

## ANWENDUNG VON OBERFLÄCHENMESSTECHNIKEN ZUR TRANSITIONSERKENNUNG AN WINDKANALMODELLEN UNTER KRYOGENEN BEDINGUNGEN

J. Leuckert\*, J. Domhardt\*, W. Nitsche\*, J. Quest<sup>†</sup>

\*Institut für Luft- und Raumfahrt, TU Berlin, Marchstr. 12, 10587 Berlin, Germany

<sup>†</sup>European Transonic Windtunnel GmbH, Ernst-Mach-Straße, 51147 Köln, Germany

### Übersicht

Die Charakterisierung instationärer Strömungsphänomene, wie z.B. die Analyse des laminar-turbulenten Grenzschichtumschlags an Windkanalmodellen, erfordert Messtechniken, die oberflächenbündig applizierbar und dabei zeitlich und räumlich hochauflösend sind. Zudem ist eine hohe Oberflächengüte der Sensoren erforderlich. Bei kryogenen Windkanalexperimenten werden diesbezüglich besonders hohe Anforderungen sowohl an das Windkanalmodell als auch an die Messtechnik gestellt. Da Oberflächenhitzdrahtarrays und drucksensitive Copolymerbeschichtungen genau diese Anforderungen erfüllen und bereits erfolgreich zur Transitionssdetektion unter ambienten Strömungsbedingungen eingesetzt wurden, kamen diese Messtechniken zur Transitionserkennung im Pilotwindkanal des European Transonic Windtunnel zum Einsatz. Im Folgenden werden die Messprinzipien detailliert erläutert, um die Anwendung dieser Oberflächensensoren unter kryogenen Bedingungen zu verdeutlichen. Bei den vorgestellten Experimenten handelt es sich zum einen um Untersuchungen bezüglich des Einflusses der Vorderkantenrauigkeit auf die Transitionsslage, zum anderen wurde der Reynoldszahl-Einfluss auf die Transition durch Änderung von Gesamtdruck und -temperatur untersucht.

### 1 EINLEITUNG

Zur Charakterisierung instationärer Strömungsphänomene, wie z.B. der Transition, werden häufig Oberflächenhitzdraht- oder Oberflächenheißfilmsensoren [1, 2] eingesetzt, da diese sowohl räumlich als auch zeitlich hoch auflösend sind. Solche Arrays sind bereits als Transitionsmesstechnik unter ambienten Strömungsbedingungen etabliert [3, 4]. Häufig kommen auch piezoelektrische Oberflächensensoren, welche ebenfalls über diese Vorteile verfügen, zur Detektion des laminar-turbulenten Grenzschichtumschlags zum Einsatz [5, 6]. Da diese piezoelektrischen Sensoren auf einer Folie aus Polyvinylidenfluorid (PVDF) basieren, sind sie auf zweidimensionale Anwendungen beschränkt. Für Anwendungen auf dreidimensional gekrümmten Oberflächen wurden drucksensitive Copolymerbeschichtungen (PSC - Pressure Sensitive Copolymer Coating) entwickelt, die ebenfalls auf einem piezoelektrischen Material basieren [7]. Das gelöste Copolymer aus Vinylidenfluorid und Trifluorethylen kann dabei auf beliebig gekrümmte Oberflächen gesprührt werden und kam ebenfalls zur Erkennung der Transition unter ambienten Strömungsbedingungen zum Einsatz.

Strömungsexperimente bei hohen Reynoldszahlen gehen mit sehr dünnen Grenzschichten einher. Aus diesem Grund wird sowohl von der Modelloberfläche als auch von den applizierten Oberflächensensoren eine sehr hohe Oberflächengüte gefordert, um sensor-induzierte Strömungsbeeinflussungen zu vermeiden. Experimente bei hohen Reynoldszahlen werden entweder unter Überdruck oder unter kryogenen Strömungsbedingungen durchgeführt. Bei Experimenten im Pilotwindkanal des European Transonic Windtunnels (PETW) werden beide Maßnahmen zur Erhöhung der Reynoldszahl eingesetzt. Aus diesem Grund müssen Messtechniken für solche Experimente zuverlässig unter diesen Bedingungen arbeiten, störungsfrei oberflächenbündig in das Modell applizierbar sein und zur Charakterisierung der instationären Strömungsphänomene zeitlich hoch auflösend messen können.

### 2 OBERFLÄCHENMESSTECHNIKEN

Im Folgenden werden die Messprinzipien und der generelle Aufbau von drucksensitiven Copolymerbeschichtungen und Oberflächenhitzdrahtsensoren

ren erläutert, um die Anwendungsbereiche dieser Messtechniken zu verdeutlichen.

## 2.1 Drucksensitive Copolymerbeschichtung

Drucksensitive Copolymerbeschichtungen basieren auf den piezoelektrischen Eigenschaften des Copolymers Vinylidenfluorid und Trifluorethylen und reagieren aufgrund des direkten Piezoeffektes auf eine wirkende Kraft mit einer elektrischen Polarisation. Ein instationärer Druck ( $p'$ ), welcher normal auf eine diskrete Fläche ( $A_{Abgriff}$ ) wirkt, erzeugt damit eine Ladungsverschiebung ( $Q$ ). Diese Ladungsverschiebung ist proportional zu den wirkenden Kraftänderungen und kann durch einen Ladungsverstärker in elektrisch messbare Spannungsänderungen ( $E'$ ) umgewandelt werden. Dieser lineare Zusammenhang zwischen einer lokalen Druckschwankung und der messbaren Spannungsschwankung ist in Gl. (1) dargestellt. Darin ist  $d_{33}$  die piezoelektrische Ladungskonstante in Kraftwirkungsrichtung, welche von dem piezoelektrischen Material abhängig ist.

$$E'(Q) = d_{33} \times p' \times A_{Abgriff} \quad (1)$$

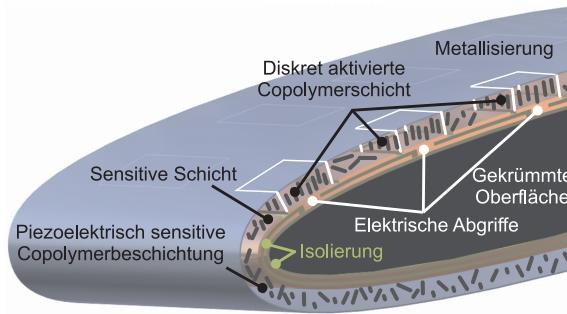


Abb. 1: Prinzip einer drucksensitiven Copolymerbeschichtung

Das Prinzip von PSC ist in Abb. 1 gezeigt. Das Copolymer wird auf die obere Schicht eines elektrischen Trägermaterials aufgetragen. Durch diese Schicht werden die elektrischen Abgriffe realisiert. Die elektrischen Abgriffe und das Layout werden durch einen foto-chemischen Ätzprozess hergestellt. Dadurch lassen sich in Abhängigkeit der verschiedenen Anwendungen räumlich hoch auflösende Sensorlayouts herstellen. Zudem werden Oberflächenunebenheiten minimiert, indem die Abgriffstellen von den elektrischen Kontakten getrennt sind. Aus diesem Grund

wird PSC in Abhängigkeit der jeweiligen Anwendung entweder auf mehrlagige Leiterplatten oder flexible Folien gesprührt. Durch Verwendung mehrerer elektrischer Lagen kann eine Masselage integriert und außerdem der Signalpfad verkürzt werden. Dadurch wird das Signal-Rausch-Verhältnis erhöht.

