

# Aktive Ablösekontrolle an einer geometrisch komplexen Außenflügel-Konfiguration

T. Grund, M. Bauer, W. Nitsche  
TU Berlin, ILR, FG Aerodynamik, Marchstraße 12, 10587 Berlin, Germany

## Zusammenfassung

In der vorliegenden Arbeit wurden an einer komplexen Außenflügel-Konfiguration Untersuchungen zur aktiven Ablösekontrolle mittels gepulster Druckluftaktuatoren durchgeführt. Hierbei kamen die Aktuatoren in einen Bereich zum Einsatz, wo aufgrund der Flügelgeometrie keine Hochauftriebshilfen im Nasenbereich implementierbar sind. Dort kommt es bei Start- und Landephase bedingt durch die erforderlichen hohen Anstellwinkel zu Strömungsablösungen, welche den Gesamtwiderstand stark erhöhen.

Durch eine Variation der Anregeparameter wie Impulsbeiwert, Anregefrequenz und einer Variation der Anzahl der Aktuatorsegmente konnten Widerstandsreduktion von bis zu 38% sowie Auftriebserhöhungen von bis zu 10% erzielt werden. Neben der Verbesserung der aerodynamischen Kennwerte wurde der maximale Anstellwinkel  $\alpha_{max}$  um  $4^\circ$  vergrößert. Des Weiteren zeigte sich, dass ab einem Impulsbeiwert von ca. 0,8% eine weitere Steigerung der Anregeintensität nur zu einem geringen Gewinn führt, im Verhältnis zum Aufwand.

Zur Verifizierung des Einflusses der aktiven Ablösekontrolle wurden Strömungsvisualisierungen mittels Ölstrich und Wollfäden sowie Messungen mit einer Sechskomponentenwaage durchgeführt. Des Weiteren kam im Bereich der Aktuatorik ein Stereo PIV-System zum Einsatz, um einen detaillierten Einblick in die Strömungstopologie zu erhalten.

## 1. EINLEITUNG

Da die heutigen Verkehrsflugzeuge in erster Linie für den Reiseflug ausgelegt werden, sind für die Phasen des Langsamfluges wie Start und Landung Hochauftriebshilfen unerlässlich. Im Bereich des geometrisch komplexen Außenflügels lassen sich diese Hilfen schlecht bzw. gar nicht integrieren. Dies führt dazu, dass der Außenflügelbereich bereits bei geringeren Anstellwinkeln ablöst als der Gesamtflügel. Die lokale Ablösung bedingt jedoch eine Zunahme des Widerstandes in einem Anstellwinkelbereich deutlich unterhalb des Maximalanstellwinkels. Aus diesem Grund wird versucht in diesen Bereichen durch aktive Maßnahmen, wie zum Beispiel gepulstes Ausblasen von Druckluft, die Ablösung zu verzögern bzw. zu größeren Anstellwinkel zu verschieben, um so den durch die Ablösung der Strömung auftretenden Widerstandszuwachs zu verringern und den Steiggradienten zu vergrößern. Der Steiggradient kann annähernd nach [1] wie folgt beschrieben werden:

$$\tan(\gamma) = \frac{S}{G} - \frac{1}{\frac{A}{W}} \quad (1)$$

Das bedeutet, dass der Gradient bei einem gegebenen Schub-/Gewichtsverhältnis (S/G) direkt vom Gleitverhältnis A/W abhängt. D.h. durch die Steigerung des Gleitverhältnisses kann der Gradient erhöht werden. Ziel muss es also sein, die aerodynamischen Kennwerte für den hohen Anstellwinkelbereich zu verbessern.

Der Einsatz von Aktuatoren im Bereich der Flügelvorderkante wurde bereits an unterschiedlichen Modellen mit verschiedenen Aktuatorssystemen erfolgreich untersucht [2-4]. Aufgrund der Steigerung der turbulenten Durchmischung beim Einsatz eines pulsierenden Aktuators arbeiten diese Systeme effektiver gegenüber kontinuierlichen [5]. In dieser Arbeit kamen die sogenannten fluidischen Verstärker als

pulsierendes Anregesystem zum Einsatz. Das Prinzip dieser Aktuatoren ist aufgrund der Effektivität und Robustheit prädestiniert für Full-Scale-Versuche. So konnte ein ähnliches System bereits zur Steigerung der Seitenrudereffektivität eingesetzt werden [6;7].

## 2. VERSUCHSAUFBAU

Die Versuche wurden im Großen Windkanal des Instituts für Strömungsmechanik und Akustik (ISTA) der TU Berlin durchgeführt. Der geschlossene Windkanal verfügt über einen Messstreckenquerschnitt von 1,41m x 2m (HxB) und einer Messstreckenlänge von 10m, welche sich aus vier einzelnen Messboxen zusammensetzt. Unter der ersten Messbox befindet sich eine Sechskomponentenwaage zur Bestimmung aller Kräfte und Momente. Die maximale Strömungsgeschwindigkeit ist abhängig von der Blattverstellung und betrug in unseren Versuchen  $u_{\infty,max} \approx 40\text{m/s}$ .

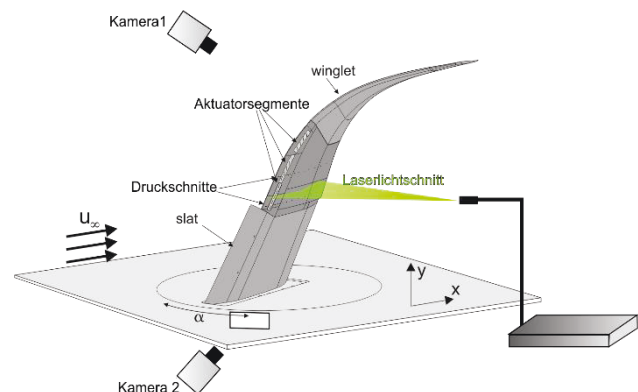


BILD 1. Versuchsaufbau

Aufgrund der Temperaturerhöhung der Kanalströmung im Verlauf der Messungen wurde eine konstante Reynoldszahl von  $Re_i = 1,05 \cdot 10^6$  durch eine Nachregulierung der Anströmgeschwindigkeit gewährleistet.

Das Modell hat eine Spannweite von  $b=1040\text{mm}$  und eine mittlere Flügeltiefe von  $l=443\text{mm}$  und befindet sich in der ersten Messbox hinter der Düse. Es ist mittels einer Flanschkonstruktion mit der Sechs-Komponentenwaage verbunden. Die Variation des Anstellwinkels  $\alpha$  erfolgt mit einem ISEL-Schrittmotor, welcher über ein Getriebe eine Rotation um die y-Achse ermöglicht. Um keine Krafrückkopplung über die Drehscheibe zu erzeugen, befindet sich zwischen Modell und Drehplatte ein Spalt.

Das Modell selbst kann in drei Bereiche aufgeteilt werden. Der erste Teil ist der Flügelinnenbereich. Dieser weist neben einem fest installierten Slat eine fixe Klappenstellung auf. Der mittlere Teil ist der Aktuationsbereich, der sich von einer spannweiten Position von  $y/b = 40\%$  bis  $y/b = 75\%$  erstreckt, s. BILD 2. An diesen Bereich schließt sich das Winglet an. Die Bestimmung der Kräfte und Momente erfolgte mit einer Sechskomponentenwaage. Die gemessenen Daten werden hierbei Schubkorrigiert dargestellt, d.h. die Kräfte und Momente, welche die Aktuatorik auf das Modell ausübt, werden zur Bestimmung der aerodynamischen Kennwerte mit berücksichtigt [8]. Hierzu wurden detaillierte Untersuchungen für alle dokumentierten Impulsbeiwerte bei einer Strömungsgeschwindigkeit von  $u_\infty = 0 \text{ m/s}$  durchgeführt.

Neben unterschiedlichen Visualisierungsmaßnahmen, wie der Wollfadentechnik und der Ölanstrichtechnik, kam zur Untersuchung des Strömungsfeldes ein 2D/3C-PIV-System zum Einsatz. Hierfür wurden zwei CMOS-Kameras vom Typ pco.edge 5.5 mit einer maximalen Auflösung von  $2560 \times 2160$  Pixel genutzt, s. BILD 1. Durch eine Variation der Lichtschnitthöhe bezogen auf die Spannweite konnte so eine detaillierte Untersuchung der Strömungscharakteristik durchgeführt werden.

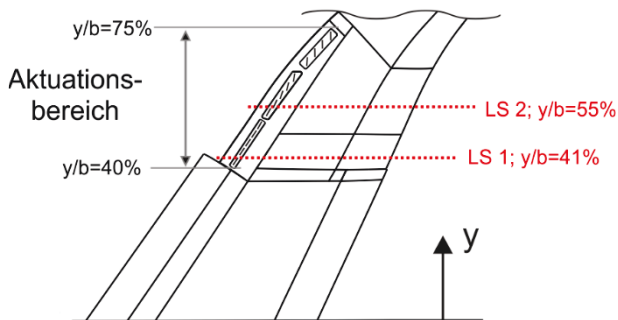


BILD 2. Kennzeichnung der Lichtschnittebenen und des Aktuationsbereiches auf dem Modell

Zur Vermeidung von Transitionseffekten im Nasenbereich bzw. zur Sicherstellung einer turbulenten Grenzschicht an der Flügelvorderkante kam eine Transitionsfixierung auf der Druckseite bei einer Flügeltiefenposition von  $x/c = 1\%$  und  $x/c = 5\%$  zum Einsatz (Höhe  $40\mu\text{m}$ , Breite  $1\text{mm}$ ).

