

BUFFETLASTEN AN HOCHMANÖVRIERFÄHIGEN FLUGZEUGEN BEI AIRBRAKE-EINWIRKUNG

C. Breitsamter ¹ und A. Schmid ²

Lehrstuhl für Aerodynamik, Technische Universität München
Boltzmannstrasse 15, 85748 Garching

ÜBERSICHT

Für eine Delta-Canard-Konfiguration werden die bei stromauf des zentralen Seitenleitwerks ausgefahrener Luftbremse („Airbrake“) vorherrschenden turbulenten Strömungsfelder sowie die dadurch am Seitenleitwerk induzierten instationären Drücke analysiert. Den im Niedergeschwindigkeitsbereich ($Re_{\text{lp}} \approx 1 \times 10^6$) vorgenommenen Untersuchungen liegen zwei Airbrake-Stellungen mit $\eta_{\text{AB}} = 45^\circ$ und 60° zugrunde. Die Messungen werden bei symmetrischer Anströmung für Anstellwinkel im Bereich von $\alpha = 0^\circ$ bis $\alpha = 30^\circ$ durchgeführt. Die Erfassung der zeitabhängigen Geschwindigkeiten erfolgt im Strömungsfeld zwischen Airbrake und Seitenleitwerk mittels einer hoch entwickelten Hitzdraht-anemometrie unter Verwendung von Mehrdrahtsonden. Die Druckfluktuationen am Seitenleitwerk resultieren aus den Signalen von neun instationären Drucksensoren je Leitwerksseite, die an gegenüberliegenden Orten positioniert sind. Die Strömungsfeldmessungen zeigen im unmittelbaren Nachlauf der Airbrake charakteristische turbulente Strukturen, die aus den sich an den Airbrakeseiten- und -oberkante ablösenden Scherschichten mit nachfolgender Wirbelbildung resultieren. Die Turbulenzintensitäten verringern sich stromab, wobei zu höheren Anstellwinkeln hin, infolge der Verdrängungswirkung von Flügel- und Canardwirbel, zunehmend eine Konzentration des hochturbulenten Gebiets am Ort des Seitenleitwerks erfolgt. Frequenzspezifische Konzentrationen kinetischer Turbulenzenergie sind den Ablösephänomenen an der Airbrake zuzurechnen. Im hohen Anstellwinkelbereich überlagert sich zudem die mit dem Aufplatzen der Flügelwirbel verbundene Instationarität, die am Seitenleitwerk ebenfalls charakteristische, engbandige Luftkraftschwankungen hervorruft.

1. EINLEITUNG

Die Flugveloppe hochmanövrierfähiger Flugzeuge wird typischerweise durch dynamische aeroelastische Phänomene wie Schüttelerscheinungen („Buffeting“), Brummen („Buzz“) und Flattern begrenzt [1–3]. Tragflügel bzw. Flügelkomponenten kleiner Streckung und mäßiger bis hoher Vorderkantenpfeilung, wie sie typischerweise bei derartigen Flugzeugtypen Verwendung finden, erzeugen schon bei mäßigen Anstellwinkeln ein Strömungsfeld mit geordneten Vorderkantenwirbeln [4], [5]. Die Bildung von Vorderkantenwirbeln ist einerseits gewollt, da gegenüber rein anliegender Strömung ein deutlicher Auftriebsgewinn sowie eine Erhöhung des nutzbaren Anstellwinkelbereichs zur Steigerung der Manöverfähigkeit erzielt wird [6]. Andererseits kommt es bei höheren Anstellwinkeln aufgrund des steigenden adversen Druckgradienten zu einer

Strukturveränderung im Wirbelkern, dem Wirbelaufplatzen [6–8]. Dies äußert sich in einer abrupten Erweiterung des Wirbelkernquerschnitts verbunden mit einer stromab des Aufplatzpunktes hochturbulenten Strömung [6]. Eine dabei vorherrschende spiralförmige Instabilität bewirkt starke engbandige Geschwindigkeits- und Druckfluktuationen [6, 9–11]. Diese frequenzspezifischen Fluktuationen können direkt oder durch Induktion zu Schüttelerscheinungen an Flugzeug- bzw. Strukturkomponenten führen, vgl. Bild 1. Die dadurch beispielsweise am Seitenleitwerk hervorgerufenen instationären Luftkräfte führen typischerweise zu einer Strukturanregung in den Moden der ersten Biegung und/oder Torsion [2]. Je nach Anregungsintensität kann dies eine Begrenzung der Flugveloppe für den Bereich hoher Anstellwinkel zur Folge haben. Umfangreiche Untersuchungen widmen sich diesem Problembereich bis hin zu Maßnahmen der aktiven Vibrationskontrolle [12–14].

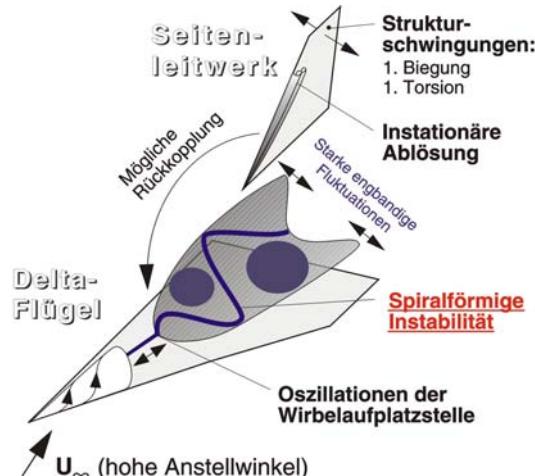


BILD 1. Phänomenologie beim wirbelinduzierten Seitenleitwerksschütteln.

Neben der instationären Strömung infolge großskaliger, aufgeplatzter Vorderkantenwirbel sind aber auch turbulente Nachläufe von Spoilern oder Luftbremsen („Airbrakes“) als Erregergrößen von Schüttelerscheinungen zu untersuchen. Diese können ebenfalls hohe struktur-dynamische Belastungen an den im Nachlauf befindlichen Komponenten hervorrufen, insbesondere bei einer zentralen, stromauf des Seitenleitwerks angeordneten Airbrake. Ein Zusammenwirken der genannten Effekte kann sich in Spitzenbelastungen äußern. Turbulente Nachläufe stumpfer Körper sind schon seit langem Gegenstand intensiver Forschungsarbeiten [15–18].

¹ Dr.-Ing., Akademischer Oberrat; ² Dipl.-Ing., Wiss. Mitarbeiter

Die vorliegende Untersuchung zielt daher auf die Bestimmung der instationären Geschwindigkeiten und Leitwerksdrücke bei ausgefahrener Airbrake ab, sowie auf die Frequenzverteilung der Fluktuationen im Hinblick auf dominierende bzw. charakteristische Frequenzen. Die Umströmung der halbzylindrischen Airbrakekontur mit ihren seitlichen und oberen Abreißkanten lässt mehr oder weniger starke periodische Fluktuationen erwarten [15], vgl. Bild 2. Die wesentlichen Untersuchungsparameter stellen der Winkel des Airbrakeausschlags und der Anstellwinkel dar.

