

UNTERSUCHUNGEN ZUR INTERAKTION GEPULSTER AKTUATORJETS MIT ABGELÖSTEN SCHERSCHICHTEN AM BEISPIEL VON HOCHAUFTRIEBSKONFIGURATIONEN UND EINEM GENERISCHEN FAHRZEUGMODELL MIT HILFE DER ZEITAUFGELÖSTEN PARTICLE IMAGE VELOCIMETRY

INVESTIGATIONS ON THE INTERACTION OF PERIODIC-BLOWING JETS WITH SEPARATED SHEAR LAYERS ON HIGH-LIFT CONFIGURATIONS AND A GENERIC CAR MODEL USING TIME-RESOLVED PARTICLE IMAGE VELOCIMETRY

Daniel Krentel⁽¹⁾, Frank Haucke, Thomas Grund, Matthias Bauer, Martin Hecklau,
Wolfgang Nitsche

Technische Universität Berlin
Institut für Luft- und Raumfahrt
Fachgebiet Aerodynamik
Marchstr. 12
D-10587 Berlin

E-Mail-Adresse⁽¹⁾: daniel.krentel@ilr.tu-berlin.de

TR-PIV, Active Flow Control, Hochauftrieb, Ahmed-Body, Aktuatorik, Scherschichten
TR-PIV, Active Flow Control, High-Lift, Ahmed-Body, Actuator, Shear Layers

Kurzfassung

Im Rahmen verschiedener Forschungsprojekte arbeitet das Fachgebiet Aerodynamik der TU Berlin an der aktiven Strömungs- und Widerstandskontrolle an verschiedenen Geometrien. Die Interaktion der periodischen Druckluft-Störimpulse mit der Scherschicht wurde mit Hilfe der zeitaufgelösten *Particle Image Velocimetry* in Stereokonfiguration an zwei verschiedenen Hochauftriebskonfigurationen (Motorsegler-Flügelmodell, 2D-Adaption eines transsonischen Flügelprofils) und einem generischen Fahrzeugmodell (Ahmed-Body mit einem Heckwinkel von 90°) in einem geschlossenen Windkanal untersucht. Hierbei wurden die Aktuationsparameter Strouhal-Zahl und Impulsbeiwert variiert. Die Druckluft-Aktuatoren können mit geeigneten Anregeparametern die Strömungsablösung verzögern bzw. verhindern (Flügelmodelle) sowie den Druckwiderstand reduzieren (Flügel- und Fahrzeugmodelle). Bei den Flügelmodellen sind deutliche Steigerungen des Auftriebsbeiwerts im linearen Bereich um bis zu $\Delta c_A = 0.58$ am transsonischen Flügelprofil bzw. der Gleitzahl um bis zu 25% am Flügelmodell des Motorseglers möglich.

Einleitung

Aktive Strömungskontrolle (Active Flow Control, AFC) an Hinterkantenklappen von Hochauftriebskonfigurationen, aber auch stumpfen Körpern wie generischen Fahrzeugmodellen, ist ein Arbeitsfeld, auf dem das Fachgebiet Aerodynamik der TU Berlin schon seit vielen Jahren im Rahmen verschiedener Projekte erfolgreich forscht. Zu diesen Projekten gehören zum Beispiel der Sonderforschungsbereich 557, „Innovative Hochauftriebskonfiguration“, „Multidisziplinäre Flugphysikalische Optimierung“ (M-Fly), „Aerodynamic Validation of Emission

Reducing Technologies“ (AVERT) und jüngst „Clean Sky - Joint Technology Initiative - Smart Fixed Wing Aircraft“ (CS-JTI).

Ziel dieser Forschungsarbeiten ist es, turbulente Strömungsablösung über Hinterkantenklappen von Flügelmodellen zu detektieren und mit gepulsten Jets an definierten Stellen zu unterdrücken (Flügelmodelle) bzw. mittels Druckluftaktuatoren den aufgrund des heckseitigen Ablösegebietes stark dominierenden Druckwiderstand zu verringern (generische Fahrzeugmodelle). Durch eine für den jeweiligen Anwendungsfall speziell ausgelegte Aktuatorchamber gelangt die gepulste Druckluft vom Ventil zum Anregeort. Durch gepulstes Ausblasen können konfigurationsabhängig Strömungsablösungen effizienter beeinflusst werden als mit stationären Jets, so dass Auftrieb und Widerstand optimiert werden können.