### 2.1. Anregesystem

Die aktive Ablösekontrolle wird in diesem Projekt mit einem fluidischen Aktuator realisiert, welcher bereits in früheren Versuchen im Flügelnasenbereich zum Einsatz kam [9]. Um einen möglichst effizienten Einsatz der eingesetzten Energie gewährleisten zu können, wurden die sogenannten

Fluidic Amplifier eingesetzt. Im Gegensatz zu der "klassischen" Anordnung - Druckversorgung => Schnellschaltventil => Aktuatorikammer - können mit diesem Prinzip die auftretenden Druckverluste minimiert werden. Hintergrund hierbei ist, dass der Hauptvolumenstrom nicht mehr über das Schnellschaltventil, welches aufgrund seiner beweglichen mechanischen Bauteile große Druckverluste aufweist, geführt werden muss. Zur Erzeugung des pulsierenden Jets wird lediglich der Kontrollvolumenstrom, in der Regel 10% bis 20% vom Hauptvolumenstrom, über die Schnellschaltventile geleitet. Die Umsetzung des Schaltprinzips des Fluidic Amplifiers kann durch zwei unterschiedliche Steuermechanismen erreicht werden. Einerseits kann zum Schalten des Kontrollvolumenstroms ein Schnellschaltventil verwendet werden und andererseits kann der Aktuator ohne mechanische und elektrisch betriebene Bauteile gepulst betrieben werden.

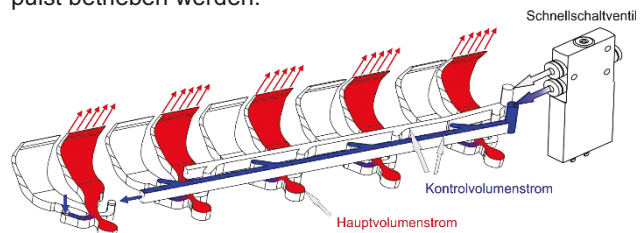


BILD 3. Schematische Darstellung des Aktuatorarbeitsprinzips

BILD 3 zeigt das Prinzip der ventilgesteuerten Aktuatorstufe. An den Kontrollport ist hierbei ein Schnellschaltventil der Firma Festo angeschlossen. Diese Ventile haben eine Arbeitsfrequenz bis  $300\text{Hz}$ . Aufgrund der Ansteuerung über das Ventil können alle Frequenzen bis  $300\text{Hz}$  unabhängig vom Massenstrom eingestellt werden.

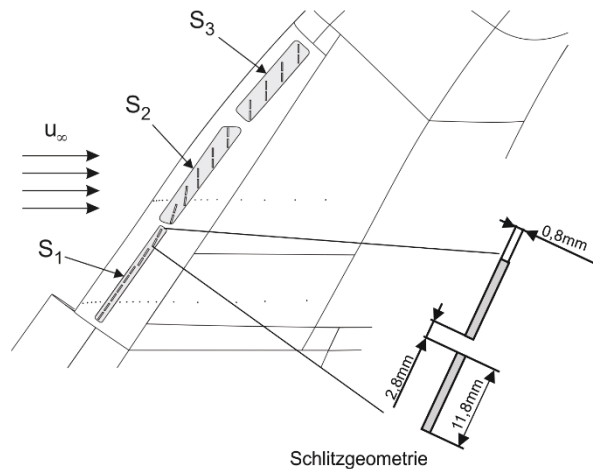


BILD 4. Ausrichtung der einzelnen Aktuator-schlitzes sowie deren geometrische Abmessungen

Im untersuchten Modell wurden diese Aktuatoren in drei verschiedene Aktuatorsegmente integriert. Die Segmente S1 bis S3 können unabhängig voneinander angesteuert und demzufolge mit unterschiedlichen Impulsbeiwerten und Anregefrequenzen betrieben werden. Insgesamt besteht das Anregesystem aus 28 Schlitzes, welche jeweils eine Länge von  $11,2\text{mm}$  und eine Breite von  $0,8\text{mm}$  aufweisen. Segment S1 und Segment S2 bestehen aus jeweils 5 Einzelaktuatoren, Segment 3 weist hingegen nur 4 Einzelaktuatoren auf. Die Aktuatoraustrittsöffnungen sind bei den

Segmenten S2 und S3 nicht parallel zur Flügelvorderkante ausgerichtet. Es wurde vielmehr versucht die Schlitz orthogonal zur Strömungsrichtung anzuordnen. Lediglich im Segment S1 sind die Schlitz parallel zur Vorderkante ausgerichtet, da hier der sich ausbildende Slatwirbel beeinflusst werden soll, siehe BILD 4.

Aus den numerischen Daten [10] für dieses Modell geht hervor, dass die Anregeposition für eine effektive Anregung unmittelbar hinter der Flügelvorderkante liegen sollte. Die in diesen Untersuchungen realisierte Position betrug daher ungefähr  $x/c = 9\%$  und wurde durch konstruktive Grenzen limitiert. Der Ausblaskwinkel betrug bei den ersten Versuchen  $\beta = 30^\circ$  und bei der zweiten Versuchsreihe  $\beta = 45^\circ$ . Vor dem Einbau der Aktuatorsegmente in das Modell wurden diese hinsichtlich ihrer Performance, wie zum Beispiel Austrittsgeschwindigkeit und Modulation, vermessen. BILD 5 zeigt exemplarisch für einen mittleren Massenstrom eine örtliche Geschwindigkeitsverteilung über dem gesamten ersten Aktuatorsegment S1.

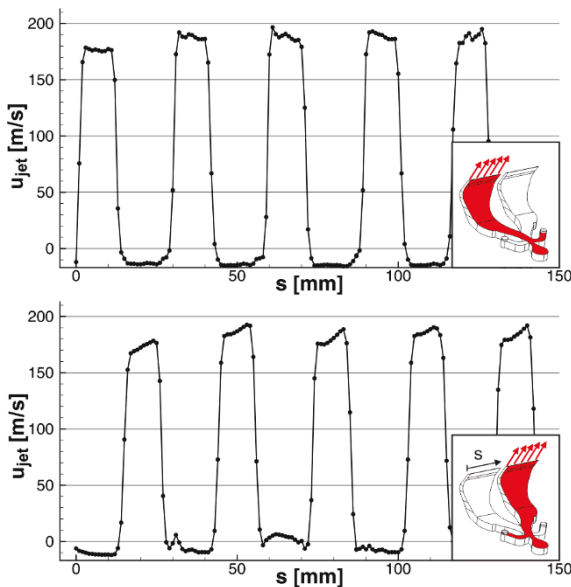


BILD 5. Charakteristik des Austrittsjets für einen mittleren Impulsbeiwert

Im oberen Bild ist der Verlauf für die aktive linke Aktuator-kammer der fünf Einzelaktuatoren zu sehen. Nach einer halben Schaltperiode wird durch das Anlegen des Kontrollvolumenstroms an den gegenüberliegenden Kontrollport der jeweilig rechte Aktuator-schlitz aktiviert. Für beide Schaltzyklen ist eine homogene Geschwindigkeitsverteilung über die einzelnen Schlitz erkennbar. Für den hier abgebildeten Schaltzeitpunkt werden durchschnittliche Austrittsgeschwindigkeiten von ungefähr  $u_{jet} = 175 \text{ m/s}$  erreicht. An den inaktiven Schlitz sinkt die Geschwindigkeit über die gesamte Schlitzfläche auf mindestens  $0 \text{ m/s}$  ab bzw. nimmt negative Werte an aufgrund des Entrainments. Aufgrund der hohen Jet-Geschwindigkeiten wurde zur Berechnung der Aktuatorkennwerte eine Dichtekorrekur durchgeführt. Hierfür wurde aus dem gemessenen Gesamtdruck und statischen Druck über die Isentropenbeziehung die Machzahl bestimmt. Mit der ebenfalls gemessenen Gesamttemperatur im Plenum und der bereits ermittelten Machzahl konnte im Folgenden die statische Temperatur ermittelt werden. Mit dieser und dem gemessenen statischen Druck wurde letztendlich die Dichte  $\rho_{jet}$  berechnet. Des Weiteren wurden für die Anregeparameter wie Anre-

geintensität und Anregefrequenz zur besseren Vergleichbarkeit folgende Definitionen verwendet:

Anregeintensität:

$$\text{Impulsbeiwert: } c_\mu = \frac{\dot{m} \cdot u_{jet,RMS}}{q_\infty \cdot A_{ref}} \quad (2)$$

Anregefrequenz:

$$\text{dimensionslose Frequenz: } F^+ = \frac{f \cdot l}{u_\infty} \quad (3)$$

Die in der Definition des Impulsbeiwertes auftretende Geschwindigkeit  $u_{jet,RMS}$  ist der RMS-Wert der  $u_{jet,peak}$  - Geschwindigkeit, welcher näherungsweise über die Formel:

$$u_{jet,RMS} = 1/2 \sqrt{DC} \cdot u_{jet,peak} \quad (4)$$

mit  $u_{jet,peak} = \frac{\dot{m}}{\rho_{jet} \cdot i \cdot A_{jet}}$  mit  $i$  = Anzahl aktiver Schlitz

bestimmt wird. Der hier enthaltene Duty Cycle (DC) ist für diese Aktuator-konfiguration und fix und beträgt  $DC = 0,5$ . Die Geschwindigkeit  $u_{jet,peak}$  selbst erhält man aus dem gemessenen Massenstrom, der korrigierten Dichte im Jet sowie der Jetaustrittsfläche.

