

EXPERIMENTELLE UNTERSUCHUNG DES DISKON-FLÜGELKONZEPTS ZUR BEEINFLUSSUNG DER WIRBELSCHLEPPE

M. Hecklau, F. Klinge¹, A. Brunn, W. Nitsche
Technische Universität Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt
Marchstraße 12-14, 10587 Berlin

ÜBERSICHT

Das am DLR in Göttingen (AS-EV) entwickelte DISKON-Flügelkonzept zur Beeinflussung der Wirbelschleppe im Nachlauf eines Flügels wird erstmalig experimentell auf seine Wirksamkeit und Effektivität hin untersucht. Die Messungen wurden am Wasserschleppkanal des DLR Göttingen (WSG) durchgeführt. Durch Zacken an der Hinterkante werden Wirbel in der Scherschicht (DISKONtinuitätsfläche) induziert, die gegenläufig zum Randwirbel an der Flügelspitze sind. Veränderungen in der Wirbelstruktur werden über einen Vergleich der Ergebnisse von DISKON-Modell und einem Referenzmodell bestimmt. Die beiden Flügelmodelle haben das gleiche Profil und eine Halbspannweite von $s = 0,5$ Meter. Die Wirbelschleppe wird über einen Bereich von bis zu 30 Spannweiten hinter dem Flügel mit der Stereo Particle Image Velocimetry (Stereo-PIV) untersucht. Parallel dazu werden die aerodynamischen Kräfte mit einem Dreikomponenten-Dynamometer (Piezo-Waage) erfasst, über welche die aerodynamische Ähnlichkeit der beiden Flügelmodelle nachgewiesen wird.

Aus den Strömungsfeldmessungen werden unter anderem die Wirbelposition, die tangentielle Geschwindigkeit und die Zirkulationsverteilung über dem Wirbelradius bestimmt. Der Vergleich dieser Parameter ergibt eine Beeinflussung der Wirbelschleppe durch das DISKON-Flügelkonzept, die sich in einer Positionsveränderung, einer Umverteilung der Wirbelstärke in den äußeren Bereich und in einer Abschwächung der Tangentialgeschwindigkeit innerhalb des Wirbelzentrums verdeutlicht.

1. EINLEITUNG

Die einzelnen Wirbel in einer Wirbelschleppe haben eine hohe kinetische Energie und Lebensdauer, da sehr wenig Energie durch Dissipation in radialer Richtung abgebaut wird. Für den nachfolgenden Flugverkehr geht von einem derartigen Wirbelsystem eine potentielle Gefährdung aus. Einen grundsätzlichen Einfluss auf das Gefahrenpotential einer Wirbelschleppe hat das „Alter“ des Wirbels, also der zeitlich zunehmende Abstand des erzeugenden Luftfahrzeugs zur Beobachtungsposition der Wirbelschleppe. Für einen sicheren Flugbetrieb werden daher standardisierte, horizontale Separationsabstände von der International Civil Aeronautical Organisation (ICAO) vorgegeben. Diese wir-

ken sich auf hoch frequentierten Flughäfen und Verkehrsflugwegen kapazitätslimitierend aus.

Neben Ansätzen im operationellen Bereich werden Möglichkeiten, eine Abschwächung bzw. den Zerfall des Wirbels durch aerodynamische Maßnahmen zu beschleunigen, umfassend untersucht. In diesem Bereich wird seit langem auf nationaler Ebene (Wirbelschleppe, DLR) und in europäischen Projekten (Eurowake, Wakenet, S-Wake, C-Wake und AWIATOR) intensiv geforscht und nach Lösungen gesucht.



BILD 1 Visualisierung der Wirbelschleppe des DLR-Forschungsflugzeugs ATTAS
(Quelle: AS-KE, DLR Braunschweig)

Die aerodynamische Beeinflussung einer Wirbelschleppe erfolgt am Flügel selbst und soll eine Reduktion der Wirbelgefahr im Fernfeld herbeiführen. Dieses kann über zwei verschiedene Wege erfolgen. Nach Gerz [1] spricht man dabei von zwei verschiedenen Strategien, dem „Quickly Decaying Vortex“ (QDV) und dem „Low Vorticity Vortex“ (LVV). Einerseits können zusammenwirkende Instabilitäten ausgenutzt werden, um einen Zerfall des Wirbelsystems zu beschleunigen. Andererseits kann die Wirbelstärke ω über einen größeren Bereich verteilt werden, so dass der Wirbel im Vergleich zum unbeeinflussten Flügel schwächer bzw. „älter“ wird.

Das schnellere Zerfallen des Wirbelsystems durch Instabilitäten (QDV) reduziert das Gefahrenpotential erheblich. Experimentell kann allerdings nur schwer nachgewiesen werden, ob es zu einem Zerfall im Fernfeld kommt, da bei den meisten Versuchseinrichtungen die Beobachtungszeit zu kurz ist. Durch zusätzliche Turbulenzen (z.B. durch Gitter, Fahrwerk) kann nach Rossow [2] eine angefachte Instabilität geschwächt oder ganz verhindert werden. Wird die Strategie des „Low Vorticity Vortex“ (LVV) verfolgt, so kann der

¹ DLR-Göttingen (AS-EV)

entsprechende Wirbel mit geringerer lokaler Wirbelstärke ω im erweiterten Nahfeld nach dem Aufrollvorgang der Scherschicht nachgewiesen werden. Außerdem ist der durch Umverteilung der Wirbelstärke abgeschwächte Wirbel unempfindlich gegenüber äußeren Einflüssen, wie z.B. Turbulenz und verändertem Anstellwinkel [1].