Das piezoelektrische Copolymer wird auf die Abgrifffläche gesprührt. Nach dem Auftragen ist das PSC jedoch noch nicht aktiv, da die Kristalle noch nicht ausgerichtet sind (Abb. 2 a). Aus diesem Grund wird die Schicht nach dem Auftragen durch eine Koronaentladung aktiviert (Abb. 2 b). Dadurch werden die Kristalle im Bereich der Abgriffstellen ausgerichtet und es entsteht eine Matrix von aktiven Abgriffstellen. Diese wird abschließend mit einer dünnen metallischen Schicht unter Vakuum bedampft.

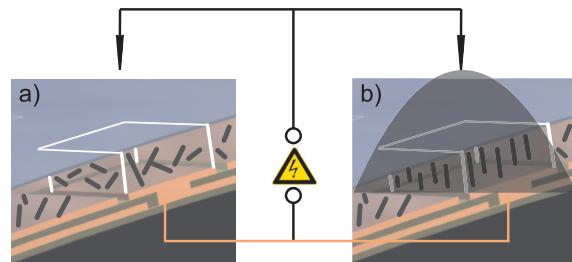


Abb. 2: Aktivierung der Copolymerbeschichtung

Durch die Auftragetechnik der drucksensitiven Copolymerbeschichtung können sehr glatte Oberflächen erreicht werden. Zudem ermöglicht der elektrische Aufbau einer PSC-Schicht, die Realisierung räumlich sehr eng gestaffelter Abgriffsmatrizen. Aufgrund dieser Eigenschaften sind sie für räumlich und zeitlich auflösende Anwendungen mit oberflächenbündiger Modellintegration geeignet.

## 2.2 Oberflächenhitzdraht

Das Messprinzip eines Oberflächenhitzdrahtes basiert, wie die konventionelle Hitzdrahttechnik, auf der erzwungenen Konvektion eines beheizten Drahtes. Das Prinzip eines einzelnen Oberflächenhitzdrahtsensors ist in Abb. 3 dargestellt. Ein konventioneller Hitzdraht wird über zwei Zinken montiert. Ganz ähnlich wird ein Oberflächenhitzdraht über eine Kavität auf ein elektrisch leitendes Trägermaterial geschweißt [8]. Diese Kavität wird durch einen

foto-chemischen Ätzprozess hergestellt und dient der thermischen Isolation des Sensors. Dadurch wird der Wärmefluss in die Struktur verringert und somit das Signal-Rauschverhältniss im Vergleich zu einem herkömmlichen Oberflächenheißfilmsensor deutlich verbessert. Zusätzliche Kavitäten neben den Kontaktstellen dienen der Stromversorgung des Sensors. Durch den chemischen Ätzprozess der Sensorherstellung lassen sich dichtgepackte Sensorarrays realisieren.

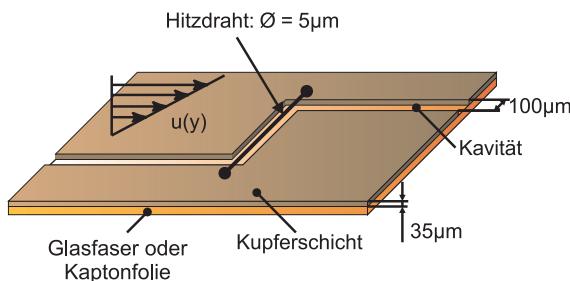


Abb. 3: Prinzip eines einzelnen Oberflächenhitzdrahtes

Um lokale Unebenheiten der Oberfläche zu reduzieren, werden die Kavitäten nach dem Ätzprozess aufgefüllt. Während als Sensorelement standardmäßig ein mit Platin beschichteter Wolframdraht mit einem Durchmesser von  $\varnothing = 5\mu\text{m}$  zum Einsatz kommt, ist die Auswahl des Trägermaterials von der jeweiligen Anwendung abhängig. Für Anwendungen auf stark gekrümmten Oberflächen wird eine kupferbeschichtete Kaptonfolie verwendet, da diese im Gegensatz zu einer starren Leiterplatine sehr flexibel ist. Im Gegensatz dazu wird eine Leiterplatine für Anwendungen auf ebenen oder moderat gekrümmten Oberflächen verwendet, da diese im Vergleich zu einer flexiblen Folie deutlich robuster ist.

Der Oberflächenhitzdraht wird durch eine Wheatstonesche Brückenschaltung im Konstanttemperaturmodus betrieben. Wie ein konventioneller Hitzdraht misst ein Oberflächenhitzdraht eine wandnahe Strömungsgeschwindigkeit (Abb. 4). Aus der wandbündigen Anordnung und wegen des geringen Drahtdurchmessers resultiert ein geringer Wandabstand ( $y_h$ ). Dadurch lässt sich die Strömungsgeschwindigkeit ( $u$ ) mit Hilfe des Gesetzes der viskosen Unterschicht direkt mit der lokalen Wandshubspannung korrelieren.

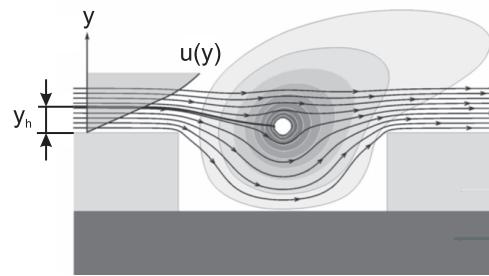


Abb. 4: Wandnahe Umströmung eines Oberflächenhitzdrahtes mit Temperaturverteilung [9]

### 3 ANWENDUNG DER OBERFLÄCHENMESSTECHNIKEN ZUR TRANSITIONSERKENNUNG AN WINDKANALMODELLEN IM PETW

Im Rahmen verschiedener EU-Forschungsprojekte wurden unterschiedliche kryogene Transitionsexperimente mit einer drucksensitiven Copolymerbeschichtung und einem Oberflächenhitzdrahtarray im Pilotkanal des European Transonic Windtunnels durchgeführt. Die Datenerfassung erfolgte mit einem 14-bit Mehrkanalmesssystem.

