

Qualifizierung eines Messaufbaus zur Untersuchung eines Tragflügels in turbulenter Anströmung bei niedrigen Reynolds-Zahlen

Sebastian Herbst, Rainer Hain und Christian J. Kähler

Institut für Strömungsmechanik und Aerodynamik, Universität der Bundeswehr München
Werner-Heisenberg-Weg 39, 85577 Neubiberg

Key words: MAV, SD7003, Gitterturbulenz

Zusammenfassung

„Micro Air Vehicles“ (MAVs) sind zunehmend im Fokus ziviler und militärischer Forschung. Die kleinen Drohnen sind zur Aufklärung und Datengewinnung in geringen Höhen vorgesehen, wo der Zugang am Boden oder durch bemannte Flugkörper nicht möglich oder zu riskant ist. Die Flugbedingungen in der bodennahen Grenzschicht sind charakterisiert durch großskalige turbulente Strukturen hoher Intensität, die stark von lokalen Geländeformen und Wetterbedingungen abhängen. Diese turbulenten Bewegungen erschweren einen kontrollierten Flug speziell für kleine Fluggeräte mit geringen Geschwindigkeiten. Für niedrige Reynolds-Zahlen (Re) im Bereich zwischen $3 \cdot 10^4 - 2 \cdot 10^5$ sind in Windkanalversuchen zudem signifikante Einbrüche des Auftriebs zu beobachten, welche mit dem Auftreten laminarer Ablöseblasen einhergehen. Um diese Effekte an einem Flügel endlicher Spannweite (SD7003) zu untersuchen, wurde ein Versuchsaufbau realisiert, der in der vorliegenden Arbeit vorgestellt werden soll. Hierbei wird insbesondere auf die Erzeugung der Gitterturbulenz und Herausforderungen bei der Bereitstellung homogenen Seedings eingegangen. Die Untersuchungen zeigen, dass die Turbulenz der Anströmung einen sehr großen Effekt auf das Grenzschichtverhalten des Flügels hat.

Einleitung

Bei Flughöhen von wenigen hundert Metern bewegen sich MAVs im unteren Bereich der Troposphäre, welche auch als bodennahe oder atmosphärische Grenzschicht (engl. atmospheric boundary layer) bezeichnet wird. Der Turbulenzgrad (Tu) in dieser Schicht erreicht auf Grund der geringen Fluggeschwindigkeiten sehr hohe Werte. Abhängig von Windstärke und -richtung, sowie der Beschaffenheit des Terrains sind Werte von $Tu = 4 - 40$ % realistisch (Watkins et al. 2006). Die Verteilung der turbulenten Strukturen (S) in der Grenzschicht (GS) ist sehr komplex. Sehr kleine Strukturen, welche deutlich kleiner sind als die Profiltiefe des Flügels ($S \ll l$), stellen statistisch über den Flügel verteilt keine signifikante Störung dar. Große Strukturen ($S \gg l$) bewirken vor allem eine Änderung von Auftrieb und Anstellwinkel und sind ebenfalls kein Problem für die Steuerung des Flugkörpers. Anders sieht es für Strukturen in der Größenordnung der Flügelgeometrie aus ($S \approx l$). Diese haben starke Schwankungen der Kräfte entlang der Flügelachsen zur Folge und können somit zu schwer kompensierbaren Rollmomenten führen (Watkins 2006). Der Einfluss dieser Strukturen sowie die Auswirkung des vergleichsweise hohen Turbulenzgrades sind wichtige Parameter bei der Auslegung eines MAV und waren in den vergangenen Jahren zunehmend Thema wissenschaftlicher Arbeiten.