Die theoretischen Grundlagen zum Einfluss der spannenweiten Auftriebsverteilung auf die entstehende Wirbelstruktur liefert Betz [3] durch die Beschreibung des Aufrollprozesses der Scherschicht. Von Rossow [2] sind dazu einige zweidimensionale Berechnungen und die Validierung durch experimentelle Untersuchung durchgeführt worden. Eine Überhöhung der Zirkulationsverteilung in der Mitte des Flügels und eine sägezahnförmige Zirkulationsverteilung über der Spannweite haben eine deutliche Abschwächung des Wirbels im Flügelnachlauf bewirkt. Der Effekt ist stark vom erreichten Auftriebsbeiwert c_A abhängig, also dem Verhältnis der Zirkulation von Randwirbel und zusätzlich erzeugten Wirbeln. Von Heyes und Smith [4] wurde die Umverteilung der Zirkulation auf einen größeren Bereich durch Wirbelgeneratoren senkrecht auf dem Flügel untersucht. Für einen gleichsinnig zum Randwirbel drehenden Wirbel konnte eine Vergrößerung des Zirkulationsgebietes auf das fünffache beobachtet werden.

Die Möglichkeit, einen Wirbel zu vergrößern (LLV) und dadurch das Gefahrenpotential um einen bestimmten Betrag zu mindern, ist am DLR in Göttingen (AS-EV) aufgegriffen worden und die Idee des DISKON-Flügelkonzepts [5] ist entstanden. Dabei sollen kleine, gegenläufige Wirbel in der „DISKONTinuitätsfläche“, die durch vertikale Zacken in der Hinterkante erzeugt werden, das vollständige und konzentrierte Aufrollen zu einem kleinen Wirbelkern verhindern.

In diesem Artikel wird die experimentelle Untersuchung des DISKON-Flügelkonzepts, welche im Rahmen einer Diplomarbeit [6] durchgeführt wurde, vorgestellt. Zur Bestimmung der Wirksamkeit und Effektivität des DISKON-Systems wurden Messungen des Strömungsfelds mit einem Stereo-PIV System (Particle Image Velocimetry) bis ca. 30 Spannweiten ($x/b = 30$) hinter dem Flügel durchgeführt und zusätzlich die aerodynamischen Kräfte am Flügel erfasst. Die Messungen wurden am Wasserschleppkanal (WSG) des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt in Göttingen durchgeführt. Über einen Vergleich der Ergebnisse zwischen einem Referenzflügel und einem Flügel mit DISKON-System, die aerodynamisch ähnlich sind, konnte eine Bewertung des DISKON-Flügelkonzepts erfolgen.

2. DISKON-MESSFLÜGEL

Die durch die vertikalen Zacken induzierten Wirbel sind wesentlich schwächer als der Randwirbel an der

Flügelspitze. Die gegenläufigen Wirbel induzieren nach Biot-Savart eine Kraft, die dem Aufrollvorgang der Scherschicht entgegenwirkt. Dieser wird dadurch gestört und die Wirbelschicht rollt sich nicht zu einem konzentrierten Wirbel auf. Die gegensinnig drehenden Wirbel werden durch einen zackenförmigen Verlauf der Flügelkontur im Bereich der Hinterkante generiert, indem an jedem Zacken die Strömung über den beiden Flügeloberflächen umgekehrt abgeleitet wird. Dabei wird die wandnahe Strömung der Flügeloberseite unter die Strömung der Flügelunterseite geleitet (vgl. BILD 2). Dieses ist vergleichbar mit der Bildung eines gegenläufigen Wirbels an der Innenseite einer ausgefahrenen Hinterkantenklappe. Die resultierende Zirkulationsverteilung ist exemplarisch in BILD 3 für einen Flügel mit drei Zacken dargestellt. Am Verlauf der Zirkulation und dessen Änderung kann nach Betz [3] bestimmt werden, an welcher Spannweitenposition ein Wirbel entsteht. Dabei wechseln sich gegenläufige und gleichsinnige Wirbel entlang der Flügelhinterkante ab.

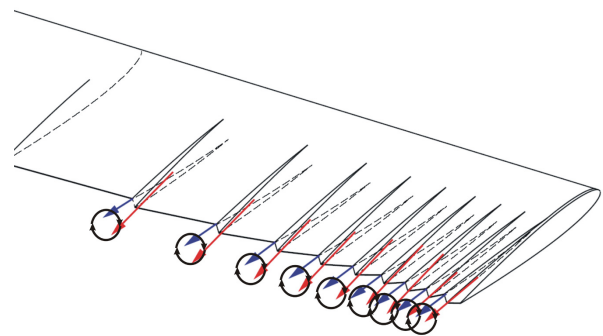


BILD 2 Durch die Zacken wird die wandnahe Strömung der Oberseite unter die Strömung der Unterseite geleitet. Es resultiert ein Wirbel im Uhrzeigersinn. Zwischen diesen Wirbeln bilden sich Wirbel gegen den Uhrzeigersinn, die aus Platzgründen nicht dargestellt sind.

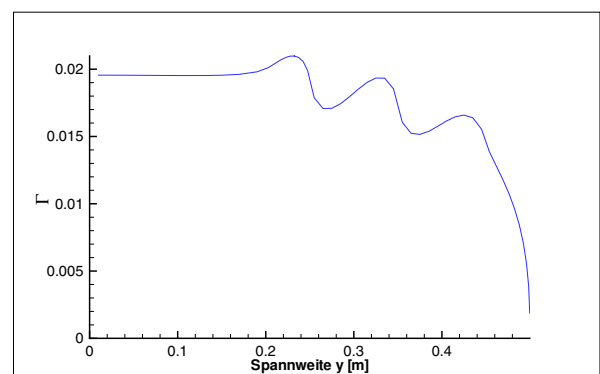


BILD 3 Zirkulationsverteilung eines DISKON-Flügels mit drei Zacken, exemplarisch berechnet

Die Zacken beginnen entlang der Flügeltiefe kurz hinter dem Dickenmaximum. Die Höhe der Zacken nimmt zur Flügelhinterkante hin zu, so dass sie aus der Grenzschicht herausragen. Da die Stromlinien aufgrund der Zirkulationsverteilung in Spannweitenrichtung abgelenkt werden, ist der Verlauf der Zacken an

den Verlauf der Stromlinien angepasst. Über die Spannweite sind die Zacken entsprechend der Änderung der Zirkulation verteilt, so dass gleich starke Wirbel erzeugt werden.

