

strömungstechnik

3-d-strömungsfeldmessungen an bewegten tragflächen

HAUKE EHLERS, M. SC. – Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V., Göttingen



Hauke Ehlers studierte Flugzeugbau an der HAW Hamburg (Abschluss im Dezember 2010). Seit 2011 ist er wissenschaftlicher Mitarbeiter im Bereich Weiterentwicklung optischer Strömungsfeldmessverfahren beim DLR Göttingen.

» Die Abteilung Experimentelle Verfahren im Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR) in Göttingen befasst sich mit der Entwicklung optischer und akustischer Feldmessverfahren zur Erfassung strömungsmechanischer und aeroakustischer Größen. Diese Verfahren werden in unterschiedlichen industriellen Windkanälen und im Flugversuch für Aufgabenstellungen aus dem Bereich der Aerodynamik angewendet.

In Kooperation mit der TU Braunschweig wird in der Abteilung Experimentelle Verfahren ein DFG-Projekt zur instationären Aerodynamik von Tragflügeln bei kleinen Reynoldszahlen bearbeitet. Ziel des Forschungsvorhabens ist, das Verständnis der instationären Strömungsvorgänge um dynamisch bewegte Tragflächen bei kleinen Reynoldszahlen, d. h. bei $Re = c \cdot U_\infty / \mu \leq 100000$, zu vertiefen (c : Profiltiefe, U_∞ : Anströmgeschwindigkeit, μ : dynamische Viskosität des Fluids). Die gewonnenen Erkenntnisse sollen auch der Auslegung des Schlagflugs als effizienter Methode zur Generierung von Vor- und Auftrieb bei kleinen Flugobjekten (Micro Air Vehicles) dienen.

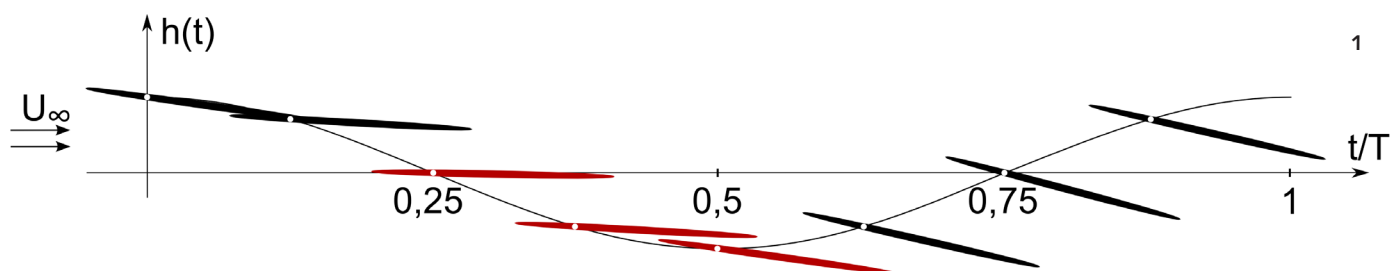
Da der Parameterraum des Schlagflugs sehr groß ist, werden vereinfachte Flügel- und Bewegungsmodelle benötigt, um die Einflüsse einzelner Parameter gezielt untersuchen zu können. Als erste Näherung für die Bewegung wird eine 2-D-harmonische Hubschwingung betrachtet und gegebenenfalls mit einer um 90° phasenverschobenen Nickschwingung überlagert. Vorausgegangene Untersuchungen an 2-D-Profilen bei Reynoldszahlen zwischen 10000 und 60000 für eine reduzierte Schlagfrequenz von $k = \pi \cdot f \cdot c / U_\infty = 0,25$ haben gezeigt, dass die Strömung auf der Tragflächenoberseite während des Abschlags insbesondere bei reiner Hubbewegung stark ausgeprägte Ablösungen vorweist und theoretische Ansätze zur Bestimmung der Tragflügelkräfte, wie z. B. von Theodorsen [1], deshalb große Abweichungen zeigen [2]. Weitergehende Untersuchungen an Tragflächen end-

licher Streckung mit $\lambda = b^2/S = 2$ (b : Spannweite, S : Flügelfläche) sind z. B. von Rausch et al. [3] bei vergleichbaren Reynoldszahlen und reduzierter Frequenz experimentell durchgeführt worden. Aufgrund des Aufrollvorgangs der Randwirbel weist die Strömungsablösung in diesem Fall während des Abschlags ein geringeres Anwachsen der Wirbel und einen weiter stromauf liegenden Wiederanlegepunkt der Strömung auf der Tragflügeloberseite auf.

