

# NUMERISCHE AERODYNAMISCHE ANALYSE UND BEWERTUNG EINER AGILEN UND HOCH GEPFEILTEN FLUGZEUGKONFIGURATION

A. Schütte, K.C. Huber  
DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik,  
Lilienthalplatz 7, Braunschweig, D-38108

D. Zimper  
DLR, Programmkoordination Sicherheitsforschung,  
Linder Höhe, Köln, D-51147

## Zusammenfassung

Im vorliegenden Bericht werden Ergebnisse aktueller Forschungsarbeiten des DLR zur Vorhersage des Stabilitäts- und Steuerungsverhalten einer Nurflügelkonfiguration mit Hilfe von numerischen Verfahren dargestellt. Die hier betrachtete Geometrie besitzt einen Vorderkantenpfeilwinkel von  $53^\circ$ . Schwerpunkte der Untersuchungen sind die Analyse der Strömungsphysik mit und ohne Steuerflächen sowie die Erbringung des Nachweises, inwieweit die komplexe nichtlineare Strömungsphysik und das aerodynamische Stabilitäts- und Steuerungsverhalten mit Hilfe des RANS Verfahrens DLR TAU vorhergesagt werden können. Mit diesen Erkenntnissen ist es möglich, bereits im Entwurfsprozess einen belastbaren aerodynamischen Datensatz für die Bewertung der Stabilitäts- und Steuerungseigenschaften zu generieren.

Die Grundlage für die Validierung des CFD Verfahrens sind Vergleiche mit experimentellen Daten aus Windkanaluntersuchungen bei subsonischen und transsonischen Strömungsbedingungen, die ebenfalls vorgestellt werden.

## 1. EINLEITUNG

Das Verständnis über die aerodynamischen Vorgänge und die Vorhersage des Stabilitäts- und Steuerungsverhaltens moderner militärischer Flugzeuge bei mittleren bis hohen Anstellwinkeln ist ein wesentlicher Schlüssel für die Verbesserung des Manöververhaltens und Steigerung der Flugleistung.

Heutige teilautonome Flugzeugkonfigurationen und Entwurfsstudien, die in Zukunft moderne Kampfflugzeuge ersetzen bzw. innerhalb eines Verbandes ergänzen sollen, besitzen Flügelgrundrisse mit mittleren bis hohen Vorderkantenpfeilwinkeln im Bereich von  $45^\circ - 60^\circ$ . Die Vorderkantenkontur kann entlang der Spannweite variabel sein, z.B. mit Bereichen einer scharfen und runden Vorderkante.

Die operationellen Anforderungen an die Signatureigenschaften, Flugleistung sowie die Durchsetzungs- und Überlebensfähigkeit sind die treibenden Parameter für die geometrische Auslegung zukünftiger agiler UCAV Konfigurationen. Das Resultat ist ein Grundriss der zwischen reinen Deltaflügel-, Drachen- oder Lambdaflügelkonfigurationen variieren kann. Dabei handelt es sich zumeist um Nurflügelkonfigurationen ohne Seitenleitwerk, um den Anforderungen an die Radarsignatureigenschaften gerecht zu werden. Die Aerodynamik dieser Art von Konfigurationen ist durch eine wirbeldominierte Strömungstopologie über dem Flügel geprägt, die zu einer nichtlinearen Aerodynamik und zu einem nichtlinearen Stabilitäts- und Steu-

erungsverhalten führt.

Aufgrund des fehlenden Seitenleitwerks müssen sämtliche Steuerautoritäten von den Steuerflächen an der Hinterkante oder Spoilern auf der Oberseite der Konfiguration geleitet werden. Steuerelemente an der Vorderkante, oder auch zu große Steuerauslässe an der Hinterkante unterliegen wiederum den Randbedingungen eines möglichst geringen Radarquerschnitts. Alternativ oder ergänzend kann eine Schubvektorsteuerung z.B. in Form von Schubstrahlrudern integriert werden.

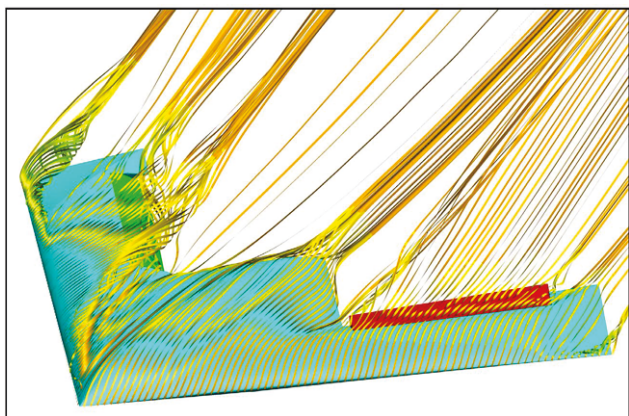
Die Herausforderung für die effektive Nutzung von konventionellen Steuerelementen liegt darin, die Wirbelströmung über dem Flügel zu beeinflussen. Die Interaktion der Wirbel mit den Steuerflächen kann zu einer Minimierung der Steuereffektivität führen. Dem gegenüber können kleine Änderung der Lage und Stärke der Wirbel über dem Flügel zu großen Änderungen im Roll-, Gier-, und Nickmoment führen. Die Vorhersage der Wirbelströmung ist nur mit höherwertigen RANS Verfahren möglich.