Zur Charakterisierung des Grenzschichtzustandes wurden verschiedene Methoden der Signalanalyse herangezogen. So wurde der RMS-Wert zur Analyse der mittleren Schwankungsamplituden berechnet. Hohe Schwankungsamplituden, wie sie in transitionalen Grenzschichten auftreten, werden durch hohe RMS-Werte gekennzeichnet [10]. Außerdem wurden Frequenzspektren berechnet, um charakteristische Frequenzbereiche der Grenzschichtinstabilitäten zu bestimmen.

#### 3.1 Transitionserkennung mit einer drucksensitiven Copolymerbeschichtung an einem 2d Modell

Der Einfluss der Vorderkantenrauigkeit auf den laminar-turbulenten Grenzschichtumschlag wurde im Rahmen des EU-Projektes „Fliret“ untersucht. Die Transitionsexperimente wurden mit PSC an einem 2d Modell mit einer Sehnenlänge von  $c = 100\text{mm}$  durchgeführt. Zusätzlich wurde das Modell vom Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) mit Temperature Sensitive Paint (TSP) beschichtet. Zur Erfassung der statischen Druckverteilung wurde

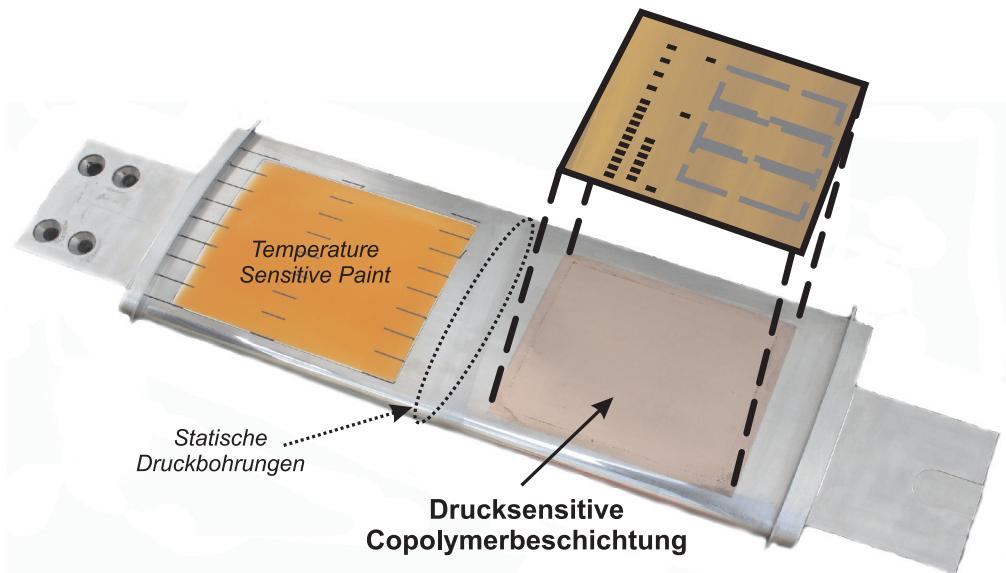


Abb. 5: Instrumentiertes 2d Modell für Transitionsexperimente zum Einfluss der Vorderkantenrauigkeit

sowohl die Druck- als auch die Saugseite des Modells mit statischen Druckbohrungen ausgerüstet.

### 3.1.1 Versuchsträger

Die drucksensitive Copolymerbeschichtung basierte auf einer mehrlagigen Elektronikleiterplatine. Um diese oberflächenbündig zu integrieren wurde eine Tasche von  $70\text{mm}$  (Strömungsrichtung)  $\times 82\text{mm}$  (Spannweitenrichtung) in die Modelloberfläche gefräst. Das instrumentierte PETW Modell ist in Abb. 5 dargestellt. Die sensitive PSC Schicht bestand aus 24 Abgriffstellen mit Einzelgrößen von  $1.5\text{mm}$  (Strömungsrichtung)  $\times 3\text{mm}$  (Spannweitenrichtung). Insgesamt wurde ein Bereich von  $0.20 \leq x/c \leq 0.74$  abgedeckt. Die Abgriffflächen wurden dabei in drei spannweitig versetzten Reihen angeordnet. Die erste Reihe bestand aus 15 Abgriffstellen, die im Bereich von  $0.20 \leq x/c \leq 0.50$  dichter gestaffelt waren. Da bei diesen Versuchen von zweidimensionalen Strömungszuständen auszugehen war, wurde eine zweite Reihe mit sechs Abgriffstellen,  $1.5\text{mm}$  in Strömungsrichtung und  $7\text{mm}$  spannweitig versetzt zur ersten Reihe, angeordnet. Dadurch konnte die räumliche Auflösung im Bereich von  $0.21 \leq x/c \leq 0.365$  erhöht werden. Eine dritte Reihe mit 3 Abgriffstellen an den Positionen  $x/c = 0.20$ ,  $0.50$  und  $0.74$  wurde als Referenz zur ersten Reihe

$14\text{mm}$  spannweitig versetzt angeordnet.

Die letzte Lage der  $0.5\text{mm}$  dünnen Leiterplatine wurde für die elektronischen Bauteile der Ladungsverstärker entworfen. Dadurch konnten die Ladungsverstärker direkt auf diese Lage der Leiterplatine appliziert und somit der Signalpfad verkürzt werden. Um die elektronischen Komponenten ebenfalls in das Modell integrieren zu können, wurden drei tiefer Taschen zusätzlich zur PSC-Tasche in die Modelloberfläche gefräst. Die mit PSC beschichtete Leiterplatine wurde schließlich durch eine Vakuumklebetechnik bündig in die Modelloberfläche appliziert. Durch diese Technik werden zusätzliche Oberflächenunregelmäßigkeiten sowie Konturmodifikationen minimiert. Abschließend wurde die drucksensitive Copolymerschicht mit einer  $200\text{nm}$  dünnen Kupferschicht vakuumbedampft.

Alle Experimente wurden bei einer Anströmmachzahl von  $M_\infty = 0.24$  bei unterschiedlichen Anstellwinkeln durchgeführt. Die Reynoldszahl wurde bei den Versuchen im Bereich von  $1.0 \times 10^6 \leq Re \leq 4.0 \times 10^6$  variiert. Die Grundströmung wurde bei einer maximalen Rauheitsprofilhöhe der Vorderkante von  $R_z = 1\mu\text{m}$  vermessen. Anschließend wurde die Vorderkantenrauigkeit im Bereich von 5% der Sehnenlänge auf der Druck- und 2% auf der Saugseite schrittweise erhöht.

