

EXPERIMENTELLE UNTERSUCHUNG VON WIRBELSCHLEPPEN BEI HOCHMANÖVRIERFÄHIGEN FLUGZEUGEN

Dipl.-Ing. (Univ.) J.-U. Klar, PD Dr.-Ing. C. Breitsamter, Prof. Dr.-Ing. N. A. Adams,
Lehrstuhl für Aerodynamik - Technische Universität München, Garching

Zusammenfassung

Es werden Windkanaluntersuchungen einer Delta-Canard-Konfiguration diskutiert, um die Entwicklung des Nachlaufwirbelsystems im erweiterten Nahfeld zu beschreiben. Für die Messungen wurde ein Vollmodell im Maßstab 1:15 verwendet. Untersucht wurden die Anstellwinkel $\alpha=8^\circ$ bzw. $\alpha=15^\circ$ bei einer auf die Bezugsflügeltiefe bezogenen Reynoldszahl $Re_{l\mu} \approx 5.8 \cdot 10^5$. Das Strömungsfeld wird mit einer hoch entwickelten Hitzdrahtanemometrie in sieben bzw. sechs Querströmungsebenen bis zu 16 Spannweiten stromab vermessen. Mit Hilfe der gemessenen zeitabhängigen Geschwindigkeitskomponenten kann die Verteilung der mittleren Geschwindigkeit bzw. Wirbelstärke und der Turbulenzintensitäten analysiert werden. Das Nahfeld ist gekennzeichnet durch die Flügelscherschicht, den Vorderkanten- bzw. Randwirbel des Deltaflügels, den Canardwirbel und den Rumpfnachlauf. Im erweiterten Nahfeld kommt es zum Aufrollvorgang der Flügelscherschicht mit dem Vorderkanten- bzw. Randwirbel des Deltaflügels. Im Gegensatz dazu bleibt der Canardwirbel isoliert, wird jedoch in seiner Lage durch die Wirbel des Deltaflügels beeinflusst.

1. EINLEITUNG

Die Beanspruchung ziviler und militärischer Flugzeuge aufgrund der in Nachlaufwirbelsystemen (Wirbelschleppen) auftretenden maximalen Geschwindigkeiten und Geschwindigkeitsschwankungen ist bisher im Hinblick auf die resultierende strukturdynamische Belastung noch nicht ausreichend untersucht worden. Dies gilt insbesondere für militärische Fluggeräte, die sich beispielsweise im Formationsflug befinden, eine Annäherung an ein Transportflugzeug bei der Luftbetankung vornehmen oder im Luftkampf den Nachlauf des gegnerischen Flugzeugs durchfliegen.

Die Auslegung erfolgt bislang auf der Basis von dynamischen Lasten, die aus definierten Böenspektren („PSD Gust Analysis“) oder aus diskreten Böen („Tuned gust analysis“) abgeleitet werden, wobei die Intensitäten der Böengeschwindigkeiten durch Vorschriften festgelegt sind [1,2,3,4]. Wie jedoch Untersuchungen von Nachlaufwirbelsystemen zeigen, können die bisher bekannten maximalen Böengeschwindigkeiten durch Windgeschwindigkeiten des Nachlaufs überschritten werden, wobei der zeitliche Verlauf beim Durchqueren des Abwindfelds unterschiedlich zum Verlauf bei der diskreten Böe ist. Flugversuchsergebnisse zur dynamischen Antwort von Flugzeugen aufgrund der Einwirkung des Nachlaufwirbelsystems zeigen starke dynamische Antworten der elastischen Struktur, die auf eine kritische Belastung von Flugzeugstrukturen in wichtigen Flugbereichen hinweisen. Die dynamische Belastung der Struktur und der Ausrüstung eines Flugzeugs aufgrund des Einfliegens in das Nachlaufwirbelsystem eines voraus fliegenden Flugzeugs soll analysiert werden. Hierzu sind zunächst die Geschwindigkeitsverteilungen sowie die Schwankungsgeschwindigkeiten des einwirkenden Nachlaufwirbelsystems zu ermitteln und die auftretende instationäre aerodynamische Belastung am einfliegenden Flugzeug zu

bestimmen [1,5]. Diese aerodynamische Last bewirkt eine Erregung der elastischen Struktur. Dabei entstehen neben den vom Nachlaufwirbelsystem induzierten Luftkräften auch instationäre Luftkräfte und Massenkkräfte infolge der elastischen Eigenformen des flexiblen Flugzeugs, die zur dynamischen Gesamtbelastung führen [5,6].

Bisher wurden Nachlaufuntersuchungen größtenteils für Transportflugzeuge durchgeführt. Die Charakterisierung des Nachlaufwirbelsystems von der Entstehung, über den Aufrollvorgang bis hin zum Zerfallsprozess wurde experimentell, analytisch und numerisch vorgenommen [7-11]. Im experimentellen Bereich finden Windkanal-, Wasserkanal-, Katapult- und Flugversuche Anwendung, was zu einer umfangreichen Datenbasis beiträgt. Ein besonderer Schwerpunkt wurde in den letzten Jahren auf die Beeinflussung des Nachlaufwirbelsystems gelegt mit dem Ziel, Daten für eine mögliche Verringerung der vorgegebenen Staffelungsabstände bereit zu stellen.

Die Geschwindigkeitsverteilungen des Nachlaufwirbelsystems können im Nahfeld und erweiterten Nahfeld experimentell bestimmt werden und in einem weiteren Schritt rechentechnisch für das Fernfeld gewonnen werden [12]. Die zugehörigen instationären Luftkräfte am beaufschlagten Flugzeug sollen mit klassischen aerodynamischen Methoden [5] und in ausgewählten Fällen durch aufwändigere numerische Simulationen bestimmt werden [13]. Eine daran anschließende dynamische Antwortrechnung und eine entsprechende Simulation des elastischen Flugzeugs dienen zur Bestimmung der gesamten dynamischen Belastung. Die berechnete dynamische Antwort kann anhand vorhandener Flugtestergebnisse verifiziert werden.

Auf Basis der berechneten dynamischen Belastung kann eine Beurteilung einer vorhandenen Struktur erfolgen und entsprechende Vorschriften überprüft werden. Darüber hinaus können aus den Untersuchungen auch Kriterien für

den Strukturentwurf abgeleitet oder Hinweise für eine Strukturoptimierung gewonnen werden.

2. MESS- UND VERSUCHSTECHNIK

Experimentelle Nachlaufuntersuchungen können nur in ausgewählten Windkanälen mit ausreichend langer Messstrecke durchgeführt werden. Sollen die dabei gewonnenen Ergebnisse für die Initialisierung von beispielsweise Grobstruktursimulationen (LES; Large Eddy Simulation) dienen, dann müssen zusätzlich turbulente Strömungsgrößen bestimmt werden. Dies ist nur mit bestimmten Messtechniken, wie beispielsweise der Hitzdrahtanemometrie möglich. In BILD 1 ist das verwendete Vollmodell der Delta-Canard-Konfiguration innerhalb der Messstrecke dargestellt.



BILD 1. Windkanalmodell in der Messstrecke

2.1. Windkanal

Sämtliche Nachlaufmessungen der Delta-Canard-Konfiguration wurden im Windkanal C des Lehrstuhls für Aerodynamik der Technischen Universität München durchgeführt, (vgl. BILD 2).