Im Rahmen einer Reihe von Projekten im DLR und in Arbeitsgruppen des Applied Vehicle Technology (AVT) Panels der NATO Science and Technology Organization (STO)<sup>1</sup> wurden bereits unterschiedliche hoch gepfeilte Konfigurationen mit runder Vorderkantenkontur experimentell und numerisch untersucht. Diese Konfigurationen reichen vom  $65^\circ$  Deltaflügel des Vortex Flow Experiment 2

<sup>1</sup> bis Sept. 2012: Research and Technology Organization (RTO)

(VFE-2) [1]-[4], über die X-31 Konfigurationen [5] bis hin zu der in dieser Arbeit betrachteten sogenannten SACCON Konfiguration (**S**tability **A**nd **C**ontrol **C**onfiguration).

Die SACCON Konfiguration ohne Steuerflächen wurde experimentell und numerisch umfangreich im Rahmen des DLR internen Projekts UCAV-2010 und der RTO/AVT-161 Aktivität untersucht [6]. Im DLR internen Projekt FaUSST und der NATO STO Arbeitsgruppe AVT-201 wurden dann weiterführende Untersuchungen der SACCON Konfiguration mit Steuerflächen durchgeführt [7]. Darüber hinaus wurden die Berechnungen und Analysen der Strömungsphysik mit Hilfe des validierten CFD Verfahrens TAU auf reale Flugbedingungen auf Basis einer generischen Mission ausgeweitet. **BILD 1** zeigt die Lösung einer CFD Berechnung des komplexen wirbeldominierten Strömungsfeldes über der SACCON Konfiguration mit Steuerflächen.



**BILD 1.** CFD Berechnung mit dem Verfahren TAU. 3D Stromlinien über der Oberseite der SACCON Konfiguration mit Steuerflächen.  $\alpha = 10^\circ$ ;  $\beta = -10^\circ$ ;  $Ma = 0,15$ ;  $Re_{ref} = 1,6 \cdot 10^6$ .

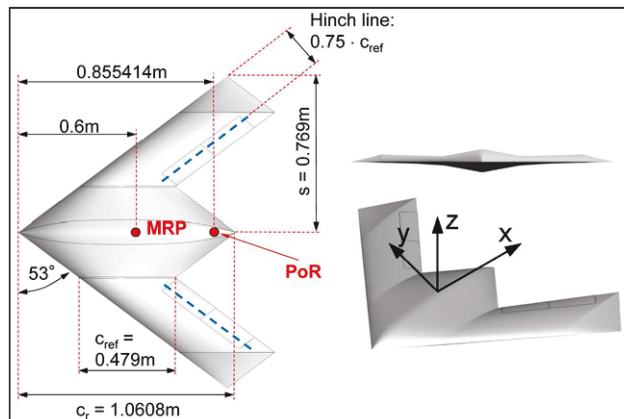
Die Ergebnisse dieser Arbeit werden zeigen, inwieweit die komplexe Strömungsphysik und das nichtlineare aerodynamische Verhalten der SACCON Konfiguration mit und ohne Steuerflächen mit Hilfe des CFD Verfahrens TAU vorhergesagt werden kann. Validiert wird das Verfahren mit umfangreichen experimentellen Ergebnissen. Darüber hinaus werden die Ursachen für eine geringere Steuerflächeneffektivität im Vergleich zu konventionellen Konfigurationen herausgearbeitet und es wird gezeigt, welche Änderungen im Entwurf das Stabilitäts- und Steuerungsverhalten verbessern können.

Abschließend wird sowohl ein Ausblick über das weitere Vorgehen im Forschungsprogramm des DLR als auch in der kooperierenden Forschungsgruppe der NATO STO/AVT gegeben.

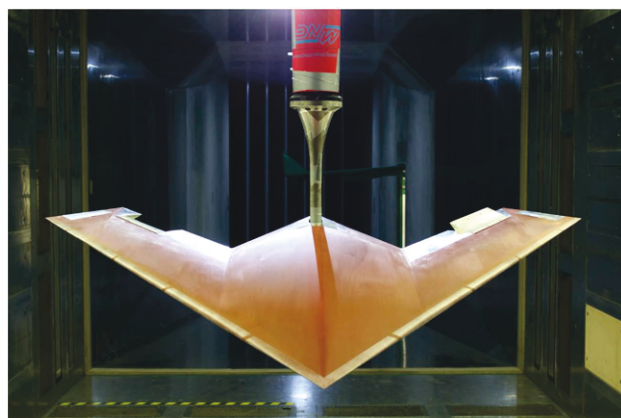
## 2. KONFIGURATIONEN UND WINDKANALEXPERIMENTE

Die dieser Arbeit zugrundeliegenden Experimente wurden mit einer Reihe von Windkanalmodellen in unterschiedlichen Windkanälen durchgeführt. Sämtliche Modelle basieren auf derselben SACCON Geometrie, die in **BILD 2** dargestellt ist. Die ersten beiden Modelle zeigen das DLR-F17 Modell ohne Steuerflächen [8] und das DLR-F19 mit Steuerflächen [9][10] für Messungen im Niedergeschwindigkeitsbereich (vgl. **BILD 3**). Für Messungen bei kompressiblen und transsonischen Zustrombedingungen kam das DLR-F17E Modell zum Einsatz [11] (vgl. **BILD 4**). Das

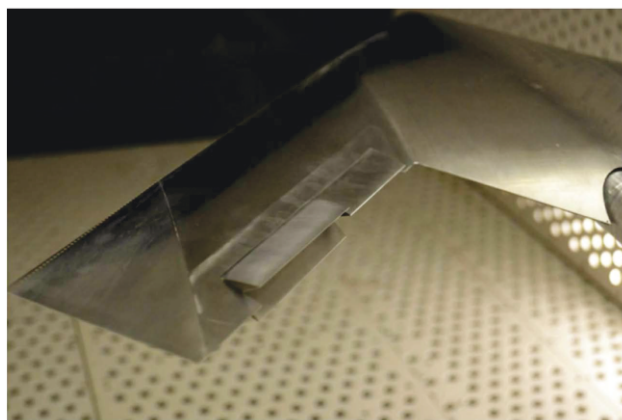
DLR-F17E ist eine Modellvariante mit einer Spannweite von 0,6m. Bei den Steuerflächen handelt es sich um wechselbare Steuerflächen an der Hinterkante. Es wurden Steuerflächenausschläge von  $\eta = \pm 10^\circ$  und  $\pm 20^\circ$  untersucht.