### 3.1.2 Ergebnisse

Die RMS-Verteilungen für unterschiedliche Anstellwinkel bei der Referenzrauigkeit von  $R_z = 1\mu\text{m}$  sowie  $Re = 1.0 \times 10^6$  ( $P_t = 186\text{kPa}$ ,  $T_t = 290\text{K}$ ) sind in Abb. 6 dargestellt.

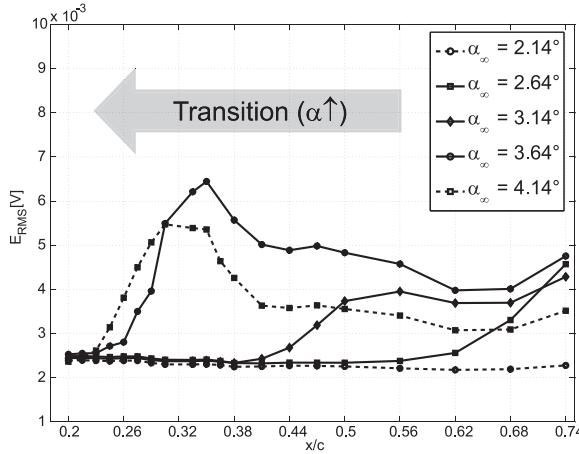


Abb. 6: RMS-Verteilungen, gemessen mit PSC bei einer Vorderkantenrauigkeit von  $R_z = 1\mu\text{m}$ , verschiedenen Anstellwinkeln,  $Re = 1.0 \times 10^6$  ( $P_t = 186\text{kPa}$ ,  $T_t = 290\text{K}$ ) und  $M_\infty = 0.24$

Für den kleinsten Anstellwinkel von  $\alpha_\infty = 2.14^\circ$  wird die laminare Strömung über dem gesamten sensitiven Bereich der PSC-Schicht durch das konstant niedrige Niveau der RMS-Werte repräsentiert. Bei einer Vergrößerung des Anstellwinkels auf  $\alpha_\infty = 2.64^\circ$  ist ein Ansteigen der RMS-Werte stromab von  $x/c > 0.56$  erkennbar. Diese Erhöhung zeigt den Anstieg der Druckschwankungsamplituden in der transitionalen Grenzschicht. Eine weitere Erhöhung des Anstellwinkels wirkt zunehmend destabilisierend auf die Grenzschicht, infolgedessen der laminar-turbulente Grenzschichtumschlag stromauf verschoben wird. Dies wird durch die Stromaufverlagerung des RMS-Anstieges charakterisiert. Die turbulente Grenzschicht wird durch ein konstantes, jedoch im Vergleich zur laminaren Grenzschicht deutlich erhöhtes RMS- Level gekennzeichnet. Daher lässt sich die turbulente Strömung für die Anstellwinkel  $\alpha_\infty = 3.64^\circ$  und  $\alpha_\infty = 4.14^\circ$  stromab von  $x/c \geq 0.41$  bzw.  $x/c \geq 0.38$  erkennen.

Der Einfluss der Reynolds Zahlerhöhung auf die Transition ist in Abb. 7 für  $\alpha_\infty = 1.14^\circ$  dargestellt. Für die Reynoldszahlen  $Re = 1.0 \times 10^6$  ( $P_t = 186\text{kPa}$ ,  $T_t = 290\text{K}$ ) sowie  $Re = 1.5 \times 10^6$  ( $P_t = 278\text{kPa}$ ,  $T_t = 290\text{K}$ ) wird die laminare Grenzschicht erneut durch die gleichmäßige Verteilung sehr gerin-

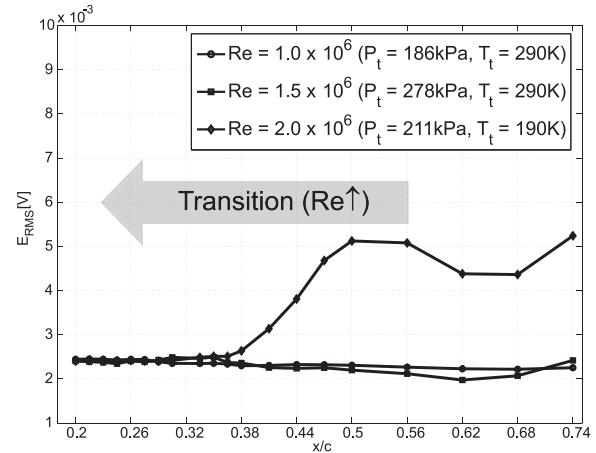


Abb. 7: RMS-Verteilungen, gemessen mit PSC bei einer Vorderkantenrauigkeit von  $R_z = 1\mu\text{m}$ , verschiedenen Reynoldszahlen,  $\alpha_\infty = 1.14^\circ$  und  $M_\infty = 0.24$

ger RMS-Werte repräsentiert. Dahingegen ist die Transition im Bereich von  $0.38 < x/c < 0.62$  bei  $Re = 2.0 \times 10^6$  ( $P_t = 211\text{kPa}$ ,  $T_t = 190\text{K}$ ) aufgrund der erhöhten Amplituden erkennbar.

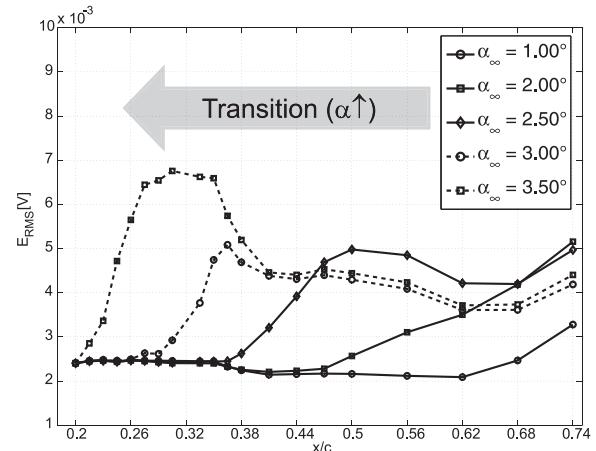


Abb. 8: RMS-Verteilungen, gemessen mit PSC bei einer Vorderkantenrauigkeit von  $R_z = 7\mu\text{m}$ , verschiedenen Anstellwinkeln,  $Re = 1.5 \times 10^6$  ( $P_t = 279\text{kPa}$ ,  $T_t = 290\text{K}$ ) und  $M_\infty = 0.24$

Für eine Vorderkantenrauigkeit von  $R_z = 7\mu\text{m}$  und  $Re = 1.5 \times 10^6$  ( $P_t = 279\text{kPa}$ ,  $T_t = 290\text{K}$ ) ist der Einfluss des Druckgradienten auf die Transitionslage in Abb. 8 gezeigt. Auch hier lässt sich die Stromaufverschiebung der Transition - forciert durch die Anstellwinkelerhöhung - erkennen. Während sich die Transition für  $\alpha_\infty = 1^\circ$  stromab von  $x/c > 0.62$  detektieren lässt, erfolgt der Umschlag bei  $\alpha_\infty = 3.5^\circ$  bereits im Bereich  $0.20 < x/c < 0.41$ .