Um die Auswirkung der Strömung in der GS auf einen Flügel bei geringen Reynolds-Zahlen zu untersuchen, wurden zahlreiche Messungen durchgeführt. Liu (1992) hat einen Wortmann Flügel auf einem Stab montiert und in der GS untersucht. Da jedoch die Strömungsbedingungen außerhalb eines Labors nicht kontrolliert werden können, erfolgen die meisten Untersuchungen in Wind- oder Wasserkanälen. Die Replikation der turbulenten Grenzschichtströmung erfolgt dann über Turbulenzgitter (Comte-Bellot und Corrsin 1966, Roach 1987), wobei die Größe der Strukturen durch den Querschnitt der Messstrecke begrenzt ist. Hierdurch wird das Spektrum der Turbulenz zwar signifikant beschnitten, die

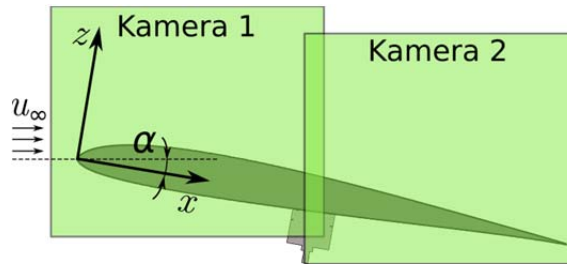


Abb. 1: Schematische Darstellung der Beobachtungsfenster.

aerodynamisch interessantesten Strukturen von der Größenordnung der Flügelgeometrie (s.o.) können jedoch reproduziert werden. Untersuchungen zu MAV relevanten Strömungsbedingungen wurden beispielsweise von Loxton (2011), Ravi et al. (2011) und Fischer (2013) durchgeführt. Der untersuchte Turbulenzgrad dieser Arbeiten liegt zwischen 7% und 12% und die integrale Strukturgröße lag im Bereich der Sehnenlänge der verwendeten angestellten Platte. Laminare Ablöseblasen treten hier nicht mehr auf, stattdessen zeigt sich ein Wechselspiel zwischen anliegender Strömung und Ablösung an der Vorderkante (Ravi et al. 2012). Die angeführten Arbeiten konzentrieren sich auf zweidimensionale Strömungen, bei denen das Flügelprofil durch Endplatten begrenzt ist. Das in dieser Arbeit vorgestellte Experiment soll an diese Arbeiten anknüpfen und die Einflüsse der Turbulenz auf einen gewölbten Flügel endlicher Spannweite untersuchen.

Messaufbau

Untersucht wurde ein Flügel aus Kohlefaser mit dem Profil SD7003, einer Sehnenlänge von $l = 0,2$ m und einer Spannweite von $b = 0,4$ m. Das Profil wurde gewählt, da es bereits vielfach Bestandteil wissenschaftlicher Arbeiten war und somit eine Datenbasis für Vergleiche zur Verfügung steht. Die Messungen wurden im Atmosphärischen Windkanal München (AWM) durchgeführt. Dieser hat eine 22 m lange Messstrecke mit einem Querschnitt von 1,85 m mal 1,85 m. Der Kanal erreicht Geschwindigkeiten zwischen 0–45 m/s. Zur Bestimmung des Geschwindigkeitsfeldes auf der Saugseite des Flügels wurden PIV Messungen (2D2C) durchgeführt. Als Tracerpartikel dienten Tropfen von etwa $1 \mu\text{m}$ Durchmesser auf Basis von Di-Ethyl-Hexyl-Sebacat (DEHS). Als Lichtquelle wurde ein Spectra Physics Quanta-Ray PIV 400 Nd:YAG Doppelpuls laser eingesetzt. Die Messebene befindet sich bei allen Messungen entlang der Flügelmittelachse bei $y = 0$. Um die Auflösung der Aufnahmen zu erhöhen wurden zwei Imager sCMOS Kameras mit einer Sensorgröße von jeweils 2560×2160 px verwendet. Abbildung 1 zeigt schematisch den Messaufbau.

Experimente

Die vorgestellten Ergebnisse setzen sich aus zwei Messreihen zusammen. Zunächst wurde der Flügel für eine Referenzmessung ohne Turbulenzgitter 3 m hinter dem Einlass der

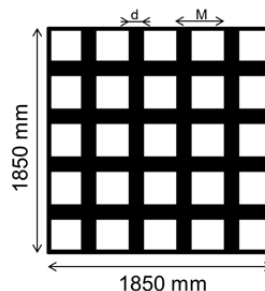


Abb. 2: Turbulenzgitter aus Multiplexplatten, $d = 130$ mm, $M = 405$ mm.