**BILD 2.** Abmessungen der SACCON Konfiguration (DLR-F17 und -F19 Windkanalmodell).



**BILD 3.** DLR-F19 Windkanalmodell im DNW-NWB mit Bauchstielaufhängung [9][10].



**BILD 4.** DLR-F17E Windkanalmodell für transsonische Messungen mit Heckstielaufhängung [11].

Die Scharnierlinien der Windkanalmodelle liegen bei  $x/c_{ref} = 0,75$  auf dem Außenflügel. Als Referenzlänge für die Reynoldszahl und das Nickmoment wurde die Referenzflügeliefe  $c_{ref}$  und für das Roll- und Giermoment die Halbspannweite  $s$  gewählt. Darüber hinaus wurden auch umfangreiche dynamische Messungen mit dem DLR-F19 Modell durchgeführt, die nicht Gegenstand der vorliegen-

den Untersuchungen sind, siehe Vicroy et al. [8][10].

### 3. NUMERISCHES VERFAHREN UND VERWENDETE RECHENNETZE

Für die numerischen Berechnungen wird das CFD Verfahren DLR-TAU genutzt. Das Verfahren TAU ist ein zeitgenaues Finite-Volumen-Verfahren zur Lösung der Reynolds gemittelten Navier-Stokes Gleichungen und wurde am Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik des DLR in Braunschweig und Göttingen entwickelt [12]. Beim Verfahren TAU werden die physikalischen Größen auf den Zelleckpunkten des hybriden Rechenetzes mit Hilfe eines dualen Netzansatzes berechnet. Die Kontrollvolumen des dualen Rechenetzes ergeben sich dabei aus dem primären Rechenetz durch die Bildung von Kontrollvolumen um jeden Netzpunkt. Das primäre Gitter besteht aus Prismen zur Auflösung der Strömung in der Grenzschicht und aus Tetraedern zur Diskretisierung des restlichen Strömungsfeldes.

**BILD 5** zeigt die Topologie des primären hybriden Rechenetzes um die DLR-F19 Modellkonfiguration. Sämtliche Rechenetze wurden mit der Netzgenerierungssoftware Centaur erstellt [12]. Der in rot dargestellte Bereich besteht aus 30 Prismenschichten zur Auflösung der Strömung in der Grenzschicht. Über dem Flügel ist das Rechenetz verfeinert, um die dortige Wirbelströmung gut auflösen zu können. Die Rechenetze für die DLR-F19 Modellkonfiguration bestehen für sämtliche Steuerflächenvarianten aus ca. 43Mio Netzpunkten (Vollkonfig.). Die Netztopologie für die Berechnung der DLR-F17E Modellkonfiguration ist topologisch ähnlich aufgebaut. Für die Berechnungen bei hohen subsonischen und transsonischen Machzahlen wurden in der Grenzschicht ebenfalls 30 Prismenschichten verwendet und das verwendete Rechenetz der Halbmodellkonfiguration besitzt ca. 15Mio Netzpunkte. Die Netzgenerierungsstrategie ist das Ergebnis einer Reihe von Untersuchungen ähnlicher Konfigurationen.

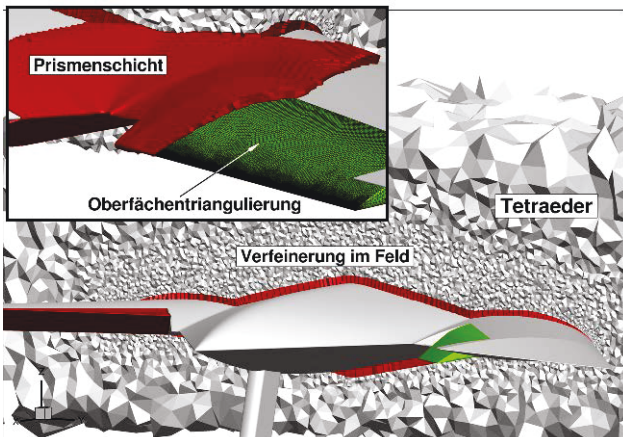


BILD 5. Topologie des hybriden primären Rechenetzes um die DLR-F19 Modellkonfiguration.

Die hier gezeigten Berechnungen wurden sowohl mit einem stationären Zeitschrittverfahren als auch mit einem instationären dualen Zeitschrittverfahren durchgeführt. Beim instationären dualen Zeitschrittverfahren wird in jedem physikalischen Zeitschritt das entsprechende nicht-lineare Gleichungssystem mit dem stationären Verfahren gelöst. Das duale Zeitschrittverfahren wurde in den Fällen angewendet, in denen mit dem stationären Ansatz keine Lösung erzeugt werden konnte. Die stationäre Lösung

wird dann über eine gemittelte instationäre Rechnung bestimmt. Für die numerische Berechnung der turbulenten Grenzschicht wurde das Spalart-Allmaras Einleichungs-Turbulenzmodell (SA) in seiner neusten Variante (SA-neg) [14][15] verwendet.