Bei gleicher Vorderkantenrauigkeit von  $R_z = 7\mu m$  ist die Abhängigkeit der Transitionslage von der Reynoldszahl in Abb. 9 für einen festen Anstellwinkel von  $\alpha_\infty = 2^\circ$  dargestellt. Während der minimale RMS-Anstieg stromab von  $x/c > 0.68$  für  $Re = 1.0 \times 10^6$  ( $P_t = 186 kPa$ ,  $T_t = 290 K$ ) das frühtransitionale Stadium charakterisiert, verschiebt sich die Transition mit zunehmender Reynoldszahl langsam stromauf.

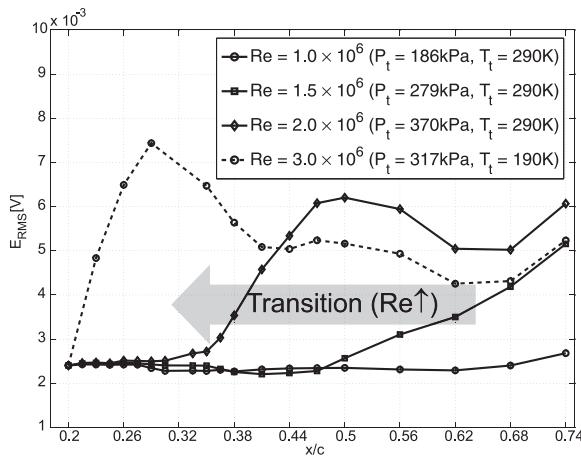


Abb. 9: RMS-Verteilungen, gemessen mit PSC bei einer Vorderkantenrauigkeit von  $R_z = 7\mu m$ , verschiedenen Reynoldszahlen,  $\alpha_\infty = 2^\circ$  und  $M_\infty = 0.24$

Der Einfluss unterschiedlicher Vorderkantenrauigkeiten bei  $Re = 1.0 \times 10^6$  ( $P_t = 186 kPa$ ,  $T_t = 290 K$ ) und  $\alpha_\infty = 3^\circ$  ist in Abb. 10 gezeigt. Für eine Rauigkeit von  $R_z = 15\mu m$  ist im transitionalen Bereich ein geringer Anstieg der Amplituden erkennbar. Ein signifikanter Einfluss auf die Transitionsslage ist für diese Strömungsbedingungen jedoch nicht detektierbar. In Abb. 11 sind die RMS-Verteilungen bei gleichen Randbedingungen, jedoch einem größeren Anstellwinkel von  $\alpha_\infty = 4^\circ$  gezeigt. Auch aus dieser Abbildung lässt sich kein bedeutender Einfluss der Vorderkantenrauigkeit auf die Transitionsslage identifizieren. Lediglich der bereits erläuterte Effekt des ungünstigen Druckgradienten auf die Transitionsslage ist bei einem Vergleich mit Abb. 10 erkennbar.

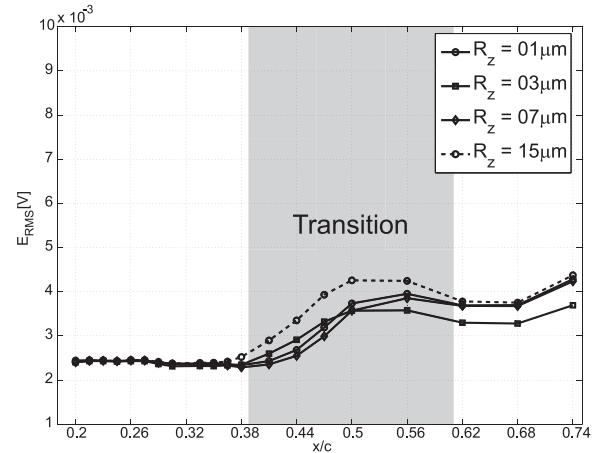


Abb. 10: RMS-Verteilungen, gemessen mit PSC für unterschiedliche Vorderkantenrauigkeiten,  $\alpha_\infty = 3^\circ$ ,  $Re = 1.0 \times 10^6$  ( $P_t = 186 kPa$ ,  $T_t = 290 K$ ) und  $M_\infty = 0.24$

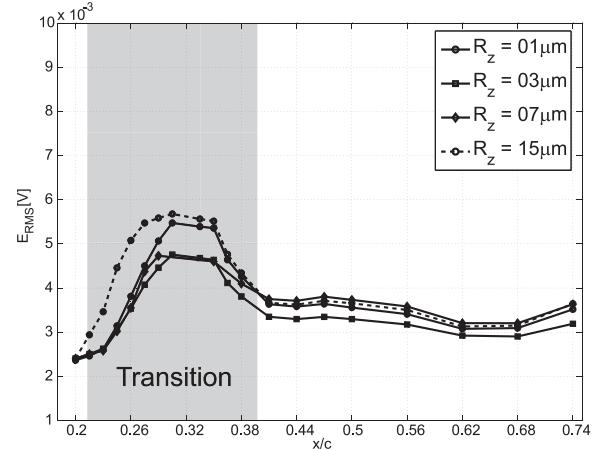


Abb. 11: RMS-Verteilungen, gemessen mit PSC für unterschiedliche Vorderkantenrauigkeiten,  $\alpha_\infty = 4^\circ$ ,  $Re = 1.0 \times 10^6$  ( $P_t = 186 kPa$ ,  $T_t = 290 K$ ) und  $M_\infty = 0.24$

### 3.2 Transitionserkennung mit einem Oberflächenhitzdraht-Array an einem gepfeilten 2d Modell

Im Rahmen des EU-Forschungsprojektes „Eurolift II“ wurde die Funktionalität der Oberflächenhitzdrahtmesstechnik unter kryogenen Strömungsbedingungen untersucht. Dazu wurden Transitionsexperimente an einem gepfeilten 2d Modell mit einem Oberflächenhitzdrahtarray durchgeführt. Zusätzlich instrumentierte das DLR den Versuchsträger mit einem Oberflächenheißfilmarray. Die Experimente wurden bei variablen Anstellwinkeln und Reynoldszahlen für eine Anströmmachzahl von  $M_\infty = 0.20$  durchgeführt.

