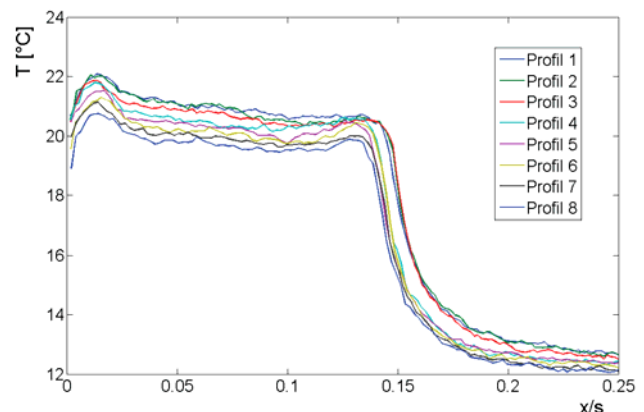


Bild 4: Temperaturverläufe

Die in Bild 4 dargestellten Temperaturverläufe zeigen einen klaren Temperatursprung im Transitionsbereich. Da die schlechteren Wetterbedingungen während des zweiten Fluges für zum Teil verrauschte Temperaturverläufe sorgten, wurden verschiedene Verfahren zur Glättung der Temperaturkurven erprobt. Dazu gehören beispielsweise die Approximation durch

Polynome höherer Ordnung und die Filterung durch stückweise Mittelung der Verläufe.

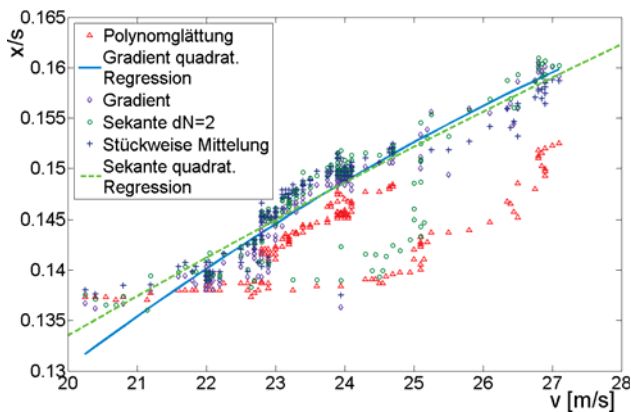


Bild 5: Vergleich der Thermographieauswertemethoden

Bild 5 zeigt die Ergebnisse der Thermographieauswertung. Mit zunehmender Fluggeschwindigkeit verringert sich der Anstellwinkel und der Staupunkt wandert weiter auf die Saugseite. Daraus resultiert eine Änderung der Druckverteilung. Die Messungen haben gezeigt, dass die Transition bei Erhöhung der Fluggeschwindigkeit stromab wandert. Dies verdeutlicht den dominanten Einfluss des Druckminimums. Die Grenzschicht wird durch den Druckanstieg destabilisiert und schlägt um. Es wird außerdem deutlich, dass nur die Gradientenberechnung mit größerem Stützstellenabstand (Sekante) und die stückweise Mittelung der Temperaturverläufe akzeptable Methoden zur Glättung der Kurven darstellen. Die Approximation durch Polynome führt zu einer starken Verfälschung des Gradientenverlaufs.

3.3. Ergebnisse der Heißfilmanemometrie

Um eine gute Vergleichbarkeit der Verfahren zu garantieren wurden die Flüge unter Verwendung beider Techniken am Morgen vor dem Einsetzen der Thermik durchgeführt. Die Untersuchung des instationären Verhaltens erfolgte unter leichtem Thermikeinfluss.

3.3.1. Stationäre Flugzustände

Die Auswertung der Quasiwandschubspannungen und der RMS-Werte aus den Heißfilmsignalen ergaben für stationäre Zustände eine gute Übereinstimmung mit den Thermographiedaten (Bild 6).

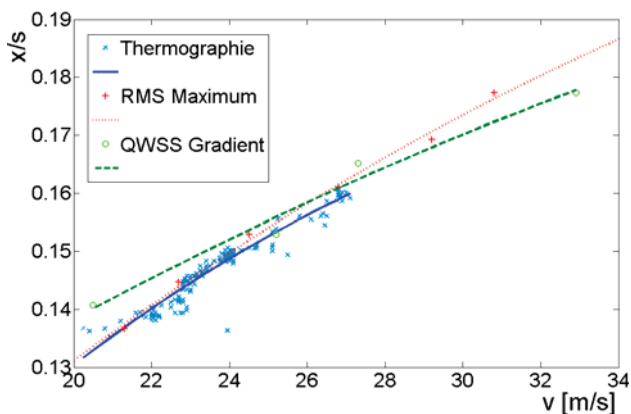


Bild 6: Vergleich der Auswertemethoden

Die Abweichung für die QWSS resultiert vor Allem aus der schwachen Ausprägung des Schubspannungsabfalls, der für die Bestimmung der Transitionslage verwendet wurde. Die Stützstellen für die Heißfilmdaten entsprechen den Positionen einzelner Sensoren, die vom Umschlagsbereich bei Änderung der Geschwindigkeit überstrichen wurden.