Tab. 1: PIV Parameter

Parameter	Smooth	Turbulent
PIV Modus	2D2C double frame (sum of correlation)	2D2C double frame
Abbildungsmaßstab, mm/px	0,0429	0,0428
Kamera	2xImager sCMOS	2xImager sCMOS
Sensorauflösung, px	2560x2160	2560x2160
Beobachtungsfenster, mm ²	206x92	211x92
dt, µs	150	250 / 520
Bildanzahl	2000	2000
Abfragefenster, px	16x16	24x24
Vektorabstand, mm	0,343	0,514

Messstrecke positioniert. Die Bestimmung des Turbulenzgrades von $Tu = 0,5\%$ wurde ohne das eingebrachte Seeding über eine Hitzdrahtmessung vorgenommen. Um die Anströmung eines MAV in der GS im Windkanal nachzustellen, wurde anschließend ein biplanares Turbulenzgitter aus Multiplexplatten verwendet, mit Brettern der Breite $d = 130\text{ mm}$ und der Maschenweite $M = 405\text{ mm}$ (s. Abbildung 2). Die Strömung hinter dem Gitter wurde für zwei Geschwindigkeiten durch Hitzdrahtmessungen entlang der Kanalmittelachse charakterisiert. X-Draht Messungen wurden durchgeführt, um die Isotropie der Turbulenz zu ermitteln. Der Flügel wurde in einem Abstand von $6,5\text{ m}$ stromab des Gitters in die Strömung eingebracht. Wie in Abbildung 3 gezeigt, wird an dieser Stelle ein Turbulenzgrad von $Tu = 10\%$ und eine integrale Strukturgröße von $L_{xx} = 0,32\text{ m}$ erreicht. Der Quotient $\overline{u'^2} / \overline{v'^2}$ – ein Maß für die Isotropie der Strömung – erreicht an dieser Stelle etwa $1,1$. Der Anstellwinkel des Flügels beträgt für beide vorgestellten Fälle $\alpha = 4^\circ$.

Seeding Tests

Für die Messungen ohne Turbulenz in der Strömung wurden vorab mehrere Varianten zur Einbringung von Seeding untersucht. Ziel war es eine Methode zu finden, welche möglichst geringe Störungen in die Strömung einbringt. Betrachtet wurden ein innen hohles $0,45\text{ m}$ langes und an der Hinterkante geöffnetes NACA0012 Profil ($l = 0,1\text{ m}$, 20 Löcher mit $D = 5\text{ mm}$), L-förmige Lanzen, sowie ein angebohrtes 1 m langes Rohrstück (45 Löcher mit $D = 8\text{ mm}$). Die Lanzen und das Rohr wurden in einem Abstand von 7 m vor dem Modell in der Vorkammer mit dem Querschnitt $6 \times 6\text{ m}^2$ eingebracht. Das NACA Profil konnte nicht in der Vorkammer befestigt werden, ohne weitere Störungen einzubringen. Daher wurde dieses in der Messstrecke im Abstand von 3 m zum Modell befestigt. Abbildung 4 zeigt, dass sich die untersuchten Varianten zwar unterscheiden, ein homogenes Seeding konnte allerdings nicht erreicht werden. Bei allen drei Tests sind Strukturen zu sehen, die mit der Strömung stromab konvektieren. Die Kontraktion (9:1) zwischen Vorkammer und Messstrecke scheint keinen signifikanten Einfluss auf die Strukturen zu haben. Die beste Seedingqualität wurde mit den