Mit Hilfe der zeitaufgelösten PIV-Messungen soll die Interaktion der periodischen Störimpulse mit den abgelösten Scherschichten detailliert an drei Modellen

- Motorsegler-Laminarflügelmodell (HQ-41 mit Wölbklappe der Stemme S10),
- transsonisches Flügelmodell (TUB-F-15 mit Einfachspaltklappe) und
- generisches Fahrzeugmodell (Ahmed-Body mit Stumpfheck)

bei verschiedenen Aktuationsparametern untersucht werden, um weitere Aufschlüsse über den Anregemechanismus zu erhalten.

Experimentelle Untersuchung

Die Versuche mit den drei Modellen fanden in der geschlossenen Messstrecke (Maße: 2.0 m x 1.4 m) eines Windkanals Göttinger Bauart (GroWiKa der TU Berlin) statt. Unterhalb der Messstrecke befindet sich eine 6-Komponenten-Waage zur Messung der zeitgemittelten Kräfte und Momente. Am Beispiel des Motorsegler-Modells HQ-41 mit Wölbklappe sind in Abb. 1 der grundsätzliche, bei allen drei Modellen ähnliche Versuchsaufbau und das verwendete Stereo-PIV-System in Vorwärtsstreuung dargestellt. Die nur bei den Flügelmodellen verwendeten zusätzlichen Seitenwände dienen zur Grenzschichtabschälung und somit zur Verringerung von Sekundärströmungsphänomenen an den Flügelaußenkanten.

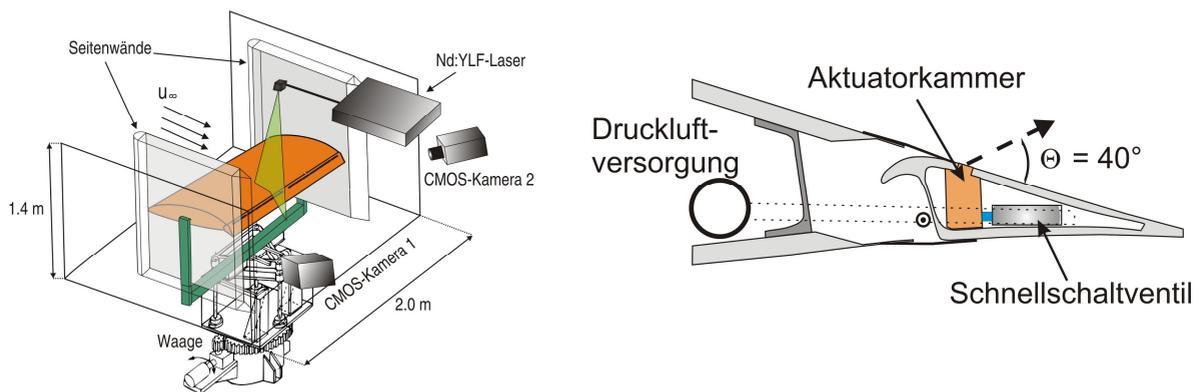


Abb. 1: Links: HQ-41-Flügelprofil im GroWiKa mit Stereo-PIV-Aufbau in Vorwärtsstreuung. Rechts: Aktuatorik in Wölbklappe

Das TR-PIV-System besteht aus zwei Hochgeschwindigkeits-CMOS-Kameras (Photron FASTCAM APX RS), dem frequenzverdoppelten Nd:YLF-Laser (Quantronix DARWIN-DUO 527-80-M) und einem Synchronizer. Die Messstrecke ist in der oberen Wand mit einem optischen Zugang für den Lichtschnitt und an den seitlichen Wänden mit zwei Aufhängungen für die Kameras versehen. Der Lichtschnitt befand sich bei allen Modellen jeweils in der

Symmetrieebene einer Aktuatorerkammer. Mit Hilfe eines Seeding-Generators wurden DEHS-Partikel (Durchmesser $\approx 1 \mu\text{m}$) erzeugt und stromab der Messstrecke in die Strömung eingebracht. Die aus den Aktuatorerkammern austretende Druckluft enthielt keine Seeding-Partikel. Als Aufnahmefrequenz wurde jeweils ein ganzzahlig Vielfaches der Aktuationsfrequenz verwendet; dies ermöglichte neben den zeitaufgelösten auch phasenstarre Aufnahmen. Die maximal mögliche zeitliche Auflösung bei voller Kameraauflösung lag bei 1.5 kHz.