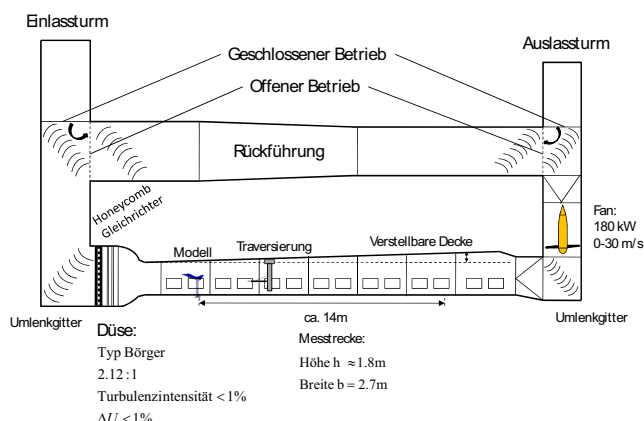


BILD 2. Skizze des Windkanal C

Dieser Windkanal ist von Göttinger Bauart. Er besitzt ein 4-blättriges Gebläse, welches Strömungsgeschwindigkeiten von bis 30 m/s ermöglicht. Aufgrund der langen

Messstrecke kann die Strömung auch weit stromab des Modells erfasst werden. Die Strömung kann mit der verwendeten Messtechnik noch ca. 14 m hinter dem Modell untersucht werden. Entdimensioniert man mit der Flügelspannweite $2s$ und legt den Ursprung an die Hinterkante des Modells, so erhält man einen möglichen

$$\text{Messbereich von bis zu } x^* = \frac{x_{\max}}{2s} \approx 19.$$

Mit den Abmessungen von 2.7 m in der Breite bzw. 1.8 m in der Höhe bietet der Windkanal für das verwendete Modell einen ausreichend großen Messquerschnitt. Dies ist unter dem Gesichtspunkt von Wand- bzw. Deckeninterferenzen wichtig.

2.2. Modell

In BILD 3 ist das Modell der Delta-Canard-Konfiguration in einer 2-Seitenansicht dargestellt. Zudem sind die wichtigsten geometrischen Kenngrößen angegeben.

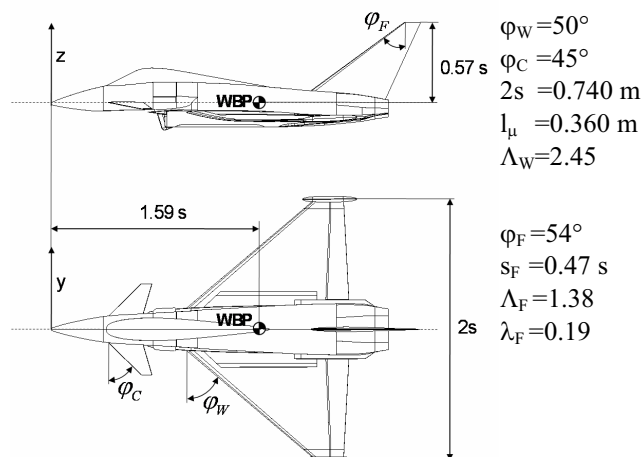


BILD 3. Windkanalmodell mit Maßen

Eine derartige Konfiguration ist beispielsweise bei manövrierfähigen Hochleistungsflugzeugen, wie der Dassault Rafale, dem EF-2000 und der X-31 zu finden. Die Gründe dafür sind unter anderem die günstigen aerodynamischen Eigenschaften im hohen Anstellwinkelbereich. Hierdurch können kontrollierte Manöver mit sehr hohen Kurvengeschwindigkeiten bzw. kleinen Kurvenradien erfolgen werden. Ermöglicht wird dies durch das bereits bei geringen Anstellwinkeln am Deltaflügel entstehende Vorderkantenwirbelsystem. Da sich diese Arbeit mit der Entwicklung des Nachlaufs weit stromab beschäftigt, ist die Entstehung des Vorderkantenwirbelsystems hier nicht von primärem Interesse. Für Einzelheiten hierzu wird auf [14] verwiesen.

2.3. Messtechnik

Als besonders geeignet für die Vermessung von instationären Strömungsfeldern hat sich die so genannte Hitzdrahtanemometrie erwiesen. Sie bietet gegenüber den meisten anderen Verfahren auch die Möglichkeit die benötigten turbulenten Größen der Strömung zu erfassen. Je nach Anstellwinkel wird eine 2- bzw. 3-Drahtsonde mit Hilfe eines Mehrkanalanemometers verwendet, um Zeitreihen der axialen, lateralen und vertikalen

Geschwindigkeiten zu messen [15, 16]. Die Hitzdrähte haben einen Durchmesser von 5 μm und eine Länge von ungefähr 1.25 mm. Die während einer Messung auftretenden Temperaturschwankungen werden ebenfalls gemessen und zur Korrektur der Ausgangsspannungen des Anemometers verwendet. Es wurden eine Abtastfrequenz von 3000 Hz (Nyquistfrequenz 1500 Hz), eine Tiefpassfilterfrequenz von 1000 Hz und eine Abtastzeit von 6.4 s ausgewählt. Damit ergeben sich 19200 Spannungswerte je Draht und Messpunkt. Die Spannungssignale werden mit einer Genauigkeit von 16 bit durch einen A/D Konverter digitalisiert. Aufgrund früherer Untersuchungen sind die zu erwartenden Strömungsphänomene bekannt, sodass die Abtastparameter entsprechend angepasst wurden. Die gemessenen Hitzdrahtspannungen werden mit Hilfe einer Kalibrierwertetabelle in zeitabhängige Geschwindigkeiten umgerechnet. Auf Grundlage von statistischen Fehlerabschätzungen ist für die mittleren Strömungsgeschwindigkeiten mit Messfehler von weniger als 1 % und für RMS-Werte mit einem Fehler von weniger als 2.5 % zu rechnen.

Alle Untersuchungen wurden bei einer Geschwindigkeit von 25 m/s und damit bei einer auf die Bezugsflügeliefe bezogenen Reynoldszahl von $Re_{\mu} \approx 5.8 \cdot 10^5$ durchgeführt. Bei einer Änderung des Anstellwinkels wird das Modell theoretisch um den Waagenbezugspunkt gedreht. Alle Messebenen sind in Analogie zu Nachlaufuntersuchungen bei Transportflugzeugen auf die Flügelhinterkante bei einem Anstellwinkel von $\alpha = 0^\circ$ bezogen. Da der wirkliche Drehpunkt durch die Modellhalterung festgelegt ist, wurden die Messebenen in Abhängigkeit des Anstellwinkels entsprechend angepasst.

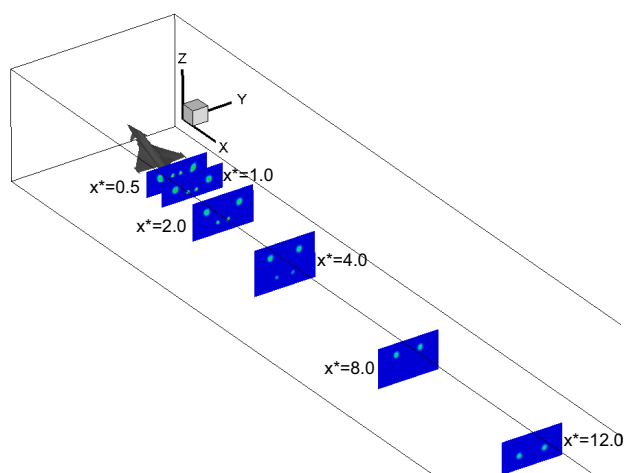


BILD 4. Messebenen bei $\alpha = 15^\circ$

Aufgrund der induzierten Abwinde sinkt das gesamte Wirbelsystem ab. Dadurch konnte nicht die komplette Messstrecke ausgenutzt werden, da dann mit unerwünschten Bodeneffekten zu rechnen gewesen wäre. Für den Anstellwinkel $\alpha = 15^\circ$ konnten die Querströmungsebenen bei $x^* = 0.5, 1.0, 2.0, 4.0, 8.0$ und 12.0 gemessen werden, (vgl. BILD 4). Aufgrund der geringeren Abwinde war es möglich für einen Anstellwinkel von $\alpha = 8^\circ$ zusätzlich die Ebene $x^* = 16.0$ zu messen.

