

# EXPERIMENTELLE UNTERSUCHUNG DES EINFLUSSES DER TRIEBWERKSGONDELGEOMETRIE AUF DIE AERODYNAMIK EINER VERKEHRSFLUGZEUGKONFIGURATION

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

## Zusammenfassung

Drei zugehörige Durchflussgondeln, die Triebwerksgondeln heutiger Dimension, sowie Triebwerksgondeln, von zukünftigen Triebwerken mit sehr hohem und extrem hohem Nebenstromverhältnis entsprechen, wurden für umfangreiche Strömungsfeldmessungen variiert. Die Untersuchungen wurden an einem detaillierten Halbmodell eines zweistrahligen Verkehrsflugzeugs im Niedergeschwindigkeitswindkanal C der Technischen Universität München bei  $Re_{\mu} = 0.5 \cdot 10^6$  durchgeführt. Für einen repräsentativen Anstellwinkel im linearen Auftriebsbereich von  $\alpha = 8.3^\circ$  wurden Feldmessungen mittels Hitzdrahtanemometrie in einer Querströmungsebene im unmittelbaren Nachlauf  $x^* = 0.1$  und im Nahfeld oberhalb des Flügels im Bereich des Gondelpylons  $x^* = -0.43$  und  $x^* = -0.37$  durchgeführt, um die damit verbundenen Strömungsvorgänge zu charakterisieren.

## 1. EINLEITUNG

Seit sich die Verkehrsluftfahrt nach dem zweiten Weltkrieg zum Massentransport entwickelte, erlebt sie ein fast permanentes Wachstum [1]. Um die negativen Folgen, u.a. hervorgerufen durch Emissionen, abzumildern, wurden diesbezüglich immer strengere Auflagen erlassen. In den letzten Jahren ist entsprechend eine deutliche Tendenz zur Einführung strengerer Lärmschutzregeln für abfliegende und anfliegende Flugzeuge an Flughäfen zu erkennen [2]. Das prognostizierte zukünftig weiter stetig steigende Luftverkehrsaufkommen [3], [4] macht noch höhere Anforderungen an die Lärmemission von gewerblich betriebenen Verkehrsflugzeugen unabdingbar. Zusätzlich ist ein reduzierter Treibstoffverbrauch anzustreben, um bei stetig ansteigendem Preis für Kraftstoff die direkten Betriebskosten nicht weiter zu erhöhen und die Umweltbelastung durch Abgas zu minimieren.

Ein wichtiges Instrument, um Lärm-Emissionen durch reduzierte Fanstrahlgeschwindigkeiten [5] und den spezifischen Kraftstoffverbrauch durch eine Erhöhung des Vortriebswirkungsgrades zu reduzieren (BILD 1), ist die Steigerung des Nebenstromverhältnisses (Bypass-Verhältnis) der heute für Verkehrsflugzeuge üblichen Zweistrom-Turboluftstrahltriebwerke (ZTL). Bei unvermindertem Schub muss dazu der Durchmesser der Triebwerksgondel vergrößert werden. Bei unveränderter Fahrwerksgeometrie ergibt sich daraus außerdem bei der heute weit verbreiteten Anordnung der Triebwerke unterhalb der Tragflächen die Notwendigkeit die Triebwerke enger an den Flügel anzuschließen. Dies hat ein erhöhtes Störpotential der Umströmung der Tragfläche durch die größere und zusätzlich enger am Flügel sitzende Triebwerksgondel zur Folge. Dieser Interferenzeffekt wurde bereits in diversen experimentellen [6], [7], [8] und numerischen [9], [10], [11] Untersuchungen behandelt.

Um den Einfluss der Gondel auf die Beiwerte der Längs-

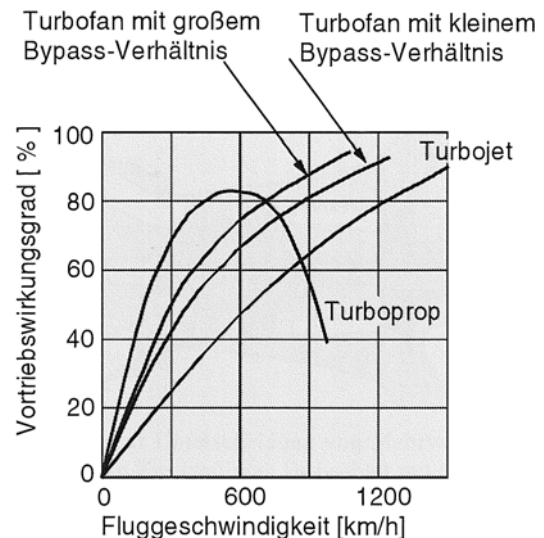


BILD 1. Vortriebswirkungsgrad in Abhängigkeit vom Nebenstromverhältnis bei ZTL-Triebwerken [12]

bewegung - Auftriebs-, Widerstands- und Nickmomentenbeiwert - zu beurteilen, wurden bereits Kraftmessungen der hier vorgestellten Modellkonfigurationen durchgeführt.

Zum besseren Verständnis der Strömungstopologie im Nahbereich der Gondel dienen die hier dargestellten umfangreichen Strömungsfeldmessungen mittels Hitzdrahtanemometrie. Um den Einfluss einer Gondelmodifikation auf die Strömungstopologie im Nahfeld der Gondel qualitativ und quantitativ zu beurteilen, werden im Abschnitt Ergebnisdiskussion Geschwindigkeitsverteilungen und abgeleitete Strömungsfeldgrößen der stationären und instationären Strömung für die unterschiedlichen untersuchten Modellkonfigurationen gegenübergestellt.

## 2. VERSUCHSAUFBAU UND MESSTECHNIK

### 2.1. Modell

Beim verwendeten Windkanalmodell handelt es sich um ein Halbmodell einer zweistrahligen Transportflugzeugkonfiguration für Kurz-/Mittelstrecken. Die rechte Hälfte des Rumpfes und der rechte Flügel mit Hochauftriebselementen in Anflugposition und Durchflussgondel sind ausgeführt. Der Rumpf ist in den Windkanälen jeweils an einem Modellsupport mit Winkelverstellung angeflanscht, so dass verschiedene Anstellwinkel eingestellt werden können. Um die Interferenz der Windkanalbodengrenzschicht mit der Rumpfströmung zu minimieren, ist das Modell 95 mm vom Boden angehoben. Zwischen Rumpf und Windkanalboden bleibt dabei ein Spalt, der durch eine sogenannte *Péniche*, deren Form dem Rumpfmittelschnitt nachempfunden ist, verschlossen wird. Die Luftkräfte auf die *Péniche* wirken dadurch nicht auf das Modell, da keine schlüssige Verbindung besteht. Stattdessen ist die *Péniche* gegenüber dem Rumpf durch eine Labyrinthdichtung gegen Durchströmung abgedichtet. BILD 2 zeigt das Modell im Windkanal A des Lehrstuhls für Aerodynamik der TU München.



BILD 2. Windkanalmodell einer typischen Transportflugzeugkonfiguration

Die Einstellungen von Vorflügel, Fowlerklappe und Querruder sind in TAB 1 zusammengefasst. Sie entsprechen den Einstellungen, die für den Standardlandeanflug Anwendung finden. TAB 2 enthält die wichtigsten Referenzgrößen des Modells.

Fowler-Winkel	$\eta_F = 34^\circ$
Vorflügel-Winkel	$\eta_{VF} = 26^\circ$
Querruderausschlag	$\eta_O = 10^\circ$

TAB 1. Klappen- und Rudereinstellungen am Modell

Streckung	$\Lambda = 9.396$
Zuspitzung	$\lambda = 0.246$

TAB 2. Referenzgrößen des Modells

#### 2.1.1. Gondeln

Zwei verschiedene Typen von Modelltriebwerksgondeln werden im Allgemeinen für Windkanalversuche verwendet:

- 1) Durchflussgondeln ohne Simulation des Triebwerksschubs
- 2) Aktiv angetriebene Triebwerkssimulatoren, die per Luftstrahl den Freistrahle des Triebwerks simulieren [7], [8]

Für die hier vorgestellten Messungen werden ausschließlich Durchflussgondeln (Typ 1) verwendet.