Zur Verringerung des Einflusses von Reflexionen und Überblendungen auf den Modellflächen wurden die Oberflächen im Bereich des Lichtschnitts mit einem Farbanstrich aus Rhodamin B versehen und ein Bandpassfilter (durchlässig im Bereich von $\lambda = 527 \text{ nm}$) vor den CMOS-Chips der Kameras installiert. Des Weiteren wurde jeweils das gemittelte Hintergrundbild von den Partikelbildern abgezogen. Die Aufnahmen wurden im Anschluss entzerrt (siehe Tsai 1987) und über adaptive Kreuzkorrelationen (Größe der Auswertungsfenster: von 64×64 Pixel bis 24×24 bzw. 16×16 Pixel; Überlappung 50%) ausgewertet. Mit Hilfe der Kamerapositionen konnte aus den Vektorfeldern der zwei Kameras ein 2D-3C-Vektorfeld errechnet werden. In Tabelle 1 sind weitere Parameter für die Aufnahme und Auswertung der PIV-Daten zusammengefasst.

Parameter	HQ-41-Modell	TUB-F-15-Modell	Ahmed-Body
Pulsdistanz	17 μs	26 bzw. 30 μs	20 μs
Größe des Auswertebereiches	230 mm x 110 mm	315 mm x 180 mm	170 mm x 105 mm
Mittlere räumliche Auflösung	2.7 mm x 1.3 mm	3.7 mm x 2.1 mm	1.3 mm x 0.8 mm

Tab. 1: Parameter für PIV-Aufnahmen und Auswertung

Die Wölbklappe des Motorsegler-Modells (siehe Abb. 1 rechts) ist mit spannweitigen Schlitzaktuatoren bei 15% Klappentiefe versehen (geometrischer Ausblaswinkel 40° bzgl. Klappenoberkante, Schlitzmaße $0.3 \text{ mm} \times 66 \text{ mm}$). Die Versuche fanden bei einer Reynolds-Zahl von 1.75 Mio. statt. Das transsonische Flügelmodell TUB-F-15 ist in Abb. 2 dargestellt. An diesem Modell sind spannweitig angeordnete gestaffelte Schlitzaktuatoren bei 20% und 50% Klappentiefe mit einem geometrischen Ausblaswinkel von 30° integriert. Die Reynolds-Zahl betrug bei den durchgeführten Versuchen stets 1.0 Mio.

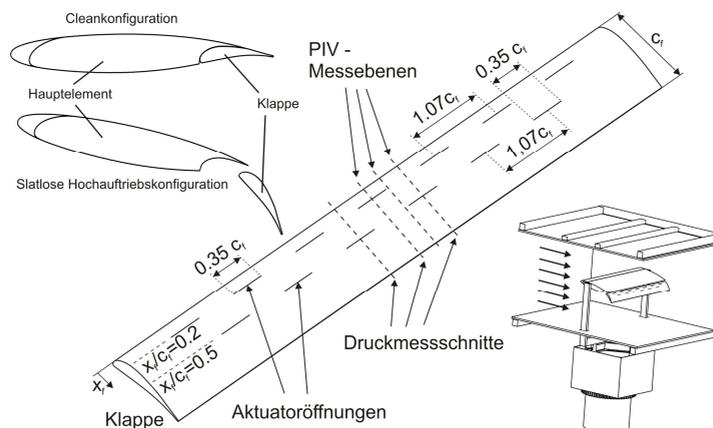


Abb. 2: Windkanalmodell in einer 2D-Hochauftriebskonfiguration ohne Slat (TUB-F-15), Aktuatoranordnung und Versuchsaufbau

In Abb. 3 (links) ist der Ahmed-Body (1:1-Modell, Länge $l = 1.044$ m, Höhe $h = 0.288$ m, siehe Ahmed et al. 1984) mit den 16 Aktuorkammern, angeordnet an den vier Basiskanten P1 bis P4, dargestellt. Der Jet aus den mit Hilfe der Stereolithographie gefertigten Aktuatoren (Abb. 3 rechts) ist parallel zur ungestörten Strömung u_∞ gerichtet und tritt 0.5 mm unterhalb der Kante aus (Schlitzmaße 0.4 mm x 76 mm). Die Versuche mit dem generischen Fahrzeugmodell fanden bei einer längenbasierten Reynolds-Zahl von $Re = 2$ Mio. statt. Die Beine des Modells wurden mit Hilfe eines Aluminiumgestells auf der Windkanalwaage befestigt.