3. ERGEBNISSE UND DISKUSSION

Die Entwicklung eines Nachlaufwirbelsystems wird nach [17] in vier Bereiche unterteilt:

- 1) Das Nahfeld $x/l_{\mu} \approx 1$
- 2) Das erweiterte Nahfeld $x^* \leq 10$
- 3) Das Fernfeld $10 \leq x^* \leq 100$
- 4) Der Zerfallsbereich $x^* > 100$

Mit den gemessenen Ebenen $x^* = 12.0$ bzw. $x^* = 16.0$ liegen somit Ergebnisse für das voll aufgerollte Nachlaufwirbelpaar vor. Der Nachlauf der Delta-Canard-Konfiguration wird für beide Anstellwinkel im unmittelbaren Nahfeld durch folgende Wirbel bestimmt.

WLV: Vorderkantenwirbel des Deltaflügels

WTV: Randwirbel des Deltaflügels

CLV: Vorderkantenwirbel des Canards

CTV: Randwirbel des Canards

FW: Rumpfnachlauf

In BILD 5 ist für einen Anstellwinkel von $\alpha = 8^\circ$ bzw. $\alpha = 15^\circ$ für die Messebene $x^* = 0.5$ die auf die freie Anströmung bezogene axiale Geschwindigkeit dargestellt.

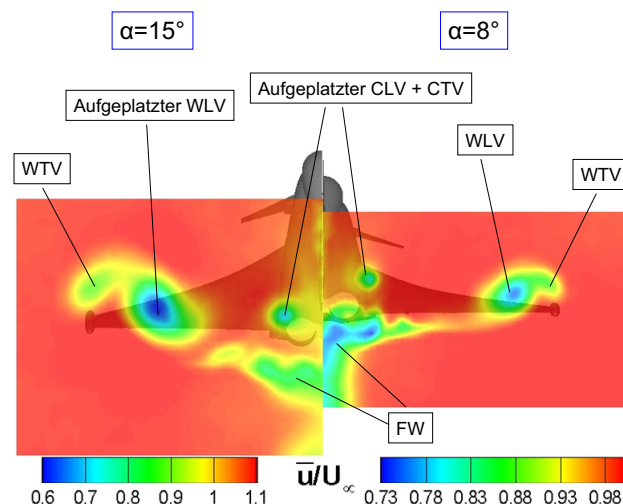


BILD 5. Wirbelstrukturen im unmittelbaren Nachlauf der Delta-Canard-Konfiguration am Beispiel der bezogenen Axialgeschwindigkeit u/U_{∞}

Der Vorderkantenwirbel des Canards platzt bereits bei $\alpha = 8^\circ$ über dem Entenleitwerk auf. Der Randwirbel des Canards (CTV) wird aufgrund seiner geringeren Intensität in den aufgeplatzten CLV aufgerollt, so dass nur noch ein Wirbel in der Ebene $x^* = 0.5$ zu sehen ist. Im Folgenden wird daher nur noch von einem Canardwirbel (CLV)

gesprochen. Obwohl im Gegensatz zum Anstellwinkel von $\alpha = 8^\circ$ der Vorderkantenwirbel des Deltaflügels bei $\alpha = 15^\circ$ bereits aufgeplatzt ist, zeigte sich, dass der Nachlauf für beide Anstellwinkel eine sehr ähnliche Struktur aufweist. Der Aufrollvorgang zwischen dem Rand (WTV)- und Vorderkantenwirbel (WLV) des Flügels ist in der ersten Messebene zwar bereits stark fortgeschritten, jedoch noch nicht vollständig abgeschlossen. Da der Zirkulationsanteil des Vorderkantenwirbels bei den untersuchten Anstellwinkeln erheblich größer ist als der des Randwirbels wird im Folgenden der aufgerollte Wirbel als Vorderkantenwirbel des Flügels (WLV) bezeichnet. Sämtliche Wirbel sind durch ein relativ hohes Geschwindigkeitsdefizit gekennzeichnet, das in Richtung des Wirbelzentrums zunimmt. In BILD 6 sind die Geschwindigkeitsvektoren für die Axialgeschwindigkeit u in der Ebene bei $x^* = 0.5$ und einem Anstellwinkel $\alpha = 8^\circ$ in einem Schnitt durch das Wirbelzentrum des WLV dargestellt.

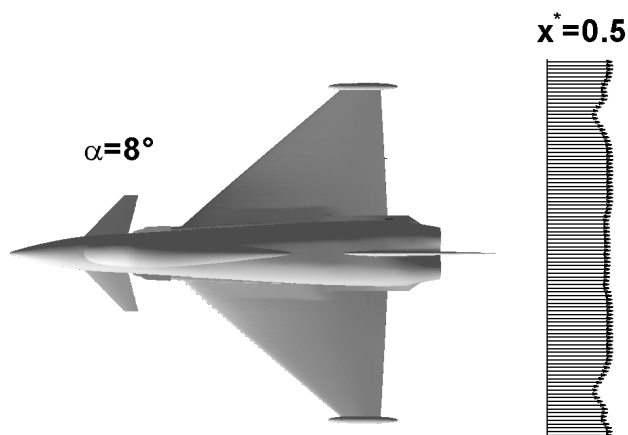


BILD 6. Geschwindigkeitsvektoren der Axialgeschwindigkeit u bei $\alpha = 8^\circ$ in der Messebene $x^* = 0.5$

Die geringste Geschwindigkeit herrscht innerhalb der WLVs. Auch die Geschwindigkeitsdefizite durch die Canardwirbel und die WTV sind zu erkennen, obwohl für beide der Schnitt nicht durch die Wirbelzentren geht. Ein weiterer Bereich ist der Nachlauf des Flugzeugrumpfes. Im hinteren Rumpfbereich kommt es zur Strömungsablösung, sodass sich hier eine Scherschicht mit einem Geschwindigkeitsdefizit in axialer Richtung ausbildet. Für die Entwicklung des Nachlaufwirbelsystems ist dieser Bereich eher von untergeordneter Bedeutung. Hohe Querströmungsgeschwindigkeiten existieren vor allem im Bereich des WLV bzw. CLV. Dies wird durch die Darstellung der Geschwindigkeitsvektoren \vec{u}_{yz} deutlich, (vgl. BILD 7). Ausschlaggebend für die instationären Lasten an einem in den Nachlauf einfliegenden Flugzeug ist der lokale Anstellwinkel $\alpha = \alpha(x,y,z,t)$, für den wiederum die lokale Ab- bzw. Aufwindverteilung $w(x,y,z,t)$ maßgebend ist. Diese Verteilung hängt von der relativen Position zum Wirbelsystem ab. In BILD 8 ist $w(y)$ in der Ebene $x^* = 0.5$ bei $\alpha = 8^\circ$ auf Höhe des Zentrums des WLVs dargestellt. Zwischen den WLVs beider Tragflächen herrscht überall Abwind, welcher zwischen den Zentren der Canardwirbel seine Maximalwerte erreicht. Lediglich im Außenbereich existiert ein Aufwind. Um die genaue räumliche Entwicklung des Nachlaufwirbelsystems zu