Die Ablösegebiete auf der Tragfläche werden dominiert von Vorderkantenwirbeln. Um deren Interaktion mit den Randwirbeln bei einem Modell endlicher Streckung (rechteckige, ebene Platte mit $\lambda = 2$) detailliert untersuchen zu können, wurde ein Experiment im Leisen Niedergeschwindigkeitswindkanal des Instituts für Strömungsmechanik (ISM) der TU Braunschweig, der mit einem Modellbewegungsapparat [4] ausgestattet ist, durchgeführt. Zur Messung des Strömungsfelds auf der Tragflügeloberseite wurde die tomografische Partikel Image Velocimetry (Tomo-PIV) angewendet [4, 5]. Für dieses Messverfahren wird der Windkanalströmung ein Aerosol zugeführt und ein Messvolumen mit einem leistungsstarken Laser vollständig ausgeleuchtet. Die Streuung des Laserlichts an den kleinen Partikeln wird mit mehreren Kameras zu zwei Zeitpunkten aufgenommen. Auf Grundlage einer zuvor durchgeführten Kamerakalibrierung können die Partikel im Messfeld anschließend räumlich rekonstruiert werden. Über eine dreidimensionale Bildkorrelation beider Zeitschritte ist es möglich, die lokalen Partikelverschiebungen sowie mittels der Zeitdifferenz zwischen den Aufnahmen eine mittlere Partikelgeschwindigkeit zu berechnen. Auf diese Weise lassen sich hoch aufgelöste 3-D-Vektorfelder der Strömungsgeschwindigkeit ermitteln.

Um das 3-D-Strömungsfeld auf der Oberseite der schwingenden Tragflügel bei definierten Phasenpositionen messen zu können, wurde ein flexibel einstellbarer Messaufbau aus vier

1 Schematische Darstellung der kombinierten Hub-Nick-Bewegung. Die Messpositionen sind rot markiert (Werte von t/T : 0,25, 0,375 und 0,5).