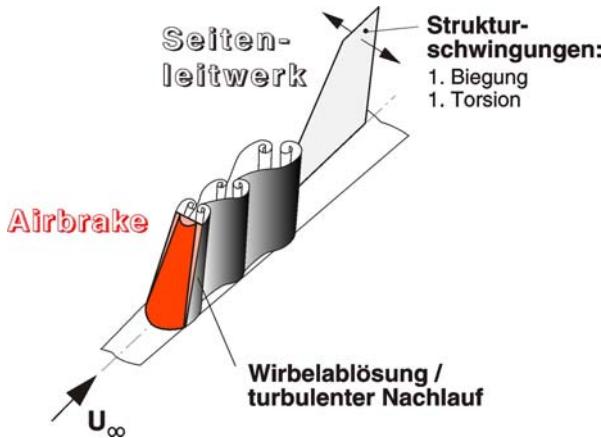
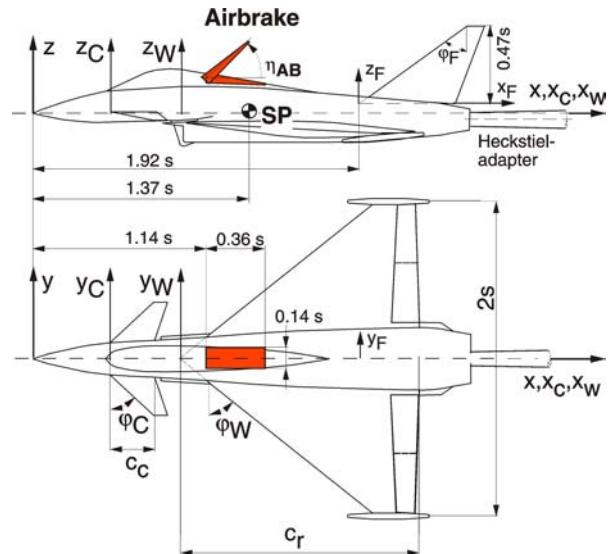


BILD 2. Phänomenologie bei Seitenleitwerksschütteln durch Nachläufe stumpfer Körper.

2.1.3. Windkanal und Modelleinbau

Die Versuche wurden im Modellwindkanal B des Lehrstuhls für Aerodynamik der Technischen Universität München am Standort Garching durchgeführt. Es handelt

$2s = 0.740 \text{ m}$	$\varphi_W = 50^\circ$	Index:
$l_\mu = 0.360 \text{ m}$	$\varphi_W = 45^\circ$	W: Flügel
$\Lambda_W = 2.45$	$\lambda_W = 0.14$	C: Canard
$\Lambda_F = 1.38$	$\varphi_F = 54^\circ$	F: Seitenleitwerk



2. MESSTECHNIK UND MESSPROGRAMM

2.1. Modell und Anlagen

2.1.1. Delta-Canard-Konfiguration

Den Untersuchungen liegt ein detailgetreues Modell einer hochmanövrierfähigen Konfiguration vom Delta-Canard-Typ zugrunde, das als Vollstahlmodell im Maßstab 1:15 ausgeführt ist [6,13]. Die Hauptkomponenten des Modells bestehen aus Frontkegel, Vorderrumpf mit Canopy und motorisch verstellbaren Canards (Entenleitwerk), Mitterrumpf mit Triebwerkseinlauf, Durchflusskanälen, Flügelträgerplatte mit Deltaflügel sowie Hinterrumpf mit Seitenleitwerk und Schubdüse. Geometrie und Kenngrößen des Windkanalmodells sind Bild 3a zu entnehmen.

2.1.2. Airbrake

Die im hinteren Cockpitbereich angeordnete Airbrake weist bezogen auf die Halbspannweite s eine Länge von 0.36 und eine Breite von 0.14 auf. Das Airbrakemodell mit nachgebildetem Aktuator ist in den beiden Fotos aus Bild 3b,c veranschaulicht. Infolge der vorgegebenen Abreißkanten an der Airbrake ist zu erwarten, dass direkte Grenzschichteffekte keine wesentliche Rolle spielen. Die untersuchten Airbrakestellungen umfassen Ausschlagwinkel von $\eta_{AB} = 45^\circ$ und $\eta_{AB} = 60^\circ$.

a) Bezugsgrößen und Geometrie



b) Airbrake-Modell



c) Einbau des Modells in die Messstrecke

BILD 3. Delta-Canard-Konfiguration.

sich hierbei um einen Windkanal Göttinger Bauart mit offener Messstrecke. Betriebsdaten und Kenngrößen sind in Tabelle 1 zusammengefasst.

Windkanal B	
Betriebsdaten	
Kontraktion der Düse	5:1
Messstrecke (H x B x L)	1.20 m x 1.55 m x 2.80 m
Max. Gebläseleistung	130 kW
Max. Geschwindigkeit	60 m/s
Strömungsqualität	
Turbulenzgrad	$Tu_x = Tu_y = Tu_z \leq 0.4\%$
Strahlrichtung	$\Delta\alpha = \Delta\beta < 0.5^\circ$
Konstanz des Drucks auf der Kanalachse	$\Delta p/q_\infty \leq 0.5\%$
Zeitliche Konstanz der Geschwindigkeit	$U_\infty \leq 20 \text{ m/s: } \Delta U_\infty \leq 0.15 \text{ m/s}$ $U_\infty > 20 \text{ m/s: } \Delta U_\infty \leq 0.0067 U_\infty$
Örtliche Konstanz der Geschwindigkeit	$U_\infty \leq 20 \text{ m/s: } \Delta U_\infty \leq 0.15 \text{ m/s}$ $U_\infty > 20 \text{ m/s: } \Delta U_\infty \leq 0.0067 U_\infty$
Reynoldszahl (10% Versperrung)	1.82×10^6

TAB 1. Betriebsdaten und strömungstechnische Kenngrößen des Windkanals B des Lehrstuhls für Aerodynamik der TU München.

Zum Einbau des Modells in die Messstrecke des Windkanals dient ein 3-Achsen-Modellsupport, vgl. Bild 3c. Der Anstellwinkel kann rechnergesteuert im Bereich von $-10^\circ \leq \alpha \leq +30^\circ$ variiert werden. Schiebewinkel β und Rollwinkel γ lassen sich jeweils digital von 0° bis 360° einstellen. Die Positioniergenauigkeit beträgt in allen Achsrichtungen 0.05° . Die Modellanbindung an den Heckstiel des Modellsupports erfolgt über einen Stieladapter. Bei Maximalanstellung beträgt die Modellversperrung ca. 6%.

2.1.4. Instrumentierung und Messparameter

Zur Erfassung der instationären Oberflächendrücke ist das Seitenleitwerk mit 18 piezoresistiven Drucksensoren bestückt, d.h. es sind 9 Aufnehmer je Leitwerksseite an gegenüberliegenden Positionen angebracht. Die Spannungssignale der Sensoren werden verstärkt, tiefpassgefiltert und zeitgleich mit einem 14-bit A/D-Wandler aufgezeichnet, wobei eine Drucksignalauflösung von ca. 2 Pa erreicht wird.

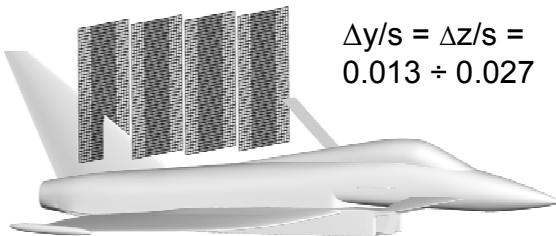


BILD 4. Messebenen und Messpunktgitter bei den Strömungsfelduntersuchungen.