### 3. ERGEBNISSE

Im Folgenden soll auf die Ergebnisse der einzelnen Versuche eingegangen werden. Anfangs wird die Referenzströmung zur Charakterisierung des Ablöseverhaltens des Modells näher beleuchtet. Im Weiteren wird dann auf die Versuche mit der aktiven Ablösekontrolle eingegangen. Alle dargestellten Ergebnisse wurden bei einer Reynolds-Zahl von  $1,05 \cdot 10^6$  mit einer Anregefrequenz von  $150 \text{ Hz}$  (außer Frequenzvariation, s. Kap.3.2.1), was einer dimensionslosen Frequenz von  $F^+ = 1,75$  entspricht, durchgeführt.

#### 3.1. Referenzströmung

BILD 6 zeigt die Auftriebspolare sowie Widerstandspolare, ermittelt aus den Kraftmessungen, für den Referenzfall.

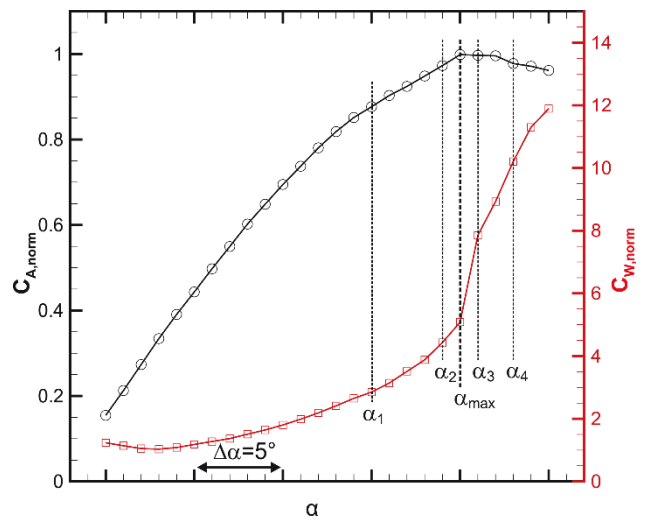


BILD 6. Auftriebs- und Widerstandspolare für die Referenzströmung ohne AFC

BILD 6 zeigt die Auftriebspolare sowie Widerstandspolare, ermittelt aus den Kraftmessungen, für den Referenzfall. Die

Beiwerte werden im Folgenden wie in BILD 6 normiert aufgetragen, wobei der Auftriebsbeiwert auf den maximalen Wert ( $C_{A(\alpha)}/C_{A,max}$ ) und der Widerstandsbeiwert auf den minimalen Wert ( $C_{W(\alpha)}/C_{W,min}$ ) bezogen wird. In der Abbildung sind unterschiedliche Anstellwinkel markiert. Ab dem Winkel von  $\alpha_1$  wird der lineare Auftriebsanstieg verlassen. Dies ist auf die beginnende Ablösung im Flügelaußenbereich zurückzuführen. Der Anstellwinkel  $\alpha_2$  markiert den Winkel  $\alpha_{max} - 1^\circ$ . Neben dem Auftriebseinbruch ist  $\alpha_3 = \alpha_{max} + 1^\circ$  durch eine große Zunahme des Widerstandsbeiwertes gekennzeichnet. Bei einer weiteren Erhöhung des Anstellwinkels auf  $\alpha_4$  ist die Strömung am gesamten Außenflügel, einschließlich des mittleren Teils, mit der integrierten Aktuatorik abgelöst. Nur der innere Modellteil mit der Slatkonfiguration trägt einen Anteil zum Auftrieb bei. Dies lässt sich besonders gut anhand der PIV-Messungen sowie den Strömungsvisualisierungen aufzeigen.

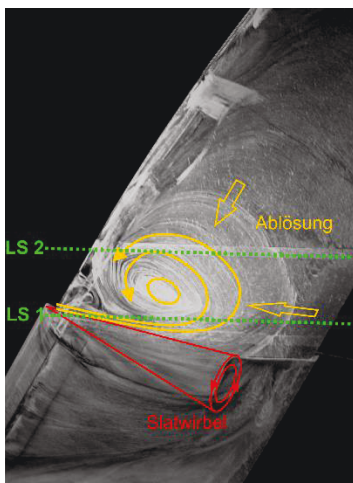


BILD 7. Ölstrichvisualisierung für die Referenzströmung für  $\alpha_3$

BILD 7 zeigt eine Ölstrichvisualisierung für den Anstellwinkel  $\alpha_3$ . Dieser Winkel ist in der Widerstandspolaren durch seinen sprunghaften Widerstandsanstieg gekennzeichnet. Anhand der Visualisierung kann dieser auf die bereits weit in den Innenflügelbereich fortgeschrittene Strömungablösung zurückgeführt werden. Das Ablösegebiet wird hierbei durch einen großflächigen Wirbel auf der Profi-oberseite im Bereich bei ca.  $y/b=45\%$  charakterisiert. Der bis zu diesem Anstellwinkel sehr prägnante Slatwirbel wird in seiner Ausdehnung und Intensität einerseits durch das sich in den Flügelinnenbereich ausdehnende Ablösegebiet und andererseits durch den an Intensität zunehmenden Wirbel zwischen Kanalwand und Profi-oberseite abgeschwächt. Zusätzlich sind in BILD 7 die Positionen der Lichtschnitte der im Weiteren dargestellten PIV-Aufnahmen gekennzeichnet.

BILD 8 zeigt die Absolutgeschwindigkeit  $c$ , den Betrag aus allen drei Geschwindigkeitskomponenten, als Konturplot sowie den Geschwindigkeitsvektoren aus der  $u$ - und  $w$ -Komponente für den ersten Lichtschnitt an einer spannweiten Position von  $y/b=41\%$ . Deutlich zu erkennen ist, dass bei dem Anstellwinkel von  $\alpha_3$  die Strömung am Profil anliegt, was bereits im Ölstrichbild ersichtlich ist. Allerdings befindet sich kurz hinter der Saugspitze im Bereich der Aktuatorik ein Gebiet mit einem Geschwindigkeitsdefizit, was auf eine beginnende Destabilisierung der Strömung schließen lässt.

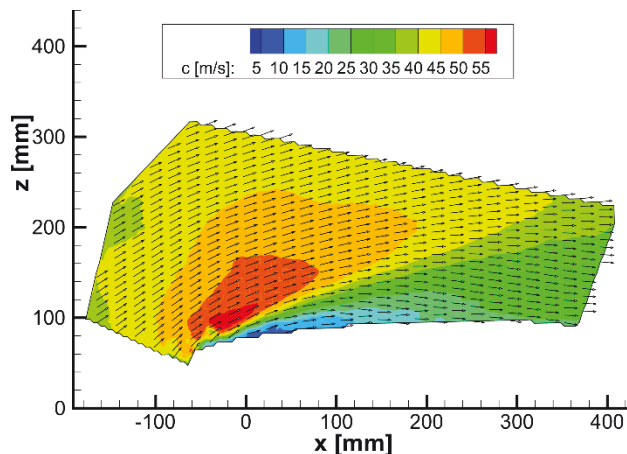


BILD 8. Absolutgeschwindigkeit  $c$  im LS1 bei  $y/b=41\%$  für  $\alpha_3$

Im Lichtschnitt 2 direkt mittig hinter dem zweiten Aktuatorsegment setzt die Ablösung bereits bei diesem Anstellwinkel ein, siehe BILD 9. Es bildet sich ein kleines Rezirkulationsgebiet auf der Profilsaugseite aus, siehe auch Ölstrichbild (BILD 7).

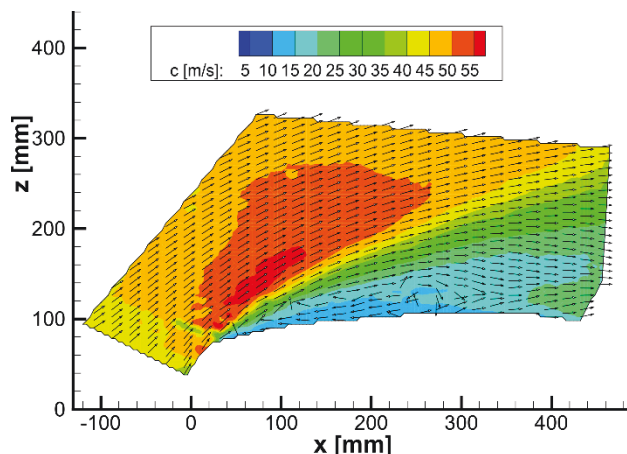


BILD 9. Absolutgeschwindigkeit  $c$  im LS2 bei  $y/b=55\%$  für  $\alpha_3$

Aufgrund der Stereo-PIV-Messanordnung kann neben den der  $u$ - und  $w$ -Komponente auch die Querströmungskomponente  $v$  bestimmt werden. Das BILD 10 und das BILD 11 zeigen diese Querströmungskomponente als Konturplot für den Lichtschnitt 1 und 2 bei  $\alpha_3$ .