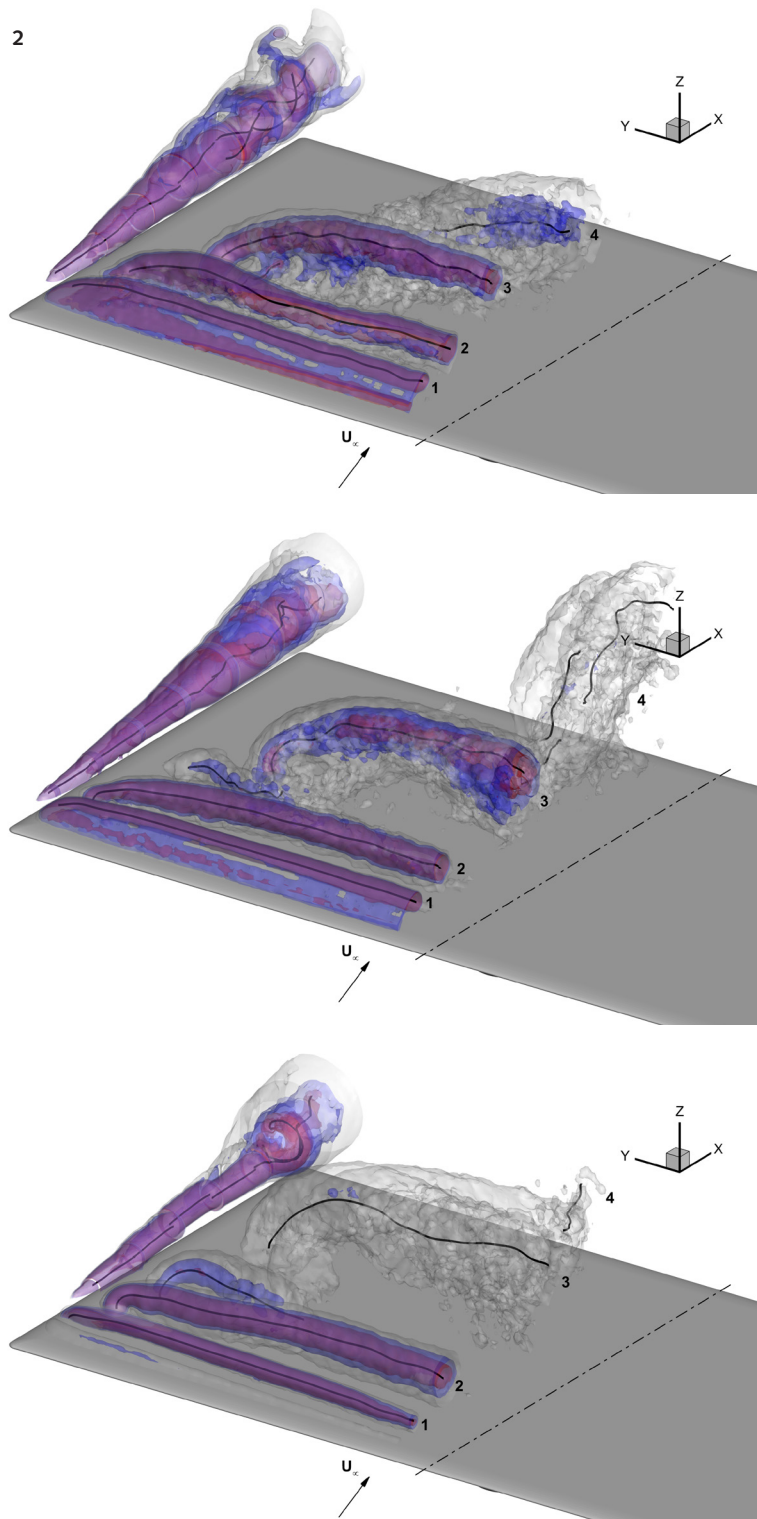
hochsensitiven sCMOS-Kameras und einem Nd:YAG-Hochleistungslaser konstruiert. Wegen der limitierten Dicke des Messvolumens wurde der Aufbau mit hochpräzisen Linearmotoren in Flügeltiefenrichtung traversierbar gestaltet. Dies erlaubt es, das Strömungsfeld auf dem Tragflügel zwischen Symmetrieebene und Flügelspitze sowie zwischen Vorder- und Hinterkante, unterteilt in acht Einzelvolumina, zu erfassen. Da die Einzelvolumina nicht gleichzeitig gemessen werden konnten, wurde jeder Messpunkt mehrfach aufgenommen, um eine zeitliche Mittelung durchzuführen und anschließend ein gemittelt Gesamtrömungsfeld zu generieren. Details zum Messaufbau und der Auswertung sind in Ehlers et al. [6] dargestellt.

Die folgenden Ergebnisse zeigen die Detailtiefe und die Möglichkeiten von Tomo-PIV-Messungen und geben einen Einblick in die komplexen instationären Strömungsvorgänge. Es wurde ein Messfall bei $Re = 18000$ und $k = 0,4$ ausgewählt. Die drei gemessenen Phasenwinkel sind schematisch in **Bild 1** über eine Periode T dargestellt, wobei bei $t/T = 0,25$ die maximale Abschlaggeschwindigkeit erreicht wird und bei $t/T = 0,5$ der untere Totpunkt der Bewegung liegt. **Bild 2** zeigt die während des Abschlags auf der Tragflächenoberseite generierten Wirbel anhand von Isoflächen des dimensionslosen Q -Wertes: $Q_n = Q \cdot (c/U_\infty)^2$. Der Q -Wert ist ein Kriterium, mit dem Wirbel in Strömungsfeldern identifiziert werden können und das die positive zweite Invariante des Geschwindigkeitsgradiententensors darstellt [7]. Die Linien der Wirbelkerne – in den Abbildungen schwarz hervorgehoben – sind über ein modifiziertes Verfahren von Schafhitzel et al. [8] anhand der Strömungsfelder ermittelt worden. Es können vier Vorderkantenwirbel in den drei Zeitschritten identifiziert werden. Zu erkennen ist, dass der Randwirbel der Strömung Energie zuführt und hierdurch stromab größere Bereiche der Strömung anliegend sind. Mit der Abnahme der Abschlaggeschwindigkeit breiten sich die Vorderkantenwirbel zum unteren Totpunkt hin lateral stärker aus. Der Durchmesser dieser Strukturen nimmt stromab zu, während die Wirbelstärke im Wirbelkern abnimmt.