bestimmen, eignet sich die Geschwindigkeitsverteilung jedoch nicht. Hierfür wird die axiale Wirbelstärke

$$\omega_x = \frac{\partial v}{\partial z} - \frac{\partial w}{\partial y}$$

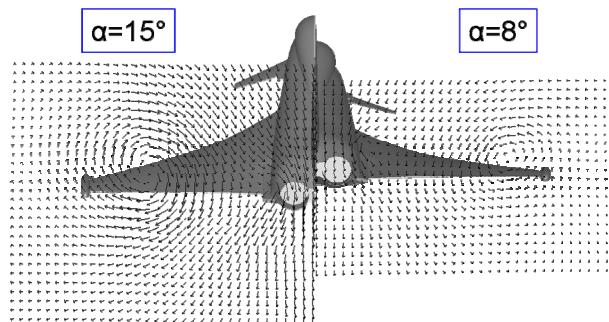


BILD 7. Geschwindigkeitsvektoren \vec{u}_{yz} bei $\alpha = 15^\circ$ bzw. $\alpha = 8^\circ$ in der Messebene $x^* = 0.5$

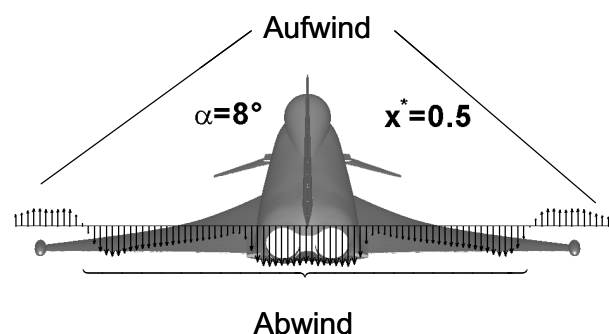


BILD 8. Ab- bzw. Aufwindverteilung bei $\alpha = 8^\circ$ und $x^* = 0.5$

betrachtet, da nur die drehungsbehaftete Bereiche des Geschwindigkeitsfeldes aufzeigt. In BILD 9 bzw. BILD 10 ist die dimensionslose axiale Wirbelstärke $\xi = \omega_x s / U_\infty$ in sämtlichen Messebenen bei einem Anstellwinkel von $\alpha = 8^\circ$ dargestellt.

Die Achsen wurden mit der Halbspannweite s dimensionslos gemacht, und der Ursprung des Koordinatensystems wurde in den Drehpunkt, den Waagenbezugspunkt gelegt.

Die Flügelscherschicht rollt sich bis zur Ebene 2 in den WLV auf. Das gleiche gilt für den WTV, der in den ersten beiden Ebenen noch zu erkennen ist. In den drei ersten Messebenen besitzt der Canardwirbel die absoluten Spitzenwerte axialer Wirbelstärke, obwohl der CLV bereits über dem Entenleitwerk aufplatzt. Durch die Querschnitterweiterung des Wirbels, die mit dem Aufplatzzvorgang einhergeht, kommt es zu einer Verteilung der Zirkulation über ein größeres Gebiet. Dadurch müssten eigentlich die Maximalwerte der Wirbelstärke geringer werden. Da der Canardwirbel sich bis zur Hinterkante des Deltaflügels in einer beschleunigten Strömung (Tragflügelsaugseite) befindet, wird den Aufplatzercheinungen entgegen gewirkt. Ab der Ebene

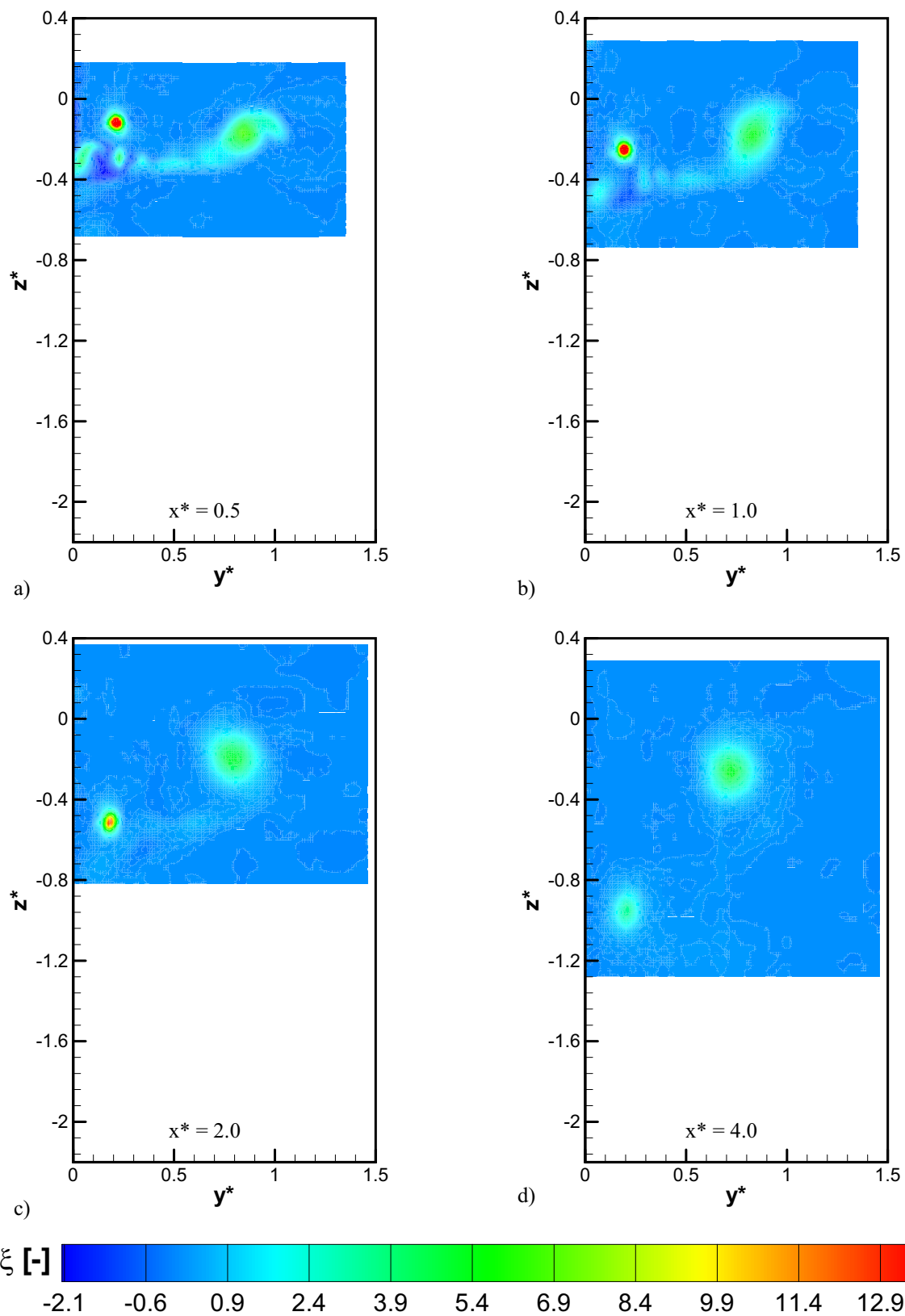


BILD 9. Dimensionslose axiale Wirbelstärke ξ in den Querströmungsebenen $x^* =$ a) 0.5, b) 1.0, c) 2.0, und d) 4.0 bei $\alpha = 8^\circ$