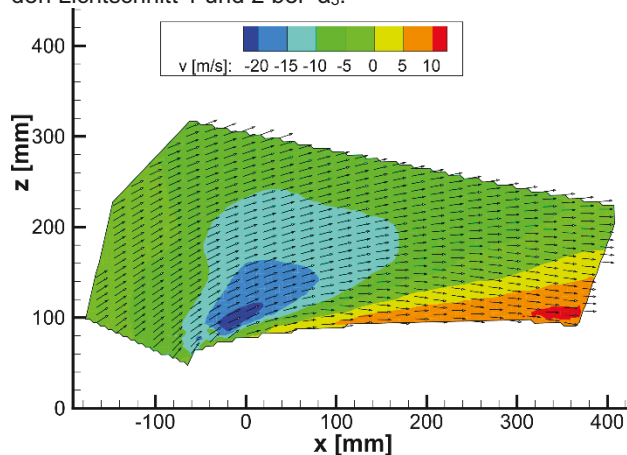


BILD 10. Querströmungsgeschwindigkeit  $v$  im LS1 für einen Anstellwinkel von  $\alpha_3$

Im Vergleich beider Lichtschnitte ist ein deutlicher Zuwachs der Querströmung im Betrag und in der örtlichen Ausbreitung hin zum Flügelaußenbereich zu erkennen. Wird der Anstellwinkel weiter erhöht auf  $\alpha_4$  orientiert sich der Wirbel auf der Saugseite immer weiter zur Flügelwurzel und führt so zu einem fast vollständig abgelösten Modell, siehe BILD 12. Nur der Bereich des Innenflügels, welcher mit einem Slat ausgestattet ist, trägt aktiv zur Auftriebsgenerierung bei, wird allerdings ebenfalls durch den an Intensität gewinnenden Wirbel zwischen Kanalwand und Modell-Saugseite destabilisiert. Der noch in BILD 7 ( $\alpha_3$ ) vorhandene stabilisierende Slatwirbel existiert bei diesem Anstellwinkel nicht mehr.

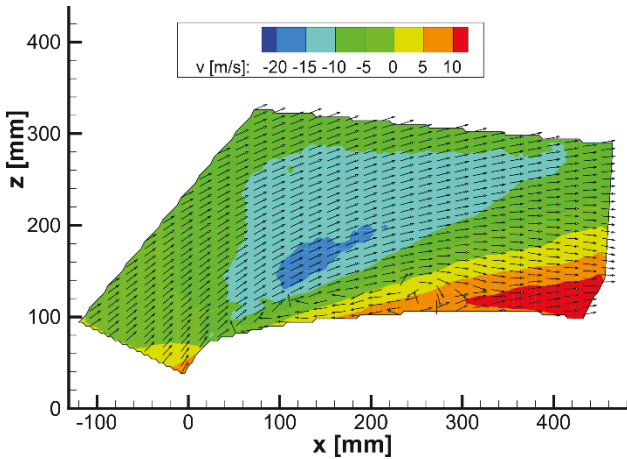


BILD 11. Querströmungsgeschwindigkeit  $v$  im LS2 für einen Anstellwinkel von  $\alpha_3$

BILD 13 zeigt passend zur Ölanstrichvisualisierung für einen Anstellwinkel von  $\alpha_4$  die Absolutgeschwindigkeit  $c$  im Lichtschnitt 1. Bei diesem Anstellwinkel befindet sich auch in diesem spannbreiten Bereich auf der Profilsaugseite ein ausgeprägtes Rezirkulationsgebiet, welches bereits an der Flügelnahe beginnt.

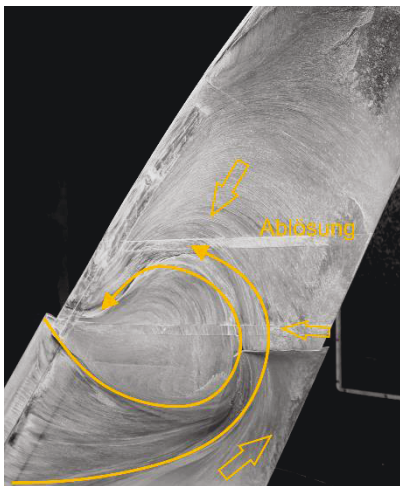


BILD 12. Ölanstrichvisualisierung der Referenzströmung für den Anstellwinkel  $\alpha_4$

Die Ergebnisse der Untersuchungen der Referenzströmung zeigen auf, dass die Ablösung einerseits von dem Außenflügel auf den Innenflügelbereich über ein kleines  $\Delta\alpha$

übergreift und andererseits von der an der Hinterkante beginnenden Ablösung getriggert wird.

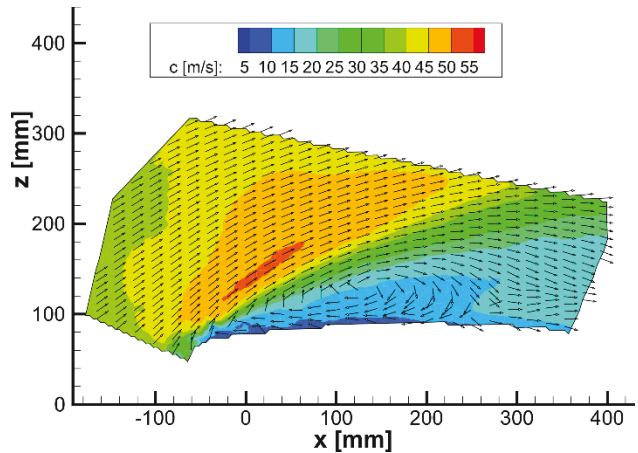


BILD 13. Absolutgeschwindigkeit  $c$  im LS1 bei  $y/b=41\%$  für  $\alpha_4$

### 3.2. Aktivierte Strömung

Im Folgenden werden die Ergebnisse zur aktiven Ablösekontrolle dargestellt. Hierbei soll anhand von Strömungsvisualisierungen und Kraftmessungen auf den Einfluss der einzelnen Aktuatorsegmente auf die Gesamtkonfiguration eingegangen werden. Ein Hauptaugenmerk lag auf dem möglichst effektiven Einsatz der Aktuatorik, welche durch unterschiedlichste Kombinationen aus Anregeintensität und Variation der aktiven Aktuatorsegmente erreicht werden konnte. Des Weiteren wird zum Schluss das Hystereseverhalten der Modellkonfiguration diskutiert.

Zunächst soll anhand der Ölfilmvisualisierung in BILD 14 auf die Wirksamkeit der einzelnen Aktuatorsegmente eingegangen werden. Dargestellt sind für den Anstellwinkel  $\alpha_4$  vier Momentaufnahmen. Die Aufnahme im BILD 14 a) zeigt die Referenzströmung, ohne eingeschalteter AFC. Die Strömung ist über den gesamten Außenflügelbereich abgelöst, was an der sich entgegen der Strömungsrichtung ausbreitenden Emulsion zu erkennen ist. Im Teilbild b) wird das Aktuatorsegment S1 eingeschaltet. Die eingezeichneten Pfeile markieren dabei die ungefähre Jetrichtung der Anregung. Durch die Aktivierung des ersten Segmentes wird das große Rezirkulationsgebiet im Bereich des Slatwirbels eliminiert. Der Slatwirbel kann dadurch stabilisiert werden und die Strömung liegt in diesem Bereich wieder an. Die gesamte Ablösung verschiebt sich in Richtung Außenflügel. Durch das weitere Hinzuschalten der beiden anderen Aktuatorsegmente 2 und 3, siehe BILD 14 c) und d), wird die Ablösung immer weiter in den Wingletbereich verschoben und ist bei Einsatz aller Segment nur noch ansatzweise, aufgrund der starken Querströmungskomponente, im Hinterkantenbereich des Winglets existent. Des Weiteren ist im Flügelinnenbereich der Wirbel, welcher sich aufgrund der Wandgrenzschichtinterferenzen ausbildet, durch den Impulsaustritt des ersten Segmentes geometrisch begrenzt.