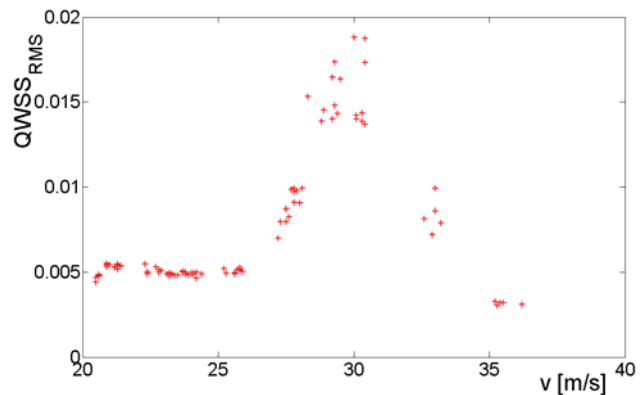


Bild 7: Verlauf des RMS-Wertes, $x/s=0.177$

Bild 7 zeigt die Änderung des RMS Wertes in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit für ein einzelnes Element. Bei Geschwindigkeiten zwischen 20 und 25 m/s befindet sich der Sensor im Bereich der turbulenten Grenzschicht. Mit zunehmender Fahrt wandert der Umschlagsbereich stromab über den Sensor und die Spannungsschwankungen nehmen zu. Das Maximum wird erreicht, sobald 50% der Grenzschicht turbulent sind. Die starke Signalschwankung resultiert aus der großen Differenz der Spannungsmittelwerte im laminaren und turbulenten Zustand. Bei hohen Fluggeschwindigkeiten ist die Grenzschicht laminar, der RMS-Wert ist nahezu konstant und das Niveau liegt unterhalb der turbulenten Schwankungen.

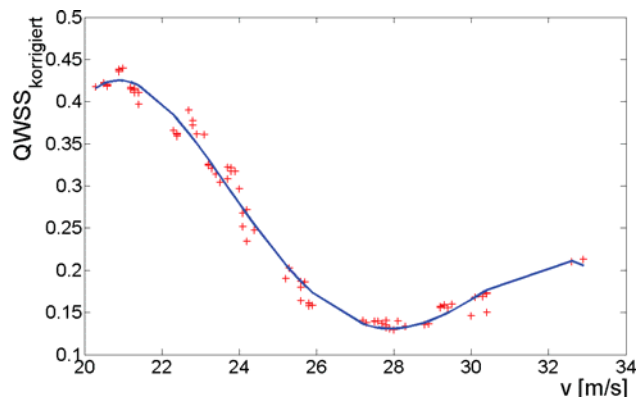


Bild 8: Verlauf der temperaturkorrigierten QWSS, $x/s=0.165$

Auch im Verlauf des Quasiwandschubspannungsmittelwertes (Bild 8) ist die Lage des Transitionsbereichs sichtbar. Bei geringen Geschwindigkeiten ist der Sensor im Bereich der turbulenten Grenzschicht. Die Schubspannungen sind groß. Sobald die Fahrt erhöht wird und die Transitionslage stromab wandert verringert sich der QWSS-Wert. Bis er im Bereich der laminaren Strömung sein Minimum erreicht. Eine weitere Geschwindigkeitserhöhung führt zu einer Reduzierung der Dicke der laminaren Grenzschicht. Daraus ergibt sich die leichte Zunahme der Wandschubspannung.