Zur Durchführung der Strömungsfeldmessungen dient eine 3-Komponenten Traversieranlage. Die zeitabhängigen Geschwindigkeiten werden im Nachlauf der Airbrake in 4 Querströmungsebenen mittels einer Dualföhler-Hitzdrahtsonde erfasst, vgl. Bild 3c. Auf die Halbspannweite bezogene Messpunktabstände von 0.013 im Innen- und 0.027 im Außenbereich ergeben eine hinreichende räumliche Auflösung, vgl. Bild 4.

Die Messungen wurden bei einer Anströmgeschwindigkeit von $U_\infty = 40 \text{ m/s}$ vorgenommen, was einer mit der Bezugslängentiefe l_μ gebildeten Reynoldszahl von ca. 1 Million entspricht. An Tragflügel und Canard herrschen damit turbulente Grenzschichten vor [6]. Die Strömungsfeldmessungen erfolgten für Anstellwinkel von $\alpha = 0^\circ$, 15° und 20° , während die Leitwerksdrücke im Anstellwinkelbereich von $\alpha = 0^\circ$ bis 30° mit einer Schrittweite von $\Delta\alpha = 1^\circ$ aufgezeichnet wurden.

Die Signalaufnahmeparameter resultieren aus Voruntersuchungen zum Spektralinhalt sowie den Kriterien zur Ermittlung statistischer Fehler. Ausgehend davon wird die Abtastrate pro Kanal bei der Hitzdrahtmessung zu 3000 Hz und bei der Druckmessung zu 2000 Hz festgelegt, bei einer Tiefpaßfilterung von 1000 Hz bzw. 256 Hz und Mittelungszeiten je Messpunkt von 6.4 s bzw. 30 s.

3. ERGEBNISSE UND ANALYSEN

3.1. Referenzkonfiguration

Die Delta-Canard-Konfiguration ist bereits bei mäßigen Anstellwinkeln an Flügel und Canard durch ein System von Vorderkanten- und Randwirbeln geprägt. Die in Bild 5 für einen Anstellwinkel von $\alpha = 15^\circ$ in zwei Querströmungsebenen über dem Flügel dargestellten Geschwindigkeitsvektoren veranschaulichen generell den sich am Deltaflügel ausbildenden Vorderkantenwirbel. Der Flügel-Vorderkantenwirbel platzt für $\alpha = 15^\circ$ bei ca. 40% der Flügelwurzeltiefe auf.

Das Aufplatzen der Vorderkantenwirbel äußert sich durch Bereiche erhöhter Turbulenzintensität. Die Auswirkung für den Ort des Seitenleitwerks resultiert aus der Verlagerung, Expansion und Interaktion der Vorderkantenwirbel von Deltaflügel und Canard. Mit zunehmendem Anstellwinkel expandiert der Wirbelkernquerschnitt und die Wirbelzentren verschieben sich zum Rumpf hin sowie nach oben.

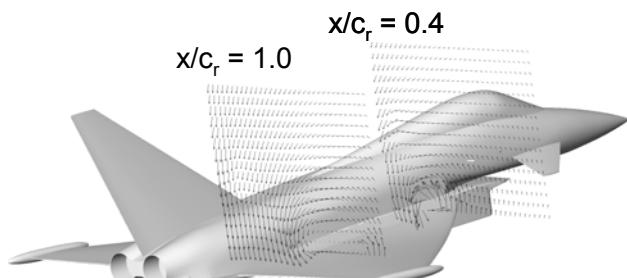


BILD 5. Geschwindigkeitsvektoren in den Querströmungsebenen bei $x/c_r = 0.4$ und 1.0 und $\alpha = 15^\circ$; $U_\infty = 40 \text{ m/s}$, $Re_\mu = 0.97 \times 10^6$.

Die am Wirbelkernrand gelegenen Zonen höchster Turbulenzintensität nähern sich so der Symmetrieebene an, wodurch am Leitwerk das zunächst geringe Turbulenzniveau spürbar ansteigt. Bei weiterer Anstellwinkel erhöhung setzt sich der steile Anstieg im Turbulenzniveau der Symmetrieebene fort, hervorgerufen durch die weitere Ausdehnung und Verlagerung der Flügel- und Canardwirbel.

Das instationäre Strömungsfeld induziert am Seitenleitwerk Druckschwankungen, deren über die Leitwerksfläche gemittelten rms-Werte in Bild 6 als Funktion des Anstellwinkels aufgetragen sind. Entsprechend der Turbulenzintensität des Seitenwinds steigt auch die Druckschwankungsintensität ab $\alpha = 20^\circ$ signifikant an und erreicht für den Maximalanstellwinkel von $\alpha \approx 30^\circ$ einen Wert um 8%. Dieser steile Anstieg ist charakteristisch für die Anregungsintensität beim Seitenleitwerks-Buffeting.

Die Amplitudenspektren der aus den an der Sensorposition P13 aufgenommenen Druckschwankungen sind in Bild 7 für steigende Anstellwinkel dargestellt. Ab $\alpha \approx 22^\circ$ bilden sich mit zunehmenden Anstellwinkel im Frequenzbereich von $k = 0.8 \div 0.6$ ($k = f l_\mu / U_\infty$) deutliche Amplitudenüberhöhungen aus, der sog. „Buffet-Peak“. Dies belegt, dass eine Konzentration der Druckschwankungen in einem engbandigen Frequenzbereich erfolgt, was eine besonders starke Anregung von Strukturmoden zur Folge haben kann. Weiterhin ist zu erkennen, dass sich die Frequenzen der Amplitudenspitzen mit zunehmendem Anstellwinkel zu niedrigeren Werten verschieben.

Diese Frequenzverschiebung kann durch Auftragung der dominierenden reduzierten Frequenzen über dem Anstellwinkel analysiert werden, vgl. Bild 8. Die engbandigen Fluktuationen resultieren, wie eingangs bereits erwähnt, aus einer spiralförmigen Instabilität im Strömungsfeld der

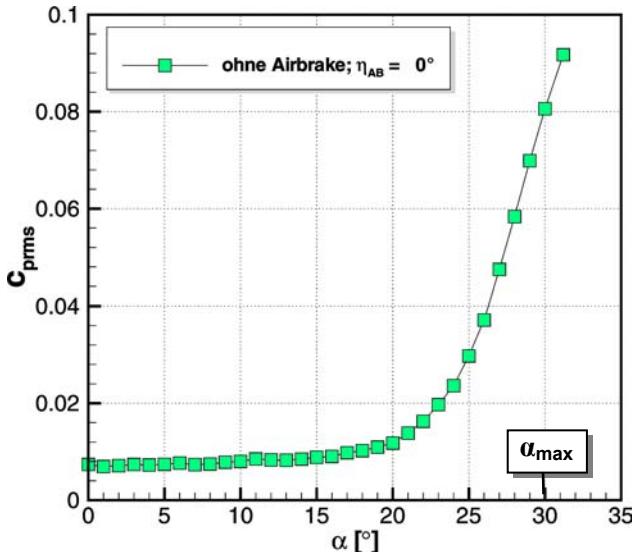


BILD 6. Flächengemittelte Druckschwankungsintensität c_{rms} am Seitenleitwerk als Funktion des Anstellwinkels α ; $U_\infty = 40 \text{ m/s}$, $Re l_\mu = 0.97 \times 10^6$.

aufgeplatzten Vorderkantenwirbel. Die zugehörige Wellenlänge vergrößert sich bei steigendem Anstellwinkel infolge des expandierenden Wirbelkernquerschnitts, so dass die Frequenz abnimmt. Die reduzierte Frequenz ist hier mit der Bezugsflügeltiefe l_μ und der Anströmgeschwindigkeit U_∞ gebildet.