### 4. NUMERISCHE ERGEBNISSE

#### 4.1. Konfiguration ohne Steuerflächen, subsonisch

Zunächst werden die numerischen Ergebnisse der Basiskonfiguration (BL=Baseline) ohne Steuerflächenausschläge bei symmetrischen und asymmetrischen Zustrombedingungen diskutiert. Die BL-Konfiguration ist der Referenzfall für alle weiteren Vergleiche zu Konfigurationen mit Steuerflächenausschlägen. In **BILD 6** sind die aerodynamischen Beiwerte der CFD Rechnung im Vergleich zum Experiment aufgetragen. Die Zuströmmachzahl beträgt  $Ma = 0,15$  und die Reynoldszahl  $Re_{ref} = 1,6 \cdot 10^6$ .

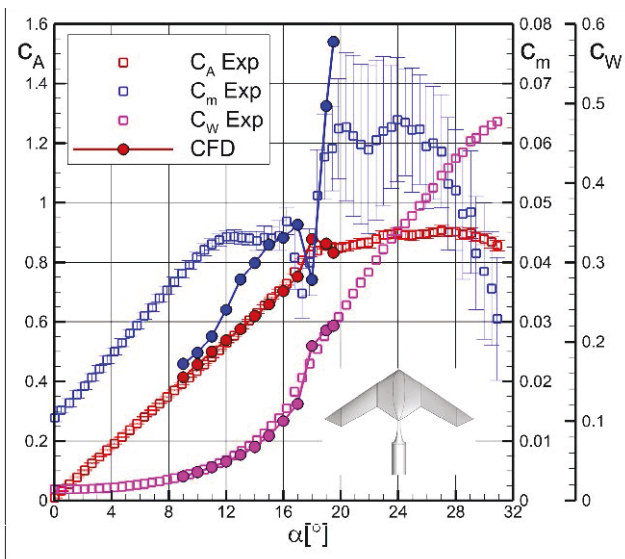


BILD 6. Auftriebs-, Widerstands- (und) Nickmomentenbeiwert. Vergleich DLR-TAU (SA)/ Experiment:  $Ma = 0,15$ ;  $Re_{ref} = 1,6 \cdot 10^6$ .

Es ist zu erkennen, dass der Auftrieb und Widerstand sowohl qualitativ als auch quantitativ sehr gut vom CFD Verfahren wiedergegeben wird. Der charakteristische Verlauf des Nickmoments wird ebenfalls gut repräsentiert. Die quantitativen Abweichungen im Anstellwinkelbereich von  $9^\circ$ - $14^\circ$  sind darin begründet, dass die Umströmung des Bauchstiels nicht korrekt vom CFD Verfahren vorhergesagt wird. Für Anstellwinkel  $\alpha > 18^\circ$  gibt es in der numerischen Lösung keine Verringerung des Nickmomentenbeiwertes im Vergleich zum Experiment. Hier liegt die Ursache im verwendeten Turbulenzmodell, welches im hohen Anstellwinkelbereich ein auftretendes Wirbelauflagen nicht korrekt beschreibt.

Der charakteristische Knick im Verlauf des Nickmoments wird durch die Verschiebung der Lage der Wirbel über dem Flügel verursacht. **BILD 7** zeigt die Analyse der experimentellen und numerischen Ergebnisse und beschreibt die Lage der Wirbel und deren Wirkung auf die Lastverteilung über dem Flügel. Im Bereich 1 existiert ein Dreiwirbelsystem. **BILD 8** veranschaulicht die berechneten Wandstromlinien auf der Oberseite des Flügels bei  $\alpha = 15^\circ$  sowie die abgeleitete Wirbeltopologie an ausgewählten

Schnitten  $x=\text{konst.}$  Diese besteht aus dem Wirbel ausgehend von der scharfen Vorderkante an der Nase der Konfiguration und einem Flügelspitzenwirbel. Dazwischen existiert ein Bereich anliegender Strömung. In diesem Bereich löst die Strömung weiter stromabwärts ab und es entsteht ein dritter schwachen Dickenwirbel. Der Knick im Momentenverlauf in BILD 7 wird dadurch verursacht, dass der Flügelspitzenwirbel das Gebiet anliegender Strömung ab einem Anstellwinkel größer  $15^\circ$  überwindet. Es bildet sich ein großes Zweiwirbelsystem über der Konfiguration aus, welches die Last hinter dem MBP so erhöht, dass der Knick im Verlauf der Nickmomentenkurve entsteht.

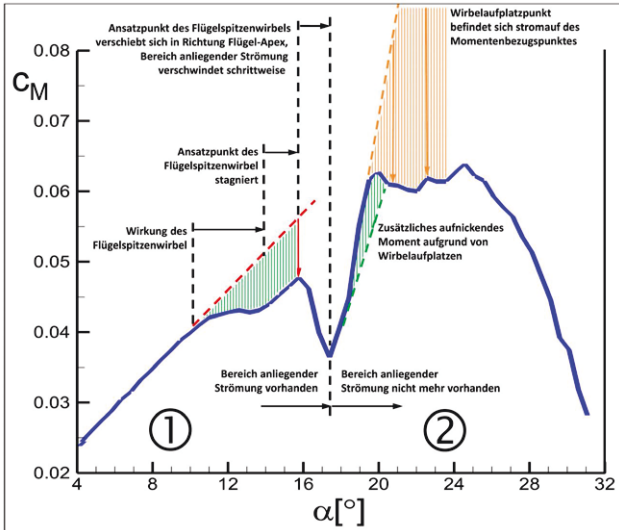


BILD 7. Nickmomentverlauf über dem Anstellwinkel und eine Interpretation des Einflusses der Wirbeltopologie auf das aerodynamische Verhalten.