Um die Anzahl der Variationsparameter möglichst gering zu halten, wurde das für Randwirbeluntersuchungen bewährte symmetrische NACA 0012 Profil für den Referenz- und den DISKON-Messflügel verwendet. Die Flügelgeometrie wurde passend zu den Maßen der Messstrecke des Wasserschleppkanals (WSG) gewählt. Das jeweilige Halbmodell wird von oben in die Messstrecke eingetaucht. Die Flügelstreckung liegt in der Größenordnung von Kleinflugzeugen. Zur Auslegung der DISKON-Zacken wurden außerdem der Anstellwinkel und die Strömungs- bzw. Schleppgeschwindigkeit festgelegt. Die Parameter für Geometrie und Versuchsdurchführung sind in Tabelle TAB 1 zusammengefasst.

Parameter	Wert
Flügelstreckung λ	10
Halbspannweite s	500 mm
Flügeltiefe l_c	100 mm
Strömungsgeschwindigkeit u_∞	3 m/s
Anstellwinkel α	4°
Reynolds-Zahl Re	300.000
Zackenbeginn bei x/l_c	0,35

TAB 1 Geometrie- und Versuchsparameter für die Auslegung des DISKON-Systems

Die Kontur des DISKON-Flügels wurde aus den verschiedenen Parametern für Flügelgeometrie und Zacken berechnet, ein CAD-Modell erstellt und der Messflügel gefertigt (vgl. BILD 4).

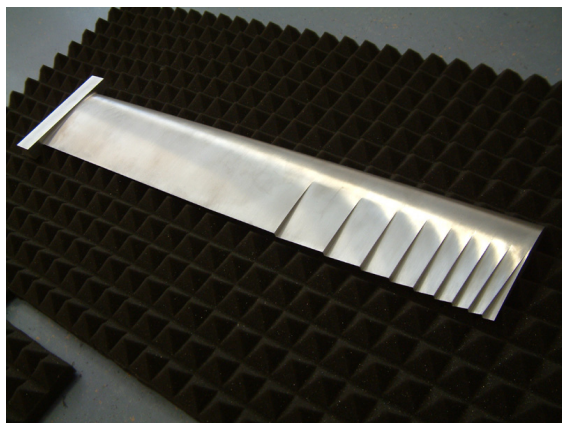


BILD 4 DISKON-Flügel, Oberseite

3. EXPERIMENTELLE UNTERSUCHUNG

Die experimentellen Untersuchungen des DISKON-Flügelkonzepts wurden im Wasserschleppkanal (WSG) des DLR in Göttingen durchgeführt. Dieser ist für die Untersuchung von Nachlaufströmungen ohne Beschränkung auf den modellnahen Bereich geeignet, da die Beobachtungsposition feststehend ist und sich das Modell bewegt. Die zeitliche Entwicklung der Wirbelschleppe kann auf diese Weise analysiert werden.

Die Messstrecke besteht aus einem 18 m langen, nach oben offenen Wasserbecken, mit einem Querschnitt von 1,1 m x 1,1 m. Das Versuchsmodell wird mit einem Schleppwagen auf horizontalen Schienen durch das ruhende Wasser bewegt. Die Schleppgeschwindigkeit kann stufenlos zwischen 0,01 m/s und 3 m/s eingestellt werden.

Bei der Untersuchung von Wirbelschleppen ist die Beobachtungszeit durch verschiedene kanalspezifische Effekte beschränkt. Der Wirbel kann auch nach dem Abbremsen am Ende des Kanals untersucht werden. Allerdings kommt es durch den „Anfahr-Effekt“ und „End-Effekt“ [7], abhängig von Geschwindigkeit und Abstand zur Messebene, zum vorzeitigen Aufplatzen des Wirbels. Je nach Wirbelgröße und Position kann es außerdem zu Interferenzen mit den Kanalwänden und dem Kanalboden kommen. Das Wirbelsystem kann dadurch stabilisiert werden.

Zur Untersuchung des DISKON-Systems ist eine Beobachtung ohne die oben genannten Einflüsse bis zu maximal 30 Spannweiten hinter dem Flügel möglich.

3.1. Modellaufhängung und Kraftmesssystem

Der Schleppwagen trägt den Messflügel und die zur Kräftermessung benötigten Komponenten. Der jeweilige Messflügel ist senkrecht unter dem Schleppwagen über eine Waage an der Modellaufhängung befestigt (vgl. BILD 5). Der Anstellwinkel $\alpha = \pm 10^\circ$ des Flügels kann über die Aufhängung am Schleppwagen eingestellt werden.

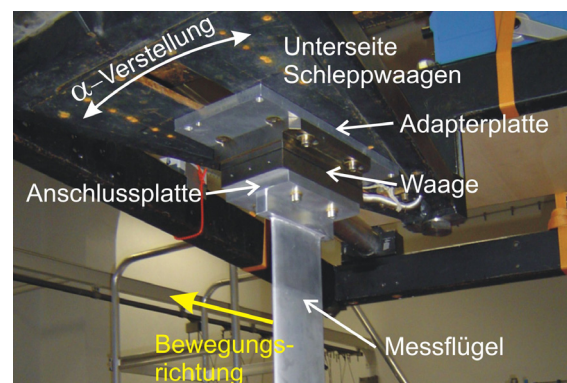


BILD 5 Aufhängung des Messflügels und der Waage am Schleppwagen des WSG

Zur Erfassung der aerodynamischen Kräfte und Momente am Flügel wird ein Dreikomponenten-Dynamometer (Piezo-Waage von Kistler) verwendet. Durch die an der Waage angreifenden Kräfte werden

Ladungsverschiebungen in den Piezoelementen erzeugt, die zu einem Ladungsverstärker übertragen werden. Die sechs Ausgangssignale des Summiervverstärkers können direkt über einen A/D-Wandler erfasst und in die drei Kräfte und drei Momente umgerechnet werden. Die Kräfte werden über drei Sekunden, bei einer Abtastrate von 2000 Hz und konstanter Geschwindigkeit des Schleppwagens zeitlich gemittelt.