Ein von Anstellwinkel und Konfiguration, d.h. Vorderkantenpfeilung, weitgehend unabhängiger Frequenzparameter erfordert jedoch eine Skalierung mit problemangepassten Größen, d.h. zum einen mit der Geschwindigkeitskomponente normal zur Vorderkante ($U_\infty \sin \alpha$) und zum anderen mit einer charakteristischen Länge für den aufgeplatzten Wirbelkernquerschnitt, die sich näherungsweise aus der Halbspannweite ($\sim x \cot \phi_w$) und dem Scherschichtabstand ($\sim \sin^2 \alpha$) ableitet. Eine Skalierung mit dem Sinus des Anstellwinkels und dem Kotangens der Vorderkantenpfeilung gruppieren daher die dominierenden reduzierten Frequenzen in einem Frequenzband um 0.28. Messungen an anderen Konfigurationen bestätigen die Gültigkeit dieses Frequenzparameters [9], [18].

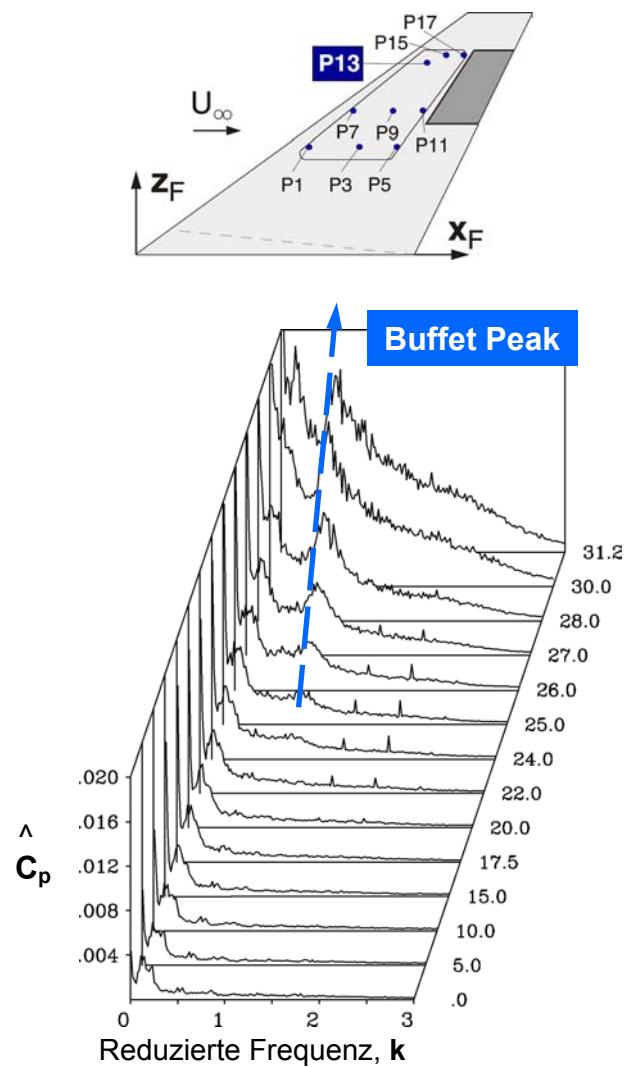


BILD 7. Amplitudenspektren der Druckbeiwertschwankungen am Messort P13 für $\alpha = 0^\circ \div 31.2^\circ$; $U_\infty = 40 \text{ m/s}$, $Re l_\mu = 0.97 \times 10^6$.

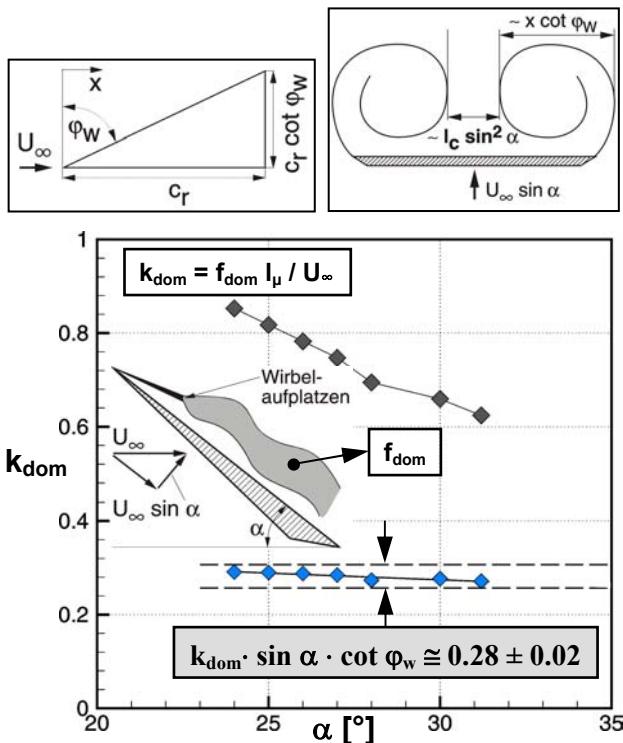


BILD 8. Dominierende reduzierte Frequenz k_{dom} – Skalierung mit der Halbspannweite ($c_r \cot \phi_w$) und $\sin \alpha$.

3.2. Airbrake-Konfiguration

Nach der Charakterisierung der Strömungsverhältnisse für die Referenzkonfiguration werden nun die Fälle mit ausgefahrener Airbrake behandelt und die sich dem Referenzfall überlagernden Phänomene diskutiert.

3.2.1. Mittleres und turbulentes Strömungsfeld

Einen Überblick über das mittlere Strömungsfeld im Nachlauf der Airbrake geben die Querströmungsvektoren in der Ebene kurz hinter der Airbrake und in der Ebene zu Beginn des Seitenleitwerks, vgl. Bild 9. Es sind Ergebnisse für beide Airbrakestellungen, nämlich $\eta_{\text{AB}} = 45^\circ$ und 60° , und Anstellwinkel von $\alpha = 0^\circ$ und $\alpha = 20^\circ$ enthalten. Den Geschwindigkeitskomponenten liegt ein windkanalfestes Koordinatensystem zugrunde. Die zeitlich gemittelten Geschwindigkeiten veranschaulichen stromauf erhebliche, zum Totwassergebiet der Airbrake hin gerichtete, Querströmungskomponenten. Die Ablösung an der Airbrake spiegelt sich in den Querströmungsebenen in einem Wirbelpaar wieder, welches auch im Seitenleitwerksbereich nachweisbar ist. Ferner erkennt man am linken und rechten unteren Messebenenrand jeweils ein Wirbelzentrum, welches von der Strömungsablösung an der Canopy herrührt. Mit zunehmendem Anstellwinkel verstärkt sich die Querströmung und verengt das Nachlaufgebiet der Airbrake. Als weitere Wirbelstruktur zeichnet sich nun am unteren Messebenenrand das Canardwirbelsystem ab.