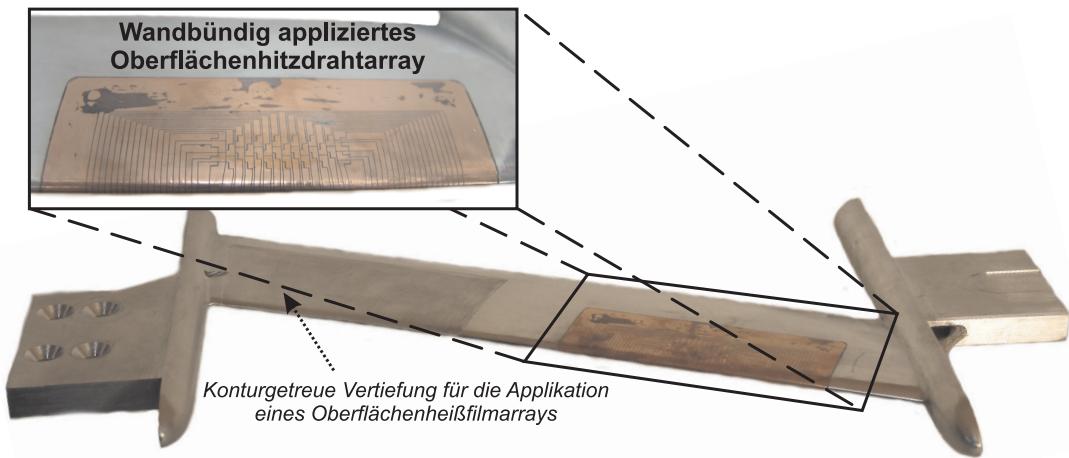


Abb. 12: Oberflächenhitzdraht-Array auf einem gepfeilten 2d Modell für Transitionsexperimente

### 3.2.1 Versuchsträger

Für die Transitionsexperimente im PETW wurde ein Oberflächenhitzdrahtarray, bestehend aus 32 Sensoren in Strömungs- und Spannweitenrichtung, entworfen. Insgesamt erstreckte sich der Sensorbereich von  $0.10 \leq x/c \leq 0.21$ . Das mit dem Oberflächenhitzdrahtarray instrumentierte 2d Modell mit einer Sehnenlänge von  $c = 68mm$  und einem Vorderkantenvorderwinkel von  $\phi = 25^\circ$  ist in Abb. 12 dargestellt.

Da das Sensorarray um die Vorderkante appliziert werden sollte, wurde als Trägermaterial eine flexible, kupferbeschichtete Kaptonfolie gewählt. Diese Folie wurde mit Hilfe der Vakuumklebetechnik oberflächenbündig in eine Tasche auf das Modell geklebt. Um zusätzliche Oberflächenrauigkeiten zu minimieren, wurden die Kavitäten anschließend aufgefüllt. Durch die Verwendung des flexiblen Basismaterials konnten die Sensoren auf der Druckseite des Modells kontaktiert werden. Dazu wurden  $0.2mm$  dünne, isolierte Drähte verwendet. Zur Vermeidung zusätzlicher Störeinflüsse durch die Sensoranschlüsse wurden diese Drähte in einer Nut mit der Folie verlötet. Diese Nut wurde anschließend aufgefüllt und bündig mit der Modelloberfläche verschliffen. Außerhalb der Messstrecke wurden die isolierten Drähte für die Datenübertragung an die Konstant-Temperatur-Anemometer an Koaxialkabel kontaktiert. Um die Bedingungen am ETW (European Transonic Windtunnel) zu simulieren, wurden bei diesem Test Kabellängen von  $l = 25m$  verwendet. Aufgrund der großen Leitungslängen wurden spezielle Koaxialka-

bel benutzt, die einen sehr geringen spezifischen Widerstand aufweisen. Dadurch lagen die Kabelwiderstände deutlich unter den Sensorwiderständen. Zur Simulation der kryogenen Bedingungen bei ETW-Tests wurden zwei Drittel der Kabellängen in das Pleumon gelegt.

### 3.2.2 Ergebnisse

Die Experimente zum Einfluss des Druckgradienten auf die Transitionslage wurden für die Reynoldszahl  $Re = 0.42 \times 10^6$  bei ambienten Strömungsbedingungen ( $P_t = 120kPa$ ,  $T_t = 290K$ ) durchgeführt. Das in Abb. 13 dargestellte konstant niedrige RMS-Level der Sensoren in Strömungsrichtung charakterisiert deutlich die laminare Strömung im Sensorbereich von  $0.10 \leq x/c \leq 0.21$  für  $\alpha_\infty = 4^\circ$ . Eine Erhöhung des Anstellwinkels auf  $\alpha_\infty = 5^\circ$  führt zu einem Anstieg der RMS-Werte stromab von  $x/c > 0.10$  und lässt somit auf den laminar-turbulenten Grenzschichtumschlag schließen. Zusätzlich ist der RMS-Anstieg flacher im Vergleich zur RMS-Verteilung bei  $\alpha_\infty = 6^\circ$ . Bei diesem Anstellwinkel ist das Niveau der Schwankeungsamplituden insgesamt höher und erreicht bei  $x/c = 0.135$  sein Maximum. Stromab dieser Position sinken die Amplituden, bleiben jedoch im Vergleich zum laminaren Fall auf einem erhöhten Niveau und charakterisieren daher die turbulente Grenzschicht. Folglich wurde die Transition aufgrund der Anstellwinkelvergrößerung stromauf verschoben.

Zur Bestimmung des charakteristischen Frequenz-

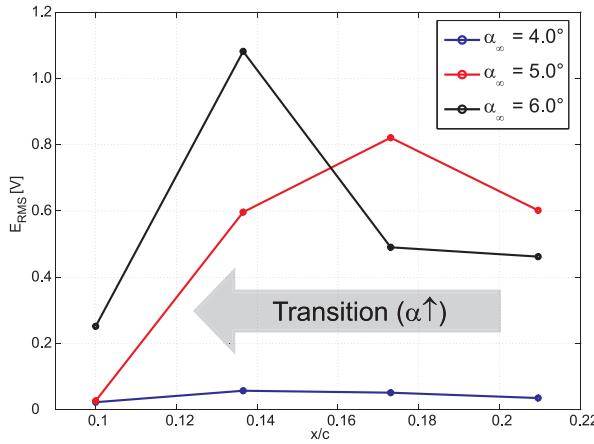


Abb. 13: RMS-Verteilungen der Oberflächenhitzaufnehmer in Strömungsrichtung bei verschiedenen Anstellwinkeln,  $Re = 0.42 \times 10^6$  ( $P_t = 120kPa$ ,  $T_t = 290K$ ) und  $M_\infty = 0.20$