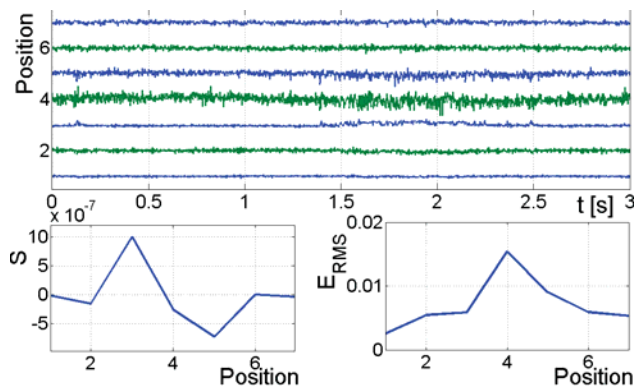


Bild 9: Signalschwankungen und Beiwerte, $v=20.6\text{m/s}$, $\alpha=15.7^\circ$

Bild 9 zeigt die Signalschwankungen für den Fall, dass die Transitionslage genau über den aufgezeichneten Sensoren liegt. Über den Verlauf der Schiefe kann die Ausdehnung des Umschlagsbereiches ermittelt werden. Die Schiefe steigt an, sobald erste turbulente Spikes in den Signalen auftreten. Solange die Schiefe positiv ist, ist die Grenzschicht vorwiegend laminar. Ein negativer Wert deutet auf überwiegend turbulente Spannungssignale hin. Ab Position 6 ist die Grenzschicht voll turbulent. Der Transitionsbereich erstreckt sich in diesem Beispiel von 11.5 bis 16.5% Flügeltiefe. Das entspricht einer Strecke von 75mm.

Zusätzlich zu den Heißfilmen war ein Preston-Rohr auf dem Flügelhandschuh befestigt. Die gemessenen Drücke wurden mit Hilfe der Patel-Kalibrierung in lokale Wandschubspannungen τ_w umgerechnet (Bild 10). Dieses Vorgehen liefert einen Eindruck der ungefähren Größenordnung der auftretenden Spannungen. Der gemessene Verlauf ähnelt der im Bild 8 gezeigten QWSS-Kurve. Der Umschlag liegt bei einer Fluggeschwindigkeit von etwa 22m/s auf Höhe des Preston-Rohres. Die Auswertung der QWSS für das an gleicher Stromabposition befindliche Heißfilmelement zeigt noch keine Anzeichen des Transitionsbereichs. Der vorzeitige Umschlag vor dem Preston-Rohr könnte durch den Druckanstieg im Staubereich vor der Sonde erzeugt werden.

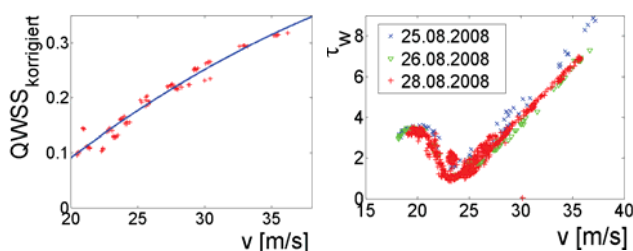


Bild 10: Vergleich Preston-Rohr - Heißfilm, $x/s=0.14$

3.3.2. Einflüsse atmosphärischer Turbulenz

Die Durchführung von Messflügen in ruhiger Luft und unter Thermikeinfluss erlaubt es einige grundlegende Rückschlüsse auf den Einfluss atmosphärischer Turbulenz zu ziehen. Beim Durchfliegen von Thermikgebieten wirken auf das Flugzeug zusätzliche vertikale Strömungen, die zu einer Änderung des lokalen Anstellwinkels führen. Aufgrund der bereits beschriebenen starken Abhängigkeit der Transitionslage vom Anstellwinkel muss die atmosphärische Turbulenz auch einen Einfluss auf die Umschlagsposition haben.

Außerdem werden durch einen erhöhten Turbulenzgrad der Anströmung Störungen auf die Grenzschicht aufgebracht, die für eine vorzeitige Destabilisierung sorgen. Die Verläufe von Quasiwandschubspannung und RMS-Wert über der Fluggeschwindigkeit weisen eine starke Streuung auf und sind nicht eindeutig auswertbar. Ohne Kenntnis der lokalen Anströmbedingungen kann die Transitionslage zwar für jeden Messpunkt bestimmt werden, Aussagen über die Transitionslagenwanderung sind jedoch anhand der vorliegenden Messdaten kaum möglich.