Die instationäre Strömung wird anhand der bezogenen Schwankungsintensität der Seitenwindkomponente analy-

siert, vgl. Bild 10 ($\alpha = 0^\circ$). Die von den Seitenkanten und der Oberkante der Airbrake ausgehende, abgelöste und sich aufrollende Scherschicht formt einen hufeisenförmigen Bereich erhöhter Turbulenzintensität, mit einer radialem Zone lokaler Turbulenzmaxima. Die höchsten rms-Werte betragen hier ca. 16% der Anströmgeschwindigkeit. Die Zonen größer Turbulenzintensität korrespondieren mit den Bereichen der größten Krümmung in den radialen Profilen der verzögerten Axialgeschwindigkeit. Stromab vereinigen sich durch die nach innen gerichtete Querströmung die Bänder lokaler Turbulenzmaxima, so dass am Ort des Seitenleitwerks in der Symmetrieebene hohe Schwankungsintensitäten vorherrschen. Bei der Airbrakestellung $\eta_{\text{AB}} = 60^\circ$ dehnt sich gegenüber dem Fall $\eta_{\text{AB}} = 45^\circ$ aufgrund des größeren Airbrakeausfalls der Bereich hoher Turbulenzintensität lateral und vertikal weiter aus. Das Seitenleitwerk wird daher durch einen räumlich größeren Bereich lokaler Turbulenzmaxima beaufschlagt. Die Turbulenzmaxima weisen zudem höhere Niveaus auf.

Bild 11 zeigt die Verhältnisse beim Anstellwinkel $\alpha = 15^\circ$. Am unteren Messebenenrand lässt sich nun das Canardwirbelsystem ebenfalls durch Zonen erhöhter Turbulenzintensität identifizieren. Das von den Canardwirbeln induzierte Geschwindigkeitsfeld sowie die Interaktion der Scherschichten führen dazu, dass sich im Seitenleitwerksbereich das Gebiet hoher Turbulenzintensität nach unten hin ausdehnt. Hinzu kommt, dass die Verdrängungswirkung der aufgeplatzten Flügelwirbel, welche mit steigendem Anstellwinkel radial anwachsen und sich nach innen und oben verlagern, den Airbrakenachlauf und damit die Zone hoher Turbulenzintensität im Seitenleitwerksbereich einschnürt. Für die Airbrakestellung $\eta_{\text{AB}} = 60^\circ$ erstreckt sich somit die Zone lokaler Turbulenzmaxima über die gesamte Seitenleitwerkshöhe.

Beim Anstellwinkel von $\alpha = 20^\circ$ verstärkt sich der Einfluss des Canardwirbelsystems sowie der Flügelwirbel weiter, vgl. Bild 12. Zum einen erhöht die mit den Canardwirbeln verbundene Instationarität die Seitenwindschwankungen im unteren Leitwerksbereich. Zum anderen drängt die anstellwinkelbedingte Expansion und Verlagerung der Flügelwirbel den hochturbulenten Airbrakenachlauf weiter zusammen bei gleichzeitiger Erhöhung des Turbulenzniveaus.

3.2.2. Druckschwankungen am Seitenleitwerk

Die am Seitenleitwerk induzierten instationären Lasten werden in Abhängigkeit des Anstellwinkels wieder durch die flächengemittelten Druckschwankungsintensitäten quantifiziert, vgl. Bild 13. Als Referenz dient der bereits diskutierte Verlauf ohne Airbrake (vgl. Bild 6). Demgegenüber treten bei den Airbrakestellungen $\eta_{\text{AB}} = 45^\circ$ und $\eta_{\text{AB}} = 60^\circ$ infolge der Beaufschlagung durch den turbulenten Nachlauf deutlich höhere Druckschwankungen auf. Ein größerer Airbrakeausschlag führt erwartungsgemäß zu einem höheren Schwankungsniveau, wobei zwei Bereiche zu trennen sind. Im Bereich niedriger und mäßiger Anstellwinkel unterscheiden sich die flächengemittelten Druckschwankungen zwischen den Stellungen $\eta_{\text{AB}} = 45^\circ$ und $\eta_{\text{AB}} = 60^\circ$ nicht sehr stark und das Niveau bleibt annähernd konstant. Dies ist auf die Ähnlichkeit des Strömungsfeldes bei periodischer Wirbelablösung mit dominierender Querströmung zurückzuführen.

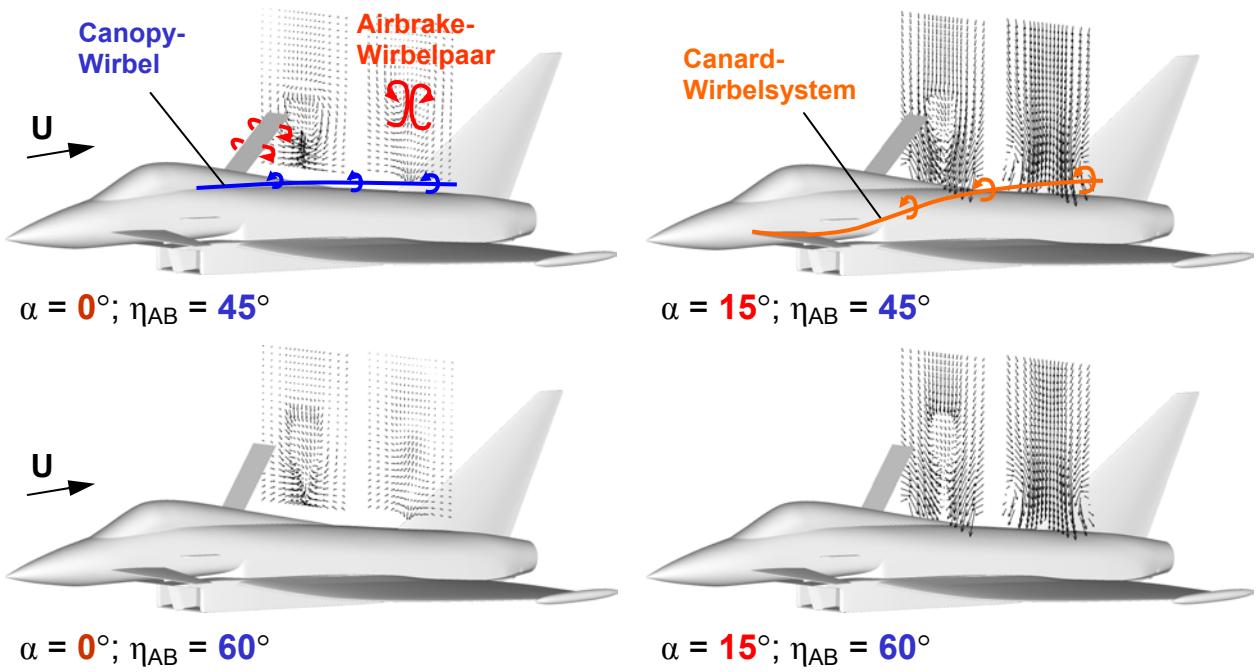


BILD 9. Geschwindigkeitsvektoren in Querströmungsebenen im Airbrakenachlauf für $\alpha = 0^\circ$ und 15° und $\eta_{AB} = 45^\circ$ und 60° ; $U_\infty = 40$ m/s, $Re_\mu = 0.97 \times 10^6$.