BILD 3 zeigt eine Draufsicht auf die drei verwendeten Gondeln. Alle drei Gondeln sind mit sogenannten *Engine Nacelle Strakes* (ENS) ausgestattet, die bei hohen Anstellwinkeln einen starken Wirbel erzeugen und damit den maximalen Auftriebsbeiwert  $c_{A,max}$  vergrößern, einen weniger abrupten Einbruch von  $C_A$  im Bereich des maximalen Anstellwinkels  $\alpha_{CA,max}$  bewirken, den Interferenzwiderstand reduzieren und die Gleitzahl erhöhen sollen [13]. Die Position, Geometrie und Größe der ENS an den verwendeten Gondeln unterscheiden sich, außerdem sind an der Referenz-Gondel zwei ENS montiert, an den beiden anderen Gondeln jeweils nur einer auf der dem Rumpf zugewandten Seite. Der Grund für die Differenzen liegt daran, dass die aerodynamische Güte des Modells mit den individuellen Gondeln schon optimiert wurde.



BILD 3. Die drei verwendeten Gondeln: Referenz, VHBR und UHBR (von links) mit Transitionsstreifen

Die beiden großen Gondeln sind mit einem modifizierten Pylon am Flügel befestigt und sitzen damit dichter am Flügel als die Referenz-Gondel. Dadurch ist auch eine Modifikation des Vorflügels bei diesen beiden Gondeln notwendig: Der äußere Bereich des inneren Vorflügels ist durch einen Slat-Krüger ersetzt. Die Dimensionen der Gondeln finden sich in TAB 3.

Gondel-bezeichnung	Durchmesser am Einlauf	Nebenstrom-verhältnis
Referenz	$d_{Ref} = 125 \text{ mm}$	$\mu \approx 6$
VHBR – Very high bypass ratio	$d_{VHBR} = 147 \text{ mm}$	$\mu \approx 8$
UHBR – Ultra high bypass ratio	$d_{UHBR} = 175 \text{ mm}$	$\mu \approx 11$

TAB 3. Dimensionen der Durchflussgondeln

### 2.1.2. Reynoldszahlähnlichkeit

Die Reynoldszahl  $Re$  stellt für inkompressible Strömungen die wichtigste Kennzahl dar, um dynamische Ähnlichkeit zwischen Versuch und Realität zu gewährleisten [14]. Für alle Messungen entspricht die Anströmgeschwindigkeit dem Maximalwert des Windkanals  $U_\infty = 25 \text{ m/s}$ . Damit ergibt sich die Modellreynoldszahl im Windkanal zu:

$$(1) \quad Re_{l_{\mu, WK}} = \frac{l_{\mu} \cdot U_\infty}{\nu} = 0.54 \cdot 10^6$$

Unter realen Anflugbedingungen fällt die Reynoldszahl zwei Größenordnungen höher aus als im Windkanalversuch. Um dennoch eine Aussagefähigkeit für eine Großausführung zu erhalten, wird die laminar-turbulente Grenzschichttransition, die durch die zu niedrige simulierte Reynoldszahl im Windkanalversuch zu spät erfolgen würde, an den von Ablösung gefährdeten Bereichen Rumpfnase (BILD 2) und Gondelaußenseite (BILD 3) erzwungen. Sie wird durch einen Transitionsstreifen in dem Bereich fixiert, wo sie im Freiflugfall zu erwarten wäre. Die Abmaße und Position der Transitionsstreifen sind in TAB 4 zusammengefasst.

	Breite des Streifens	Position des Streifens ab Vorderkante
Rumpfnase	15 mm	25 mm
Gondel	4 mm	10 mm

TAB 4. Abmessungen und Position der Transitionsstreifen

Die nötige Höhe des Transitionsstreifens, um die Grenzschichttransition sicherzustellen, wird aus [15] zu

$$(2) \quad k_{krit} = 26x^{1/4} \left( \frac{\nu}{U_\infty} \right)^{3/4} = 186 \mu\text{m}$$

bestimmt. Die Größe  $x$  bezeichnet dabei die Lauflänge vor dem Streifen.

### 2.2. Windkanal

Für die Messungen kommt der Windkanal C des Lehrstuhls für Aerodynamik der TU München zum Einsatz. Es handelt sich um einen Niedergeschwindigkeitswindkanal Göttinger Bauart. Kenngrößen des Windkanals mit geschlossener Messstrecke sind in TAB 5 zusammengefasst.

Maximale Anströmgeschwindigkeit	25 m/s
Messstreckenquerschnitt	$1.8 \text{ m} \cdot 2.7 \text{ m}$
Turbulenzgrad	$Tu_{x,y,z} < 0.5\%$
Abweichung der Strahlrichtung	$\Delta\alpha, \Delta\beta < 0.5^\circ$
Abweichung des statischen Drucks	$\Delta p/q_\infty \leq 0.5\%$
Zeitliche Geschwindigkeitsabweichung	$\Delta U_\infty \leq 1.0\%$
Räumliche Geschwindigkeitsabweichung	$\Delta U_\infty \leq 1.0\%$

TAB 5. Kenngrößen des Windkanals C [16]

### 2.3. Messtechnik

Die hier vorgestellten Ergebnisse wurden mittels Hitzdrahtanemometrie gewonnen. Für alle Messungen kommt eine Sonde mit drei Drähten zum Einsatz. Durch den Einsatz dieses Sondentyps können an den vermessenen Punkten alle drei Geschwindigkeitskomponenten gleichzeitig instationär aus einem Look-Up-table gewonnen werden, der vor der Messung durch Kalibrierung der Sonde für den zulässigen Winkel- und Geschwindigkeitsbereich gewonnen wird. Dadurch ist es möglich die mittleren Geschwindigkeiten, die turbulenten Schwankungsgrößen, sowie die Korrelationen aus den Schwankungsgrößen zu bestimmen. Eine ausführliche Darstellung der hier verwendeten Hitzdrahtanemometrie kann [17] entnommen werden.

Ein Nachteil der Dreidrahtsonde besteht in der Beschränkung des auswertbaren Anströmwinkels. Der Eindeutigkeitsbereich der Sonde wird durch das Innere eines Kegels mit  $\phi \approx 70^\circ$  Öffnungswinkel beschrieben, dessen virtuelle Achse der des Sondenhalters entspricht (BILD 4). Um trotzdem Messpunkte mit höheren Quergeschwindigkeiten vermessen zu können, wird die Sonde iterativ mit variierenden Nick- und Gierwinkeln zum Windkanalkoordinatensystem gedreht positioniert.

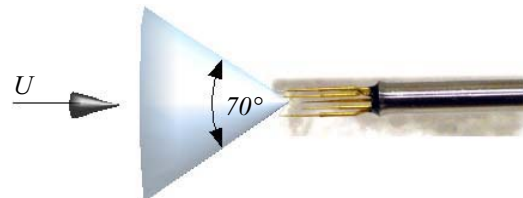


BILD 4. Skizze der Hitzdrahtsonde mit Öffnungswinkel

Die Parameter der Messung mit dem Anemometer AN-1003 der Firma A.A. Lab Systems Ltd. [18] und der Messwerterfassung sind in TAB 6 zusammengefasst. Für die Messung kam ausschließlich die Konstant-Temperatur-Methode (CTA) zum Einsatz.