3.2. Stereo-PIV System

Die Strömung in einer Wirbelschlepe ist stark dreidimensional. Daher wird zur Erfassung des Strömungsfeldes mit allen drei Komponenten ein Stereo-PIV System [8,9] eingesetzt. Die Untersuchungsebene ist so gewählt, dass die Tangentialkomponente des Wirbels in der Ebene liegt (in-plane-Komponente) und die Axialkomponente senkrecht zur Ebene (out-of-plane-Komponente) gerichtet ist. Die Messebene liegt symmetrisch zwischen den zwei *Kodak MegaPlus ES 1.0* CCD-Kameras, die unter einem Winkel von $\alpha_{Cam} \approx 45^\circ$ den Lichtschnitt erfassen (vgl. BILD 6).

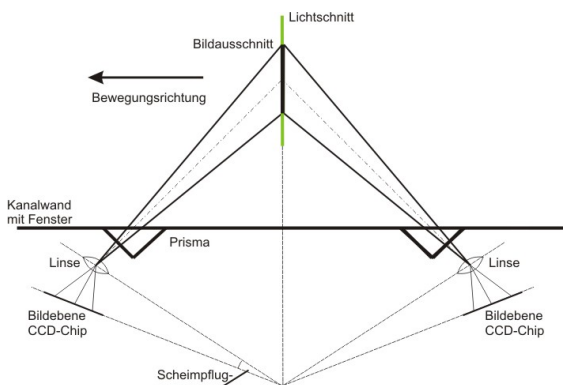


BILD 6 Prinzipielle Darstellung der Kamera / Lichtschnitt-Konfiguration am WSG in der Draufsicht auf den Kanal

Der Lichtschnitt wird mit Hilfe eines Lasers und einer Lichtschnittoptik erzeugt und von unten über einen Spiegel in den Kanal eingekoppelt. Damit die Partikel möglichst scharf und ohne störende Brechung beim Übergang von Wasser über Glas in Luft abgebildet werden, sind am Seitenfenster des Kanals mit Wasser gefüllte Prismen angebracht. Um die Partikel auf dem CCD-Chip der Kamera über die gesamte Ebene scharf abzubilden, ist die Bildebene der Kamera um den Scheimpflugwinkel gegenüber der Linse gedreht. Die vertikale Kameraposition kann über eine Traverse beliebig eingestellt werden. Der Bildausschnitt ist so gewählt, dass der Randwirbel möglichst voll erfasst wird und während der Messzeit nicht aus diesem Bereich herauswandert.

Als Tracer-Partikel werden hohle Glaskügelchen mit einem mittleren Durchmesser von $11 \mu\text{m}$ verwendet. Beleuchtet werden die Partikel durch einen Nd:YAG Doppelpuls laser mit Frequenzverdopplung auf eine Wellenlänge von 532 nm und einer maximalen Energie von 150 mJ pro Puls. Über eine Lichtschnittoptik aus

Streu-, Sammel- und Zylinderlinse wird ein Lichtschnitt erzeugt. Aufgrund der hohen out-of-plane-Komponente ist die Lichtschnittdicke ($d_{LS} \approx 6 \text{ mm}$) relativ groß gewählt. Außerdem werden die Lichtschnittebenen der beiden Laserpulse zueinander versetzt. Der Lichtschnitt des zweiten Pulses wird stromab verschoben. Damit für die Auswertung ausreichend Partikelbildpaare in der Ebene vorhanden sind, beträgt die Überlappung der Lichtschnittebenen mindestens 66%.

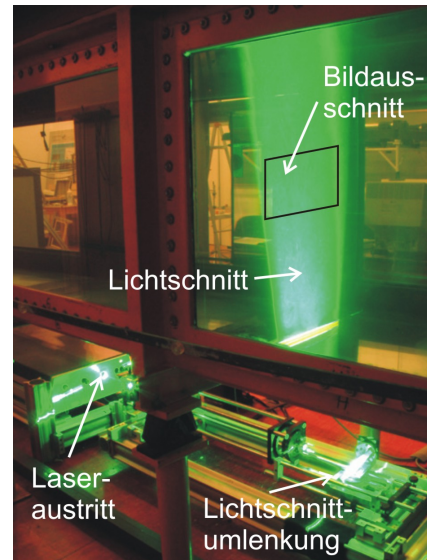


BILD 7 Eingekoppelter Lichtschnitt in die Messstrecke des WSG

Kalibriert wird das Stereo-PIV System mit einem Kalibriergitter, welches zur Lichtschnittebene ausgerichtet wird. Damit für beide Kameras die Kalibrierebene sichtbar ist, wird eine Folie mit einem 10 mm Gitterraster bedruckt und auf eine Glasplatte geklebt. Beim Aufnehmen der Kalibrierbilder nimmt eine Kamera direkt das Kalibriergitter auf der Folie auf. Die andere Kamera nimmt es von der anderen Seite durch die Glasplatte auf. Der durch die Brechung der Glasplatte entstandene Versatz wird bei der PIV-Auswertung korrigiert.

Die Auswertung der Stereo-PIV Messung erfolgt mit der Auswertesoftware *PIVview* vom DLR, mit den dazugehörigen Unterprogrammen. Die Partikelbilder werden zuerst über die Koeffizientenmatrix für die Rückprojektion entzerrt, welche mit „PIVmap“ bestimmt worden ist. Der Versatz durch die Glasscheibe der Kalibrierplatte und kleine Ausrichtungsfehler zwischen Kalibrierplatte und Lichtschnitt werden über das „Residual Alignment“ ausgeglichen. Als Auswertalgorithmus zur Berechnung des Partikelbildversatzes in jedem Auswertefenster wird die "Multi-grid interrogation" verwendet. Die endgültige Größe der Auswertefenster beträgt $32 \times 32 \text{ px}^2$, mit einer Überlappung von 50%. Daraus ergibt sich ein Vektorfeld mit 95×59 Vektoren, die durch lokale und globale Filter im Postprocessing validiert werden können. Aus den für

beide Perspektiven einzeln berechneten Vektorfeldern, wird über die geometrische Beziehung zwischen den Kameras und der Messebene die dritte Geschwindigkeitskomponente senkrecht zur Messebene bestimmt.

3.3. Gesamtaufbau und Durchführung

Das Messsystem besteht aus der Einheit für die Kraftmessung und dem Stereo-PIV System. Es wird vom Arbeitsplatz gesteuert, an dem auch die Daten erfasst und gespeichert werden. Der gesamte Aufbau ist in BILD 8 schematisch dargestellt.