Der Randwirbel in **Bild 2** verläuft im vorderen Bereich auffällig geradlinig. Weiter stromab tritt allerdings eine Instabilität auf, die den Wirbel aufbrechen lässt. Dies ist auch in **Bild 3** zu erkennen, in dem die dimensionslose Axialgeschwindigkeitskomponente des Randwirbelkerns über der Profiltiefe aufgetragen ist. Es kann gezeigt werden, dass die Axialgeschwindigkeit nach einem nahezu linearen Anstieg einen rapiden Einbruch erfährt und teilweise sogar eine Rückströmung im Kern auftritt. Diese Transition wird während des Abschlags nach hinten verschoben.

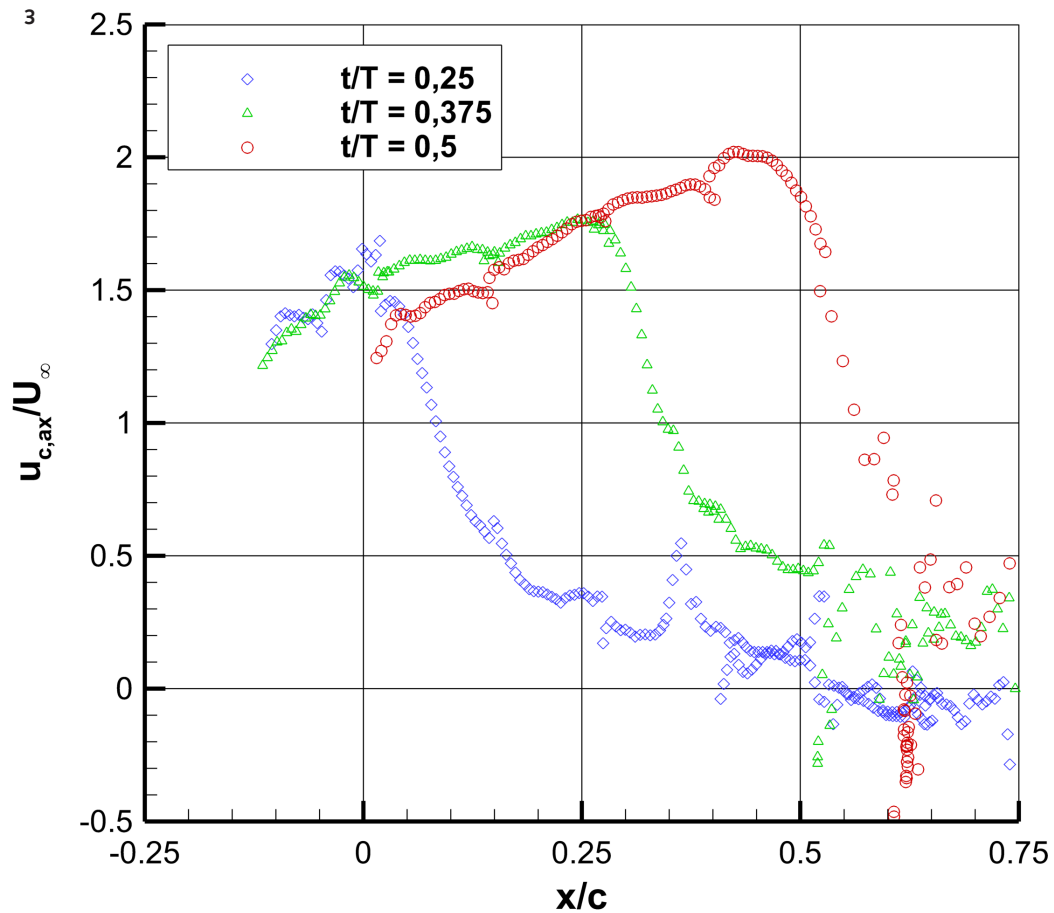
Diese und weitere quantitative Größen, wie z. B. die Zirkulationsverteilung einzelner Wirbelstrukturen, werden neben der Strömungsscha-