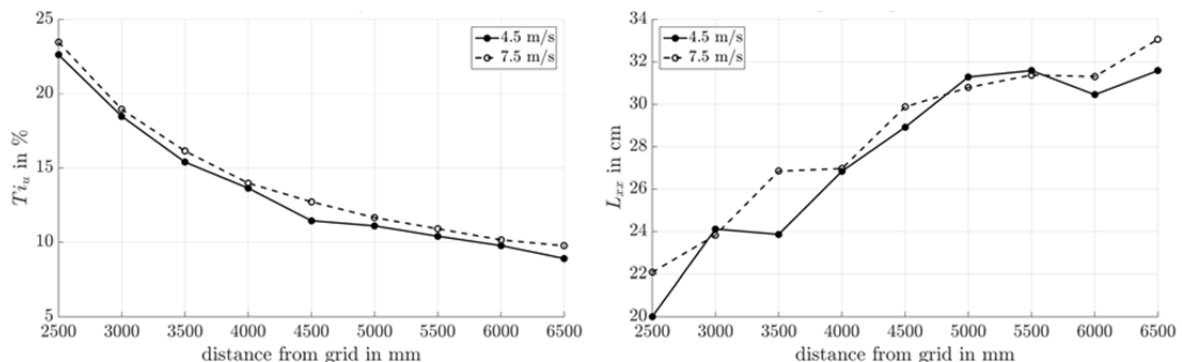


Abb. 3: Turbulenzintensität und integrale Längenskala hinter dem Turbulenzgitter (mit Hitzdraht gemessen).

NACA Profil erreicht. Allerdings sind auch hier über PIV nur mittlere Felder unter Verwendung von sum-of-correlation Algorithmen zu erhalten. Alle Ergebnisse für den Fall ohne Turbulenz sind auf Basis dieses in der Software DaVis (LaVision GmbH) enthaltenen Algorithmus berechnet. Die Messreihe hinter dem Turbulenzgitter konnte auf Grund der guten Durchmischung durch die Gitterturbulenz mit homogenem Seeding versorgt und die Aufnahmen über einen konventionellen 2D2C Algorithmus ausgewertet werden. Die relevanten Parameter beider Konfigurationen sind in Tabelle 1 angegeben.

PIV Ergebnisse

Abbildung 5 zeigt das Geschwindigkeitsfeld auf der Saugseite des Flügels bei ungestörter Anströmung. Für ein 2D Profil (SD7003) beobachten Ol et al. (2005) eine laminare Ablöseblase mit einer maximalen Blasenhöhe von $h_{max}/c = 0,028$ ($Tu = 0,1 \%$, $Re = 60000$, $\alpha = 4^\circ$). Bei einer vergleichbaren Auflösung ist für den dreidimensionalen Fall ($Tu = 0,5 \%$, $Re = 60000$, $\alpha = 4^\circ$) keine laminare Ablöseblase zu sehen. Allein der erhöhte Turbulenzgrad sollte die Blase nicht derart stauchen, dass sie nicht mehr aufgelöst werden kann; Hain et al. (2009) geben bei $Tu = 0,28 \%$ immerhin eine Blasenhöhe von $h_{max}/c = 0,021$ ($Re = 66000$, $\alpha = 4^\circ$) an. Es wird daher angenommen, dass mit der Dreidimensionalität der Strömung ein weiterer Effekt hinzukommt, der entweder zu einer Stauchung führt oder gar dafür sorgt, dass es nicht zur Ausbildung einer laminaren Ablöseblase kommt. Um diese Forschungshypothese genauer zu untersuchen, wäre eine höhere Ortsauflösung durch beispielsweise Particle Tracking Velocimetry erforderlich, was jedoch nicht Gegenstand der aktuellen Untersuchung ist. Die Ergebnisse der Messung hinter dem Turbulenzgitter bei einer etwas geringeren Reynolds-Zahl sind in Form von mittleren Feldern in Abbildung 6 a) und b) dargestellt; ein instantanes Bild ist in c) gezeigt. In Übereinstimmung mit Ravi et al. (2012) ist auch hier keine Ablöseblase zu sehen.