Parameter - Hitzdrahtanemometer	
Verstärkung	1
Gegenspannung	2.2 V
Überhitzungsverhältnis	1.8
Parameter - Messwerterfassung	
Abtastrate	3000 Hz
Messdauer	6.4 s
Anzahl der Messwerte	19200
Trennfrequenz - Tiefpassfilterung	1 kHz

TAB 6. Parameter der Messung

### 3. ERGEBNISDISKUSSION

Für die Messungen wurde mit  $\alpha = 8.3^\circ$  ein repräsentativer Anstellwinkel des linearen Auftriebsbereichs gewählt. Da alle hier diskutierten Ergebnisse auf demselben Anstellwinkel basieren, ergeben sich für die unterschiedlichen Gondelkonfigurationen variierende aerodynamische Beiwerte, wie für den Auftriebsbeiwert aus dem  $C_A$ - $\alpha$ -Diagramm in BILD 5 deutlich wird. Dieses Ergebnis stammt aus einer zuvor durchgeführten Messkampagne, in der mit Hilfe einer externen Sechskomponentenaußenwaage die aerodynamischen Beiwerte der Längsbewegung ermittelt wurden. Die Differenz der Auftriebsbeiwerte der drei Gondelkonfigurationen liegt in der Größenordnung des Messfehlers der Kraftmessung.

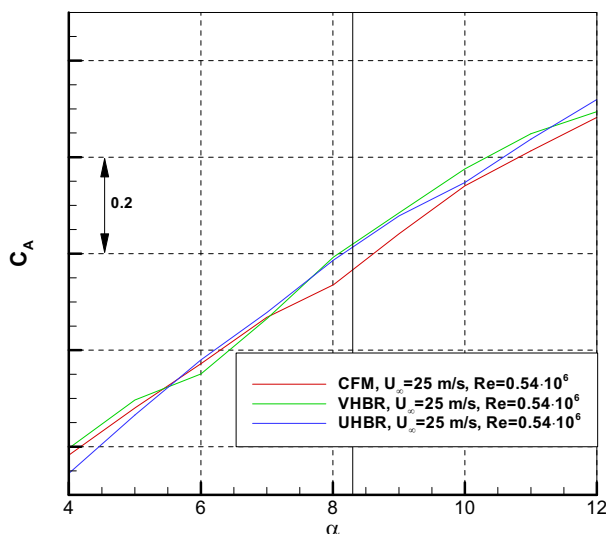


BILD 5.  $C_A$ - $\alpha$ -Polarendiagramm

Die Messergebnisse werden weiter unten in Konturdiagrammen dargestellt, die dort verwendeten Größen sind wie folgt definiert:

Das Koordinatensystem zur Darstellung der Messergebnisse entspricht dem aerodynamischen Koordinatensystem: Die x-Koordinate stimmt mit der Anströmrichtung überein, y-Werte weisen in Spannweitenrichtung senkrecht zu x, z-Werte stehen senkrecht auf den beiden anderen Koordinatenrichtungen. Die Werte werden jeweils mit der Halbspannweite entdimensioniert:

$$(3) \quad x^* = \frac{x}{b/2}, y^* = \frac{y}{b/2}, z^* = \frac{z}{b/2}$$

Die Position  $x = 0$  und  $z = 0$  wird, wie in BILD 6 verdeutlicht, durch die Position der Flügelspitze beim vermessenen Anstellwinkel definiert,  $y = 0$  befindet sich in der Symmetrieebene des Modells, für die Flügelspitze ergibt sich damit  $y^* = 1$ .

Aus den Zeitreihen der lokalen Geschwindigkeiten  $u$ ,  $v$  und  $w$  ergeben sich durch zeitliche Mittelung  $\bar{u}$ ,  $\bar{v}$  und  $\bar{w}$ . Die

mittleren Geschwindigkeiten werden jeweils mit der Anströmgeschwindigkeit  $U_\infty$  entdimensioniert zu:

$$(4) \quad \begin{aligned} \bar{u} / U_\infty \\ \bar{v} / U_\infty \\ \bar{w} / U_\infty \end{aligned}$$

Der Vektorsummenbetrag der beiden Quergeschwindigkeiten in y- und z-Richtung  $\bar{v}$  und  $\bar{w}$  bezogen auf die Anströmgeschwindigkeit  $U_\infty$  ist ein Maß für den lokalen Strömungswinkel beziehungsweise die Umfangsgeschwindigkeit:

$$(5) \quad U_{circ} = \sqrt{\bar{v}^2 + \bar{w}^2} / U_\infty$$

Wirbelbehaftete Strömungen werden durch den Drehungsvektor  $\omega$  charakterisiert. Als axiale Komponente des Drehungsvektors ergibt sich - mit der Anströmgeschwindigkeit  $U_\infty$  und der Halbspannweite  $b/2$  entdimensioniert - die im Folgenden verwendete dimensionslose axiale Wirbelstärke  $\xi$ :

$$(6) \quad \xi = \left( \frac{\partial \bar{w}}{\partial y} - \frac{\partial \bar{v}}{\partial z} \right) \cdot \frac{b/2}{U_\infty}$$

Aus Hitzdrahtanemometriemessungen erhält man zusätzlich die Schwankungsanteile der Geschwindigkeiten  $u'$ ,  $v'$  und  $w'$ :

$$(7) \quad \begin{aligned} u' &= u - \bar{u} \\ v' &= v - \bar{v} \\ w' &= w - \bar{w} \end{aligned}$$

Davon wird in dieser Arbeit näher auf die Standardabweichung der x-Komponente eingegangen. Mit der Anströmgeschwindigkeit entdimensioniert wird diese als axialer Turbulenzgrad  $Tu_x$  bezeichnet:

$$(8) \quad Tu_x = \frac{\sqrt{u'^2}}{U_\infty}$$

Um den Einfluss der Gondelinstallationen auf die Tragflügelumströmung zu charakterisieren, wurden Ebenen quer zur Anströmung im Nahfeld des Nachlaufs bei  $x^* = 0.1$ , sowie Querebenen über dem Flügel im Bereich des Anschlusses der Gondel an den Flügel bei  $x^* = -0.37$  und  $x^* = -0.43$  für die Messungen ausgewählt. BILD 6 gibt einen Überblick über die Messebenen und die Traversierung inklusive der Sondenhalterung.

Die detaillierten Messgebietsgrenzen sind in TAB 7 zusammengefasst.

$x^* = 0.10$	$0.13 < y^* < 1.09$	$-0.30 < z^* < 0.12$
$x^* = -0.43$	$0.20 < y^* < 0.50$	$0.008 < z^* < 0.08$
$x^* = -0.37$	$0.20 < y^* < 0.50$	$0.012 < z^* < 0.08$

TAB 7. Messgebietsgrenzen



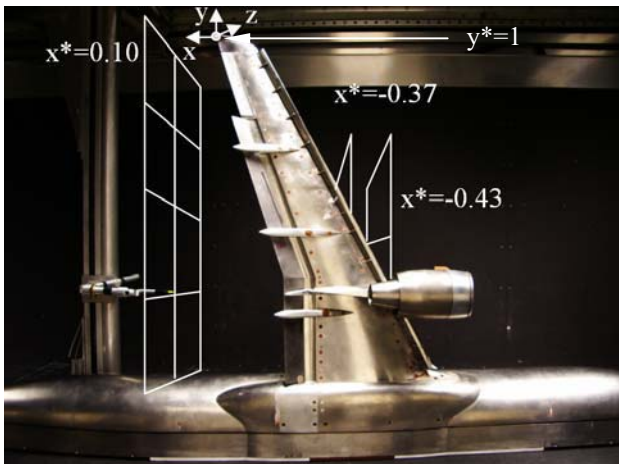


BILD 6. Modell und Traversierung mit Hitzdrahtsonde im Windkanal – Darstellung des Koordinatensystems und der Messebenen

Für die Nachlaufebenen  $x^*=0.1$  werden jeweils zuerst Messungen mit einem groben Messgitter durchgeführt. In den Bereichen hoher Schwankungsintensität der Geschwindigkeiten, sowie hoher örtlicher Geschwindigkeitsgradienten wird das Messgitter anschließend lokal in zwei Stufen jeweils um den Faktor zwei verfeinert. Damit ergeben sich quadratische Messgitterabstände von  $\Delta y/(b/2) = \Delta z/(b/2) = 3.21 \cdot 10^{-2}$ ,  $1.60 \cdot 10^{-2}$  und  $8.02 \cdot 10^{-3}$ . Die Messpunkte sind beispielhaft für den Fall mit der Referenz-Gondel in BILD 7 dargestellt.