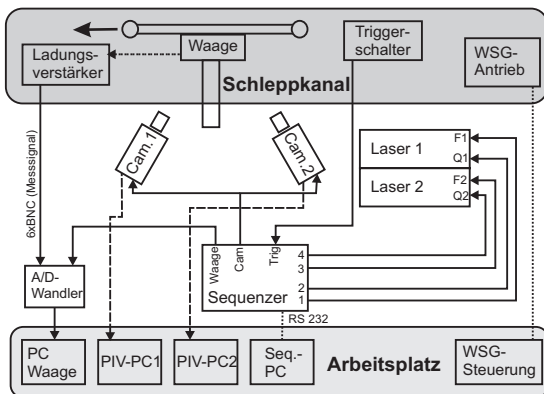


BILD 8 Schematischer Aufbau des gesamten Messsystems am WSG, mit Stereo-PIV und Piezo-Waage

Das gesamte System wird während einer Messung von einer Ablaufsteuerung (Sequenzer) zeitsynchron gesteuert und durch den Impuls des Trigger-Schalters gestartet. Dieser ist an der Laufschiene des WSG angebracht und gibt einen Impuls an den Sequenzer, wenn der Schleppwagen diese Position passiert. Der Schleppwagen hat zu diesem Zeitpunkt die vorgegebene Geschwindigkeit erreicht. Es werden maximal 90 PIV-Aufnahmen mit einer Wiederholrate von 5 Hz erfasst, was einem Abstand zum Flügel von ca. 30 Spannweiten entspricht. Der zeitliche Ablauf einer Messung ist in BILD 9 dargestellt.

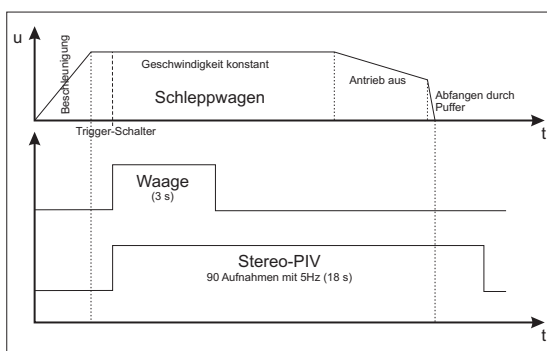


BILD 9 Schematischer Ablauf einer Messung am WSG, mit Verlauf der Geschwindigkeit des Schleppwagens und der dazu zeitlich zugeordneten Kräfte- und PIV-Messung

Um eine allgemeine Aussage zum DISKON-System über einen großen Bereich zu erhalten, wird ein Anstellwinkelbereich von $\alpha = 0^\circ$ bis 10° mit $\Delta\alpha = 1^\circ$, bei den Anströmgeschwindigkeiten $u_\infty = 3 \text{ m/s}$ und $u_\infty = 1,5 \text{ m/s}$ untersucht. Diese Messreihen werden jeweils mit dem Referenz- und dem DISKON-Messflügel und durchgeführt.

4. ERGEBNISSE

4.1. Kraftmessung

Eine Aussage über die Effektivität hinsichtlich des DISKON-Systems soll aus den Geschwindigkeitsfeldmessungen abgeleitet werden. Um sicherzustellen, dass die Versuchsreihen miteinander vergleichbar sind und der DISKON-Flügel zum Referenzflügel aerodynamisch ähnlich ist, werden die aerodynamischen Kräfte mit der Piezo-Waage aufgenommen. Für beide Flügelmodelle und beide Geschwindigkeiten wurde die Kraft über komplette Anstellwinkelreihen aufgenommen. Aus diesen wird dann die jeweilige Auftriebs- bzw. Widerstandspolare ermittelt.

Aus den Auftriebspolaren in BILD 10 geht hervor, dass das DISKON-System den Auftrieb, verglichen zum Referenzflügel, im Bereich der Auflösung der Waage nicht beeinflusst. Die resultierenden Auftriebskräfte von beiden Flügelmodellen sind gleich. Allerdings hat die Anströmgeschwindigkeit einen Einfluss auf den erreichten Auftriebsbeiwert. Die Polaren bei höheren Geschwindigkeiten liegen deutlich unter den Polaren bei niedriger Geschwindigkeit. Diese weist auf einen geschwindigkeitsabhängigen Effekt hin, durch den der Auftrieb reduziert wird. An der Wasseroberfläche konnte bei hohen Geschwindigkeiten eine starke Ablösung beobachtet werden, auf die der Auftriebsverlust zurückgeführt werden kann.

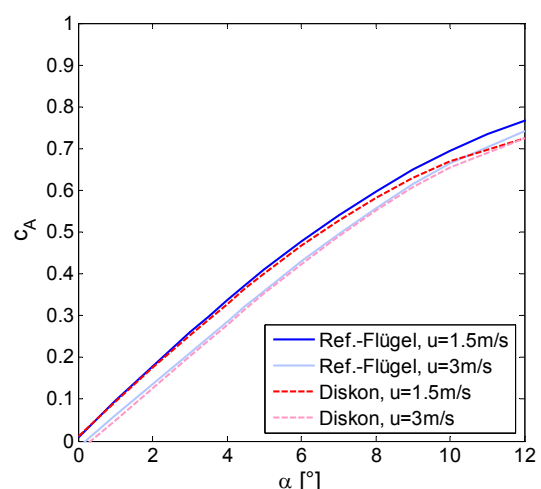


BILD 10 Auftriebspolaren der Messflügel aus den Kraftmessungen

Der Auftriebsverlust ist außerdem mit einer Zunahme des Widerstands verbunden, wie aus den Widerstands-

polaren in BILD 11 entnommen werden kann. Durch die DISKON-Zacken nimmt der Widerstand nicht zu. Aus den Ergebnissen der Kraftmessung kann auf eine aerodynamische Ähnlichkeit der beiden verwendeten Messflügel geschlossen werden. Dies ist eine grundlegende Voraussetzung für die weitere Auswertung, bei der die Wirbelschleppen der Messflügel miteinander verglichen werden.