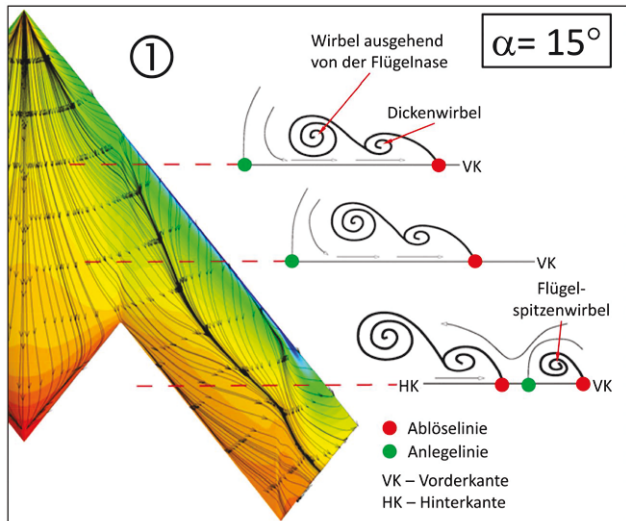


BILD 8. Oberflächendruckverteilung und berechnete Wandstromlinien sowie die Interpretation der Wirbeltopologie. DLR-TAU, SA:  $\alpha = 15^\circ$ ;  $Ma = 0,15$ ;  $Re_{\text{ref}} = 1,6 \cdot 10^6$ .

Diese Änderung der Strömungstopologie vom Bereich 1 zu 2 ist in BILD 9 und BILD 10 zu sehen. Der Verlauf des Nickmoments ist sehr sensitiv und stark von der Wahl des Momentenbezugs punktes abhängig, der in diesem Fall sehr nahe am aerodynamischen Schwerpunkt liegt. Das Ergebnis zeigt, dass das Verfahren TAU in der Lage ist, sehr kleine Änderungen und Details in der Strömungsphysik vorherzusagen. Dieses ist wichtig für die Beurteilung

der Vorhersagefähigkeit und vermittelt einen hohen Vertrauensbereich.

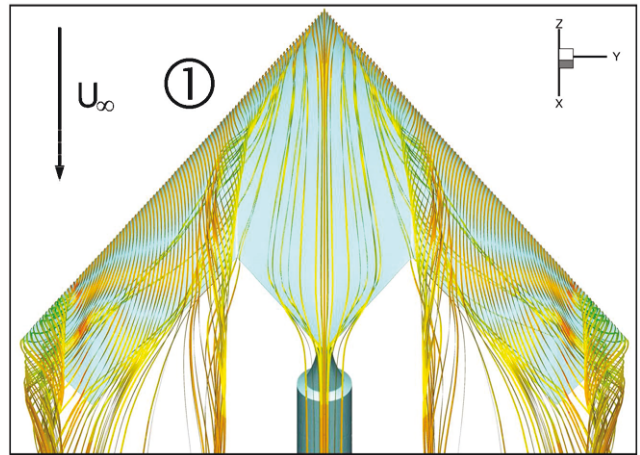


BILD 9. Berechnete Stromlinien über dem Flügel zur Darstellung der Wirbeltopologie. DLR-TAU, SA:  $\alpha = 15^\circ$ ;  $Ma = 0,15$ ;  $Re_{\text{ref}} = 1,6 \cdot 10^6$ .

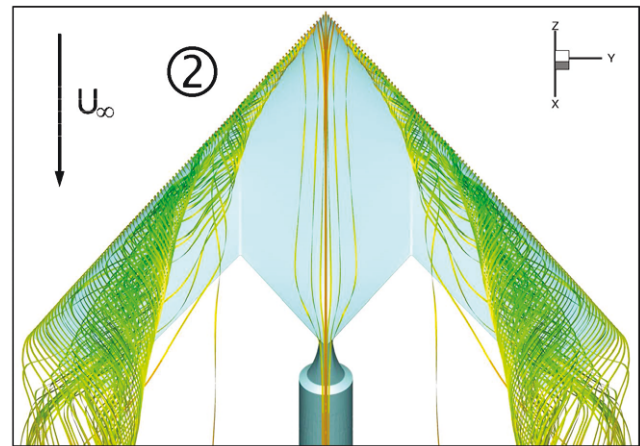


BILD 10. Berechnete Stromlinien über dem Flügel zur Darstellung der Wirbeltopologie. DLR-TAU, SA:  $\alpha = 18^\circ$ ;  $Ma = 0,15$ ;  $Re_{\text{ref}} = 1,6 \cdot 10^6$ .

In BILD 11 und BILD 12 sind die berechneten Druckverteilungen im Vergleich zum Experiment an vier Schnitten auf der Oberseite des Flügels für  $\alpha = 10^\circ$  und  $15^\circ$  aufgetragen.