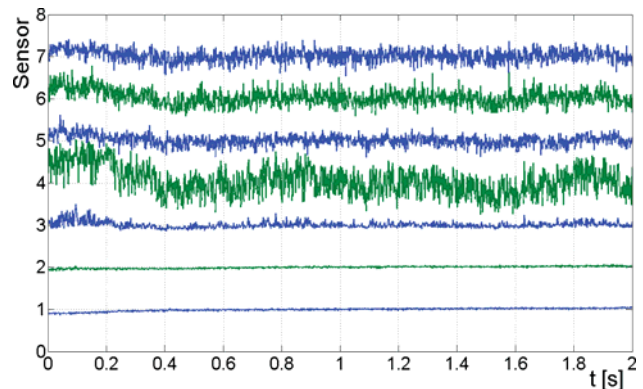


Bild 11: QWSS Schwankungen, $v=26.5\text{m/s}$, $\alpha=9.2^\circ$, ruhige Luft

Die Abbildungen Bild 11 und Bild 12 zeigen die Schwankungen der Quasiwandschubspannung für zwei verschiedene Messpunkte. Die erste Messung wurde in relativ ruhiger Luft über der Wolkenbasis und die zweite während des gleichen Fluges bei starkem Thermikeinfluss aufgenommen. Die Sensoren befinden sich zwischen 14.5 bis 17% Flügeltiefe. Die Signale in ruhiger Luft entsprechen den bereits diskutierten Verläufen. Die Transitionslage bei Sensor 4 (15.7% Flügeltiefe) stimmt mit den in Bild 6 gezeigten Ergebnissen überein. Die Ausdehnung des Umschlagsbereiches ist gering. Bild 12 veranschaulicht die Auswirkungen starker atmosphärischer Turbulenz.

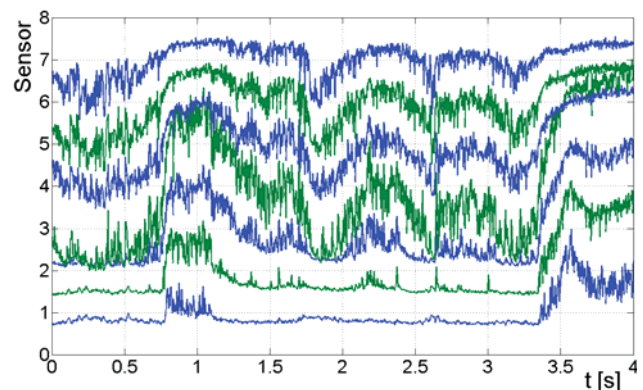


Bild 12: QWSS Schwankungen, $v=26.5\text{m/s}$, $\alpha=9.2^\circ$, atmosphärische Turbulenz

Das Messsignal weist sehr starke niederfrequente Schwankungen auf. Die in ruhiger Luft laminar angeströmten Sensoren 1 und 2 zeigen turbulente Bereiche, die in ihrer zeitlichen Ausdehnung deutlich über die beschriebenen Peaks hinaus gehen. Dieser Signalverlauf lässt vermuten, dass der lokale Anstellwinkel durch Aufwindkomponenten sehr stark vergrößert wurde und der Umschlagsbereich sehr schnell

stromauf gewandert ist. Aussagen zur Anfachung von Störungen aus der Anströmung sind auf Basis der vorliegenden Daten nicht möglich.

4. DISKUSSION DER ERGEBNISSE

Die Bestimmung des laminar-turbulenten Umschlags gelang sowohl thermographisch als auch mit den Heißfilmsensoren. Die erzielten Ergebnisse stimmen für stationäre Flugzustände überraschend gut überein. Die berechneten Transitionslagen zeigen, dass der Anstellwinkel und somit die Druckverteilung die wesentliche Einflussgröße ist. Mit Hilfe der Heißfilme konnte außerdem ein deutlicher Einfluss von atmosphärischer Turbulenz auf die Transitionslage festgestellt werden.

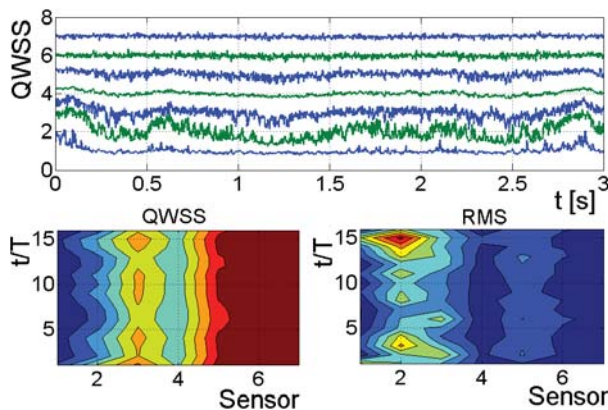


Bild 13: Stückweise Signalauswertung, $v = 19.1 \text{ m/s}$, $\alpha = 19.3^\circ$

Der eindeutige Nachweis der vermuteten laminaren Ablösung gelang auch mit den Heißfilmen nicht. Obgleich die in Bild 13 dargestellten niederfrequenten Schwankungen der Signale 2 und 3 sowie das lokale QWSS-Minimum am Sensor 4 als Hinweis auf die Ablösung gedeutet werden können. Die für Umschlagsmessungen ausgelegte Sensoranordnung ermöglichte aber keine Messung von Schubspannungsverläufen über eine ausreichend große Flügeltiefe.