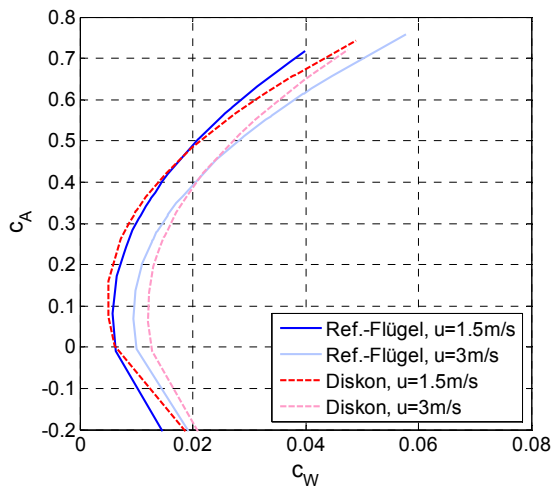


BILD 11 Widerstandspolaren der Messflügel aus den Kräftenmessungen

4.2. Strömungsfeld

Über einen Vergleich der PIV-Vektorfelder von DISKON- und Referenzflügel können erste Unterschiede im Strömungsfeld bestimmt werden. In BILD 12 und BILD 13 sind die Geschwindigkeitsfeldvektoren für Referenzflügel und DISKON-Flügel, bei $\alpha = 4^\circ$ und $u_\infty = 1,5 \text{ m/s}$ dargestellt. Aus Gründen der Übersichtlichkeit ist in den Vektorbildern nur jeder vierte Vektor abgebildet. Im Hintergrund ist die Wirbelstärke (Vorticity) farbkodiert eingefügt. Direkt hinter dem Flügel sind in der Scherschicht des DISKON-Flügels deutlich einzelne Wirbel, abwechselnd mit unterschiedlichem Drehsinn, vorhanden.

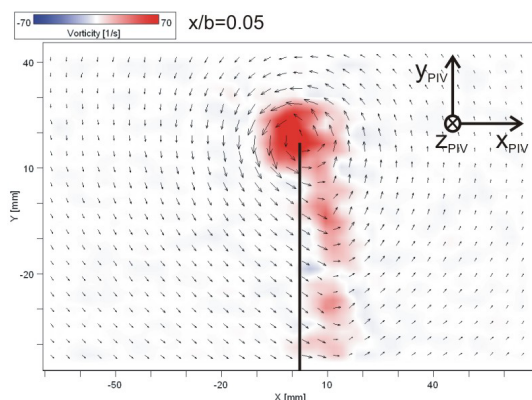


BILD 12 Stereo-PIV Geschwindigkeitsvektorfeld, mit Wirbelstärke für den Referenzflügel

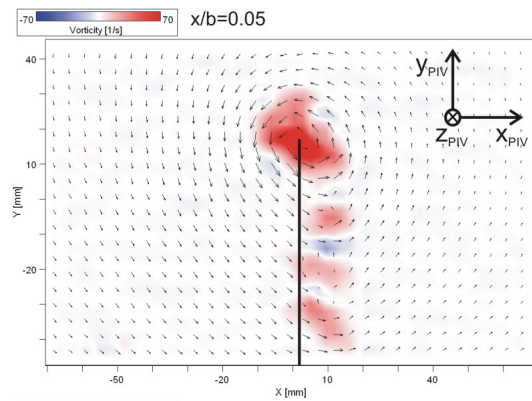


BILD 13 Stereo-PIV Geschwindigkeitsvektorfeld, mit Wirbelstärke für den DISKON-Flügel

4.3. Wirbelposition

Eine veränderte Wirbelposition ist ein eindeutiges Merkmal für das Vorhandensein von weiteren Wirbeln im Wirbelsystem (Biot-Savart) und für einen beeinflussten Aufrollvorgang der Scherschicht. Dazu sind in BILD 14 die Positionen vertikal zum Flügel in z-Richtung und in Spannweitenrichtung (y-Richtung) für den Referenz- und DISKON-Flügel dargestellt.

Es ist eine deutliche Veränderung der Wirbelposition zwischen beiden Flügelmodellen durch das DISKON-System zu erkennen. Im Vergleich zum Referenzflügel sinkt die Wirbelschleppe des DISKON-Flügels in z-Richtung tiefer ab und wird weniger nach innen zur Flügelwurzel abgelenkt. Daraus resultiert für ein Vollflügelmodell ein größerer Abstand b_0 zwischen den Mittelpunkten des Randwirbelpaares. Da in den PIV-Geschwindigkeitsfeldern keine zusätzlichen Wirbel weit hinter dem Flügel $x/b > 10$ sichtbar sind, ist die veränderte Wirbelposition auf eine Beeinflussung des Aufrollvorgangs der Scherschicht zurückzuführen. Der Aufrollvorgang wird dabei durch die zum Randwirbel gegenläufigen Wirbel gestört. Diese gegenläufigen Wirbel induzieren eine Kraft, die dem Aufrollvorgang der Scherschicht entgegenwirkt. Außerdem kann durch einzelne Wirbel in der Scherschicht diese zerteilt werden und sich zu separaten Wirbelzöpfen aufrollen [2].

In BILD 15 ist ein dreidimensionaler Verlauf der Wirbelschleppen von Referenz- und DISKON-Flügel dargestellt. Die Außenkontur der dargestellten Wirbelschleppen ist die Iso-Wirbelstärke $\omega = 20 \text{ 1/s}$, welche aus den PIV-Wirbelstärkefeldern berechnet ist. Auch hier wird der unterschiedliche Verlauf, sowie eine Differenz des Wirbeldurchmessers für die gewählte Iso-Fläche deutlich. Über die Betrachtung der Wirbelstärke ist auch ein Unterschied in der Wirbelstruktur zwischen den Flügelmodellen zu erkennen.

Das Aufrollen der Scherschicht um den Randwirbel wird gestört und die Energie im Wirbelkern damit reduziert. Die Differenz zwischen den Positionen der Wirbel beider Flügelmodelle liegt nach einem Abstand von $x/b = 25$ hinter dem Flügel in Spannweitenrichtung.

tung bei $y/b = 0,05$ und entspricht einer Veränderung der Wirbelposition von 5% der Spannweite.