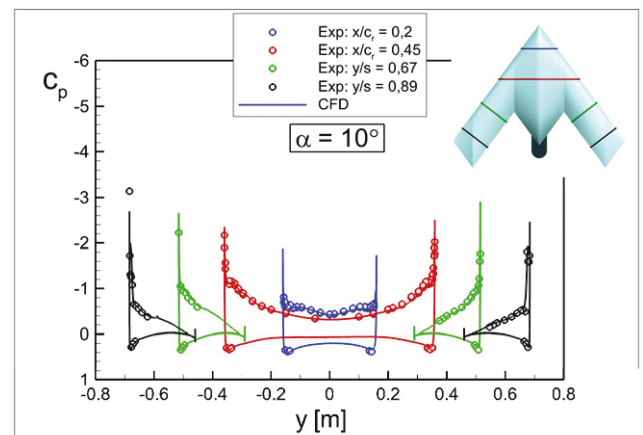


BILD 11. Druckverteilung an Schnitten auf der Oberseite des Flügels. Vergleich DLR-TAU (SA)/ Experi-

ment:  $\alpha = 10^\circ$ ;  $Ma = 0,15$ ,  $Re_{\text{cref}} = 1,6 \cdot 10^6$ .

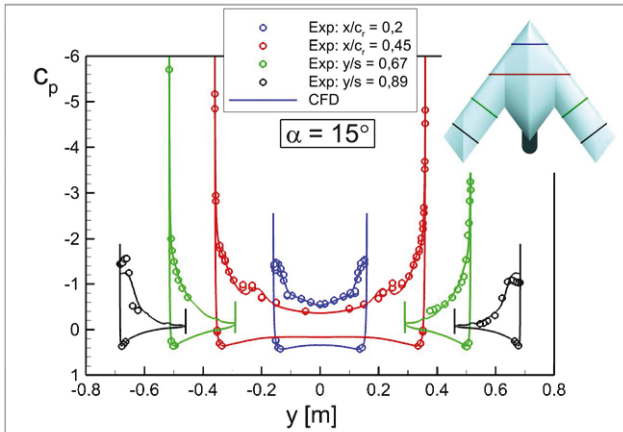


BILD 12. Druckverteilung an Schnitten auf der Oberseite des Flügels. Vergleich DLR-TAU (SA)/ Experiment:  $\alpha = 10^\circ$ ;  $Ma = 0,15$ ;  $Re_{\text{cref}} = 1,6 \cdot 10^6$ .

Für beide Anstellwinkel wird der Verlauf von der TAU-Rechnung über sämtliche Schnitte sehr gut wiedergegeben. Das Ergebnis verdeutlicht, dass die Ablage des berechneten Nickmoments für  $\alpha = 10^\circ$  nicht aus einer fehlerhaft vorhergesagten Grundströmung über dem Flügel resultiert, sondern vermutlich aufgrund der mangelhaften Vorhersage der komplexen Nachlaufströmung hinter der Stielauflängung, die sich sehr sensitiv auf die Vorhersage auswirkt. In einem späteren Abschnitt wird auf dieses Phänomen nochmals eingegangen.

Eine ausführlichere Beschreibung der Strömungsphysik und des aerodynamischen Verhaltens ohne Steuerflächen bei subsonischer Zuströmung ist u.a. in den Arbeiten von Schütte und Hummel [18] sowie im Abschlussbericht der NATO/RTO AVT-161 Forschungsgruppe [7] nachzulesen.

#### 4.2. Konfiguration ohne Steuerflächen, kompressibel/transsonisch

Im transsonischen Geschwindigkeitsbereich wurden weitere experimentelle und numerische Untersuchungen mit der DLR-F17E Konfiguration (vgl. BILD 4) durchgeführt. Mit steigender Machzahl beeinflussen zunehmend Kompressibilitätseffekte die Strömungstopologie um die Konfiguration. Lokale Überschallfelder und Verdichtungsstöße interagieren mit auftretenden Wirbelsystemen bei mittleren und hohen Anstellwinkeln. Validierungsuntersuchungen haben gezeigt, dass die komplexe Strömungstopologie im transsonischen Geschwindigkeitsbereich durch das Verfahren TAU wiedergegeben wird. **BILD 13**, **BILD 14** und **BILD 15** zeigen auf der linken Seite ein experimentelles Öl-Anstrichbild und auf der rechten Seite die numerische Lösung zum jeweiligen Strömungszustand. Die experimentellen Ergebnisse und numerischen Lösungen veranschaulichen den Verlauf der Wandschubspannungen. Die numerische Lösung zeigt weiterhin die jeweilige Druckverteilung auf der Oberseite der Konfiguration. Dargestellt ist die Topologie für unterschiedliche Anstellwinkel, Mach- und Reynoldszahlen. Die numerischen Ergebnisse zeigen eine qualitativ sehr gute Übereinstimmung zu den experimentell erfassten Öl-Anstrichbildern.

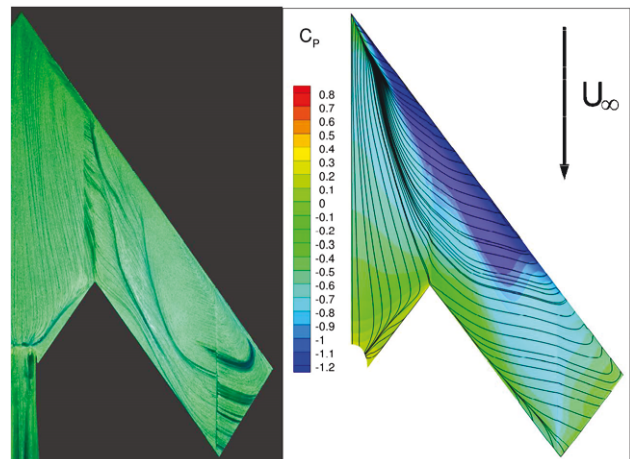


BILD 13. Vergleich der Oberflächentopologie bei  $Ma = 0,5$ ;  $\alpha = 15,9^\circ$ ;  $Re_{\text{cref}} = 1,68 \cdot 10^6$  (links: Öl-Anstrichbild; rechts: numerische Lösung) [21].