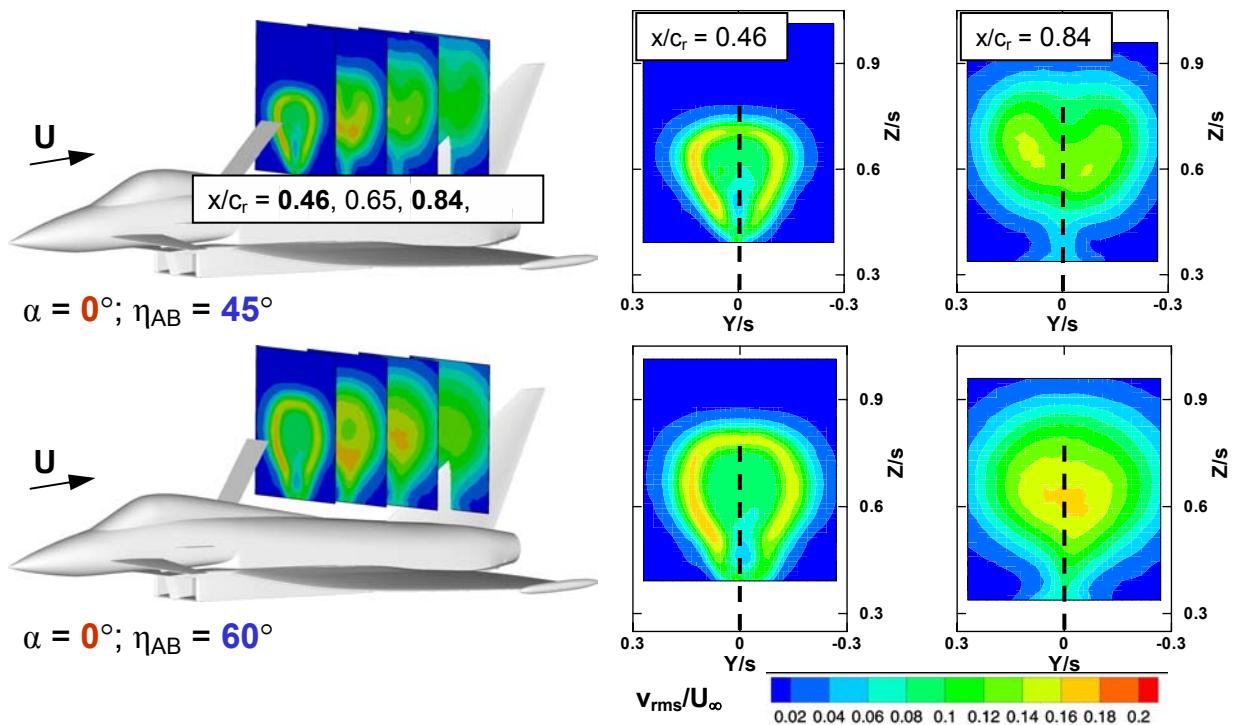


BILD 10. Verteilung der Schwankungsintensität des Seitenwinds v_{rms}/U_∞ in Querströmungsebenen des Airbrakenachlaufs für $\alpha = 0^\circ$ und $\eta_{AB} = 45^\circ$ und 60° ; $U_\infty = 40$ m/s, $Re_\mu = 0.97 \times 10^6$.

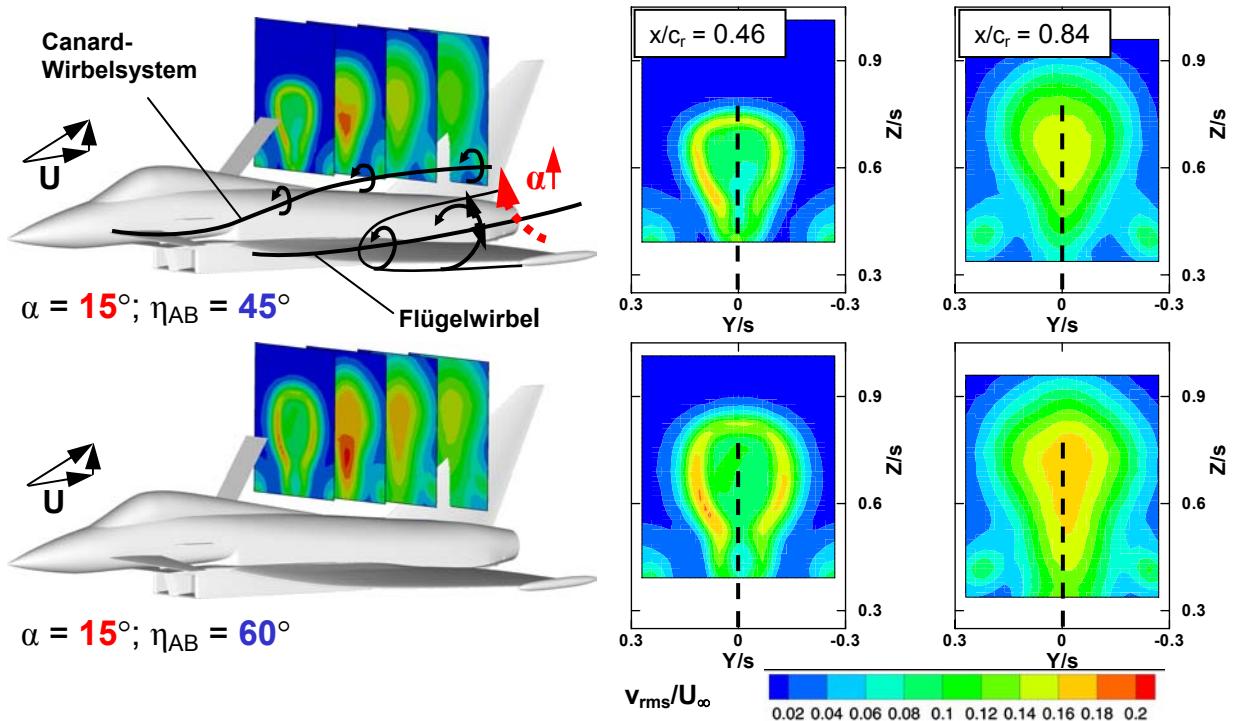


BILD 11. Verteilung der Schwankungsintensität des Seitenwinds v_{rms}/U_{∞} in Querströmungsebenen des Airbrakenachlaufs für $\alpha = 15^\circ$ und $\eta_{AB} = 45^\circ$ und 60° ; $U_{\infty} = 40$ m/s, $Re_{\mu} = 0.97 \times 10^6$.