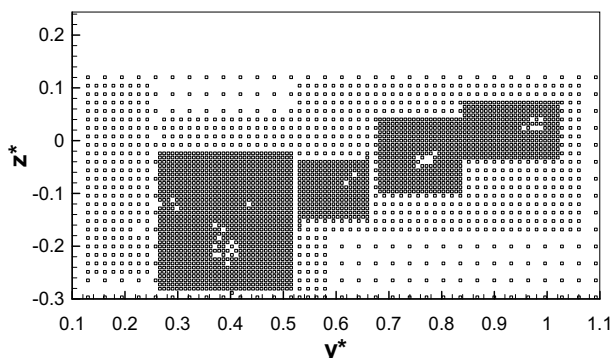


BILD 7. Messgitterpunkte in der Nachlaufebene  $x^* = 0.1$  mit Gondel Referenz

Durch das Vorhandensein von hohen Quergeschwindigkeiten im Nahfeld des Nachlaufs und damit großen Winkeln der Anströmung gegenüber der Sonde können die Messergebnisse in einigen Punkten nicht ausgewertet werden, wie beispielhaft an einigen Lücken in BILD 7 zu erkennen ist. Für die Messungen über dem Flügel werden quadratische Messgitterabstände von  $\Delta y/(b/2) = \Delta z/(b/2) = 8.0 \cdot 10^{-3}$ ,  $1.60 \cdot 10^{-2}$  gewählt. Die am dichtesten am Flügel liegenden Messpunkte befinden sich maximal  $\Delta z = 10\text{mm}$  von der Flügeloberfläche entfernt. BILD 8 zeigt ein Messgitter für  $x^* = -0.43$ .

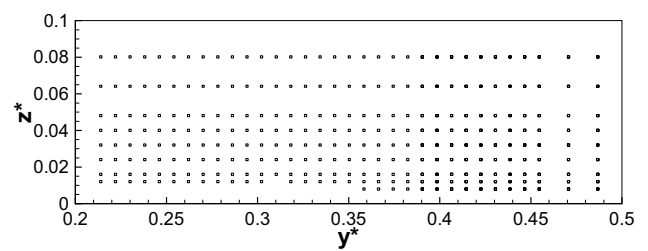


BILD 8. Messgitterpunkte in der Messebene  $x^* = -0.43$

Die an den Messpunkten ermittelten Geschwindigkeiten werden auf ein gleichmäßiges quadratisches Gitter mit der Maschenweite  $\Delta y = \Delta z = 10\text{ mm}$  interpoliert. Das verwendete Interpolationsverfahren „Kriging“ ist in [19] dargestellt. Aus der interpolierten instationären Geschwindigkeitsverteilung werden alle abgeleiteten Größen zur Diskussion der Ergebnisse berechnet.

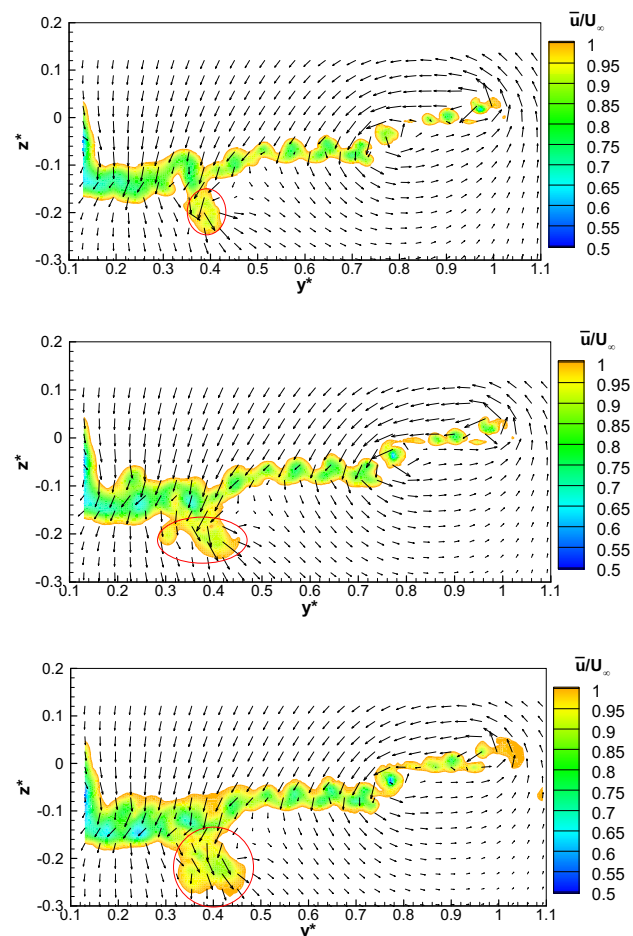


BILD 9. Mittlere Geschwindigkeitsverteilung bei  $x^* = 0.1$  mit Gondel Referenz, VHBR und UHBR (von oben nach unten). Die Falschfarbendarstellung zeigt die Axialgeschwindigkeit, die Vektoren die Richtung und den Betrag der lokalen Quergeschwindigkeit  $U_{circ}$  an.