Um das Grenzschichtverhalten auf der Saugseite genauer zu untersuchen, ist in Abbildung 7 (links) die Grenzschichtdicke über der Profiltiefe aufgetragen. Diese kann in guter Näherung an δ_{99} bis zu etwa $x/l = 0,8$ über den Geschwindigkeitsgradienten bestimmt werden (Vinuesa et al. 2016). Es ist zu erkennen, dass die Grenzschicht bei stark turbulenter Anströmung

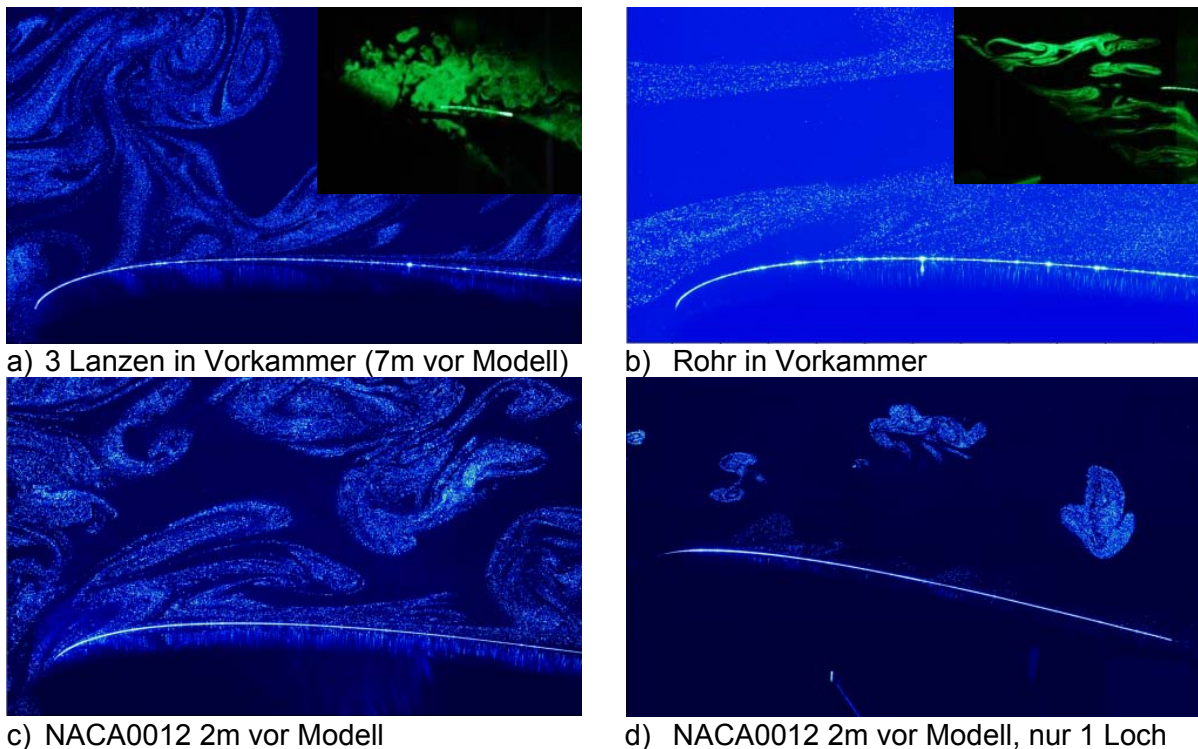


Abb. 4: Aufnahmen verschiedener Testvarianten zur Seedingqualität bei ungestörter Anströmung

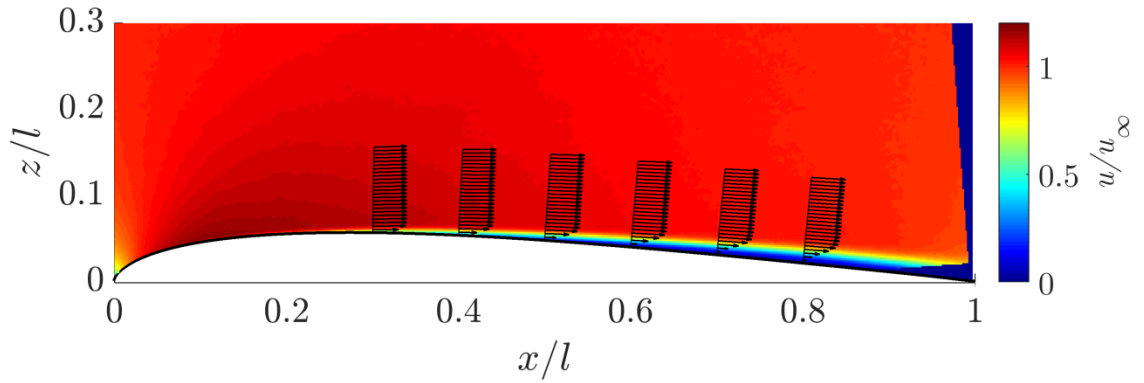


Abb. 5: Gemittetes Geschwindigkeitsfeld, $\alpha = 4^\circ$, $Re = 60000$, $Tu=0,5\%$.