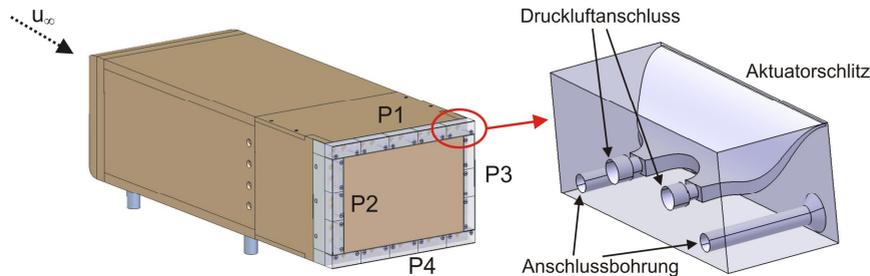


Abb. 3: Links: Ahmed-Body mit einem Heckwinkel von 90° . Rechts: Aktuorkammer

Bei allen Konfigurationen wurde neben der Strouhal-Zahl Sr auch der Impulsbeiwert c_μ variiert. Der Impulseintrag des Aktuatorjets in die Strömung wird über den Druck in der Zuleitung bzw. über den Massenstrom gesteuert. Mit Schnellschalt-Magnetventilen unmittelbar vor den Aktuorkammern können verschiedene Pulsbreiten und Anregefrequenzen eingestellt werden.

Ergebnisse und Diskussion

HQ-41-Motorsegler-Profil:

Am HQ-41-Modell mit Wölbklappe, dargestellt in Abb. 1, verhindert eine Aktuation auf der Klappe mit den optimalen Anregeparametern die Ablösung fast vollständig. Die Grundströmung auf der Klappe ist überkritisch, d. h. sie ist bei einem Anstellwinkel von $\alpha = 2^\circ$ und einem Klappenwinkel von $\delta_f = 21^\circ$ vollständig abgelöst (siehe Abb. 4 links). Die phasengemittelte Darstellung in Abb. 4 (rechts) zeigt die anliegende Strömung auf der Klappenoberkante; es ist kein Rezirkulationsgebiet mehr zu erkennen. Der Aktuatorjet selbst legt sich unmittelbar nach dem Austreten aus der Aktuorkammer an die Klappenoberfläche an, ist aber aufgrund der fehlenden Seeding-Partikel im Jet selbst und der Überblendungen im Analysefeld nicht sichtbar.

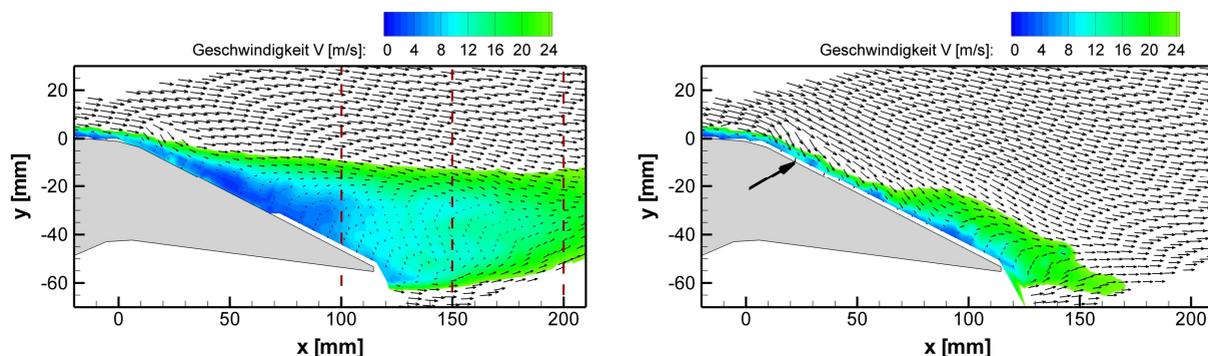


Abb. 4: Strömung auf HQ-41-Klappe, Klappenwinkel $\delta_f = 21^\circ$, Profilanstellwinkel $\alpha = 2^\circ$. Links: Zeitgemittelte Grundströmung. Rechts: Phasengemittelte aktuierte Strömung, $Sr = 0.45$, $c_\mu = 0.8 \cdot 10^{-3}$

Bei Betrachtung der Geschwindigkeitskomponente u (parallel zur Anströmung), dargestellt in Abb. 5, auf bzw. hinter der Klappe an den Positionen $x = 100$ mm, $x = 150$ mm und $x = 200$ mm (siehe rote Schnitte in Abb. 4 links) wird der Einfluss der Aktuation ebenfalls deutlich: Die durch die abgelöste Klappenströmung verursachte Geschwindigkeitsdelle wird betragsmäßig und räumlich deutlich kleiner. Bei $x = 200$ mm ist der Geschwindigkeitseinbruch kaum mehr nachweisbar. Der verminderte Druckverlust und der Auftriebsgewinn aufgrund der im angeregten Fall anliegenden Klappenumströmung an der Wölbklappe wird in Petz et al. 2007 und Grund et al. 2010 ausführlich beschrieben.