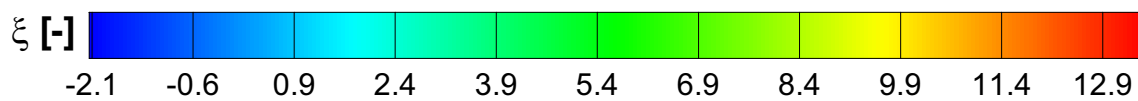
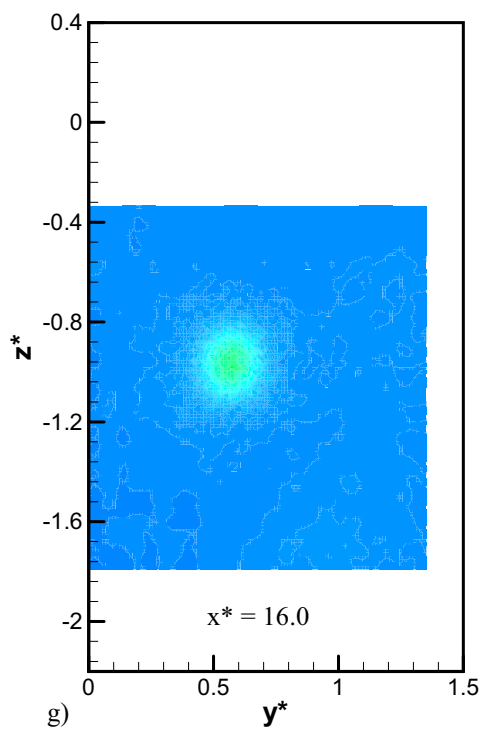
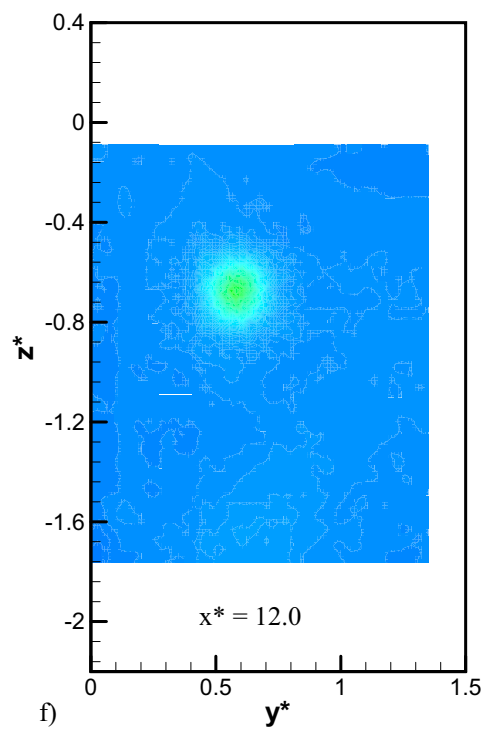
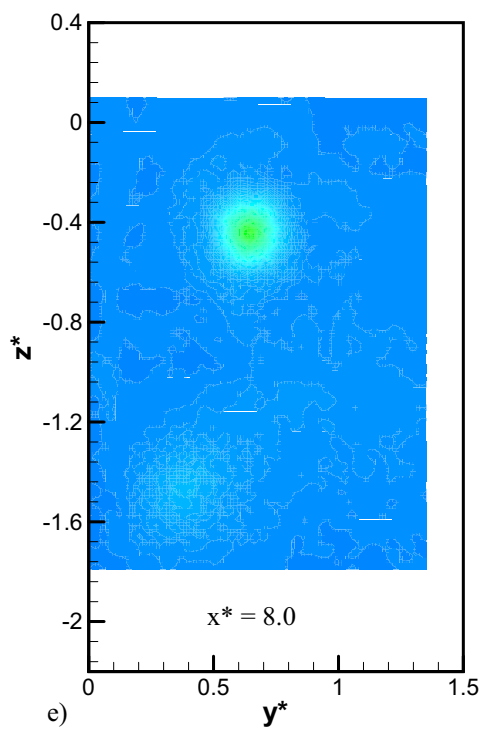


BILD 10. Dimensionslose axiale Wirbelstärke ξ in den Querströmungsebenen $x^* =$ e) 8.0, f) 12.0 und g) 16.0 bei $\alpha = 8^\circ$

$x^* = 2.0$ sind nur noch der Canardwirbel und der WLV zu sehen. In der Ebene $x^* = 4.0$ ist eine schwache Scherschicht geringer Turbulenzintensität zwischen dem CLV und dem WLV zu erkennen. Aufgrund der schnellen Dissipation des CLVs liegt die Vermutung nahe, dass es zu einem Zirkulationsaustausch zwischen CLV und WLV kommt. Die Wirbelstärke des Canardwirbels nimmt sehr schnell ab, sodass der Canardwirbel in der Ebene $x^* = 8.0$ nur noch sehr schwach zu erkennen ist. Für eine Abschätzung der aerodynamischen Lasten ist es erforderlich, die genaue Position des Wirbelsystems relativ zum einfliegenden Flugzeug zu kennen. Um einen Eindruck über die räumliche Entwicklung des Nachlaufs zu vermitteln, sind in BILD 11 bzw. BILD 12 die Trajektorien der Wirbelsysteme dargestellt.

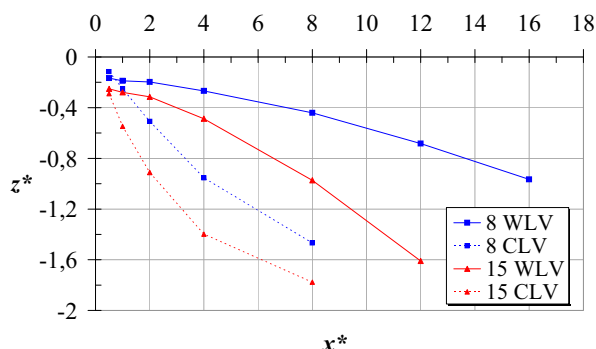


BILD 11. Trajektorien der Wirbelsysteme in der x-z-Ebene

Unabhängig vom Anstellwinkel bewegen sich sämtliche Wirbel nach unten. Vor allem die Canardwirbel erfahren durch den Abwind der beiden WLVs eine sehr große Verschiebung in negative z-Richtung. Beim höheren Anstellwinkel von $\alpha = 15^\circ$ fällt die Verschiebung der Wirbel erheblich größer aus.