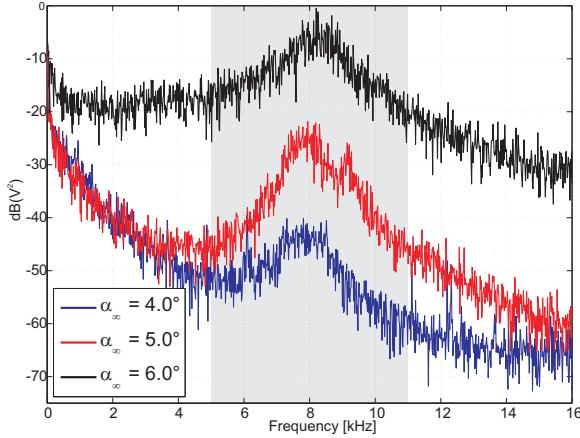


Abb. 14: Leistungsspektren eines einzelnen Oberflächenhitzaufnahmesensors gemessen an der Position  $x/c = 0.10$  bei verschiedenen Anstellwinkeln,  $Re = 0.42 \times 10^6$  ( $P_t = 120kPa$ ,  $T_t = 290K$ ) und  $M_\infty = 0.20$

bereiches sind die Leistungsspektren für die identischen Strömungsbedingungen an der Sensorposition  $x/c = 0.10$  berechnet und in Abb. 14 dargestellt worden. Obwohl die RMS-Verteilung für  $\alpha_\infty = 4^\circ$  noch nicht auf eine transitionale Grenzschicht schließen lässt, kann im Leistungsspektrum bereits eine charakteristische Anhebung dominanter Frequenzen zwischen  $5.0 \leq F \leq 11.0\text{kHz}$  detektiert werden. Eine Vergrößerung des Anstellwinkels auf  $\alpha_\infty = 5^\circ$  führt zu einer Anhebung der Amplituden in diesem Bereich. Im Vergleich dazu führt eine weitere Anstellwinkelvergrößerung zu einer Anhebung der Amplituden im gesamten Frequenzbereich. Da das Spektrum je-

doch immer noch von dem bereits definierten, charakteristischen Frequenzbereich dominiert wird, kann somit auf ein spättransitionales Grenzschichtstadium geschlossen werden.

Zur Verdeutlichung dieser Ergebnisse sind in Abb. 15 die Zeitschreibe der Sensoren in Strömungsrichtung für  $\alpha_\infty = 5^\circ$  aufgetragen. In Übereinstimmung mit der RMS Verteilung sind die Schwankungsamplituden an der Stromlinienposition  $x/c = 0.10$  sehr gering. Der vergrößerte Ausschnitt des Zeitsignals an dieser Position zeigt deutlich die charakteristischen Wellenpakete der Tollmien-Schlichting (TS) Instabilitäten, deren mittlere Frequenz sich in Übereinstimmung mit dem Spektrum zu  $F = 8.0\text{kHz}$  bestimmen lässt. Stromab dieser Position ist ein deutlicher Anstieg der Schwankungsamplituden erkennbar. Die TS-Wellenpakete lassen sich jedoch nicht mehr eindeutig identifizieren.

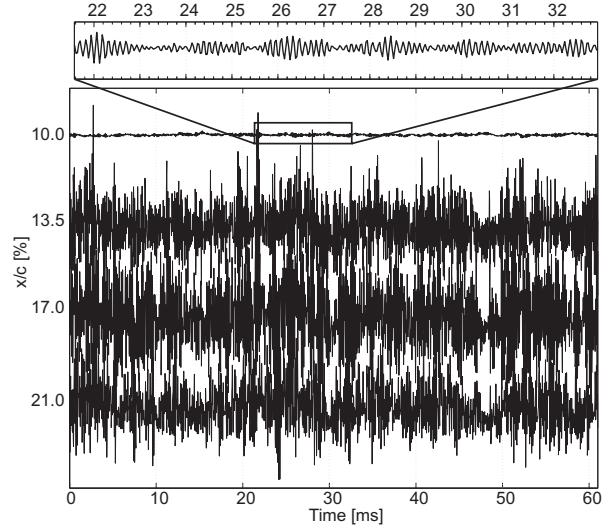


Abb. 15: Zeitschreibe der Oberflächenhitzaufnehmer in Strömungsrichtung bei  $\alpha_\infty = 5^\circ$ ,  $Re = 0.42 \times 10^6$  ( $P_t = 120kPa$ ,  $T_t = 290K$ ) und  $M_\infty = 0.20$

Die Abhängigkeit der charakteristischen Grenzschichtinstabilitäten von der Reynoldszahl ist in Abb. 16 verdeutlicht. In dieser Abbildung sind die Leistungsspektren eines Einzelsensors an der Position  $x/c = 0.10$  für einen Anstellwinkel von  $\alpha_\infty = 3^\circ$  bei variablen Reynoldszahlen dargestellt und der Anstieg der charakteristischen Frequenzen mit Erhöhung der Reynoldszahl gezeigt. Für  $Re = 0.42 \times 10^6$  ( $P_t = 120kPa$ ,  $T_t = 290K$ ) lässt sich die mittlere Frequenz zu  $F = 8.4\text{kHz}$  bestimmen und ist somit aufgrund des geringen Anstellwinkels etwas größer

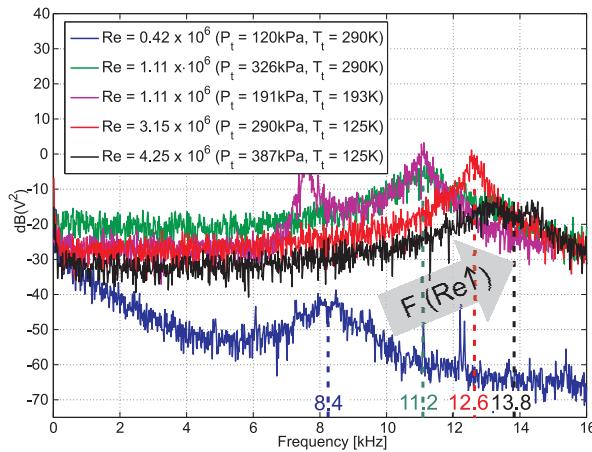


Abb. 16: Leistungsspektren eines einzelnen Oberflächenhitzdrahtes gemessen an der Position  $x/c = 0.10$  bei verschiedenen Reynoldszahlen,  $\alpha_\infty = 3^\circ$  und  $M_\infty = 0.20$