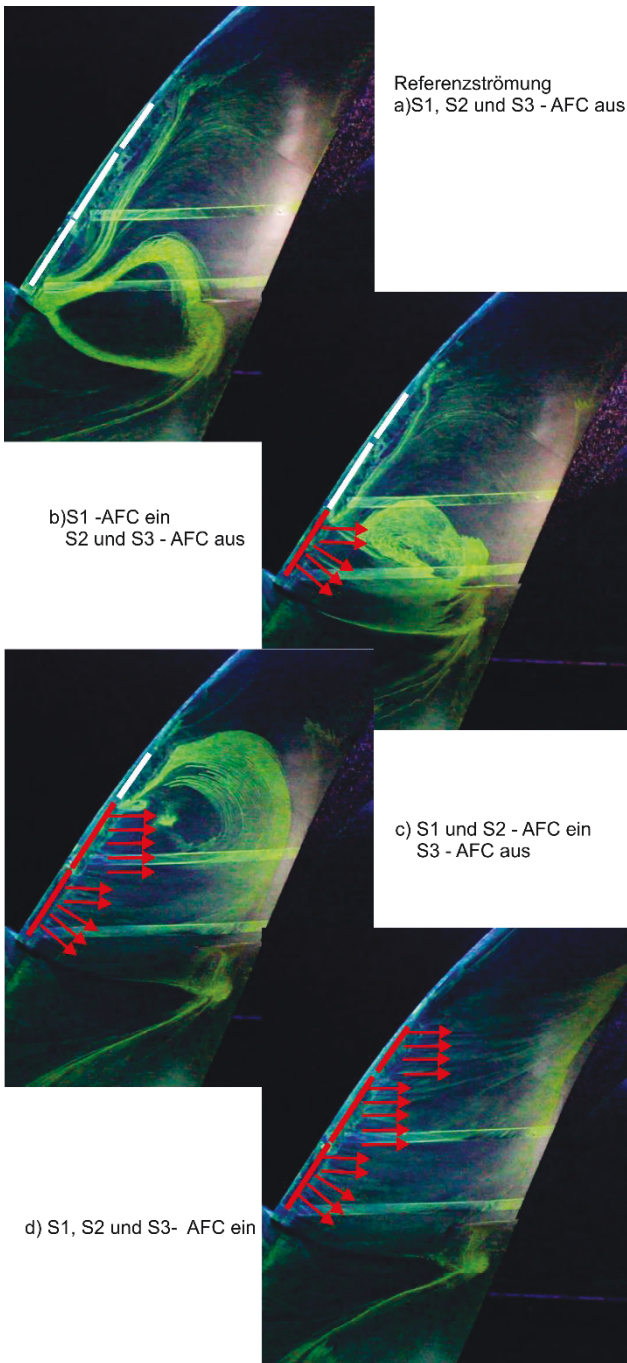


BILD 14. Momentaufnahmen der Ölfilmvisualisierung für unterschiedliche aktive Aktuatorsegmente bei  $\alpha_4$

### 3.2.1. Einfluss des Jet-Austrittswinkels

Neben der Variation der Anregeparameter, wie Intensität und Anregeort, wurde eine Variation des Jetaustrittswinkels durchgeführt. Hierbei wurden, bis auf den Austrittswinkel, geometrisch gleiche Aktuatorsegmente mit einem Austrittswinkel von  $30^\circ$  und  $45^\circ$  konstruiert und in das Modell integriert.

In BILD 15 zeigt für beide Austrittswinkel und drei unterschiedliche Impulsbeiwerte die Auftriebspolaren im Vergleich. Der geringfügig unterschiedliche Verlauf der Referenzpolaren zwischen beiden Messkampagnen kann auf unterschiedliche Faktoren, wie zum Beispiel unterschiedliche Oberflächengüten der integrierten Aktuatorsegmente

sowie nicht hundertprozentig identische Transitionsfixierung, zurückgeführt werden. Wichtig ist, dass der maximale Anstellwinkel in beiden Versuchen identisch ist und aufgrund des direkten Vergleiches der Messkampagnen untereinander (AFC aus/ein) eine Bewertung der Effektivität der beiden unterschiedlichen Konfigurationen möglich ist.

Für beide Anregewinkel ist mit Zunahme der Anregeintensität, welche in allen Fällen durch eine homogene Verteilung des eingesetzten Massenstromes (konstantes Geschwindigkeitsverhältnis:  $u_{jet,peak}/u_\infty$  aller Segmente) realisiert wurde, eine fortwährende Steigerung des maximalen Auftriebsbeiwertes zu erkennen. Selbst bei sehr kleinen Impulsbeiwerten von 0,27% führt der Impulseintrag bereits im linearen Auftriebsanstieg zu einer Steigerung der Beiwerte. Im Vergleich beider Jet-Austrittswinkel zeigt sich bereits in dieser Abbildung, dass mit dem Winkel von  $\beta=30^\circ$  eine größerer Verschiebung des maximalen Auftriebsbeiwertes erreicht werden kann.

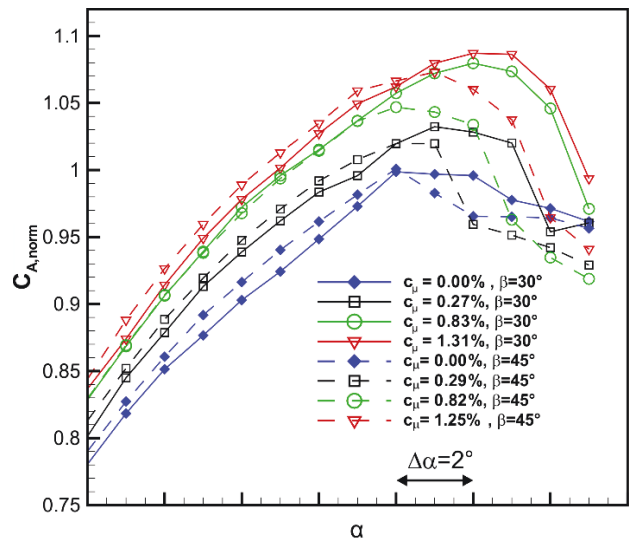


BILD 15. Vergleich der Auftriebspolaren für zwei Jet-Austrittswinkel bei 3 unterschiedlichen Impulsbeiwerten

Hintergrund für einen Vergleich unterschiedlicher Anregewinkel war der Einfluss des Winkels auf die Anregefrequenz. Aufgrund des größeren Austrittswinkel vom  $45^\circ$  wurde eine bessere Rezeptivität der Anregung und damit verbunden eine effektivere Strömungsbeeinflussung vermutet. BILD 16 zeigt einen Vergleich beider Ausblaswinkel für unterschiedliche Anregefrequenz und einem Impulsbeiwert von 1,3%. Dargestellt ist das Gleitverhältnis mit AFC zum Referenzfall über dem Anstellwinkel im relevanten Bereich. Wie die Grafik zeigt, ist das Verhalten der aerodynamischen Kennwerte für beide Ausblaswinkel nahezu unabhängig von der Anregefrequenz. Lediglich im Anstellwinkelbereich zwischen  $\alpha_3$  und  $\alpha_4$  ist eine leichte Sensitivität für einen Austrittswinkel von  $45^\circ$  zu erkennen. Sehr deutlich wird in diesem Vergleich zwischen den Konfigurationen der Vorteil der  $30^\circ$ -Konfiguration, einerseits hinsichtlich der Anstellwinkelsteigerung und andererseits in dem um rund 35% besseren maximalen Gleitverhältnisses.

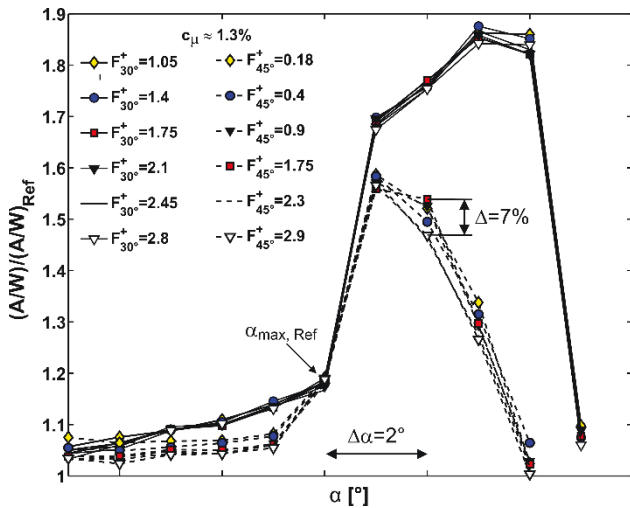


BILD 16. Vergleich der Steigerung des Gleitverhältnisse zum Referenzfall für unterschiedliche Anregefrequenzen und beiden Ausblaswinkel ( $c_{\mu} \approx 1,3\%$ )

Aufgrund dieser Vorteile der 30°-Konfiguration werden im Weiteren ausschließlich Ergebnisse mit diesem Jet-Austrittswinkel dargestellt.

### 3.2.2. Einfluss der Anregeintensität

Im folgenden Abschnitt wird auf den Einfluss der Anregeintensität eingegangen. Wie bereits bei der Untersuchung des Jet-Austrittswinkels wird zunächst einmal der Einfluss einer spannweitig homogenen Strömungsbeeinflussung beschrieben. Die in BILD 15 dargestellten Auftriebspolaren zeigen, dass mit Zunahme der Anregeintensität keine Sättigung hinsichtlich des verwendeten Impulseintrages einsetzt. Vielmehr ist zu erwarten, dass eine weitere Steigerung des Impulseintrages zu einer weiteren Erhöhung des maximalen Auftriebsbeiwertes führt. Im Gegensatz dazu zeigt sich im Widerstandsbeiwert in BILD 17 eine eindeutige Obergrenze hinsichtlich der Aktuationseffizienz und -effektivität.