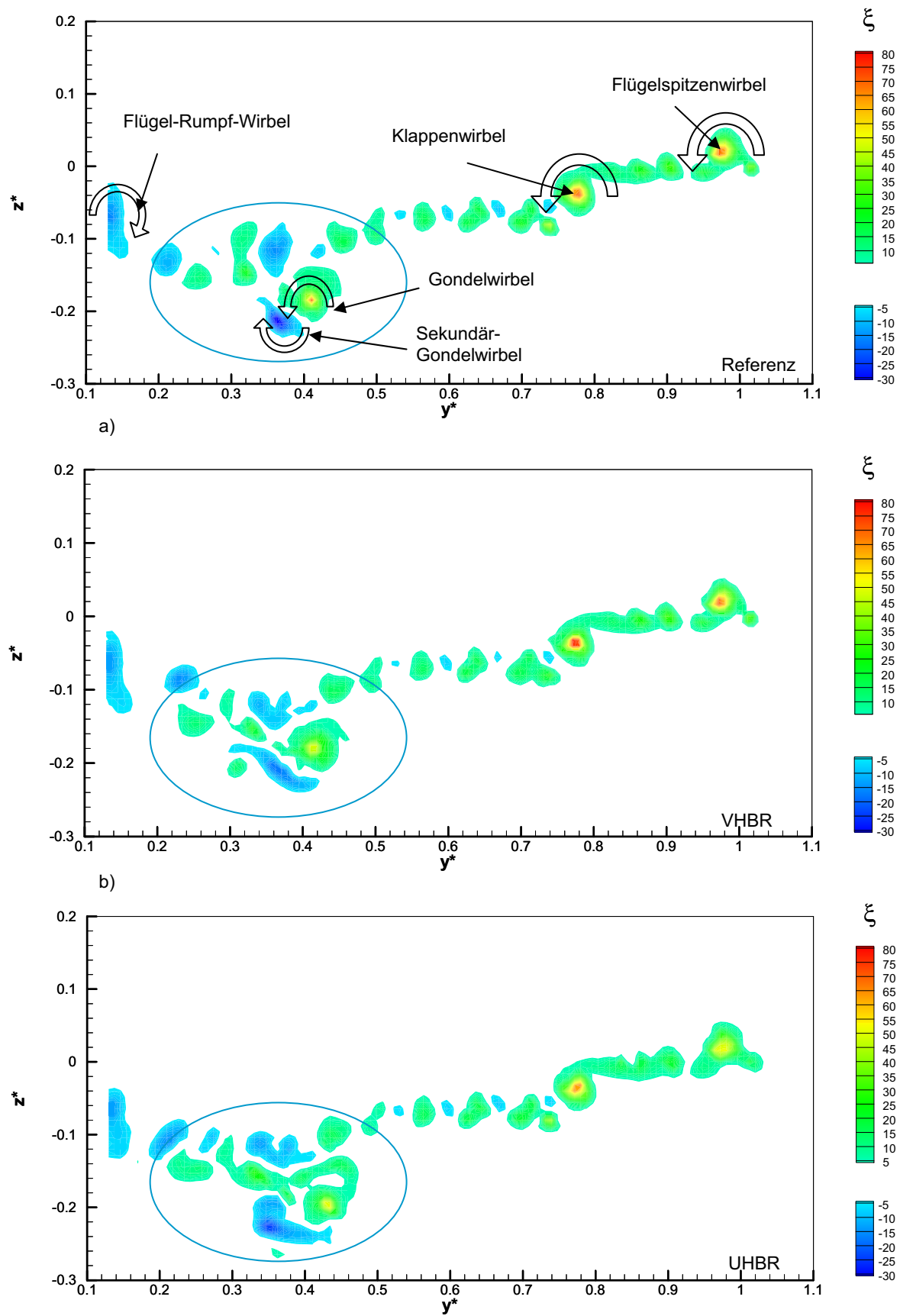


BILD 10. Darstellung der axialen Wirbelstärke  $\xi$  mit  $|\xi| > 5$  des unmittelbaren Nachlaufs der drei getesteten Gondeln von oben nach unten: a) Referenz, b) VHBR, c) UHBR. Die dominierenden Wirbelstrukturen, sowie der Bereich des Gondelnachlaufs sind beziehungsweise markiert.

BILD 9 zeigt die Geschwindigkeitsverteilung in der Nachlaufebene für die drei Gondelkonfigurationen Referenz, VHBR und UHBR von oben nach unten. Die Konturdarstellung mit Falschfarben zeigt dabei die axiale Geschwindigkeit  $\bar{u}/U_\infty$  für Werte mit Geschwindigkeitsdefizit  $\bar{u}/U_\infty \leq 1$ . Die Richtung der Querströmungsgeschwindigkeit wird durch Vektorpfeile verdeutlicht, deren Länge den Betrag  $U_{circ}$  der Querströmungsgeschwindigkeit angibt.

In allen drei Fällen durchzieht ein Band mit axialem Geschwindigkeitsdefizit horizontal die Messebene, das auf die freie Scherschicht hinter Flügel, Klappen und Gondel, sowie die Grenzschicht am Rumpf zurückgeht. Das Geschwindigkeitsdefizit fällt dabei im vertikal gestreckten Bereich der Rumpfgrenzschicht bei  $y^* < 0.16$  mit  $\bar{u}/U_\infty \approx 0.5$  am höchsten aus. Im Innenbereich der Messebene ist das vom Flügel erzeugte in negative z-Richtung gerichtete globale Abwindfeld deutlich zu erkennen, das im Flügelaußenbereich von der Umströmung der Flügelaußenkante von der Unter- zur Oberseite überlagert ist. Beim Vergleich der Strömungsfelder der verschiedenen Gondelkonfigurationen ergeben sich kaum Unterschiede in der Rumpfscherschicht, sowie der Außenflügelströmung. Sie liegen in der Größenordnung des Messfehlers und können damit vernachlässigt werden. Im Nachlauf der Gondeln, sowie des Innenflügels sind deutliche Unterschiede in der axialen Geschwindigkeitsverteilung zu erkennen:

- Das Gebiet mit Geschwindigkeitsdefizit im Nachlauf der Gondel fällt für die beiden größeren Gondeln wesentlich größer aus.
- In vertikaler Richtung erstreckt sich das Feld für die Referenz-Gondel bis  $z^* \approx 0.24$ , für die VHBR-Gondel bis  $z^* \approx 0.26$  und für die UHBR-Gondel bis  $z^* \approx 0.28$ . Dabei ist zu berücksichtigen, dass die beiden größeren Gondeln dichter am Flügel angebracht sind.
- Die horizontale Ausdehnung beträgt für das Feld der Referenz-Gondel  $\Delta y^* \approx 0.08$ , für die VHBR-Gondel  $\Delta y^* \approx 0.18$  und für die UHBR-Gondel  $\Delta y^* \approx 0.16$ .
- Die freie Scherschicht des Innenflügels fällt für die beiden großen Gondeln mit  $\Delta z^* \approx 0.12$  50% dicker aus als für die Referenz-Gondel mit  $\Delta z^* \approx 0.08$ .

In BILD 10 ist die dimensionslose axiale Wirbelstärkeverteilung  $\xi$  des Nachlaufs für die drei Gondelkonfigurationen dargestellt. Um die Übersichtlichkeit zu verbessern sind Bereiche, für die  $-5 < \xi < 5$  gilt, ausgeblendet. Dadurch werden für alle drei Konfigurationen folgende vier dominierende Wirbelstrukturen von außen nach innen offensichtlich, die schon in anderen Nachlaufuntersuchungen von Verkehrsflugzeugen charakterisiert wurden [20]:

- 1) Der *Flügelspitzenwirbel* (*Wing Tip Vortex*, WTV), der aus der Umströmung der Flügelaußenkante resultiert.
- 2) Der *Klappenwirbel* (*Outer Flap Vortex*, OFV), der aus der Umströmung der Aussenkante der Fowlerklappe resultiert.
- 3) Der *Gondelwirbel* (*Engine Nacelle Vortex*, ENV), der aus der Durchströmung der Gondel und der dabei

induzierten Rotation entsteht. Das Ringprofil der Gondel wird dabei schräg angeströmt, da die Gondel angestellt ist -  $\Delta\alpha \neq 0$  und zusätzlich die Anströmung durch die Flügelpfeilung eine Querströmungskomponente beinhaltet -  $\Delta\beta \neq 0$ .

- 4) Der *Flügel-Rumpf-Wirbel* (*Wing Fuselage Vortex*, WFFV), der auf den negativen Zirkulationsgradienten durch den Einbruch der gebundenen Zirkulation am Rumpf zurückzuführen ist.

Die drei äußeren Wirbel besitzen positive Wirbelstärke und weisen daher auf eine gegen den Uhrzeigersinn drehende Strömung hin, wenn man die Messebene von hinter dem Flugzeug betrachtet. Der Flügel-Rumpf-Wirbel dreht entgegengesetzt. In BILD 10 verdeutlichen die gebogenen Pfeile die Drehrichtung der Wirbel. Es ist jeweils deutlich die sich horizontal erstreckende Scherschicht des Flügelnachlaufs mit diversen kleineren Wirbelstrukturen unterschiedlichen Vorzeichens zu erkennen, die von kleineren Strukturen, wie zum Beispiel den Verkleidungen des Klappenführungsmechanismus, den *flap track fairings*, stammen. Die betragsmäßig stärksten Wirbel sind dabei WTV und OFV, wobei im Fall UHBR keine Verfeinerung des Messgitters im Bereich des Flügelspitzenwirbels durchgeführt wurde und dadurch in diesem Fall der WTV in der Berechnung zu schwach ausfällt. Die Abweichungen der Ergebnisse im äußeren und inneren des Gondelnachlaufbereichs fallen ansonsten vernachlässigbar gering aus. Größere Abweichungen sind in der Wirbeltopologie des Gondelnachlaufs zu erkennen, der in BILD 10 markiert ist. Folgende Differenzen werden deutlich:

- Der Spitzenwert der Wirbelstärke des ENV fällt für die größeren Gondeln deutlich schwächer aus als für die Referenz-Gondel.
- In allen drei Fällen befindet sich ein entgegengesetzt zum ENV drehender Sekundär-Gondelwirbel (SENV) Innbords und unterhalb des GW. Im Fall Referenz handelt es sich dabei um einen sehr konzentrierten Wirbel, der für die großen Gondeln jeweils zu einem horizontal gezogenen Band mutiert.
- Für die Referenz-Gondel ist der GW von den kleineren Wirbelstrukturen der Flügelscherschicht klar getrennt. Bei vergrößerter Gondel VHBR erkennt man die Tendenz, dass der GW mit einem sich Innbords befindlichen positiv drehenden Wirbel der Flügelscherschicht verbindet. Bei der noch weiter vergrößerten Gondel UHBR setzt sich diese Tendenz fort. Der GW ist hier mit einem Band positiver Wirbelstärke mit der Flügelscherschicht verbunden. Durch das enge Anbringen der Gondel am Flügel lässt sich die Scherschicht des Flügels und der Gondel nicht mehr exakt trennen. Das weist auf eine starke gegenseitige Beeinflussung von Flügel und Gondel hin.
- Die durch ENS erzeugten Wirbel lassen sich in dieser Ebene nicht eindeutig Wirbelstrukturen zuweisen, haben aber sicherlich Einfluss auf die veränderte Wirbeltopologie im Nachlauf der Gondel.