als bereits detektiert. Wird die Reynoldszahl auf  $Re = 1.11 \times 10^6$  erhöht, verschiebt sich die mittlere Frequenz zu  $F = 11.2\text{kHz}$ . Um einen Einfluss des Gesamtdruckes und der Gesamttemperatur auf die Ergebnisse auszuschließen, sind in der Abbildung die Spektren bei identischer Reynoldszahl, jedoch unterschiedlichen Gesamtgrößen, vergleichend dargestellt. Dabei sind geringfügige Abweichungen in den Amplituden erkennbar, die aus dem individuellen Abgleich der Messbrücken bei den unterschiedlichen Strömungstemperaturen resultieren. Außerdem ist im Spektrum der niedrigeren Temperatur eine Anhebung im Bereich von  $F = 7.5\text{kHz}$  ersichtlich, die von der Elektronik aufgrund eines unzureichenden Abgleichs verursacht wird. Der charakteristische Frequenzbereich lässt sich jedoch für beide Strömungsbedingungen übereinstimmend detektieren. Zusätzlich sind die Amplituden im gesamten Frequenzbereich erhöht und charakterisieren somit ein späteres transitionales Stadium im Vergleich zu  $Re = 0.42 \times 10^6$ . Wird die Reynoldszahl weiter erhöht, so lässt sich ebenfalls eine Verschiebung der mittleren Frequenzen erkennen. Für  $Re = 3.15 \times 10^6$  ( $P_t = 290\text{kPa}$ ,  $T_t = 125\text{K}$ ) kann diese mit  $F = 12.6\text{kHz}$  und für  $Re = 4.25 \times 10^6$  ( $P_t = 387\text{kPa}$ ,  $T_t = 125\text{K}$ ) mit  $F = 13.8\text{kHz}$  bestimmt werden.

## 4 ZUSAMMENFASSUNG

Drucksensitive Copolymerbeschichtungen und Oberflächenhitzdrahtsensoren wurden erfolgreich zur Transitionserkennung unter kryogenen Bedingungen im Pilot Windkanal des European Transonic Windtunnel eingesetzt. Die Experimente wurden im Machzahlbereich von  $0.20 \leq M_\infty \leq 0.24$  bei variablen Gesamtdrücken und -temperaturen durchgeführt. Um den Einfluss der Vorderkantenrauigkeit auf die Transitionsslage zu bestimmen, wurde ein 2d Modell mit PSC ausgerüstet und im PETW untersucht. Dazu wurde die maximale Rauheitsprofilhöhe im Bereich von  $1\mu\text{m} \leq R_z \leq 15\mu\text{m}$  variiert. Bei einer Reynoldszahl von  $Re = 1 \times 10^6$  zeigten die Ergebnisse jedoch keinen signifikanten Einfluss auf die Transitionsslage. Die Stromaufverschiebung der Transition durch eine Anstellwinkel erhöhung sowie einer Vergrößerung der Reynoldszahl konnte gezeigt werden.

Außerdem wurde die Transitionserkennung mit Oberflächenhitzdrähten unter kryogenen Bedingungen demonstriert. Neben der Stromaufverschiebung der Transition durch eine Erhöhung des Anstellwinkels konnte auch die Detektion der charakteristischen Tollmien-Schlichting Wellenpakete gezeigt werden. Zusätzlich wurde die Verschiebung des charakteristischen Frequenzbereiches mit steigender Reynoldszahl gezeigt.

Die präsentierten Ergebnisse zeigen deutlich die Fähigkeit beider Messtechniken zur Transitionserkennung unter kryogenen Strömungsbedingungen.

## Danksagung

Die Arbeiten mit drucksensitiven Copolymerbeschichtungen wurden im Rahmen des EU-Forschungsprojektes „Flight Reynolds Number Testing“ (Fliret) und des DFG Schwerpunktprogramms 1147 „Bildgebende Messverfahren für die Strömungsanalyse“ unterstützt. Die Experimente zur Anwendung der Oberflächenhitzdrahtsensoren erfolgten im Rahmen des EU-Projektes „European High Lift Programme (Eurolift) II“.

Ein besonderer Dank richtet sich an dieser Stelle außerdem an die Mitarbeiter des ETW und an die Kollegen des DLR für die hervorragende Zusammenarbeit.

## Literatur

- [1] Spazzini, P.G., Iuso, G., Onorato, M., Zurlo, N., *Design, Test and Validation of a Probe for Time-Resolved Measurement of Skin Friction*, Measurement Science and Technology Vol. 10, pages 631-639, 1999
- [2] Sheplak, M., Spina, E.F., McGinley, C.B., *Progress in Hot-Film Anemometry for Hypersonic Flow*, Experimental Thermal and Fluid Science Vol. 13, pp. 21-28, Elsevier Science, 1996.
- [3] Hoefener, L., Leuckert, J., Neitzke, K.-P., Hucker, M.J., Warsop, C., Nitsche, W., *Application of Advanced Surface Sensors for the Detection and Control of Flow Separation on an Industrial High-lift Configuration*, ICAS 2006-347, Proceedings of the 25th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Germany, 2006.
- [4] Engert, M., Pätzold, A., Becker, R., Nitsche, W., *Active Cancellation of Tollmien-Schlichting Instabilities in Compressible Flows Using Closed-Loop Control*, IUTAM Book Series-IUTAM Symposium on Flow Control and MEMS Vol.7, pp. 319-331, Springer, Netherland, 2008.
- [5] Nitsche, W., Mirow, P., Szodruch, J., *Piezoelectric foils as a means of sensing unsteady surface forces*, Experiments in Fluids Vol. 7, pp. 111-118, Springer, Germany, 1989.
- [6] Peltzer, I., Nitsche, W., *Experimental Investigations of Natural and Controlled Transition on a Laminar Flow Airfoil*, Recent Results in Laminar-Turbulent Transition, Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design Vol. 86, pp. 269-280, Springer, Germany, 2003.
- [7] Domhardt, J., Leuckert, J., Peltzer, I., Nitsche, W., *Measurement of Unsteady Surface Forces by Means of Piezoelectrical Copolymer Coatings*, New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics VI, Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design Vol. 96, pp. 96-103, Springer, Germany, 2007.
- [8] Sturzebecher, D., Anders, S., Nitsche, W., *The Surface Hot Wire as a Means of Measuring Mean and Fluctuating Wall Shear Stress*, Experiments in Fluids Vol. 31, pp. 294-301, Germany, 2001.
- [9] Nitsche, W., Brunn, A., *Strömungsmesstechnik*, 2. aktualisierte Aufl., Springer Verlag/VDI, Germany, 2006.
- [10] Greff, E., *In-Flight Measurement of Static Pressures and Boundary-Layer State with Integrated Sensors*, Journal of Aircraft Vol. 28, pp. 289–299, 1991.