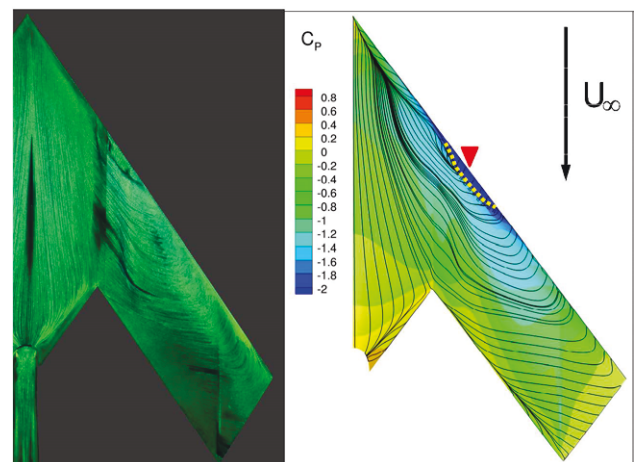


BILD 14. Vergleich der Oberflächentopologie bei  $Ma = 0,7$ ;  $\alpha = 14,9^\circ$ ;  $Re_{\text{cref}} = 2,11 \cdot 10^6$  (links: Öl-Anstrichbild; rechts: numerische Lösung) [21].

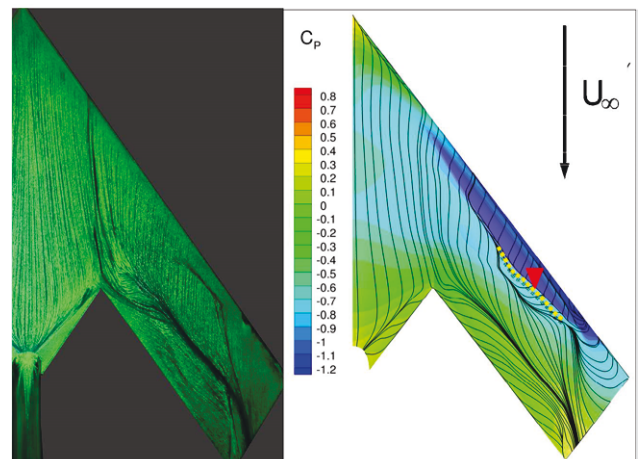


BILD 15. Vergleich der Oberflächentopologie bei  $Ma = 0,8$ ;  $\alpha = 9,9^\circ$ ;  $Re_{\text{cref}} = 2,23 \cdot 10^6$  (links: Öl-Anstrichbild; rechts: numerische Lösung) [21].

Bei  $Ma = 0,5$  und  $\alpha = 15,9^\circ$  sowie bei  $Ma = 0,7$  und  $\alpha = 14,9^\circ$  ist deutlich zu erkennen, dass die Oberflächentopologie auf dem Flügelsegment durch ein starkes Wirbelsystem verursacht wird. Die Oberflächentopologie weist jedoch bereits deutliche Unterschiede bei der Druck-

verteilung auf. Bei  $Ma = 0,7$  hat sich an der Vorderkante ein lokales Überschallgebiet ausgebildet, welches durch die rote Pfeilspitze markiert ist. Aufgrund der Kompressibilitätseffekte ist die Strömung nun in der Lage der Vorderkantenkontur zu folgen. Infolge eines starken Verdichtungsstoßes kommt es weiter stromabwärts zu einer Strömungsablösung. Die Ablöselinie ist durch die gelb gestrichelte Linie im BILD 14 veranschaulicht.

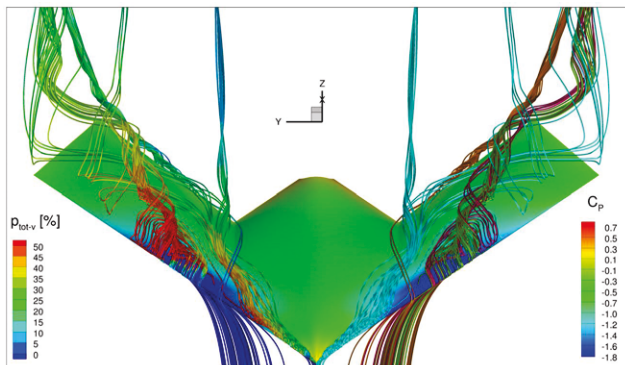


BILD 16.3D Strömungstopologie bei  $Ma = 0,7$ ;  $\alpha = 14,9^\circ$ ;  $Re_{\text{ref}} = 2,11 \cdot 10^6$  (links: Stromlinien eingefärbt mit dem Totaldruckverlust in %; rechts: Einfärbung der Stromlinien nach Wirbeltyp) [21].

Im BILD 16 ist die dreidimensionale Strömungstopologie für  $Ma = 0,7$  und  $\alpha = 14,9^\circ$  dargestellt. Auf der rechten Seite veranschaulichen die hellblauen Stromlinien den von der Konfigurationsspitze ausgehenden Wirbel und die grünen Stromlinien den bereits weit zur Konfigurationsspitze gewanderten Flügelspitzenwirbel. Aufgrund des lokalen Überschallgebietes entsteht der Wirbel nun nicht unmittelbar an der Vorderkante, sondern weiter stromabwärts hinter der stoßinduzierten Strömungsablösung. Der Wirbel an der Konfigurationsspitze entsteht jedoch weiterhin unmittelbar an der scharfen Vorderkante, wie im subsonischen Geschwindigkeitsbereich. Generell haben die Untersuchungen im transsonischen Geschwindigkeitsbereich gezeigt, dass die Machzahl einen geringen Einfluss auf den von der Konfigurationsspitze ausgehenden Wirbel hat.