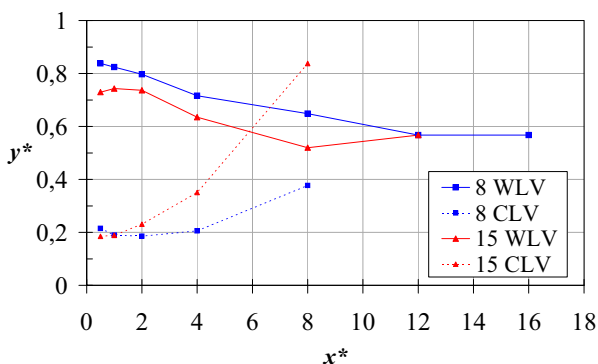


BILD 12. Trajektorien der Wirbelsysteme in der x-y-Ebene

Ein Grund dafür ist die Verlagerung der Wirbelachse des WLV mit zunehmendem Anstellwinkel nach innen, (vgl. BILD 12). Nach [18] kann der Abstand b_0 der Wirbelachsen der freien aufgerollten Wirbel an Tragflächen über den Zusammenhang

$$b_0 = \frac{2}{\Gamma_0} \int_0^{\frac{b}{2}} \Gamma(y) dy$$

bestimmt werden. Darin ist $\Gamma(y)$ die Verteilung der gebundenen Zirkulation über die Spannweite. Am Deltaflügel kann dies mit steigendem Anstellwinkel durch die Verlagerung der Wirbelachse nach innen und oben beobachtet werden. Für den Anstellwinkel $\alpha = 8^\circ$ verschiebt sich der WLV bis zur Ebene $x^* = 12$ nach innen. Im Gegensatz dazu scheint bei $\alpha = 15^\circ$ der Aufrollvorgang bereits bei $x^* = 8^\circ$ abgeschlossen zu sein, wobei jedoch zu beachten ist, dass sich der WLV bis zur Ebene $x^* = 12.0$ wieder nach außen bewegt. Ob die Ursache hierfür im Einfluss des Bodens zu suchen ist, kann über rechnerische Abschätzungen geklärt werden. Während die WLVs eine Verschiebung nach innen erfahren, werden die Canardwirbel nach außen um den WLV herum verschoben, und sind ab der Ebene $x^* = 8.0$ anhand der Wirbelstärke nicht mehr zu identifizieren.

Eine aussagekräftige Größe bezüglich der Dissipation des Wirbelsystems ist die Zirkulation

$$\Gamma = \iint_{\Delta S} 2 \cdot \omega_x dS.$$

Darin beschreibt ΔS den Wirbelquerschnitt des WLVs. Zur dimensionslosen Darstellung wird die Zirkulation Γ_0 der freien Wirbel

$$\Gamma_0 = \frac{C_A \cdot U_\infty \cdot b^2}{2 \cdot \Lambda \cdot b_0}$$

verwendet. Hierin stellt C_A den experimentell bestimmten Auftriebsbeiwert der Gesamtkonfiguration dar. Anhand von BILD 12 wurde für beide Anstellwinkel eine Position für den abgeschlossenen Aufrollvorgang bestimmt, an welcher dann wiederum ein Wert für b_0 ermittelt wurde.

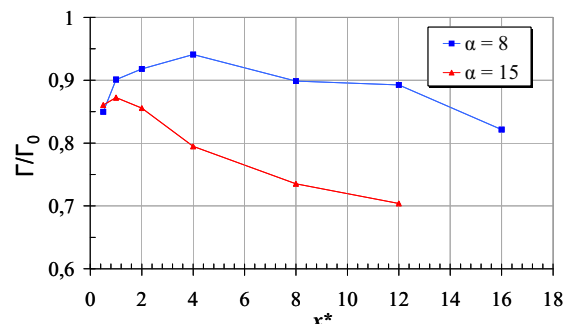


BILD 13. Γ/Γ_0 der WLVs für $\alpha = 8^\circ$ bzw. 15°

Für $\alpha = 8^\circ$ steigt die Zirkulation des WLV bis zur Ebene

$x^* = 4.0$ an. Die Ursachen sind zum einen das Aufrollen der Flügelschicht in den WLV und zum anderen ein möglicher Zirkulationsaustausch mit dem Canardwirbel. Bemerkenswert ist ebenfalls, dass bei der Berechnung der Zirkulation über die gesamte Messebene Ähnliches beobachtet werden kann. Möglicherweise steht in den ersten Messebenen der Wirbelvektor nicht überall senkrecht auf der Messebene, sodass neben ω_x auch Anteile ω_y bzw. ω_z existieren. Ihre Bestimmung setzt die Kenntnis von Gradienten in x-Richtung voraus, die jedoch im Rahmen dieser Untersuchung nicht bestimmt wurden. Bei $\alpha = 8^\circ$ sinkt die Zirkulation erst ab der Ebene $x^* = 4.0$, während beim höheren Anstellwinkel $\alpha = 15^\circ$ dies bereits ab der Ebene $x^* = 1.0$ beobachtet werden kann. Aufgrund des aufgeplatzten WLV ist bei $\alpha = 15^\circ$ mit wesentlich höherer Turbulenz im Bereich des WLVs zu rechnen.

Dadurch können hier hohe lokale Geschwindigkeitsgradienten existieren, die den Dissipationsprozess beschleunigen.

Für die Initialisierung der Grobstruktursimulation werden turbulente Größen benötigt. In BILD 14 bzw. BILD 15 ist die bezogene axiale Turbulenzintensität

$$\frac{u_{rms}}{U_\infty} = \frac{\sqrt{u'^2}}{U_\infty}$$

für den Anstellwinkel $\alpha = 15^\circ$ in allen sechs Messebenen dargestellt.

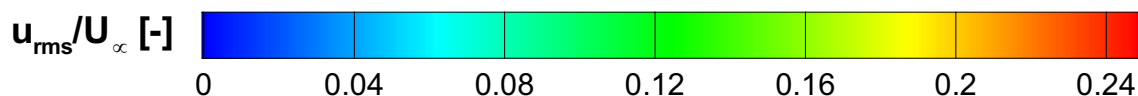
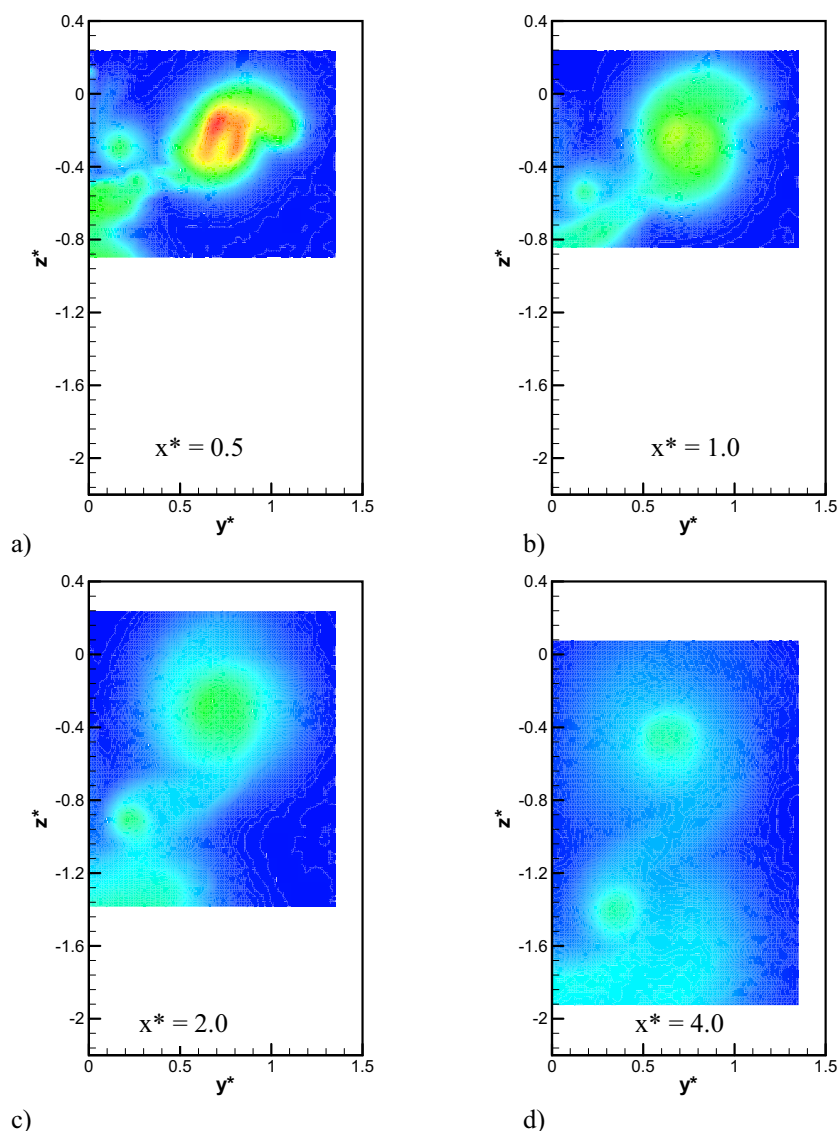