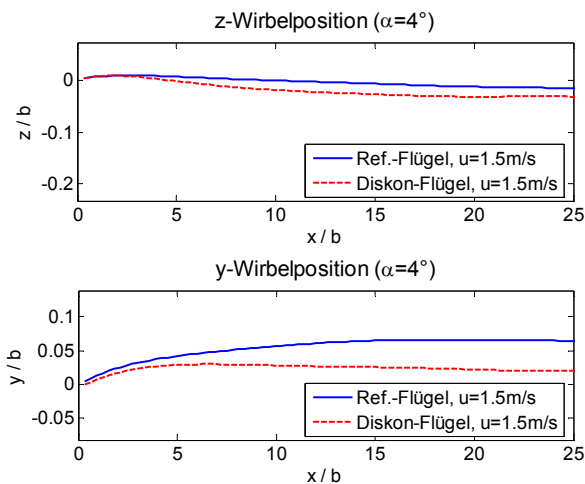


BILD 14 Wirbelposition hinter dem Flügel in vertikaler (z-) Richtung und Spannweitenrichtung (y), bei $\alpha = 4^\circ$

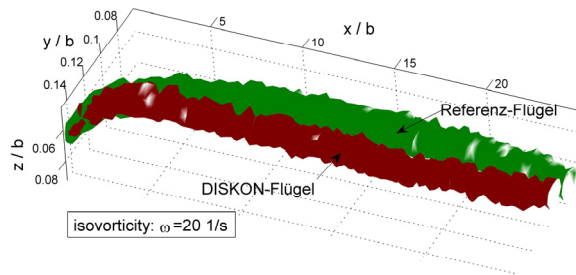


BILD 15 Räumliche Darstellung der Wirbelschleppen, über die Iso-Kontur der Wirbelstärke (isovorticity), bei $\alpha = 4^\circ$ und $u_\infty = 1,5 \text{ m/s}$

4.4. Tangentialgeschwindigkeit

Das Rollmoment welches auf ein Flugzeug beim Einflug in eine Wirbelschlepe wirkt, wird durch die tangentiale Geschwindigkeitskomponente u_θ des Wirbels verursacht. Das Gefährdungspotential wird also direkt über die Stärke und Verteilung der tangentialen Geschwindigkeit über dem Wirbelradius beeinflusst. In BILD 16 ist das Profil der tangentialen Geschwindigkeit des Wirbels, 24 Spannweiten hinter dem Flügel, zusammen mit dem Wirbelmodell nach Lamb-Oseen dargestellt.

Die Geschwindigkeitsprofile entsprechen dem Wirbelmodell von Lamb-Oseen, fallen hinter dem Maximum aber flacher ab. Der Verlauf in diesem Bereich ist von der Zirkulationsverteilung über dem Flügel abhängig. Beim Wirbelmodell von Lamb-Oseen wird von einer elliptischen Zirkulationsverteilung über dem Flügel ausgegangen, die im Versuch nicht gegeben ist. Insgesamt ist die Tangentialgeschwindigkeit im Referenzfall höher. Durch das DISKON-Flügelkonzept kann die maximale tangential Geschwindigkeit im

Wirbelkern 24 Spannweiten hinter dem Flügel, um etwa 8% reduziert werden. Der Wirbel hat im Inneren durch eine Umverteilung und Beeinflussung des Aufrollvorgangs der Scherschicht eine deutlich geringere kinetische Energie.

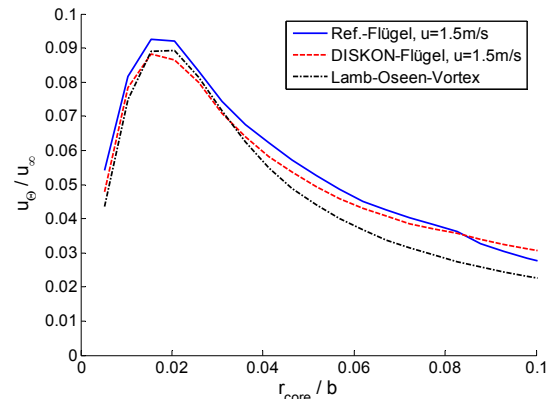


BILD 16 Profil der tangentialen Geschwindigkeit des Wirbels, bei $x/b = 24$ und $\alpha = 4^\circ$

4.5. Zirkulationsprofil

Bei der Beeinflussung einer Wirbelschlepe nach der LVV-Strategie soll ein Wirbel mit geringerer Wirbelstärke im Wirbelkern entstehen. Die Zirkulation des beeinflussten Wirbels ist somit in diesem Bereich geringer als im Referenzfall. Eine Differenz der Zirkulation kann nur im Inneren des Wirbels vorhanden sein, da in einem wesentlich größeren Bereich um den Wirbel, bei gleichem Auftrieb der Flügel, die gleiche Zirkulation vorhanden ist. Dazu wird die Wirbelstärke über kreisförmige Flächen, mit steigendem Radius um den Wirbelmittelpunkt, aufintegriert.

In BILD 17 ist 24 Spannweiten hinter dem Flügel das Profil der Zirkulation über dem Wirbelradius dargestellt. Ein Unterschied in der Wirbelstruktur kann so präzise bestimmt werden und der Ort der Zirkulationsdifferenz über dem Wirbelradius lokalisiert werden.

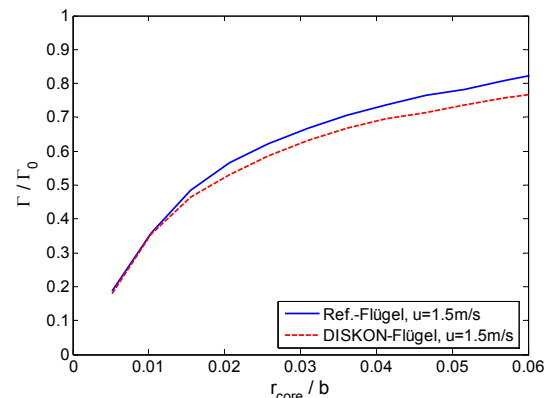


BILD 17 Zirkulationsprofil für $x/b = 24$, bei $\alpha = 4^\circ$

Es ist ein deutlicher Unterschied zwischen den Zirkulationsprofilen von Referenz- und DISKON-Flügel zu erkennen. Im mittleren Bereich des Wirbels, von

$r/b = 0,02$ bis $0,06$ nimmt die Differenz zu und hat einen flacheren Verlauf.