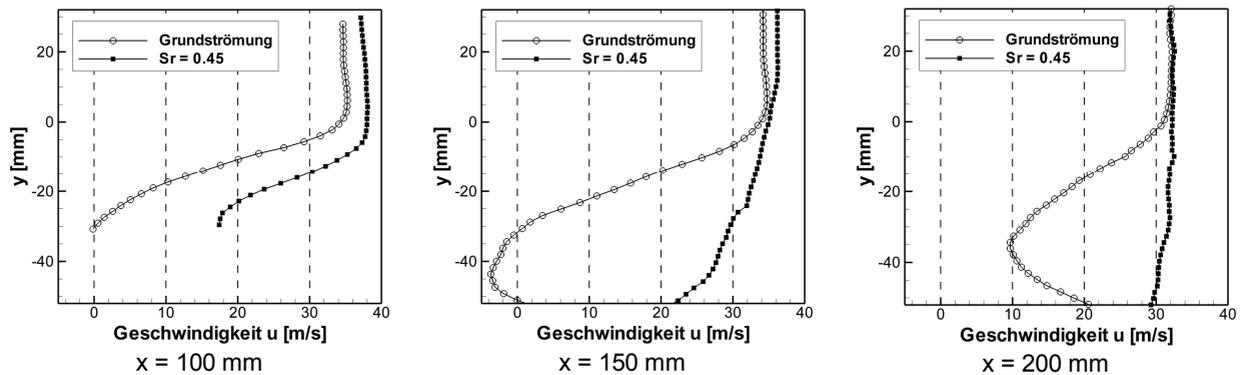


Abb. 5: Geschwindigkeit u auf und hinter HQ-41-Wölbklappe, Klappenwinkel $\delta_f = 21^\circ$, Profilanstellwinkel $\alpha = 2^\circ$, Aktuationsparameter: $Sr = 0.45$, $c_{\mu} = 0.8 \cdot 10^{-3}$,

2D-Hochauftriebskonfiguration des Transsonischen Profils (TUB-F-15):

In Abb. 6 sind exemplarisch die Geschwindigkeitsvektorfelder über der Hinterkantenklappe ohne und mit gepulster Ausblasung für einen Anstellwinkel von 3° und einem Klappenwinkel von 45° in der Flügelsymmetrieebene zeitgemittelt dargestellt. Im Basisfall ohne AFC ist ein ausgeprägtes Ablösegebiet mit starker Rezirkulation zu erkennen. Die Ablösung beginnt im Bereich von ca. 20% der Klappentiefe und sorgt aufgrund der großen räumlichen Ausdehnung für eine starke Verdrängung der Hauptströmung. Der wandnahe Strömungsbereich wurde aufgrund von Reflexionen des Laserlichts und den damit verbundenen Überblendungen im klappennahen Bereich nicht vollständig erfasst. Für diesen Bereich lieferte die Auswertung der PIV-Doppelbilder daher ein verfälschtes Ergebnis, weshalb der Spaltstrahl nur unvollständig dargestellt werden kann. Im Fall gepulster Ausblasung durch die Schlitze in der Oberfläche bei einer Klappentiefe von 20% und 50% mit einer Strouhal-Zahl von $Sr = 0.5$, einer Pulsbreite von 50% und einem Impulsbeiwert von $c_{\mu} = 0.74\%$ wird die turbulente Strömungsablösung vollständig vermieden, was im zeitlichen Mittel im Vergleich zur Grundströmung zu einer Erhöhung der lokalen Geschwindigkeiten ohne Rezirkulation führt. Weiterhin ist der globale Strömungsvektor durch die Anregung deutlich geneigt, was zu einer Verbesserung der Abströmung führt bzw. die Hauptströmung näher an die Klappenoberfläche verlagert. Der gepulste Jet konnte aufgrund der bereits angesprochenen Überblendungen im wandnahen Bereich nicht vollständig erfasst werden. Erschwerend kommt hinzu, dass keine Partikel in den Aktuatorstrahl eingeleitet werden konnten, da diese Luft unter hohem Druck über eine separate Zuführung ähnlich zu Abb.1 (rechts) eingeleitet wurde. Insgesamt konnten für diesen Fall Steigerungen des Auftriebsbeiwertes mit der oben genannten Aktuation von bis zu $\Delta c_A = 0.58$ im linearen Bereich der Polaren ermittelt werden.