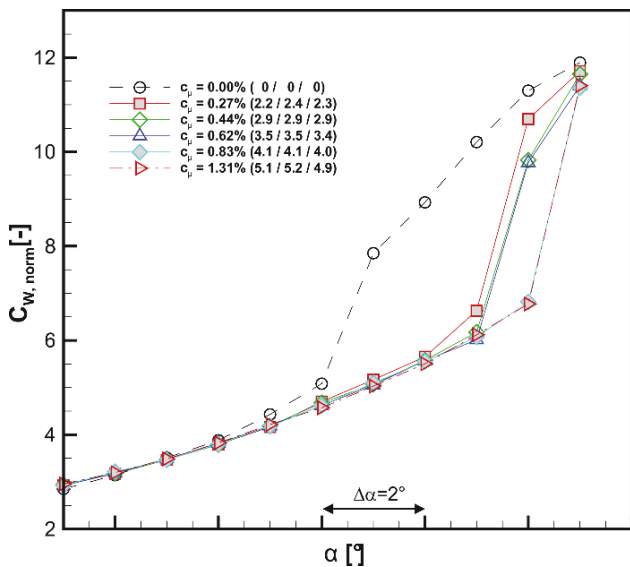


BILD 17. Vergleich der Widerstandspolaren für unterschiedliche Impulsbeiwerte bei 3 aktiven Segmenten.

Bereits bei einem Impulsbeiwert von 0,83% ist das Maximum hinsichtlich Widerstandsreduktion und Verschiebung des Maximalanstellwinkels erreicht und auch eine Erhöhung der Anregeintensität um mehr als 50% resultiert in keiner weiteren Verbesserung der Ergebnisse. Die in Klammern dargestellten Zahlen hinter dem Impulsbeiwert  $c_{\mu}$  entsprechen dem jeweiligen Geschwindigkeitsverhältnis  $u_{jet, peak}/u_{\infty}$  für (S1 / S2 / S3). Zudem ist zu bemerken, dass die Strömungskontrolle einen allenfalls geringfügigen Effekt auf den Widerstandsbeiwert im niedrigen Anstellwinkelbereich ausübt.

In den hier gezeigten Fällen beträgt die maximale Widerstandsreduktion bezogen auf die unkontrollierte Grundströmung etwa 40% und der Maximalanstellwinkel wird um vier Grad erhöht.

BILD 18 stellt für die gleichen Anregeparameter das normierte Gleitverhältnis über den normierten Auftriebsbeiwert dar. Diese Grafik veranschaulicht noch einmal, dass durch den Einsatz der Aktuatorik bei allen dargestellten Impulsbeiwerten das Gleitverhältnis bei gleichem Auftriebsbeiwert aufgrund der Widerstandsreduzierung zunimmt. Auf ein Gesamtflugzeug bezogen, ist die Steigerung des Gleitverhältnisse mit einem besseren Steiggradienten bei gleichem Schub-/Gewichtsverhältnis gleichzusetzen, s. Gl'n (1).

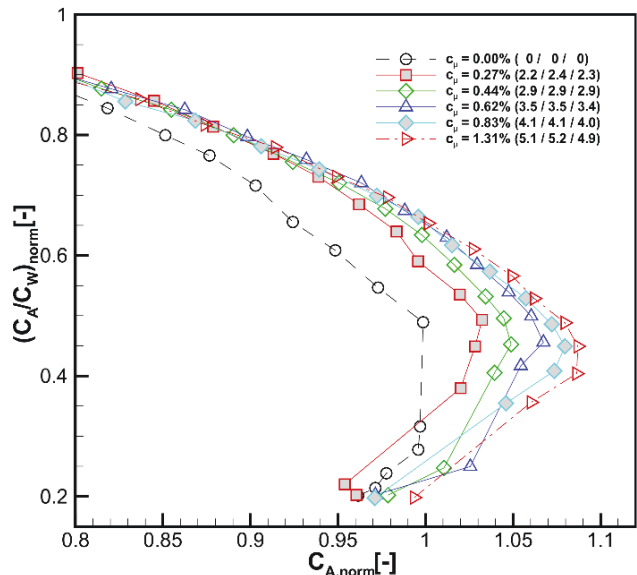


BILD 18. Normiertes Gleitverhältnis über normierten Auftriebsbeiwert für unterschiedliche Impulsbeiwerte bei drei aktiven Segmenten.

### 3.2.3. Variation der Aktuatoranzahl

Die Strömungsvisualisierungen und Messungen der Referenzströmung haben bereits den sehr komplexen hochgradigen dreidimensionalen Strömungscharakter dokumentiert. Hinsichtlich dieser Strömungstopologie liegt es nahe, dass eine Gleichverteilung der Anregeintensität, also der gleichzeitige Einsatz aller Aktuatorsegmente, nicht die effektivste Methode zur Ablösekontrolle an diesem Modell darstellen muss. Aus diesem Grund wurden Untersuchungen mit segmentweise variablen Anregeintensitäten durchgeführt. Einerseits wurden hierbei Segmente komplett ausgeschaltet und andererseits fand eine differenzierte Anregeintensität zwischen den aktiven Segmenten statt.

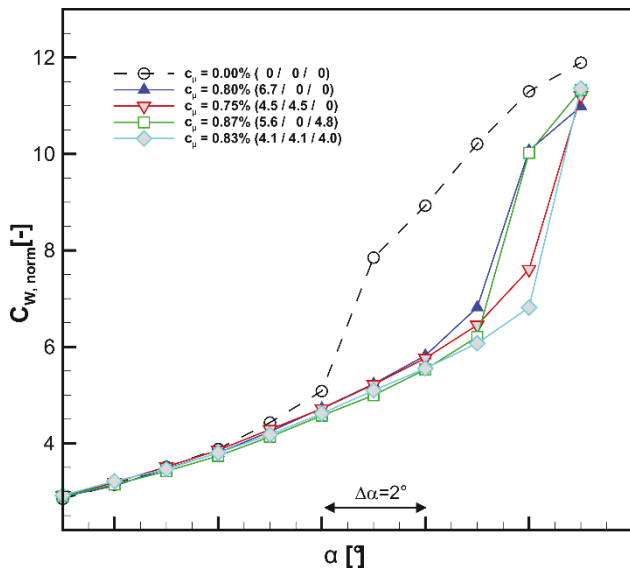


BILD 19. Vergleich der Widerstandspolaren für eine Variation der aktiven Segmente bei einem Gesamtimpulsbeiwert von  $c_{\mu} \approx 0,8\%$

BILD 19 zeigt einen Vergleich der Widerstandspolaren für eine Variation der Segmentanzahl bei einem Gesamtimpulsbeiwert von rund 0,8. Dieser Impulsbeiwert stellt den maximalen Wert dar, welcher mit einem Segment erreicht werden kann und ist ebenfalls der in BILD 17 ermittelte „Effektivgrenzwert“ für den Einsatz aller drei Segmente. Aufgrund der Ablösetopologie, Ablösung wandert vom Flügelaußenbereich zur Flügelwurzel, war zu erwarten, dass der Einsatz des Segmentes 1 zu keiner großen Erhöhung des maximalen Anstellwinkels führt. Allerdings führt das große Geschwindigkeitsverhältnis von 6,7 beim Einsatz des einzelnen Segmentes ebenfalls zu einem  $\Delta\alpha_{max}=3^\circ$  und ist nur geringfügig kleiner als der Gewinn beim Einsatz aller drei Segmente. Lediglich der Einsatz aller drei Segmente sowie der gleichzeitige Einsatz von Segment 1 und 2 erzielen ein  $\Delta\alpha_{max}=4^\circ$ , wobei die absolute Widerstandsreduktion im Falle aller drei aktiven Segmente am Größten ist.

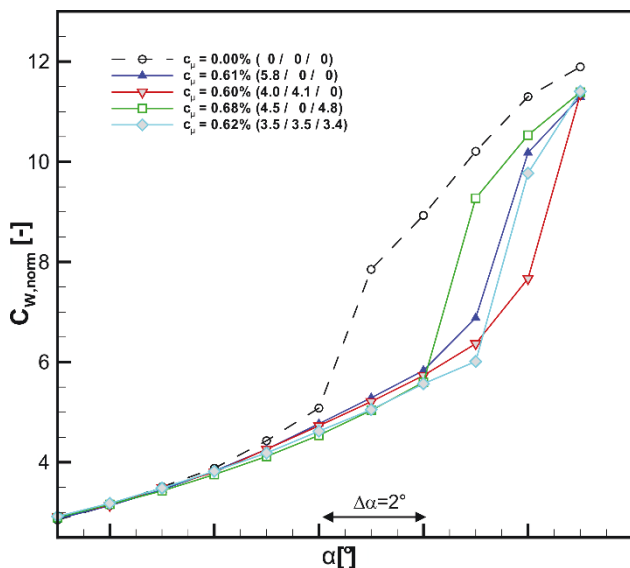


BILD 20. Vergleich der Widerstandspolaren für eine Variation der aktiven Segmente bei einem Gesamtimpulsbeiwert von  $c_{\mu} \approx 0,6\%$

Allerdings benötigt die Kombination aus Segment 1 und 2 nur ungefähr 4/5 des Massenstroms für die Verschiebung des sprunghaften Widerstandsanstieges.

Um zu sehen ob es in der Segmentkonfiguration 1 und 2 ebenfalls ein Optimum gibt, wurde für diese Kombination eine Variation der Anregeintensität durchgeführt. Das Ergebnis war, dass bereits bei einem Impulsbeiwert von 0,6% eine Sättigung bei der Widerstandsreduktion bzw. bei  $\alpha_{max}$  erreicht wird.