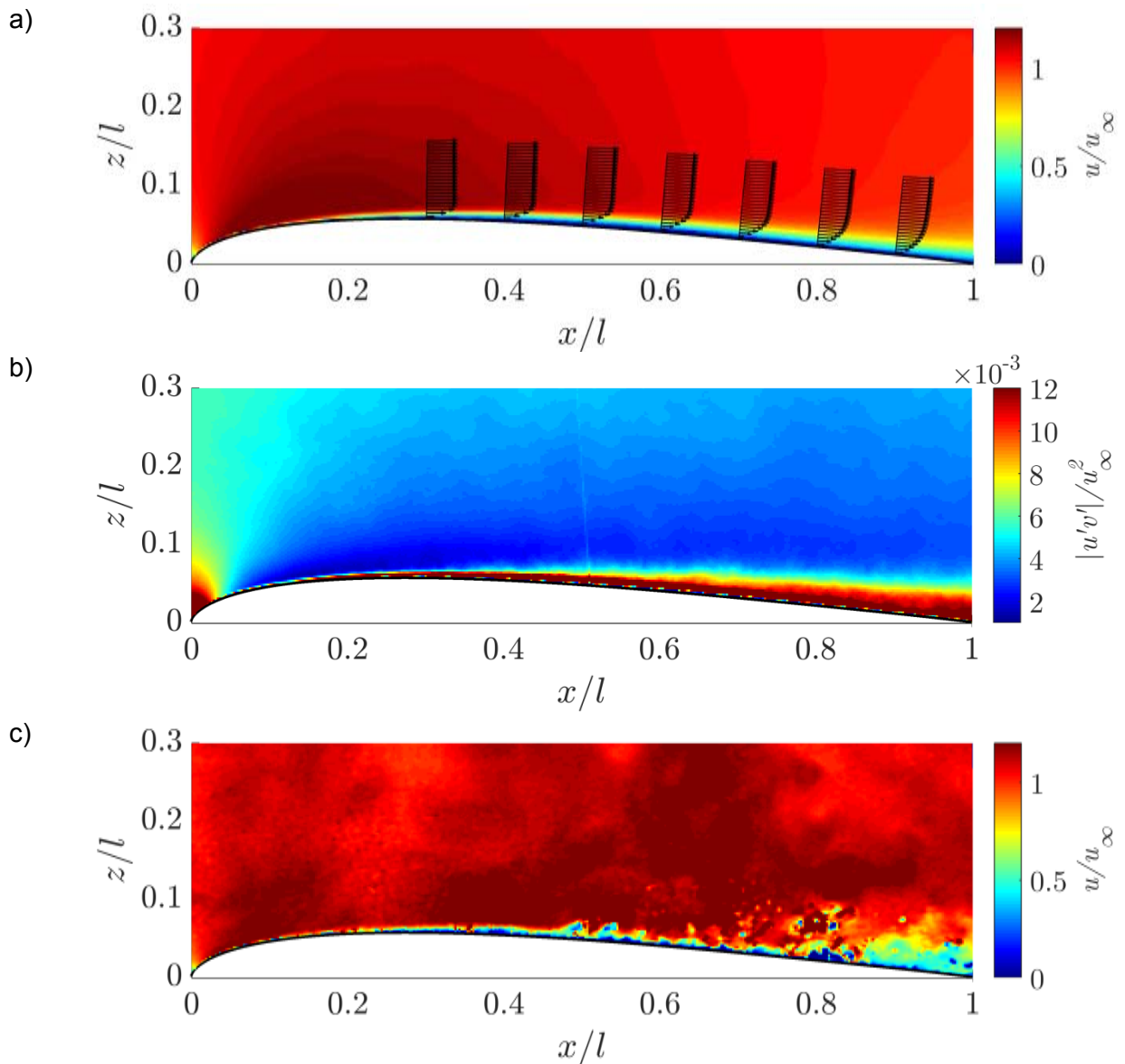


Abb. 6: a) Mittleres Geschwindigkeitsfeld, b) Reynoldsche Schubspannungen, c) instantantes Geschwindigkeitsfeld, $\alpha = 4^\circ$, $Re = 42000$, $Tu = 10\%$, $L_{xx} = 0,32\text{ m}$.