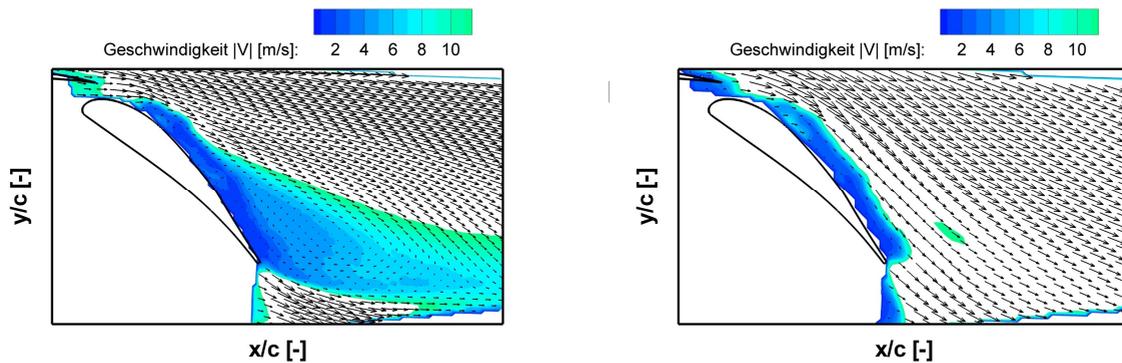


Abb. 6: Zeitgemittelte Strömung auf der TUB-F15-Klappe, Klappenwinkel $\delta_f = 45^\circ$, Profilanstellwinkel $\alpha = 3^\circ$. Links: Grundströmung. Rechts: Aktuierte Strömung, $Sr = 0.5$ Hz, $c_\mu = 0.74\%$

In der folgenden Abb. 7 sind drei verschiedenen Phasenpunkte einer Aktuationsperiode dargestellt. Diese Bilder wurden mittels Phasennivellierung über 51 Aktuationszyklen erzeugt, so dass zeitlich nicht kohärente Strukturen zu einem großen Anteil eliminiert wurden und nur der Einfluss des gepulsten Jets zum jeweiligen Phasenpunkt untersucht werden kann. Zum Phasenpunkt $0 \times T$ ist bei ca. 80% der Klappentiefe der Rand „A“ des Aktuatorjets zu erkennen. Mit fortlaufenden Phasenlagen schwimmt der Aktuatorjet weiter ab.

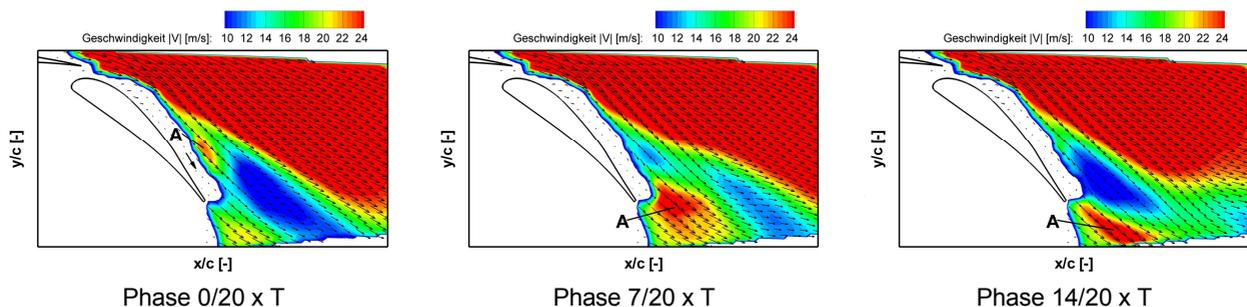


Abb. 7: Phasengemittelte Strömung auf der TUB-F15-Klappe, Klappenwinkel $\delta_f = 45^\circ$, Profilanstellwinkel $\alpha = 3^\circ$, aktuierte Strömung bei drei verschiedenen Phasenlagen, $Sr = 0.5$ Hz, $c_\mu = 0.74\%$,

Details zu Ergebnissen aus Voruntersuchungen zu dieser Strömungskontrolltechnik an ähnlichen Hochauftriebskonfiguration können Wild et al. 2009 und Haucke et al. 2009 entnommen werden.

Ahmed-Body:

Am Stumpfkörpermodell wurden zwei verschiedene Strouhal-Zahlen ($Sr_1 = 0.18$; $Sr_2 = 0.48$) bei verschiedenen Impulsbeiwerten c_μ mit Hilfe von PIV untersucht. Bei der Strouhal-Zahl Sr_1 war bei einem eingebrachten Impuls von $c_\mu = 1.0 \times 10^{-3}$ eine optimale Widerstandsreduktion von ca. 1.5% möglich. Bei der Anregfrequenz Sr_2 dagegen trat bei allen untersuchten Impulsbeiwerten eine Widerstandsverschlechterung auf. Detaillierte Erläuterungen zu den Ergebnissen und dem Einfluss der Aktuationsparameter sind in Krentel et al. 2010 und Brunn et al. 2006 näher erläutert. So führt zum Beispiel eine Kombination von Aktuatorreihen oder eine Variation des Ausblaswinkels zu einer größeren möglichen Widerstandsreduktion.