rakterisierung auch zur Validierung komplexer numerischer Simulationen herangezogen [4, 6], die am ISM durchgeführt werden. Dort steht eine filigrane 6-Komponenten-Waage zur Verfügung, um die instationären Kräfte und Momente am Tragflügel bestimmen zu können [4].



2 Mittels Tomo-PIV gemessene Strömungsfelder auf der Tragflügeloberseite. Die Wirbel sind anhand von Isoflächen des dimensionslosen Q -Wertes dargestellt (Rot: $Q_n = 100$, Blau: $Q_n = 50$, Grau: $Q_n = 5$). Die schwarzen Linien stellen die Verläufe der einzelnen Wirbelkerne dar (a: $t/T = 0,25$, b: $t/T = 0,375$, c: $t/T = 0,5$).

3 Axialgeschwindigkeitskomponente auf dem Randwirbelkern für die drei gemessenen Zeitschritte



Literatur

[1] Theodorsen, T.: *General Theory of Aerodynamic Instability and the Mechanism of Flutter*. Washington, DC: National Advisory Committee for Aeronautics, 1935 (NACA Technical Report 496)

[2] Ol, M.V.; Bernal, L.; Kang, C.K.; Shyy, W.: Shallow and deep dynamic stall for flapping low Reynolds number airfoils. In: *Experiments in Fluids* 46 (2009), Nr. 5, S. 883–901

[3] Rausch, J.M.; Baik, Y.S.; Bernal, L.P.; Ol, M.V.: *Effect of Aspect Ratio on Rigid Lifting Flat Plates in Pitch-Plunge Motion at Low Reynolds Numbers*. 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, January 4–7, 2010, Paper AIAA 2010-389

[4] Wokoeck, R.; Radespiel, R.; Ehlers, H.; Konrath, R.: Experimental and numerical investigations of pitch-plunging wing aerodynamics at low Reynolds number. In: *International Journal of Engineering Systems Modelling and Simulation* 5 (2013), Nr. 1/2/3, S. 19–32

[5] Elsinga, G.E.; Scarano, F.; Wieneke, B.; Oudheusden, B.W. van: Tomographic Particle Image Velocimetry. In: *Experiments in Fluids* 41 (2006), Nr. 6, S. 933–947

[6] Ehlers, H.; Konrath, R.; Wokoeck, R.; Radespiel, R.: *3D Flow Field Investigations on Flapping Wing Aerodynamics*. 32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference, June 16–20, 2014, Paper AIAA 2014-2879

[7] Hunt, J. C. R.; Wray, A. A.; Moin, P.: Eddies, Streams, and Convergence Zones in Turbulent Flows. In: *Studying Turbulence Using Numerical Simulation Databases II. Proceedings of the 1988 Summer Program*. Stanford, CA: Center for Turbulence Research, 1988 (Report CTR-S 88), S. 193–208

[8] Schafhitzel, T.; Vollrath, J.; Gois, J.; Weiskopf, D.; Castelo, A.; Ertl, T.: Topology-Preserving Λ_2 -based Vortex Core Line Detection for Flow Visualization. In: *Computer Graphics Forum* 27 (2008), Nr. 3, S. 1023–1030

Weitere Informationen zum Institut unter www.dlr.de/as