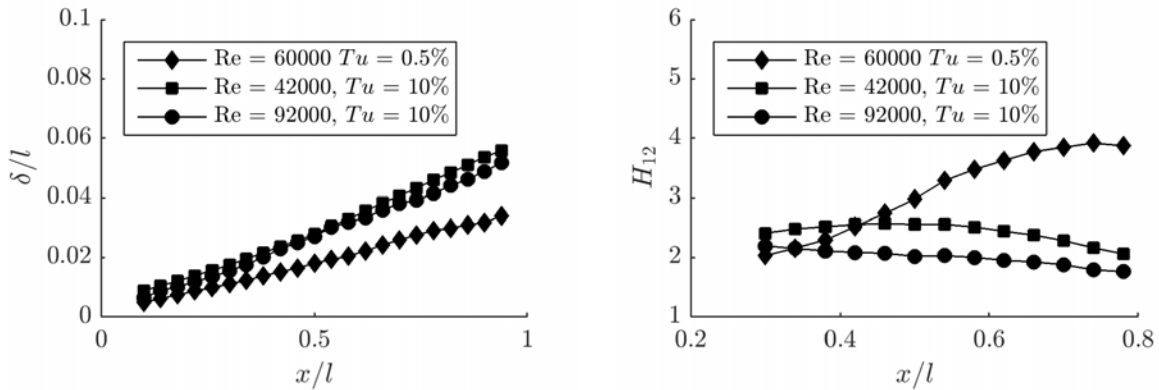


Abb. 7: Vergleich des Grenzschichtverlaufs (links) und des Formparameters H_{12} (rechts) für verschiedene Reynolds-Zahlen und Turbulenzgrade.

deutlich dicker ist als für den Vergleichsfall ohne Turbulenzgitter. Grund hierfür ist ein früherer turbulenter Umschlag der Grenzschicht, welcher auch im Verlauf des Formparameters (Quotient von Verdrängungsdicke zu Impulsverlustdicke) über die Profiltiefe zu sehen ist. Eine laminare Grenzschicht hat in guter Näherung einen Wert von $H_{12} = 2,6$ (Schlichting 2006), während turbulente Grenzschichten deutlich kleinere Formparameter aufweisen. Abu-Ghannan und Shaw (1980) beobachten zudem, dass der Punkt, an dem Transition eintritt, mit einem Maximum von $H_{12}(x/l)$ einhergeht. Ein solches Maximum kann für die Messung bei $Tu = 10\%$ nicht eindeutig bestimmt werden, es liegt jedoch deutlich vor dem der Messung bei $Tu = 0,5\%$. Hier legt der Verlauf des Formparameters nahe, dass eine Transition in der Grenzschicht erst kurz vor der Hinterkante beginnt. Um den Einfluss der Reynolds-Zahl zu untersuchen, wurde eine Messung an gleicher Stelle hinter dem Turbulenzgitter bei einer höheren Geschwindigkeit durchgeführt. Es zeigt sich, dass die Grenzschicht für $Re = 42000$ etwas stärker anwächst als für $Re = 92000$ ($\delta/l = 4,4 \cdot 10^{-2}$ bzw. $4,1 \cdot 10^{-2}$ bei $x/l = 0,78$). Verglichen mit dem Fall einer längsangeströmten ebenen Platte, für die bei gleichem Verhältnis der Reynolds-Zahlen die Grenzschicht um etwa 14,5 % dicker wäre (Schlichting 2006), ist sie hier mit 6,8 % stärkerem Zuwachs relativ dünn. Für geringere x/l ist der Effekt der Reynolds-Zahl noch geringer ausgeprägt. Um für Werte kleiner als $x/l = 0,4$ verlässliche Aussagen zu treffen, ist die Auflösung der PIV Aufnahmen mit weniger als 8 Vektoren in der Grenzschicht zu gering.