In Abb. 8 ist für eine Aktuationskonfiguration der durch den periodischen Jet induzierte Querwirbel zu drei verschiedenen Phasenlagen phasengemittelt dargestellt. Der Querwirbel be-

wegt sich im Nahbereich des Modells mit einer Konvektionsgeschwindigkeit $u_{konv} \approx 0.3 u_\infty$ mit der Körperumströmung mit und verursacht einen stark vergrößerten turbulenten Impulsaustausch zwischen der Außenströmung und dem Ablösebereich hinter dem Modellheck, was den Einfluss des großen Ablösegebiets vermindert und zur Widerstandsreduktion führt.

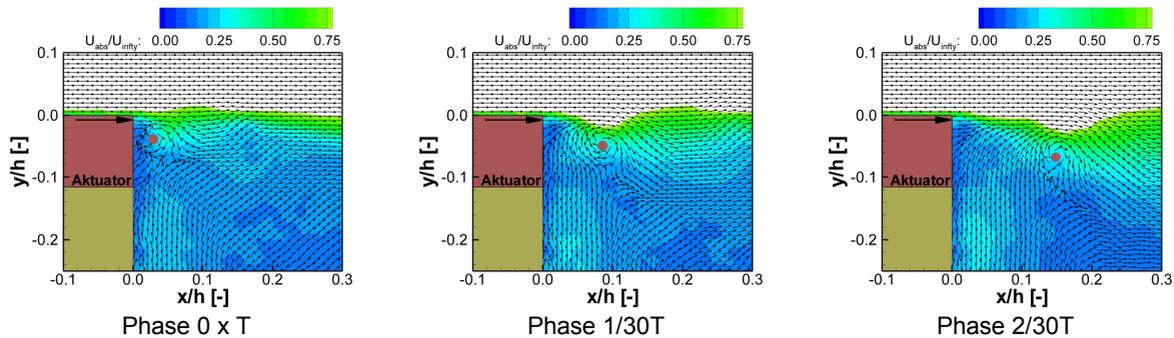


Abb. 8: Querwirbel hinter dem Ahmed-Body ($Sr = 0.18$, $c_\mu = 1.0 \cdot 10^{-3}$, einheitliche Vektorklänge)

In Abb. 9 ist als Maß für den gesteigerten turbulenten Impulsaustausch aufgrund der Anregung der relative Anstieg der Standardabweichung der Geschwindigkeitskomponente v (vertikal zur ungestörten Anströmung u_∞) für zwei Aktuationsfälle dargestellt. Erkennbar ist für beide Impulsbeiwerte eine deutliche Steigerung der turbulenten Geschwindigkeitsschwankung v' , vor allem im Nahbereich unmittelbar hinter dem Aktuator. Hier treten Steigerungen der Schwankungsgrößen um 100% und mehr auf. Weitere Details zum Einfluss des turbulenten Impulsaustausches auf Ablösegebiete können zum Beispiel den Untersuchungen von Brunn et al. 2006 entnommen werden.

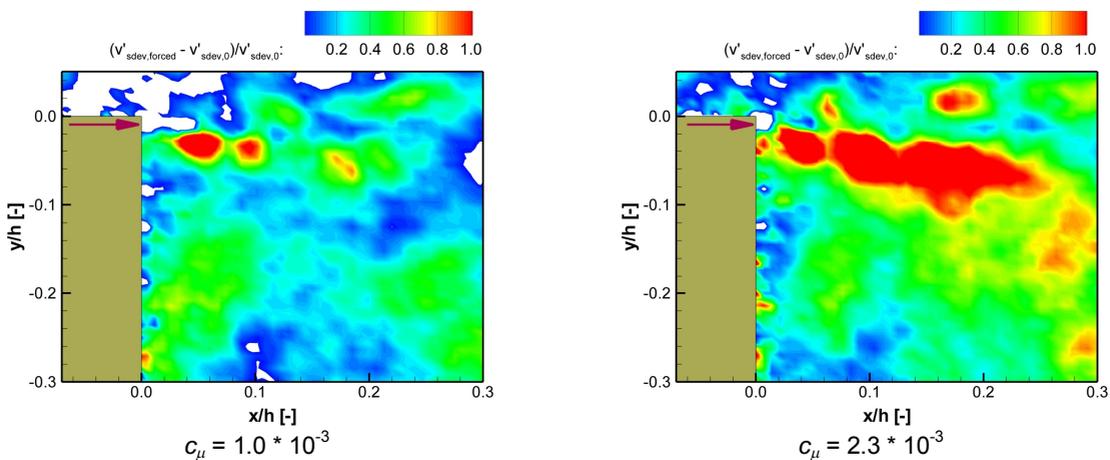


Abb. 9: Relative Differenz der Standardabweichung der Geschwindigkeit v in y -Richtung bzgl. der Grundströmung für zwei Anregeamplituden ($Sr = 0.18$, obere Aktuatorreihe P1)