BILD 14. Verteilung der axialen Turbulenzintensität u_{rms}/U_∞ in den Ebenen $x^* =$ a) 0.5, b) 1.0, c) 2.0, d) 4.0 bei $\alpha = 15^\circ$

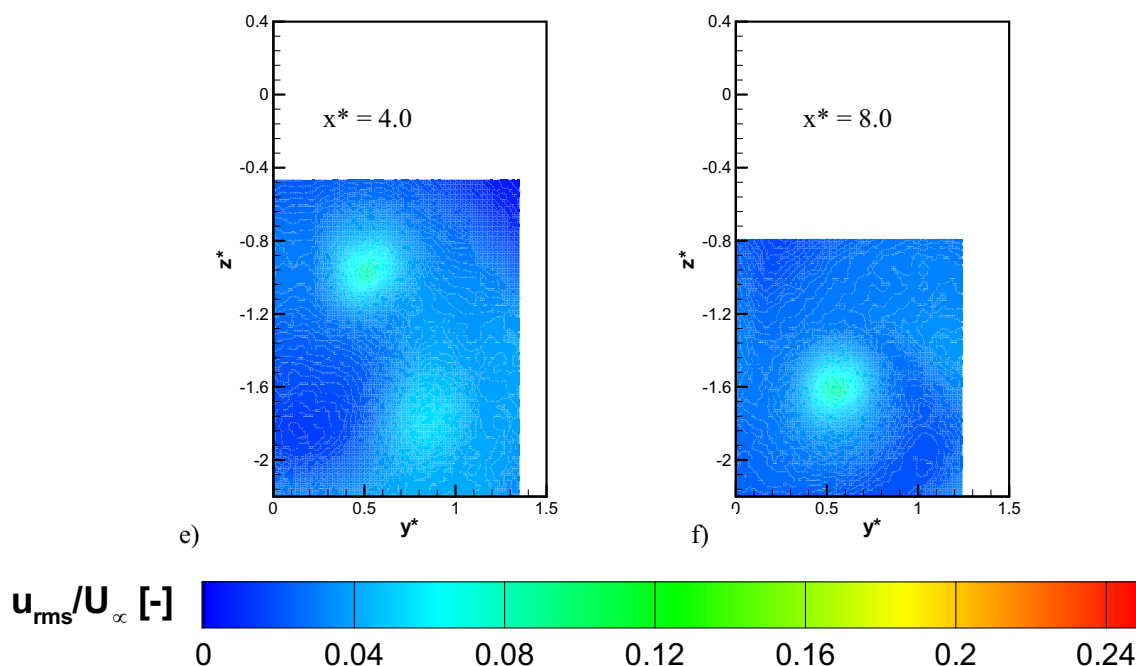


BILD 15. Verteilung der axialenTurbulenzintensität u_{rms}/U_{∞} in den Ebenen $x^* =$ e) 8.0, f) 12.0 bei $\alpha = 15^\circ$

Neben dem WLV und CLV ist auch der FW stark von Turbulenz in axialer Richtung geprägt. Für den über dem Deltaflügel aufgeplatzte WLV besitzt in der ersten Messebene $x^* = 0.5$ im Wirbelkern die Turbulenzenergie ihre größten Werte ($u_{rms}/U_{\infty} \approx 25\%$). In den nachfolgenden Ebenen verteilt sich dann die Turbulenzenergie nahezu gleichmäßig über den WLV mit jedoch sehr hohen Gradienten im Außenbereich. Der Größe des turbulenzbehafteten Bereichs nimmt für den WLV sehr schnell ab. Im Gegensatz dazu nimmt der Querschnitt des von Turbulenz geprägten Bereichs des Canardwirbels ab der Ebene $x^* = 1.0$ zu, was mit dem Dissipationsprozess in Zusammenhang steht. Während für die geplanten numerischen Simulationen die rms-Werte u_{rms} , v_{rms} und w_{rms} zur Initialisierung benötigt werden, sind für die Berechnung der aerodynamischen Lasten, auch die Spitzenwerte von Bedeutung. Diese können aus der Zeitreihe bestimmt werden. In BILD 16 sind die auf die Anströmgeschwindigkeit U_{∞} bezogene mittlere Geschwindigkeit \bar{w} , der rms-Wert w_{rms} und die Maximal- w_{max} bzw. Minimalwerte w_{min} für einen horizontalen Schnitt durch das Wirbelzentrum bei $\alpha = 8^\circ$ in der Messebene $x^* = 16.0$ dargestellt. Die Position $y^* = 0$ kennzeichnet in dieser Darstellung das Wirbelzentrum. Die mittlere Geschwindigkeit entspricht somit der Umfangsgeschwindigkeit. Im Wirbelkern gleicht die Verteilung der Umfangsgeschwindigkeit nahezu der einer Starrkörperdrehung. Durch die hohe Reibung können sich die Fluidteilchen kaum relativ zu einander bewegen. Im Außenbereich dagegen kann die Geschwindigkeitsverteilung über einen Potentialwirbel sehr gut wiedergegeben werden. Der rms-Wert ist definitionsgemäß positiv. Die Maximal- bzw. Minimalwerte können

den rms-Wert je nach Lage um ein Vielfaches über-

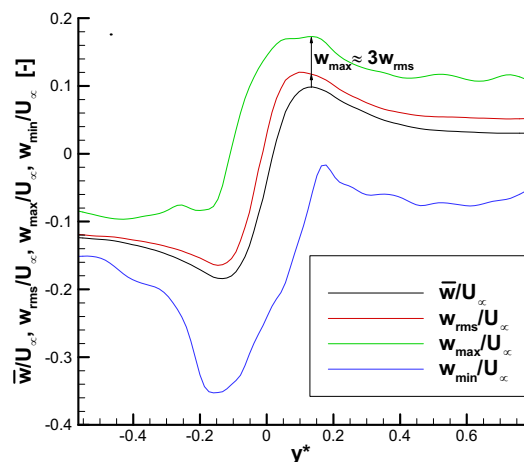


BILD 16. Verlauf der bezogenen vertikalen Geschwindigkeit w/U_{∞} , des rms-Wertes w_{rms}/U_{∞} und der Maximal- und Minimalwerte w_{max}/U_{∞} bzw. w_{min}/U_{∞} bei einem Anstellwinkel $\alpha = 8^\circ$ in der Messebene $x^* = 16.0$

steigen. Vor allem die Minimalwerte weichen bei ca. $y^* = -1.5$ stark vom rms-Wert ab. Da aus numerischen Simulationen, die für das Fernfeld durchgeführt werden sollen lediglich rms-Werte bestimmt werden können, bietet sich hier mit Hilfe der experimentellen Ergebnisse eine Möglichkeit, die Minimal- bzw. Maximalwerte abzuschätzen.

4. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

An einer Delta-Canard-Konfiguration wurde die Entwicklung des Nachlaufwirbelsystems im erweiterten Nahfeld experimentell bestimmt. Ein detailliertes Vollmodell im Maßstab 1:15 wurde für die Anstellwinkel $\alpha=8^\circ$ und $\alpha=15^\circ$ bei einer Reynoldszahl von $Re_{\mu} \approx 5.8 \cdot 10^5$ untersucht. Das Geschwindigkeitsfeld, die axiale Wirbelstärke und die Turbulenzintensitäten konnten in bis zu sieben Querströmungsebenen im erweiterten Nahfeld analysiert werden. Obwohl für einen Anstellwinkel von $\alpha=15^\circ$ der Vorderkantenwirbel des Deltaflügels bereits über dem Flügel aufplatzt, ist die räumliche Entwicklung sehr ähnlich dem nicht aufgeplatzten Fall bei $\alpha=8^\circ$. Die Ergebnisse dieser Untersuchung sind folgende:

- 1) Im Nahfeld sind in den ersten zwei Messebenen bei $x^*=0.5$ bzw. $x^*=1.0$ drei einzelne Wirbel zu erkennen. Zum einen handelt es sich dabei um den Canardwirbel, der durch einen Aufrollvorgang aus dem Vorderkanten(CLV)- und dem Randwirbel(CTV) des Canards entstanden ist. Für den Vorderkanten(WLV)- und den Randwirbel(WTV) des Deltaflügels ist dieser Aufrollvorgang in den ersten beiden Messebenen noch nicht abgeschlossen, sodass hier der WTV noch zu erkennen ist. Aufgrund der gegenseitigen Beeinflussung sinkt das gesamte Wirbelsystem ab, wobei die Verschiebung des Canardwirbels aufgrund seiner Lage stärker ausfällt. Zusätzlich wird der Canardwirbel nach außen abgelenkt, was einer Drehung um den wesentlich stärkeren WLW entspricht. Der WLW wandert während des Aufrollvorgangs mit der Flügelschicht weiter nach innen.
- 2) Der Canardwirbel ist für beide Anstellwinkel bis zur Ebene $x^*=8.0$ zum letzten Mal anhand der Wirbelstärke und dem Turbulenzgrad zu identifizieren. Weiter stromab existieren daher nur noch die zwei WLWs. Für den Anstellwinkel $\alpha=15^\circ$ kann zwischen den Messebenen $x^*=8.0$ bzw. 12.0 eine Verschiebung des WLW nach außen beobachtet werden.
- 3) Für den Fall $\alpha=15^\circ$ ist die Turbulenzintensität aufgrund des aufgeplatzten Vorderkantenwirbels vor allem im Wirbelkern in der Ebene $x^*=0.5$ wesentlich höher. In den folgenden Messebenen ist die Turbulenzintensität in ihrer Stärke relativ gleichmäßig über den Wirbelquerschnitt verteilt.

Es ist beabsichtigt in weiteren Untersuchungen zusätzlich einen Anstellwinkel von $\alpha=20^\circ$ zu vermessen. Dies soll unter Verwendung einer 4-Drahtsonde erfolgen, da dies den Zeitaufwand gegenüber der 2-Drahtsonde um die Hälfte reduziert. Nachdem der experimentelle Teil dieses Projekts abgeschlossen ist, werden die gewonnenen Daten für die Initialisierung der Grobstruktursimulation verwendet, um das Strömungsfeld im Fernfeld in bis zu 50 Spannweiten stromab zu simulieren. Zur Validierung dienen hierbei ebenfalls die experimentellen Ergebnisse. Die auf ein in das Nachlaufwirbelsystem einfliegendes Flugzeug einwirkenden instationären Luftkräfte sollen in einem letzten Schritt mit Hilfe von klassischen aerodynamischen bzw. numerischen Methoden bestimmt werden.

5. DANKSAGUNG

Unser besonderer Dank gilt der Firma EADS Deutschland GmbH, Unternehmensbereich Military Air Systems, MEG, für die Förderung der vorliegenden Untersuchungen.

6. LITERATUR

- [1] Bisplinghoff, R. L., Ashley, H., and Halfman, R. L.: *Aeroelasticity*, Dover Publications, Mineola, New York, 1996.
- [2] Giesing, J. P., Rodden, W. P., and Stahl, B.: *Sears Function and Lifting Surface Theory for Harmonic Gust Fields*, Journal of Aircraft, Vol. 7, No. 3, 1970, pp. 252-255.
- [3] Military Specification: Aircraft Strength and Rigidity, Flight Loads, MIL-A-008861A (USAF), March 1971.
- [4] Grimaldi, J. P., Britt, R. T., and Rodden, W. P.: *Response of B-2 Aircraft to Nonuniform Spanwise Turbulence*, Journal of Aircraft, Vol. 30, No. 5, 1993, pp. 652-659.
- [5] Breitsamter, C.: *Unsteady Aerodynamics*, Lecture manuscript, Institute of Aerodynamics, Technische Universität München, 2008.
- [6] Kier, T.: *Comparison of Unsteady Aerodynamic Modelling Methodologies with respect to Flight Loads Analysis*, AIAA Paper 2005-6027, Aug. 2005.
- [7] Donaldson, C. duP., and Bilanin, A. J.: *Vortex wakes of conventional aircraft*. Technical Report AG-204, AGARD, 1975.
- [8] Hünecke, K.: *Structure of a Transport Aircraft-Type Near Field Wake*, In: *The Characterisation & Modification of Wakes from Lifting Vehicles in Fluids* (Trondheim, Norway), May 1996, pp. 5-1-5-9 (AGARD-CP-584).
- [9] Spalart, P. R.: *Airplane Trailing Vortices*, Annual Review of Fluid Mechanics, Vol. 30, 1998, pp. 107-138.
- [10] Rossow, V. J.: *Lift-Generated Vortex Wakes of Subsonic Transport Aircraft*, Progress in Aerospace Sciences, Vol. 35, No. 6, 1999, pp. 507-560.
- [11] Gerz, T., Holzäpfel, F., and Darracq, D.: *Commercial Aircraft Wake Vortices*. Progress in Aerospace Sciences, Vol. 38, No. 3, 2002, pp. 181-208.
- [12] Adams, N.A., Hickel, S., and Franz, S.: *Implicit subgrid-scale modeling by adaptive local deconvolution*, Journal of Computational Physics, 200, 2004, pp. 412-431.
- [13] Iatrou, M., Allen, A., Pechloff, A., Breitsamter, C., and Laschka, B.: *Small Disturbance Euler-/Navier-Stokes Computations for Delta Wing Flap Oscillations*. In: *Flow Induced Unsteady Loads and the Impact on Military Applications*, RTO-MP-AVT-123, Paper 16, Budapest, Hungary, April 25 - 28, 2005, pp. 16-1 - 16-20.
- [14] Breitsamter, C.: *Turbulente Strömungsstrukturen an Flugzeugkonfigurationen mit Vorderkantenwirbel*, Dissertation, Technische Universität München, Herbert Utz Verlag Wissenschaft, ISBN 3-89675-201-4, 1997.
- [15] Bruun H. H. *Hot-Wire Anemometry*, Oxford Science Publications, ISBN 0-19856342-6, 1995.

- [16] A.A. Lab Systems LTD AN-1003, Hot Wire & Film Anemometry System – User's Manual, Betriebshandbuch, 1995
- [17] Breitsamter, C. Nachlaufwirbelsysteme großer Transportflugzeuge, Habilitation, Technische Universität München, Herbert Utz Verlag, ISBN 978-3-8316-0713-6, 2007
- [18] Schlichting H., Truckenbrodt E., *Aerodynamik des Flugzeugs*, Springer Verlag, 1960