Ein Vorteil der Thermographie ist der geringe messtechnische Aufwand für Kamera und Aufzeichnung der Daten. Demgegenüber steht das Problem der Kamerapositionierung. Die aerodynamischen Eigenschaften des Flugzeuges wurden durch den Aufbau sehr stark beeinträchtigt. Die Heißfilmanemometrie stellt deutlich geringere Anforderungen an externe Anbauten. Theoretisch können die Sensoren direkt auf das Flugzeug appliziert werden. Die Einrichtung der Elektronik und ihre Einpassung in das Flugzeug sind aber deutlich aufwendiger. Ist zusätzlich eine Kalibrierung der Sensoren vorgesehen, steigt der Aufwand noch einmal erheblich. Die Energieversorgung kann durch zusätzlich mitgeführte Bleiakkumulatoren unabhängig vom Bordnetz abgesichert werden. Die Messwerterfassung ist bei beiden Verfahren unproblematisch. Der limitierende Faktor für die Heißfilmmessung war die Zahl der verfügbaren Messkanäle.

Die Auswertung der Messungen hat gezeigt, dass die Stärken der Verfahren sich sehr gut ergänzen. Die Thermographie gibt einen Überblick über große Bereiche der Oberfläche und ermöglicht es eine Transitionslinie zu

bestimmen. Ihre Schwächen liegen in den rein qualitativen Aussagen und der hohen Trägheit.

Die Heißfilmanemometrie liefert detaillierte Einblicke in den Grenzschichtzustand. Durch das hohe zeitliche Auflösungsvermögen können der Transitionsvorgang und insbesondere die Instabilitätsmechanismen untersucht werden. Außerdem ist es mit kalibrierten Sensoren möglich die lokale Wandschubspannung zu messen.

5. AUSBLICK

Während der Bearbeitung des vorliegenden Projektes konnten Erfahrungen zur Anwendung der Thermographie- und Heißfilmmesstechnik gesammelt werden. Die aufgetretenen Probleme und Erkenntnisse wurden geschildert und können nun in die Planung neuer Versuche einfließen. Das beinhaltet vor allem die Vereinfachung und Verbesserung der Messtechnik. Die Heißfilme benötigen mehr Messkanäle mit besserer Abtastung, so dass fehleranfällige und platzraubende Zwischenglieder wie das Steckbrett zur Verbindung von Messbrücke und Sensorelementen oder der Messverstärker entfallen können. Die Auswertung der Messflüge wirft Fragen auf, die zu einer weiteren Vertiefung des Themas motivieren. Durch eine zusätzliche Messung der lokalen Zuströmbedingungen könnten beispielsweise die Einflüsse von atmosphärischer Turbulenz ausführlicher untersucht werden. Die Kombination von Hitzdrahtsonden und Heißfilmen sollte, bei hinreichend großen Abtastfrequenzen, eine Korrelation von Anströmturbulenz und Grenzschichtinstabilitäten ermöglichen. Die Untersuchung laminarer Ablösungen bietet weiteren Raum für neue Messungen. Außerdem können die Erfahrungen auf neue Fragestellungen wie die Strömung am Flügel-Rumpf-Übergang oder die Leitwerksströmung übertragen werden.

Danksagung

Ich danke den Firmen Tao Systems Integration Inc. und InfraTec GmbH sowie dem Lehrstuhl für Turbomaschinen und Strahlantriebe der TU Dresden für die Bereitstellung von Messtechnik. Weiterer Dank für die Unterstützung des Projektes gilt Jürgen Frey, Lutz Müller und Frank Schröder.

Quellen

- [1] A. Wagner: Bestimmung des laminar-turbulenten Grenzschichtumschlags auf Tragflügeln im Windkanal und im Freiflug mittels Thermografie. Großer Beleg ILR-NWK G 06-38, TU Dresden, 2006.
- [2] A. Seitz: Freiflug-Experimente zum Übergang laminar-turbulent in einer Tragflügelgrenzschicht. Dissertation, TU Braunschweig, 2006.
- [3] A. Brunn W. Nitsche: Strömungsmesstechnik 2.Auflage. Springer, Berlin Heidelberg, 2006.