Zusammenfassung

Die bisher im Rahmen verschiedener Forschungsprojekte am Fachgebiet Aerodynamik der TU Berlin gewonnenen Ergebnisse für die Anwendung von aktiver Strömungskontrolle an Hochauftriebskonfigurationen und generischen Fahrzeugmodellen wurden im Rahmen einer Messkampagne mit Hilfe der zeitaufgelösten *Particle Image Velocimetry* validiert und erweitert. An zwei Flügelmodellen (Motorsegler-Laminarprofil mit Wölbklappe; zweidimensionales transsonisches Flügelmodell mit Einfachspaltklappe) konnte die Unterdrückung der turbulenten Strömungsablösung auf der Klappenoberseite mit Hilfe von periodisch-ausblasenden

Druckluftaktuatoren auf der Klappe anhand des Strömungsfeldes erfolgreich dargestellt werden. Die Verhinderung der Ablösung auf der Klappe führt bei beiden Modellen zu deutlich gesteigerten Gleitzahlen und Auftriebsbeiwerten im linearen Bereich und somit zu einer erhöhten Leistungsfähigkeit des Hochauftriebssystems.

Am generischen Fahrzeugmodell (Ahmed-Body mit Heckwinkel von 90°) wurde mit Hilfe von Druckluftaktuatoren am Heck eine Verringerung des Gesamtwiderstandes erzielt. Die Untersuchung der Interaktion des periodischen Aktuatorjets mit der am Heck abgelösten Scherschicht mit Hilfe der PIV-Messungen zeigt durch den Aktuatorjet induzierte, stabile großskalige Querwirbelstrukturen, die zu einer deutlichen Steigerung des turbulenten Impulsaustausches zwischen der Außenströmung und dem Rezirkulationsgebiet führen. Die Untersuchungen zeigen, dass die zeitaufgelöste *Particle Image Velocimetry* ein geeignetes Messverfahren ist, um ergänzend zu klassischen Methoden wie Druck- und Kraftmessungen zeitlich und räumlich hochaufgelöste Informationen über das Strömungsfeld zu gewinnen und somit Aussagen über die Wirkungsweise von zum Beispiel aktiver Strömungskontrolle treffen zu können.

Danksagung

Die dargestellten Versuche wurden unter anderem im Rahmen des von der Deutschen Forschungsgemeinschaft (DFG) geförderten Sonderforschungsbereiches "Beeinflussung komplexer turbulenter Scherströmungen" (SFB 557) durchgeführt.

Literatur

Ahmed, S.R.; Ramm, G.: Some Salient Features of the Time-Averaged Ground Vehicle Wake. SAE Technical Paper Series 840300, Society of Automotive Engineers (SAE) (1984)

Brunn, A.; Nitsche, W.: Active control of turbulent separated flows over slanted surfaces. *International Journal of Heat and Fluid Flow* 27 (2006), pp. 748–755

Grund, T.; Nitsche, W.: Active Flow Control on a S10 Glider Configuration. In King, R., Hrsg.: *Active Flow Control II. Volume 108 of Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design (NNFM)*, Springer (2010), pp. 31-43

Haucke, F.; Bauer, M.; Grund, T.; Nitsche, W.; Gölling, B.: An Active Flow Control Strategy for High-Lift Flaps. In: *KATnet 2009*, Bremen

Krentel, D.; Muminovic, R.; Brunn, A., Nitsche, W.; King, R.: Application of Active Flow Control on Generic 3D Car Models. In King, R., Hrsg.: *Active Flow Control II. Volume 108 of Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design (NNFM)*, Springer (2010), pp. 223–239

Petz, R.; Nitsche, W.: Active Separation Control on the Flap of a Two-Dimensional Generic High-Lift Configuration. *Journal of Aircraft* 44 (2007), pp. 865-874

Tsai, R.: A Versatile Camera Calibration Technique for High-Accuracy 3D Machine Vision Metrology Using Off-the-shelf TV Cameras and Lenses. *IEEE Journal of Robotics and Automation*, Vol. 3 (1987), pp. 323-344

Wild, J.; Wichmann, G.; Haucke, F.; Peltzer, I.; Scholz, P.: Large scale separation flow control experiments within the German Flow Control Network. In: *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting (AIAA 2009-0530)*, 2009, AIAA