Für die Diskussion der axialen Turbulenzintensität  $Tu_x$  ist in BILD 11 nur der Bereich des Gondelnachlaufs für die drei Gondeln Referenz, VHBR und UHBR von oben nach unten gegenübergestellt. Die Turbulenzintensität  $Tu_x$  der

drei Gondelkonfigurationen wird dabei in Falschfarben für Werte  $Tu_x > 0.02$  dargestellt. Mehr noch als bei den mittleren Strömungsgrößen wird hier die Flügelschicht für alle drei Konfigurationen deutlich. Die wellige Struktur deutet dabei auf einzelne kleinere Flügелеlemente als Verursacher hin.

Der Hauptunterschied der verschiedenen Konfigurationen ist hier in der Ausdehnung des turbulenten Gondelnachlaufgebiets  $Tu_x > 0.02$ , das in BILD 11 hervorgehoben ist, zu erkennen. Es fällt für die VHBR-Gondel wesentlich breiter und für UHBR-Gondel flächenmäßig wesentlich größer aus als für die Referenz-Gondel.

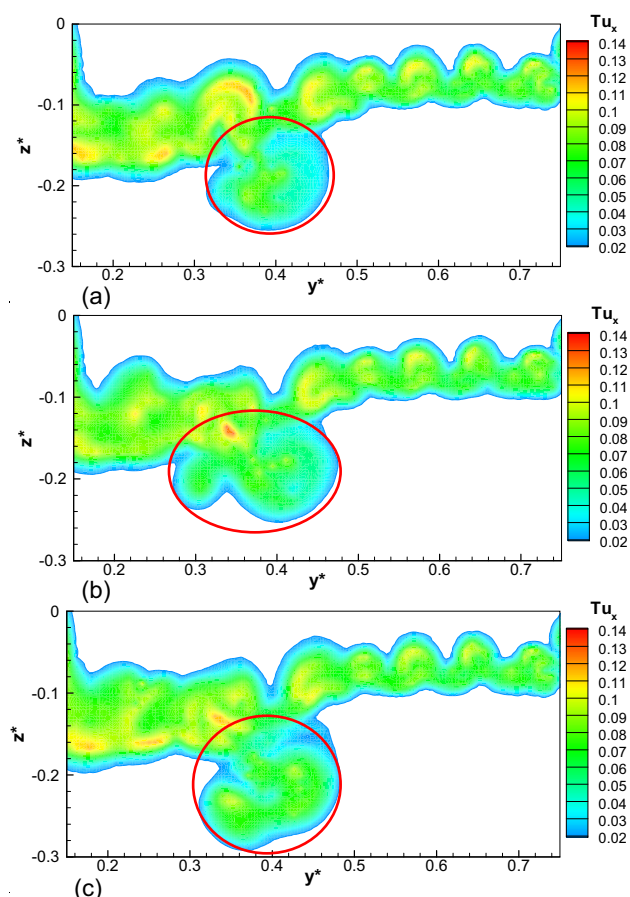


BILD 11. Darstellung der axialen Turbulenzintensität  $Tu_x > 0.02$  des unmittelbaren Nachlaufs der drei getesteten Gondeln Referenz (a), VHBR (b) und UHBR (c). Hervorhebung des turbulenten Bereichs im unmittelbaren Nachlauf der Gondeln.

Für die Diskussion der Ergebnisse der Messungen oberhalb des Flügels werden zuerst die axialen Wirbelstärkeverteilungen  $\xi$  der drei Gondelkonfigurationen in der Ebene  $x^* = -0.43$  in BILD 12 gegenübergestellt. Diese Messebene befindet sich im Bereich der Flügelvorderkante, direkt wo der Gondel-Pylon an den Flügel anschließt. Zur besseren Übersicht ist  $-10 < \xi < 10$  ausgeblendet.

Für alle drei Messebenen lassen sich zwei gegenläufig drehende Wirbelstrukturen mit  $|\xi| > 30$  neben weiteren

kleineren und schwächeren Strukturen identifizieren. Diese beiden Wirbel gehen im ersten Fall auf die beiden ENS der Referenz-Gondel zurück. Für die beiden größeren Gondeln, kann nur der Wirbel Innbords mit negativer Wirbelstärke vom einzelnen ENS herrühren, der Wirbel positiver Stärke entsteht aus der Umströmung des Gondel-Pylons, der hier durch die engere Anbringung der Gondeln an den Flügel über die Flügeloberfläche herausragt und schräg umströmt wird. Dadurch, dass die Messebene in unmittelbarer Nähe zum Pylon liegt, ist dieser Wirbel hier sehr stark ausgeprägt:  $\xi_{max} \approx 40$  für VHBR und UHBR. Der rechts drehende Wirbel stammt in allen Fällen vom Innbord-ENS. Die axiale Wirbelstärke  $|\xi|$  fällt für die größeren Gondeln wesentlich höher aus als für die Referenz-Gondel:  $|\xi_{max, VHBR}| > |\xi_{max, UHBR}| > |\xi_{max, Referenz}|$ , da die ENS von VHBR- und UHBR-Gondel wesentlich größere Abmaße besitzen als der ENS der Referenz-Gondel.

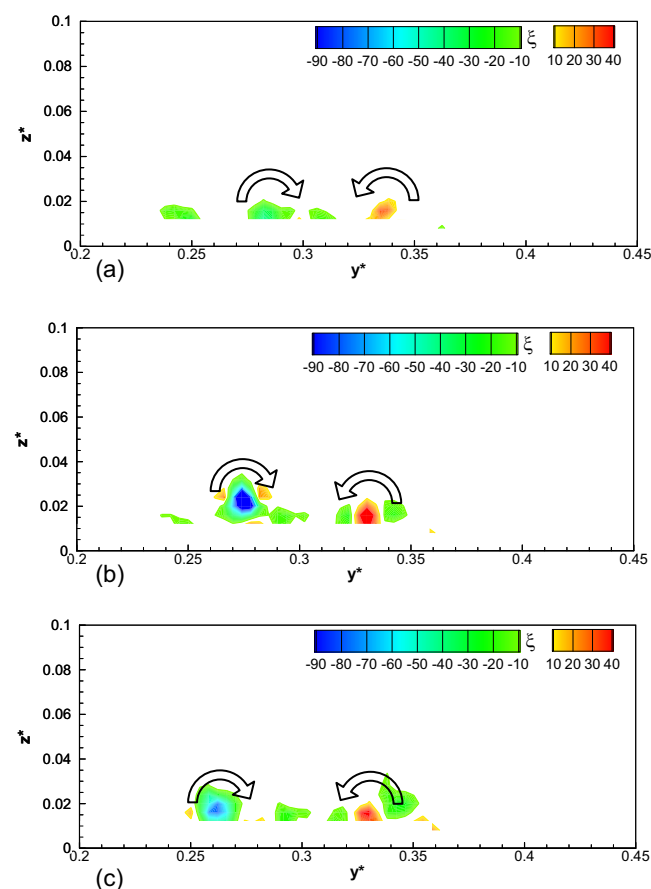


BILD 12. Axiale Wirbelstärkeverteilung  $\xi$  für  $|\xi| > 10$  über dem Gondelanschluss der Referenz (a), VHBR (b) und UHBR-Gondel (c) bei  $x^* = -0.43$

Die spannweite Position der Wirbelachse des innen liegenden Strake-Wirbels weicht deutlich voneinander ab:  $y_{Referenz}^* \approx 0.285$ ,  $y_{VHBR}^* \approx 0.275$ ,  $y_{UHBR}^* \approx 0.26$ . Der Wirbel liegt für Referenz und UHBR wesentlich dichter am Flügel als für VHBR.