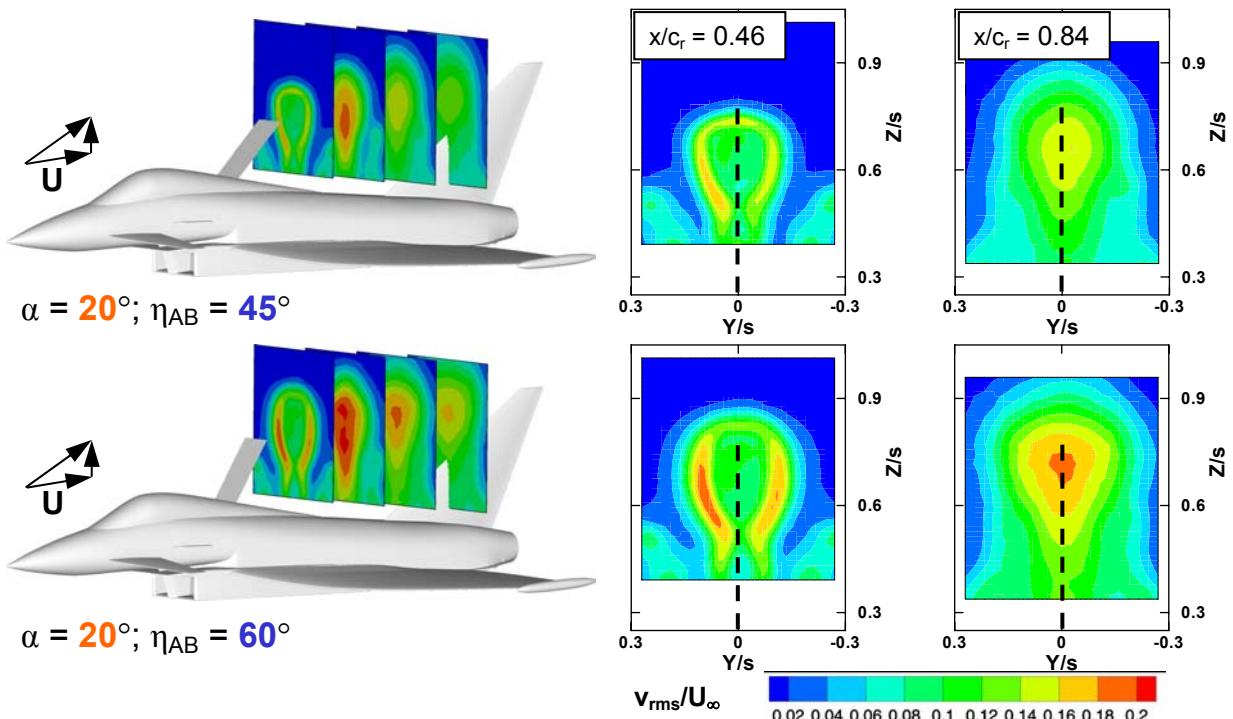


BILD 12. Verteilung der Schwankungsintensität des Seitenwinds v_{rms}/U_{∞} in Querströmungsebenen des Airbrakenachlaufs für $\alpha = 20^\circ$ und $\eta_{AB} = 45^\circ$ und 60° ; $U_{\infty} = 40$ m/s, $Re_{\mu} = 0.97 \times 10^6$.

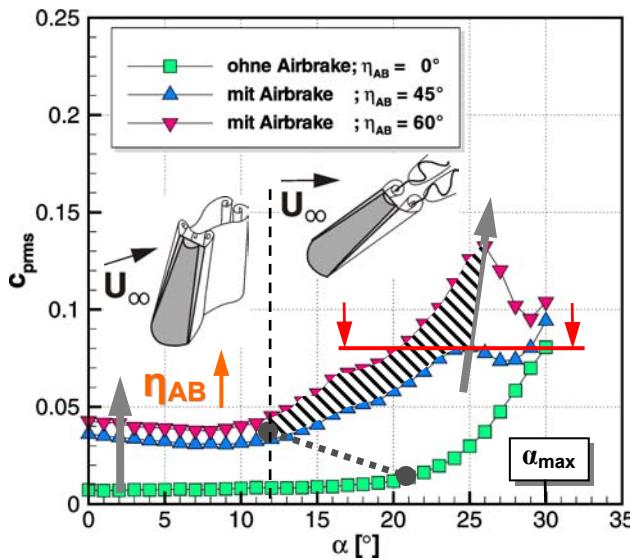


BILD 13. Flächengemittelte Druckschwankungsintensität c_{prms} am Seitenleitwerk als Funktion des Anstellwinkels α bei Airbrakestellungen $\eta_{\text{AB}} = 0^\circ, 45^\circ$ und 60° ; $U_{\infty} = 40 \text{ m/s}$, $\text{Re}_{\mu} = 0.97 \times 10^6$.

Im Anstellwinkelbereich $\alpha > 12^\circ$ bewirkt der relativ zur Airbrake sich verringende Anströmwinkel, dass mit steigendem Anstellwinkel der Übergang zu einer axial gerichteten Wirbelstruktur erfolgt. Zudem wird der Airbrakenachlauf nun verstärkt durch die Expansion der Flügelwirbel und Induktionseffekte der Canardwirbel beeinflusst. Dies spiegelt sich in einer Verschiebung des signifikanten Anstiegs in der Druckschwankungsintensität zu niedrigeren Anstellwinkeln wieder. Die c_{prms} -Werte liegen dabei um das vier- bis fünffache über denen des Falles ohne Airbrakeausschlag. Beim Fortfall der dominierenden Wirbelablösung an der Airbrake, infolge der geringen Normalanströmung bei sehr hohen Anstellwinkeln, gleichen sich die Druckschwankungen dem Niveau des Falles ohne Airbrakeausschlag (Referenzkonfiguration) an.

Die Charakteristik dieser Verläufe bildet sich auch an den einzelnen Sensorpositionen ab. Die Schwankungsintensitäten können jedoch lokal Werte erreichen, die deutlich über dem für die Leitwerksfläche gemittelten Wertes liegen. Eine Rücknahme des Airbrakeausschlags von $\eta_{\text{AB}} = 60^\circ$ auf $\eta_{\text{AB}} = 0^\circ$ im Anstellwinkelbereich von $\alpha = 20^\circ \div 25^\circ$ vermeidet diese Intensitätsspitzen und gewährleistet, dass im Mittel die dynamische Belastung nicht über der des Maximalanstellwinkels liegt.

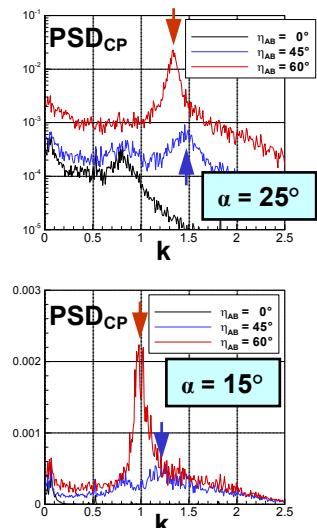
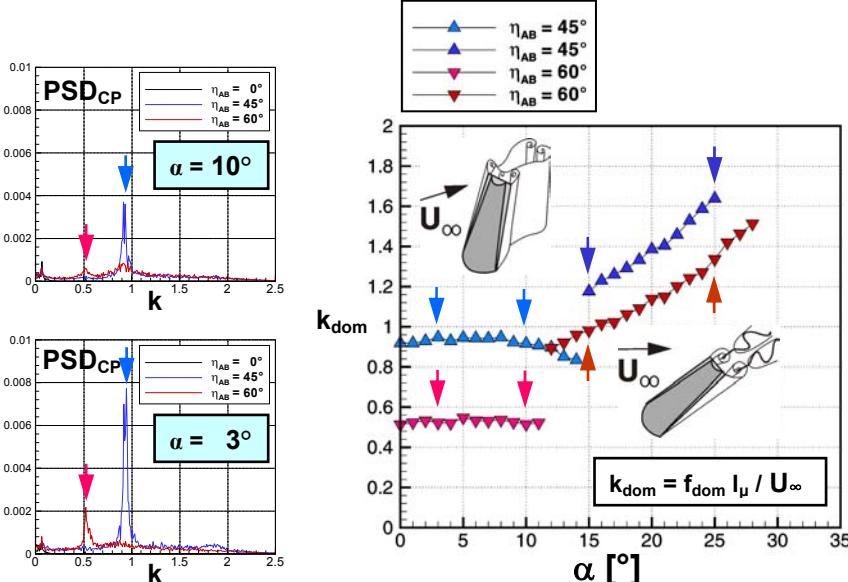
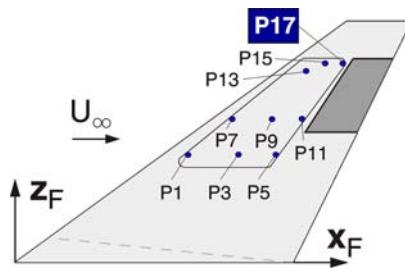


BILD 14. Leistungsspektren der Druckbeiwertschwankungen PSD_{CP} (Messort P17) und dominierende reduzierte Frequenz k_{dom} bei Airbrakestellungen $\eta_{\text{AB}} = 45^\circ$ und 60° .