Für den Fall eines Gesamtimpulsbeiwertes von 0,6 % sind in BILD 20 die Widerstandspolaren für eine Variation der aktiven Segmente dargestellt. Für diesen Anregungsfall kann lediglich mit der Segmentkombination 1 und 2 der plötzliche Widerstandsanstieg um  $4^\circ$  verzögert werden. Werden alle Segmente eingesetzt, ist das Geschwindigkeitsverhältnis pro Aktuatorsegment zu gering, so dass der deutliche Widerstandszuwachs bereits ein Grad früher einsetzt. Des Weiteren zeigt sich für den Einsatz des inneren Aktuatorsegmentes S1 ein fast identisches Verhalten wie bei dem höheren Impulsbeiwert von 0,8%. Dies lässt darauf schließen, dass der eingebrachte Impuls noch ausreichend groß ist, um den Slatwirbel zu stabilisieren.

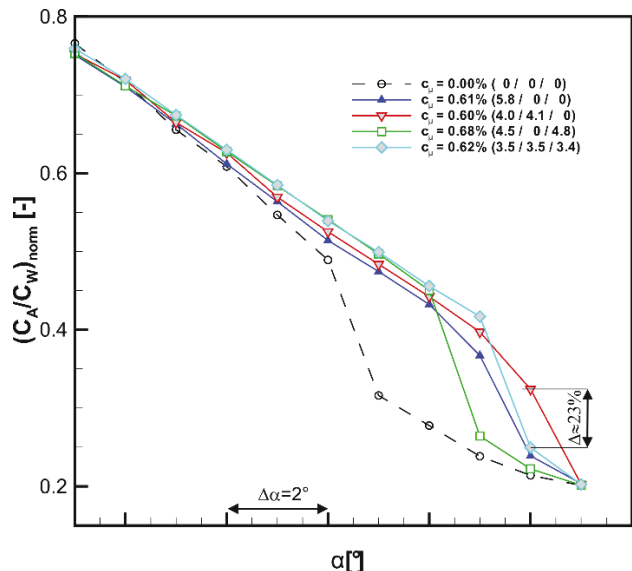


BILD 21. Normiertes Gleitverhältnis über Anstellwinkel für eine Variation der aktiven Segmente bei einem Gesamtimpulsbeiwert von  $c_{\mu} \approx 0,6\%$

Für den hier dargestellten Fall wurde in BILD 21 das normierte Gleitverhältnis über den Anstellwinkel aufgetragen. Der geringere Widerstandsbeiwert für die Kombination aus Segment 1 und 2 äußert sich im Gleitverhältnis in einem Gewinn von ca. 23% im Vergleich zur 3-Segmentkonfiguration. Resultierend aus dem eher kontinuierlichen Abfall des Auftriebsbeiwertes (hier nicht dargestellt) ergibt sich gegenüber dieser Kombination aller drei Segmente ein fast linearer Abfall des Gleitverhältnisses im kritischen Bereich um  $\alpha_{max}$ .

Wie der Vergleich in BILD 20 und BILD 21 gezeigt hat, stellt die Kombination aus den Segmenten 1 und 2 eine sehr effiziente Kombination zur aktiven Ablösekontrolle an diesem Modell dar. Da bisher nur immer eine Gleichverteilung der Massenströme, respektive der Geschwindigkeitsverhältnisse, der aktiven Aktuatoren betrachtet wurde, soll für den Fall von einem Impulsbeiwert von 0,6% bei aktiven Seg-



ment 1 und 2 eine Variation der Geschwindigkeitsverhältnisse durchgeführt werden, um ein mögliches Optimum für die Variation zu finden.

BILD 22 zeigt für eine solche Variation die Widerstandspolaren. Aus den bisherigen Untersuchungen liegt der Schluss nahe, dass eine Maximierung des Geschwindigkeitsverhältnisses am Segment 1 und der daraus folgenden Stabilisierung des Slatwirbels die effektivste Möglichkeit darstellen kann. Allerdings zeigt sich in BILD 22, dass der für das Segment 2 dann nur noch zur Verfügung stehende Massenstrom nicht ausreicht, um die Ablösung weiter in den Außenflügel zu verschieben. Als effektivste Möglichkeit stellt sich die Gleichverteilung bei diesem Gesamtimpulsbeiwert von 0,6% dar.

Wie effizient bzw. effektiv die eingesetzte Energie des Aktuators die aerodynamischen Kennwerte beeinflusst, kann anhand der „First Aerodynamic Figure of Merit“ (AFM1) beschrieben werden.

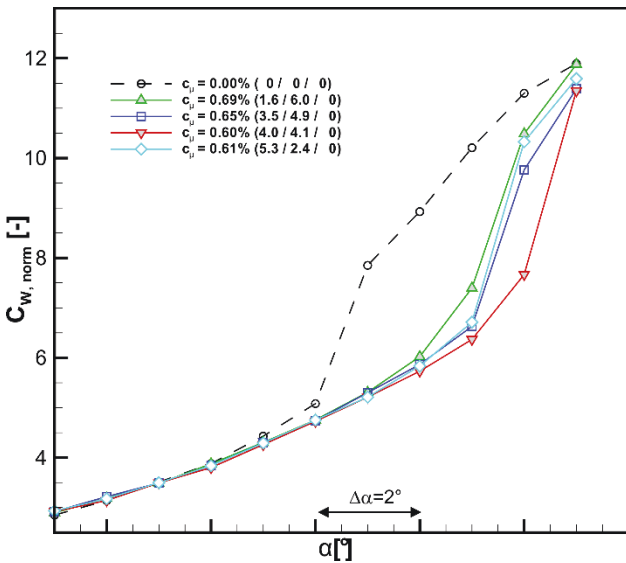


BILD 22. Vergleich der Widerstandspolaren bei aktiven Segment 1 und 2 für eine variable Anregeintensitätsverteilung bei einem Gesamtimpulsbeiwert von rund 0,6%

Die AFM1 bringt die durch die aktiven Maßnahmen erreichte Steigerung der aerodynamischen Kennwerte mit Einbeziehung der aufgewendeten Energie ins Verhältnis zu den Kennwerten der Referenzströmung. Folgende Definition liegt der AFM1 zu Grunde [11]:

$$AFM1 = \frac{u_{\infty} A}{(u_{\infty} W + P_{AFC})} \cdot \frac{(A/W)_{Ref}}{(A/W)_{Ref}} \quad (5)$$

A und W sind hierbei die integral ermittelten Kräfte aus den Waagenmessungen. Die Leistung des Aktuator systems  $P_{AFC}$  wird aus der Leistung des Jets  $P_{jet}$  und einem Verlustfaktor  $\xi_{AFC}$  bestimmt.  $P_{jet}$  wird hierbei analog zum Impulsbeiwert aus der Jetgeschwindigkeit und dem Massenstrom berechnet. Der Verlustfaktor bildet die auftretenden Verluste eines realen Einsatzes (Zuleitungen etc.) ab und wird mit  $\xi_{AFC}=0,5$  angesetzt, so dass sich für die eingesetzte Aktuatorleistung  $P_{AFC}=P_{jet}/\xi_{AFC}$  ergibt. Aus der Definition folgt, dass alle Werte über 1, also über der Referenzströmung, für eine positive "Leistungsbilanz" stehen, d.h. die aufgewendete Energie wird effektiv in eine Erhöhung der aerody-

namischen Kennwerte umgesetzt. Bei allen hier aufgetragenen Variationen ist diese Bilanz, ab einem normierten Widerstandsbeiwert von ca. fünf, positiv. Im Bereich kleiner Widerstandsbeiwerte werden aufgrund des Verlustfaktors und des nur geringen Zugewinns an der aerodynamischen Güte negative Werte erzielt. Auch hier zeigt sich das eine homogene Verteilung des eingesetzten Massenstromes über beide Aktuatorsegmente am effektivsten arbeitet.

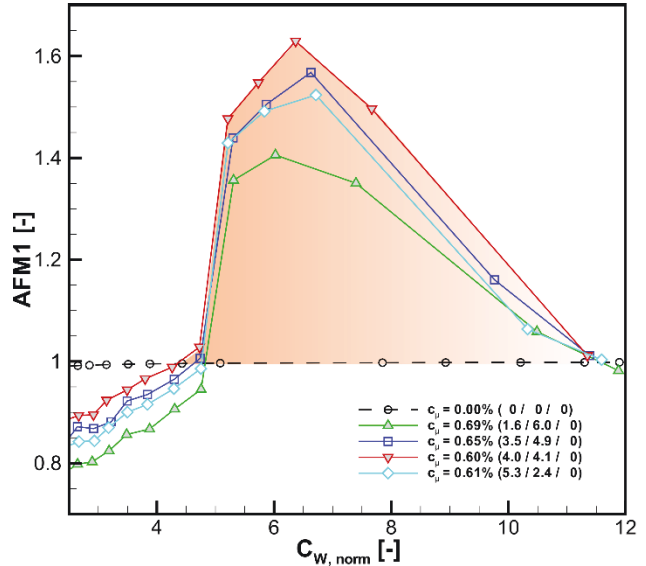


BILD 23. First Aerodynamic Figure of Merit (AFM1) bei aktiven Segment 1 und 2 für eine variable Anregeintensitätsverteilung bei einem Gesamtimpulsbeiwert von rund 0,6%

### 3.2.4. Untersuchung der Hysterese

Hinsichtlich einer möglichen Anwendung wurde der Hystereseeffekt der Strömungskontrolle für eine Variation der aktiven Aktuatorsegmente untersucht. Für diese Versuche wurde der Anstellwinkel des Flügelmodells bei eingeschaltetem Strömungskontrollsystem bis zum Auftreten von Strömungsablösung in Schritten von einem Grad erhöht. Anschließend wurde der Anstellwinkel wiederum in Ein-Grad-Schritten reduziert.