BILD 13 zeigt die Entwicklung der Wirbelstruktur in Strömungsrichtung anhand der axialen Wirbelstärkeverteilung  $\xi$  für die VHBR-Gondelkonfiguration von der Ebene an der Flügelvorderkante  $x^* = -0.43$  stromab zur Ebene  $x^* = -0.37$ .



Der links drehende Wirbel verliert stromab -  $x^* = -0.37$  - einen Großteil seiner Stärke, wohingegen der innere rechts drehende den Maximalwert  $\xi_{max}$  näherungsweise beibehält. In BILD 14 ist die Bahn der beiden dominierenden Wirbel über Gondel, Pylon und Flügel schematisch skizziert.

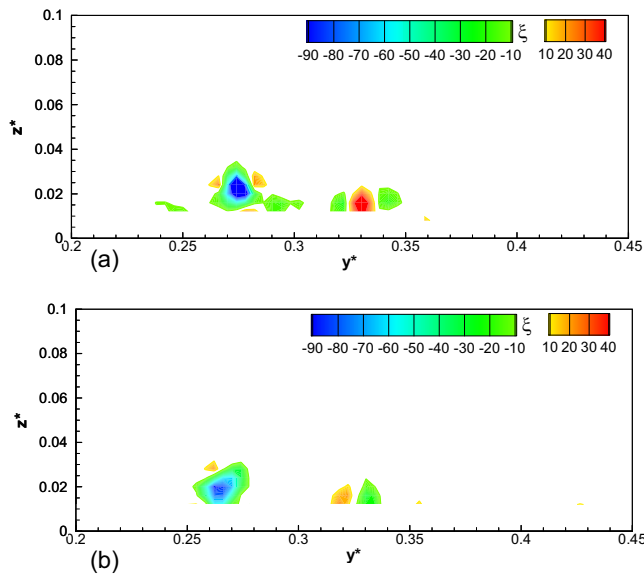


BILD 13. Axiale Wirbelstärkeverteilung  $\xi$  für  $|\xi| > 10$  über dem Gondelanschluss der VHBR-Gondel bei  $x^* = -0.43$  (a) und  $x^* = -0.37$  (b)

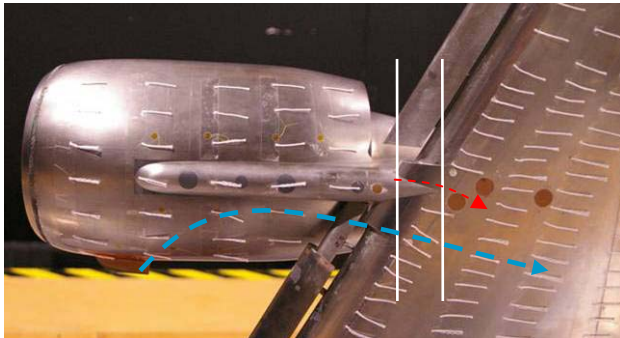


BILD 14. Prinzipskizze der Wirbeltrajektorien. In weiß sind die beiden Messebenen dargestellt. Der rote und blaue Pfeil zeigt die Wirbelachse der beiden dominierenden Wirbelstrukturen.

Der innere beständige Wirbel entsteht am ENS und verläuft stromab nach innen versetzt über die Saugseite von Vorflügel und Flügel. Entsprechend ist der ENS-Wirbel in BILD 13b spanntweitig nach innen gewandert, zusätzlich befindet er sich nun näher am Flügel. Der Wirbel aus der Umströmung des Gondel-Pylons wandert ebenfalls nach innen.

In Bild 15 ist die äquivalente Darstellung für die UHBR-Gondelkonfiguration zu sehen: Die Entwicklung der Wirbel ist äquivalent zum VHBR-Fall. Allerdings liegt der ENS-Wirbel in diesem Fall schon bei  $x^* = -0.43$  dichter am Flügel. Er wandert entsprechend dem VHBR-Fall nach innen und noch dichter zum Flügel. Er kann dadurch bei  $x^* = -0.37$  nicht mehr vollständig erfasst werden.

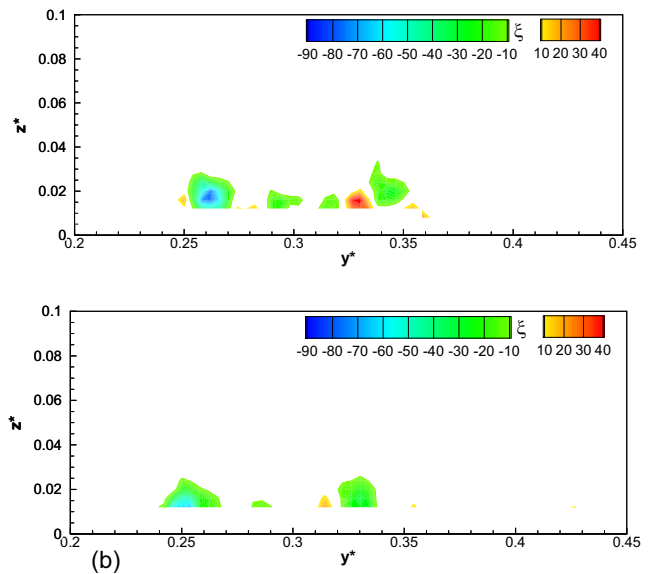


BILD 15. Axiale Wirbelstärkeverteilung  $\xi$  für  $|\xi| > 10$  über dem Gondelanschluss der UHBR-Gondel bei  $x^* = -0.43$  (a) und  $x^* = -0.37$  (b)

## BILD 16. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Das Strömungsfeld im Bereich des Anschlusses der Triebwerksgondel wird für eine typische Transportflugzeugkonfiguration systematisch untersucht, um den Einfluss von Gondeln unterschiedlicher Größe analysieren zu können. Betrachtet werden eine Standardgondel, sowie eine Gondel mit großem (VHBR) und sehr großem (UHBR) Nebenstromverhältnis. Dazu wurde die Strömung um ein detailliertes Windkanalmodell in Anflugkonfiguration bei einem Anstellwinkel im linearen Auftriebsbereich von  $\alpha = 8.3^\circ$  in quer zur Strömung gelegenen Messebenen mittels Hitzdrahtanemometrie vermessen ( $Re_{\mu} = 0.5 \cdot 10^6$ ). Messungen finden bei geschlossener Messstrecke im Niedergeschwindigkeitswindkanal C der Technischen Universität München statt. Um die Ergebnisse besser auf die Realität übertragbar zu machen, wird die Grenzschichttransition an den kritischen Bereichen Rumpfnase und Gondelaußenseite fixiert.