Bei niedrigen und mäßigen Anstellwinkeln, hier $\alpha = 3^\circ$ und $\alpha = 10^\circ$, führt die periodische Wirbelablösung zu sehr ausgeprägten Leistungsspitzen. Die dominierenden reduzierten Frequenzen weisen in Abhängigkeit der charakteristischen Länge der Wirbelstrukturen für $\eta_{AB} = 45^\circ$ höhere Werte auf als für $\eta_{AB} = 60^\circ$. Beide Fälle sind aber über diesen Anstellwinkelbereich durch nahezu konstante Werte gekennzeichnet.

Diese Frequenzkonzentration verschwindet mit dem Übergang zu einer axial ausgerichteten Wirbelstruktur und der Induktion durch die aufgeplatzten Flügel- und Canardwirbel. In den Druckspektren treten nun Leistungsspitzen in einem höheren Frequenzbereich auf. Die dominierenden Frequenzen sind nicht mehr unabhängig vom Anstellwinkel, sondern steigen mit zunehmendem Anstellwinkel an.

Mit dem Wegfall der Wirbelablösung an der Airbrake ab $\alpha \approx 26^\circ$ dominiert allein die Instationarität der aufgeplatzten Flügelwirbel, mit der zuvor behandelten Frequenzcharakteristik (vgl. Bild 8).

4. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Es wurden Strömungsfeld- und Druckverteilungsmessungen zur Analyse der Erregergrößen des Seitenleitwerkschüttelns (Seitenleitwerks-Buffeting) an einer Delta-Canard-Konfiguration bei ausgefahrener, zentraler Airbrake durchgeführt. Gegenüber dem Fall ohne Airbrake ergeben sich in Abhängigkeit von Airbrakestellung (Aus-schlagwinkel) und Anstellwinkel deutlich erhöhte dynamische Lasten (Faktor 4 bis 5). Diese steigen bei höheren Anstellwinkeln überproportional an, so dass dem Airbrakeausschlag im Hinblick auf maximale dynamische Lasten eine Anstellwinkelbegrenzung zuzuordnen ist. Es liegt ferner eine starke Konzentration der Turbulenz-energie in engbandigen Bereichen vor, die einerseits auf periodische Wirbelablösung und andererseits auf Wirbel-aufplatzen zurückzuführen ist. Die Ergebnisse der vorliegenden Untersuchung stellen somit eine wichtige Datenbasis für Auslegungsfragen und Nachrechnung dar.

Die nächsten Schritte zielen auf die weitere Analyse der Turbulenzstrukturen im Strömungsfeld und die Skalierung der Erregergrößen im Hinblick auf die Großausführung ab.

5. LITERATUR

- [1] Försching, H. W.: *Grundlagen der Aeroelastik*, Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, New York, 1974.
- [2] Luber, W., Becker, J., and Sensburg, O.: The Impact of Dynamic Loads on the Design of Military Aircraft, *Loads and Requirements for Military Aircraft*, AGARD R-815, AGARD, Neuilly Sur Seine, France 1996, pp. 8-1 – 8-27.
- [3] Breitsamter, C.: *Instationäre Aerodynamik I / II*, Vorlesungsmanuskript, Lehrstuhl für Aerodynamik, Technische Universität München, 2004.
- [4] Hummel, D.: On the Vortex Formation over a Slender Wing at Large Angles of Incidence, *High Angle of Attack Aerodynamics*, AGARD-CP-247, Sandefjord, Norway, Oct. 4–6, 1978, pp. 15-1–15-17.
- [5] Hummel, D.: Effects of Boundary Layer Formation on the Vortical Flow above Slender Delta Wings, *Enhancement of NATO Military Flight Vehicle Performance by Management of Interacting Boundary Layer Transition and Separation*, Prag, Czech Republic, 4–7 Oct 2004.
- [6] Breitsamter, C.: *Turbulente Strömungsstrukturen an Flugzeugkonfigurationen mit Vorderkantenwirbeln*. Dissertation, Technische Universität München, Herbert Utz Verlag Wissenschaft, 1997.
- [7] Hummel, D.: Untersuchungen über das Aufplatzen der Wirbel an schlanken Deltaflügeln, *Zeitschrift für Flugwissenschaften und Weltraumforschung*, Band 13, 1965, pp. 158–168.
- [8] Lambourne, N. C., and Bryer, D. W.: The bursting of leading edge vortices. Some observations and discussion of the phenomenon, *ARC R & M* 3282, 1962.
- [9] Gursul, I.: Unsteady Flow Phenomena over Delta Wings at High Angle of Attack, *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 2, 1994, pp. 225–231.
- [10] Gursul, I., and Xie, W.: Buffeting Flows over Delta Wings, *AIAA Journal*, Vol. 37, No. 1, 1999, pp. 58 – 65.
- [11] Breitsamter, C., and Laschka, B.: Turbulent Flow Structure Associated with Vortex-Induced Fin Buffeting, *Journal of Aircraft*, Vol. 31, No. 4, 1994, pp. 773 – 781.
- [12] Ashley, H., Rock, S. M., Digumarthi, R. V., Chaney, K., and Eggers Jr., A. J.: Active Control for Fin Buffet Alleviation, U.S. Air Force Wright Lab., WL-TR-93-3099, Wright-Patterson AFB, OH, Jan. 1994.
- [13] Breitsamter, C., and Laschka, B.: Fin Buffet Pressure Evaluation Based on Measured Flowfield Velocities, *Journal of Aircraft*, Vol. 35, No. 5, 1998, pp. 806 – 815.
- [14] Breitsamter, C.: Aerodynamic Active Control for Fin-Buffet Load Alleviation, *Journal of Aircraft*, Vol. 42, No. 5, 2005, pp. 1252 – 1263.
- [15] Roshko, A.: On the Development of Turbulent Wakes from Vortex Streets, *NACA Rep.* 1191, 1954.
- [16] Roshko, A.: On the wake and drag of bluff bodies, *J. Aeronaut. Sci.*, Vol. 22, 1955, pp. 124 - 132.
- [17] Bradbury, L.: Measurements with a pulsed-wire and a hot-wire anemometer in the highly turbulent wake of a normal plate, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 77, 1976, pp. 473 – 497.
- [18] Ozono, S.: Flow control of vortex shedding by a short splitter plate asymmetrically arranged downstream of a cylinder, *Physics of Fluids*, Vol. 11, No. 10, 1999, 2928 – 2934.