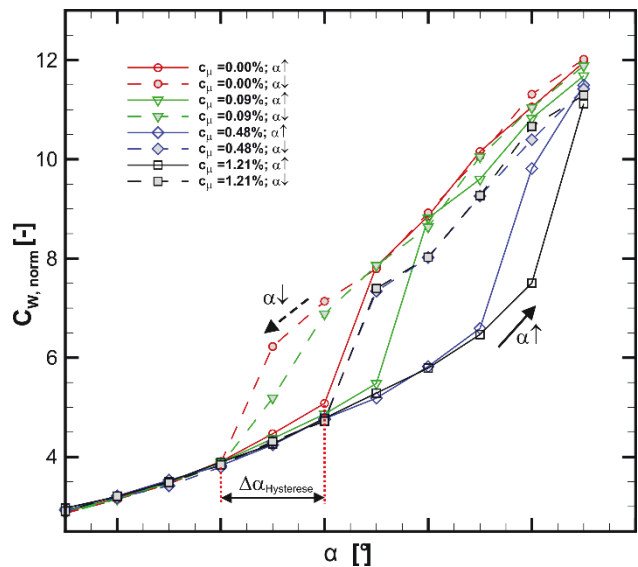


BILD 24. Widerstandspolaren der Hystereseuntersuchungen für unterschiedliche Impulsbeiwerte bei aktiven Segment 1 und 2

BILD 24 zeigt für den Fall der Strömungsbeeinflussung mit Segment 1 und 2 die Widerstandspolaren für drei unterschiedliche Impulsbeiwerte. Die Referenzströmung weist hierbei im Ablösebereich ein  $\Delta\alpha_{\text{Hysterese}}$  von  $2^\circ$  zwischen den beiden Polen auf. Oder anders gesagt, die Strömung benötigt beim Verlassen des Ablösebereiches ( $\alpha_{\downarrow}$ ) zwei Grad länger, um sich an die Kontur wieder anzulegen. Für die dargestellten Versuche mit Anregung wird einerseits noch einmal deutlich, dass mit zunehmenden Impulseintrag der sprunghafte Widerstandsanstieg um bis zu  $4^\circ$  verschoben werden kann.

Andererseits kann dieser Gewinn im Anstellwinkel bei dieser Aktuatoranordnung unabhängig vom Impulsbeiwert bei der rückläufigen Polaren ( $\alpha_{\uparrow}$ ) nicht erreicht werden. Im Gegenteil, es kann lediglich  $\alpha_{\text{max}}$  der Referenzströmung erzielt werden. Bedeutend besser wird dieses Verhalten, wird das Aktuatorsegment 3 mit eingeschaltet. BILD 25 zeigt einen Vergleich von  $\Delta\alpha_{\text{Hysterese}}$  für unterschiedliche Impulsbeiwerte und Anregekonfigurationen. Sobald das dritte Segment ebenfalls aktiv betrieben wird, kann  $\Delta\alpha_{\text{Hysterese}}$  mit zunehmenden Impulseintrag reduziert werden. Beim Einsatz aller drei Segmente und dem hier größten dargestellten Impulsbeiwert wird die Hysterese komplett eliminiert.

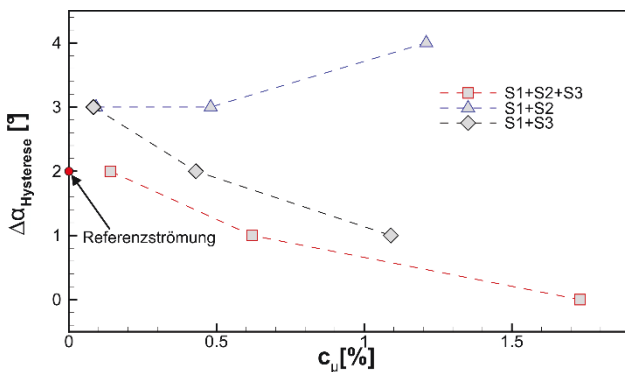


BILD 25.  $\Delta\alpha_{\text{Hysterese}}$  in Abhängigkeit von Impulseintrag und Anregekonfiguration

#### 4. ZUSAMMENFASSUNG

In diesem Bericht wurden Ergebnisse zur aktiven Ablösekontrolle an einer geometrisch komplexen Außenflügelkonfiguration dokumentiert. Die Strömungsbeeinflussung konnte unter Verwendung von drei separat ansteuerbaren fluidischen Aktuatorsegmenten realisiert werden, welche im mittleren Bereich des Modells integriert waren. Zur Verifizierung des Einflusses der Aktuatorik auf die aerodynamischen Kennwerte kamen neben einer Sechskomponentenwaage, ein 2D/3C PIV-System sowie Strömungsvisualisierungsmaßnahmen zum Einsatz. Mit dem Aktuatorsegment konnte die Ablösung erfolgreich verzögert werden. Detaillierte Untersuchungen zur Segmentvariation und Variation der Anregeintensität ergaben, dass es am Effektivsten ist, Segment 1 und 2 zur aktiven Strömungskontrolle an diesem Modell zu nutzen. Bei dieser Konstellation ergaben sich Widerstandsreduktionen bis 38%, Auftriebsgewinne bis 10% sowie eine Erhöhung des maximalen Anstellwinkels von  $4^\circ$ . Im Hinblick auf die Hystereseuntersuchungen konnte unter Einsatz aller drei Aktuatorsegmente bei einem Impulsbeiwert von rund 1,8% die Hysterese komplett eliminiert werden.

#### Danksagung

Die Arbeit wurde unterstützt vom Bundesministerium für Wirtschaft und Energie (BMWi) innerhalb des LuFo IV Projektes MOVE.ON. Ein weiterer Dank gilt Airbus Germany (A-D) und dem DLR in Braunschweig für den regen Wissensaustausch.

#### Literaturverzeichnis

- [1] **Butter, D. J.** Recent Progress on Development and Understanding of High Lift Systems. *AGARD Conference on Improvement of Aerodynamic Performance Through Boundary Layer Control and High*. 1984, No. AGARD-CP-365, pp. 1.1 - 1.26.
- [2] **Bauer, M., Lohse, J., Hauke, F., Nitsche, W.** High-Lift Performance Investigation of a Two-Element Configuration with a Two-Stage Actuator System. *AIAA Journal*. 2014, Vol. 52, No. 6, pp. 1307–1313.
- [3] **Melton, L., Schaeffler, N., Yao, C., Seifert, A.** Active Control of Flow Separation from Supercritical Airfoil Leading-Edge Flap Shoulder. *Journal of Aircraft*. 2005, Vol. 42, No. 5, 2005, pp. 1142–1149.
- [4] **Scholz, P., Casper, M., Ortmanns, J., Kaehler, C., Radespiel, R.** Leading-Edge Separation Control by Means of Pulsed Vortex Generator Jets. *AIAA Journal*. April 2008, Vol. 46, No. 4, pp. 837–846.
- [5] **A. Seifert, T. Bachar, D. Koss, M. Shepshelovich, I. Wygnanski.** Oscillatory blowing: A tool to delay boundary-layer separation. *AIAA Journal*. 1993, Vol. 31, No. 11, pp. 2052-2060.
- [6] **Seele, R., Graff, E., Gharib, M., Taubert, L., Lin, J., and Wygnanski, I.** Improving Rudder Effectiveness with Sweeping Jet Actuators. *6th AIAA Flow Control Conference, New Orleans*,. 2012, No. AIAA 2012-3244.
- [7] **M. Y. Andino, J. C. Lin, A. E. Washburn, E. A. Whalen, E. C. Graff, I. Wygnanski.** Flow separation control on a full-scale vertical tail model using sweeping jet actuators. *53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting*. 2015, No. AIAA 2015-0785.
- [8] **Greenblatt, D., Wygnanski, I. J.** The control of flow separation by periodic excitation. *Progress in Aerospace Sciences*. 2000, Vol. 36, No. 7, pp.487-545.
- [9] **Bauer, M., Grund, T., Nitsche, W.** Experiments on active drag reduction on a complex outer wing model. *AIAA Journal*. Dez. 2014, pp. 1-10.
- [10] **Ciobaca, V. and Wild, J.** Active Flow Control for an Outer Wing Model of a Take-off Transport Aircraft - A Numerical Study. *32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference*. 2014, 2014-2403.
- [11] **Seifert, A.** Closed-loop active flow control systems: actuators. (book auth.) R. King. *Active Flow Control*. s.l. : Springer, 2007, pp. 85-102.