Zusammenfassung

Untersuchungen von Flügeln in großskalig turbulenter Strömung sind von Bedeutung, um das aerodynamische Verhalten von MAVs zu erforschen. In der vorliegenden Arbeit wird zu diesem Zweck ein Versuchstand vorgestellt, bei dem über ein biplanares Gitter eine turbulente Strömung im Windkanal erzeugt wird. Zur Qualifizierung des Experiments wurde zunächst ein Flügel mit dem Profil SD7003 in einer ungestörten Anströmung und im Anschluss in der durch das Turbulenzgitter modellierten Grenzschicht-Strömung untersucht. Die für zweidimensionale Tragflügeluntersuchungen des SD7003 vielfach bestätigte laminare Ablöseblase auf der Saugseite konnte in der hier vorliegenden dreidimensionalen Strömung für keinen der beiden Fälle bei $\alpha = 4^\circ$ bestätigt werden. Ob dies an der geringen Auflösung und Dynamik der Messung oder an dreidimensionalen Effekten wie der Reduzierung des effektiven Anstellwinkels liegt, müssen weitere Untersuchungen zeigen. PIV Messungen bei unterschiedlichen Reynolds-Zahlen und Turbulenzgraden zeigen, dass die Grenzschicht mit zunehmender Turbulenz der Anströmung deutlich stärker anwächst.

Danksagung

Die Autoren danken der DFG für die Förderung im Rahmen einer Sachbeihilfe (GZ: HA 6926/1) zum Thema „Einfluss von Turbulenz auf die Strömungsstrukturen und Lasten an Profilen und Flügeln bei kleinen Reynolds-Zahlen“.

Literatur

Abu-Ghannam, B. und Shaw, R. 1980: "Natural transition of boundary layers—the effects of turbulence, pressure gradient, and flow history", *Journal of Mechanical Engineering Science*, Vol. 22, S. 213-228.

Comte-Bellot, G. und Corrsin, S. 1966: "The use of a contraction to improve the isotropy of grid-generated turbulence", *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 25, S. 657-682.

Fisher, A. M. 2013: "The effect of freestream turbulence on fixed and flapping micro air vehicle wings", PhD thesis, RMIT University Melbourne, Australia.

Hain, R., Kähler, C. und Radespiel, R. 2009: "Dynamics of laminar separation bubbles at low-Reynolds-number aerofoils", *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 630, S. 129-153.

Liu, H.T. 1992: "Unsteady aerodynamics of a Wortmann wing at low Reynolds numbers", *Journal of Aircraft*, Vol. 29, S. 532-539.

Loxton, B. 2011: "An experimental investigation into the effects of atmospheric turbulence on the aerodynamics of micro air vehicle wings", PhD thesis, RMIT University, Australia.

Ravi, S., Petersen, P., Watkins, S., Marino, M. und Watmuff, J. 2011: "Aerodynamic Performance and Flow Structure over a Thin Airfoil under smooth and turbulent conditions at low Reynolds Numbers", *Journal of Flow Visualization and Image Processing*, Vol. 18, S. 253-274.

Ravi, R., Watkins, S., Watmuff, J., Petersen, P. und Marino, M. 2012: "The influence of turbulence intensity on the flow structure over a thin airfoil at low Reynolds numbers", 28th International Congress of the Aeronautical Sciences, Brisbane, Australia.

Roach, P. 1987: "The generation of nearly isotropic turbulence by means of grids", *International Journal of Heat and Fluid Flow*, Vol. 8, S. 82-92.

Schlichting, H. und Gersten, K. 2006: "Grenzschicht-Theorie", Springer-Verlag, Berlin Heidelberg.

Watkins, S., Milbank, J., Loxton, B.J. und Melbourne, W.H. 2006: "Atmospheric Winds and their Effects on Micro Air Vehicles", *AIAA Journal*, Vol. 44, S. 2591-2600.