Folgende wesentliche Punkte lassen sich aus der hier präsentierten mittleren Geschwindigkeitsverteilung und den Schwankungsgrößen des Strömungsfeldes ziehen:

- Im unmittelbaren Nahfeld des Nachlaufs bei  $x^* = 0.1$  werden aus dem Wirbelstärkefeld die typischen dominierenden Wirbelzentren eines Transportflugzeugs deutlich: Flügelspitzenwirbel, Klappenwirbel, Gondelwirbel und Flügelrumpfwirbel.
- Die Gegenüberstellung des Geschwindigkeits- und axialen Wirbelstärkefelds für die drei untersuchten Gondelkonfigurationen macht deutlich, dass sich die Auswirkungen der Gondelvariationen auf das Gebiet des Gondelnachlaufs und des Nachlaufs des Innenflügels beschränken.
- Es besteht die klare Tendenz zur Verschmelzung des Gondelwirbels mit Sekundärwirbelstrukturen aus der Flügelschicht bei Vergrößerung des

Durchmessers der Gondel bei gleichzeitiger engerer Anbringung der Gondel an den Flügel. Bei der größten untersuchten Gondel ist der Gondelwirbel über ein Band mit der Wirbelstruktur der Flügelschicht lückenlos verbunden.

- Das Gebiet erhöhter axialer Turbulenzintensität  $Tu_x > 0.02$  im Nachlauf der Gondeln zeigt deutliche Unterschiede. Dieses Gebiet ist für die VHBR-Gondel deutlich verbreitert, für die UHBR-Gondel flächenmäßig wesentlich vergrößert.
- Zusätzlich zum Nachlauf wurden je Gondel zwei Ebenen quer zur Anströmung oberhalb des Flügels in unmittelbarer Nähe zum Anschluss der Gondel an den Flügel bei  $x^* = -0.43$  und  $x^* = -0.37$  vermessen, um die durch die unterschiedliche Geometrie der Gondeln und Pylonen, sowie die unterschiedlichen Engine Nacelle Strakes (ENS) beeinflusste Flügelumströmung aufzuzeigen.
- Bei Gegenüberstellung der axialen Wirbelstärkeverteilung sind in allen drei Fällen jeweils zwei entgegengesetzt drehende dominierende Wirbelstrukturen zu erkennen. Für den Fall der Referenz-Gondel stammen beide von den Gondel-Strakes, die rumpfseitig und außenflügelseitig an der Gondel angebracht sind. Für die beiden großen Gondeln rührt der starke innere Wirbel jeweils vom einzelnen Strake her. Der wesentlich schwächere gegendrehende Wirbel außen wird durch die Umströmung der Abdeckung des modifizierten Pyons erzeugt.
- In der Ebene stromab verliert der Pylonwirbel bei VHBR und UHBR den Großteil seiner Energie, wohingegen der Strake-Wirbel kaum abgeschwächt ist. Beide Wirbel bewegen sich stromab -  $x^* = -0.37$  - nach innen.

Um zukünftig die Interferenzeffekte von Flügel, Pylon und Triebwerksgondel weiter zu untersuchen, können mit anderen Messverfahren, wie PIV und LDA zusätzliche Ergebnisse über das Strömungsfeld gewonnen werden. Mit der hier geschaffenen Datenbasis können zukünftige CFD-Berechnungen validiert werden, die wiederum Strömungsfelddaten in Bereichen liefern können, die mit den Messtechniken nicht zugänglich sind.

#### 4. SCHRIFTTUM

- [1] Pompl, W.: *Luftverkehr*, 5. Auflage, Springer Verlag, ISBN 3-540-42656-6, 2007.
- [2] Boeing Co.: *Growth in Airport Noise Restrictions*, <http://www.boeing.com/commercial/noise/restrictions.pdf>, Homepage FA Boeing Co., 2008.
- [3] Boeing Co.: *Current Market Outlook 2007*, [http://www.boeing.com/commercial/cmo/pdf/Boeing\\_Current\\_Market\\_Outlook\\_2007.pdf](http://www.boeing.com/commercial/cmo/pdf/Boeing_Current_Market_Outlook_2007.pdf), Boeing Co., 2007.
- [4] AIRBUS S.A.S.: *Global Market Forecast 2007-2026*, [http://www.airbus.com/fileadmin/documents/gmf/PDF\\_dl/00-all-gmf\\_2007.pdf](http://www.airbus.com/fileadmin/documents/gmf/PDF_dl/00-all-gmf_2007.pdf), 31707 Blagnac Cedex, Frankreich, 2007.
- [5] Rüd, K.; Lichtfuss, H.J.: *Trends in Aero-Engine Development*, In: *Aspects of Engine-Airframe Integration for Transport Aircraft*, Proceedings of the DLR Workshop Braunschweig, DLR-Mitteilung (Note) 96-01, 1996.

- [6] Flechner, S. G.; Patterson, J. C. und Fournier, P.G.: *Status report on an investigation of powered nacelles on a high aspect ratio NASA supercritical wing – Phase II*, NASA Langley research center.
- [7] Hoheisel, H.: *Investigations on the Aerodynamic Interference Effect of Wing-Mounted Advanced Engines – Analysis of High Speed Test Results*, DLR Forschungsbericht 2002-20, ISSN 1434-8454, 2002.
- [8] Pendergraft, O. C., Kariya, T. T.: *Nacelle/pylon interference study on a 1/17th-scale, twin-engine, low-wing transport model*, AIAA-1989-2480, ASME, SAE, and ASEE, Joint Propulsion Conference, 25th, Monterey, CA, July 10-13, 1989.
- [9] Boppe, C. W.; Stern, M. A. (Grumman Aerospace Corp., Bethpage, N.Y.): *Simulated transonic flows for aircraft with nacelles, pylons, and winglets*, AIAA-1980-130, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Aerospace Sciences Meeting, 18th, Pasadena, California, Jan 14-16, 1980.
- [10] Brodersen, O.: *Numerische Analyse der aerodynamischen Triebwerksinstallationseffekte an Transportflugzeugen*, DLR Forschungsbericht 2003-10, ISSN 1434-8454, 2003.
- [11] Brodersen, O.; Stuermer, A.: *Drag prediction of engine-airframe interference effects using unstructured Navier-Stokes calculations*, AIAA-2001-2414, 2001.
- [12] Bräunling, W. J. G.: *Flugzeugtriebwerke*, 2. Auflage, S. 27, Springer Verlag, ISBN 3-540-40589-5, 2004.
- [13] Wallis, T. E., Ellis, D. R. (Cessna Aircraft Co., Wichita, KS) Wentz, W. H., JR. (Wichita State University, Wichita, KS): *The use of small strakes to reduce interference drag of a low wing, twin engine airplane*, AIAA-1982-1323, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Atmospheric Flight Mechanics Conference, 9th, San Diego, CA, Aug 9-11, 1982.
- [14] Rae, W.H., Pope, A.: *Low-Speed Wind Tunnel Testing*, S.7, second edition, ISBN 0-471-87402-7, John Wiley & Sons Inc., 1984.
- [15] Breitsamter, C.: *Strömungsphysik und Modellgesetze*, Vorlesungsmanuskript, Technische Universität München - Lehrstuhl für Aerodynamik, SS 2006.
- [16] Lehrstuhl für Aerodynamik : *Windkanal C*, <http://www.aer.mw.tum.de/windkanal/C.de.php>, Homepage des Lehrstuhls für Aerodynamik - Technische Universität München, 2008
- [17] Breitsamter, C.: *Turbulente Strömungsstrukturen an Flugzeugkonfigurationen mit Vorderkantenwirbeln*, Dissertation, Technische Universität München u. Herbert Utz Verlag Wissenschaft, ISBN 3-89675-201-4, 1997.
- [18] A.A. Lab Systems LTD: *AN-1003 Hot Wire & Film Anemometry System – User's Manual*, Betriebshandbuch, 1995.
- [19] Davis, J. C.: *Statistics and Data Analysis in Geology*, Second Edition, John Wiley & Sons, New York, 1973, 1986.
- [20] Allen, A.; Breitsamter C.: *Transport Aircraft Wake Influenced by a Large Winglet and Winglet Flaps*, Journal of Aircraft, Vol. 45, No. 2, March–April 2008.