Das Zirkulationsprofil belegt den Einfluss der DISKON-Zacken auf den Aufrollvorgang. Die Gesamtzirkulation im Wirbelkern fällt um bis zu 6% geringer aus. Die Wirbelstärke ist weiter nach außen ($r/b > 0,06$) verlagert worden, wodurch der Wirbel im Zentrum sichtbar geschwächt worden ist.

5. ZUSAMMENFASSUNG

Um das Gefahrenpotential einer Wirbelschlepe für ein nachfolgendes Flugzeug zu reduzieren, entstand am Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt in Göttingen die Idee des DISKON-Flügelkonzepts. Durch Zacken an der Hinterkante werden Wirbel in der Scherschicht induziert, die gegenläufig zum Randwirbel an der Flügelspitze sind. Ziel ist es, den Aufrollvorgang derart zu beeinflussen, dass die Wirbelstärke über einen größeren Bereich verteilt wird.

Die Messungen wurden am Wasserschleppkanal des DLR Göttingen (WSG) durchgeführt. Die Wirbelschlepe wurde über einen Bereich von bis zu 30 Spannweiten hinter dem Flügel mit der Stereo Particle Image Velocimetry (Stereo-PIV) untersucht. Parallel dazu wurden die aerodynamischen Kräfte mit einem Dreikomponenten-Dynamometer (Piezo-Waage) erfasst. Veränderungen in der Wirbelstruktur werden über einen Vergleich der Ergebnisse von DISKON-Modell und einem Referenzmodell bestimmt. Die beiden Flügelmodelle haben das gleiche Profil und eine Halbspannweite von $s = 0,5$ Meter. Als Parameter wurden die Geschwindigkeit (1,5 m/s und 3 m/s) und der Anstellwinkel (0° bis 10° , mit $\Delta\alpha = 1^\circ$) verändert. Schwache Wirbel, die gleichsinnig und entgegengesetzt zum Randwirbel drehen und durch die DISKON-Zacken generiert werden, konnten direkt hinter dem Flügel im PIV-Geschwindigkeitsfeld über die Wirbelstärke sichtbar gemacht werden. Die Widerstands- und Auftriebskräfte beider Flügelmodelle waren bei den entsprechenden Geschwindigkeiten gleich groß. Die Flügelmodelle sind daher aerodynamisch ähnlich und es wird für die entsprechende Konfiguration die gleiche Gesamtzirkulation erzeugt.

Für eine Bewertung der Beeinflussung der Wirbelschlepe durch das DISKON-System wurden verschiedene Parameter aus den Strömungsfeldmessungen bestimmt und zwischen Referenz- und DISKON-Flügel miteinander verglichen. Die veränderte Wirbelposition lässt auf eine Beeinflussung des Aufrollvorgangs der Scherschicht schließen. Die Scherschicht rollt sich nicht vollständig um den Randwirbel auf, wodurch die Zirkulation im Wirbelzentrum verringert wird. Dieser Einfluss zeigt sich in der Verteilung der tangentialen Geschwindigkeiten über dem Wirbelradius: Im Wirbelzentrum hinter dem DISKON-Flügel werden die Tangentialgeschwindigkeiten um 8% abgesenkt. Mit dem Zirkulationsprofil über dem Wirbelradius im Inneren des Wirbels wird gezeigt, dass die

Zirkulation bis zu einem Radius von $r_{\text{core}}/b = 0,06$ um 6% reduziert werden kann.

Aus den Untersuchungen der hier vorgestellten Diplomarbeit geht hervor, dass die Wirbelschlepe durch das DISKON-Flügelkonzept erfolgreich beeinflusst werden kann. Die induzierten Wirbel entlang der Flügelhinterkante verändern deutlich das Aufrollen der Scherschicht. Eine daraus resultierende Umverteilung der Wirbelstärke in den äußeren Bereich führt zu einer Abschwächung im Wirbelzentrum.

6. LITERATUR

- [1] Gerz, Thomas; Holzäpfel, Frank; Darracq, Denis: *Aircraft Wake Vortices - A position paper - / WakeNet*, (DLR, CERFACE). 2001. – Statusbericht
- [2] Rossow, Vernon J.: *Lift-generated vortex wakes of subsonic transport aircraft*. In: *Progress in Aerospace Sciences* 35 (1999), S. 507-660
- [3] Betz, A.: *Verhalten von Wirbelsystemen*. In: *Zeitschrift für angewandte Mathematik und Mechanik* 12 (1932), S. 164-174
- [4] Heyes, Andrew L.; Smith, David A.: *Modification of a wing tip vortex by vortex generators*. In: *Aerospace Science and Technology* 9 (2005), Nr. 6, S. 469-475
- [5] Klinge, Falk: *Aerodynamisches Bauteil, das bei Anströmung einen Auf- oder Abtrieb erzeugt, mit einem sägezahnförmigen Verlauf seiner Hinterkante*. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (2005) - Patentantrag: DE 10 2005 012 575.1
- [6] Hecklau, Martin: *Experimentelle Untersuchung des DISKON-Flügelkonzepts zur Beeinflussung der Wirbelschlepe*. Technische Universität Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt, FG Aerodynamik, Diplomarbeit, 2006
- [7] Bao, Feng; Vollmers, Heinrich: *Alleviation of End-Effect in Facilities for Far Wake Investigations*. In: *AIAA Conference Proceeding Paper AIAA 2005-0907* (2005). - 43rd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, Jan. 10-13, 2005
- [8] Raffel, Markus; Willert, Christian E.; Kompenhans, Jürgen: *Particle Image Velocimetry - A Practical Guide*. 1. Auflage. Berlin: Springer, 1998
- [9] Willert, Christian: *Stereoscopic DPIV for application in wind tunnel flows*. In: *Meas. Sci. Technol.* 8 (1997), S. 1465-1479