Wird die Machzahl weiterhin erhöht, bilden sich bereits bei geringeren Anstellwinkeln lokale Überschallfelder aus, welche die Strömungstopologie maßgeblich beeinflussen. BILD 15 zeigt das Ergebnis der Validierungsuntersuchungen für  $Ma = 0,8$  und  $\alpha = 9,9^\circ$ . An der Flügelspitze hat sich der bereits bekannte Flügelspitzenwirbel ausgebildet und um die Vorderkante des Flügelsegmentes ein lokales Überschallgebiet. Im äußeren Bereich des Flügelsegmentes kommt es zu einem Verdichtungsstoß, der zu einer stoßinduzierten Ablösung führt. Die Ablöselinie ist durch die gelb gestrichelte Linie gesondert hervorgehoben. Weiter stromabwärts legt sich die Strömung wieder auf der Kontur an und es entsteht ein stoßinduzierter Wirbel. Der komplexe Strömungszustand bei  $Ma = 0,8$  und  $\alpha = 10^\circ$  wurde bei Flug-Reynoldszahlen im Detail untersucht. BILD 17 zeigt den Verlauf der Wandschubspannungen und Stromlinien im Strömungsfeld, welche die unterschiedlichen Wirbeltypen bei  $Ma = 0,8$ ;  $\alpha = 10^\circ$  und  $Re_{\text{ref}} = 23 \cdot 10^6$  veranschaulichen. Es ist deutlich zu erkennen, dass der stoßinduzierte Wirbel und der Flügelspitzenwirbel getrennt voneinander über dem Flügelsegment strömen.

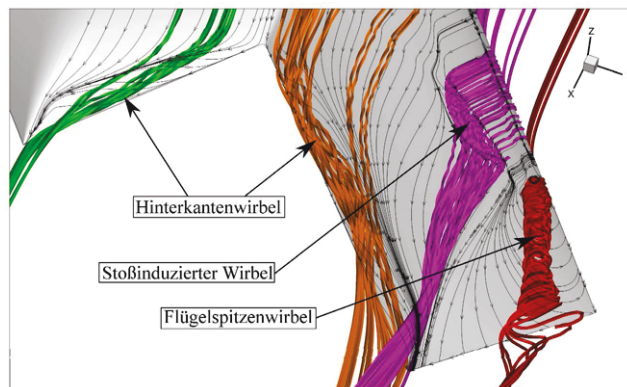


BILD 17. Verlauf der Wandschubspannungen und Stromlinien im Strömungsfeld bei  $Ma = 0,8$ ;  $\alpha = 10^\circ$ ;  $Re_{\text{ref}} = 23 \cdot 10^6$  (Einfärbung der Stromlinien nach Wirbeltyp) [19].

BILD 18 veranschaulicht die dreidimensionale Strömungstopologie. Zudem ist eine transparente Fläche gegeben, die  $Ma = 1$  repräsentiert. Während die Wirbelsysteme selbst subsonische Geschwindigkeiten besitzen, bildet sich darüber ein lokales Überschallgebiet aus. Die Wirbel besitzen eine Verdrängungswirkung auf die darüber liegende Strömung, weshalb diese dort lokal auf Überschall beschleunigt.

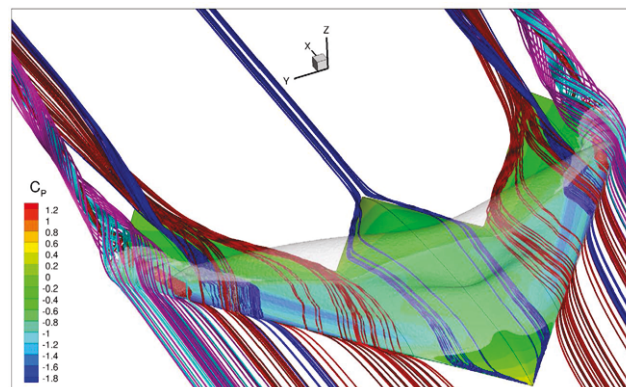


BILD 18.3D Strömungstopologie bei  $Ma = 0,8$ ;  $\alpha = 10^\circ$ ;  $Re_{\text{ref}} = 23 \cdot 10^6$  (transparente ISO-Fläche für  $Ma = 1$ ) [19].

Wird nun der Anstellwinkel weiterhin beispielsweise auf  $\alpha = 12^\circ$  erhöht, verbinden sich der stoßinduzierte Wirbel und der Flügelspitzenwirbel zu einem Wirbelsystem.

BILD 19 veranschaulicht diesen Strömungszustand anhand der gegebenen Druckverteilung auf der Oberfläche der Konfiguration und der Stromlinien im Strömungsfeld, die mit dem Totaldruckverlust in % eingefärbt sind. Das lokale Überschallfeld hat sich weiter zur Konfigurationsspitze verschoben (dunkelblauer Bereich der Druckverteilung). Das Überschallfeld ist durch einen senkrechten Verdichtungsstoß abgeschlossen. Der schlagartige Druckanstieg ist durch die Druckverteilung veranschaulicht. Dieser führt zu einer Strömungsablösung und es entsteht ein stoßinduzierter Wirbel. Der stoßinduzierte Wirbel wird nun vom Flügelspitzenwirbel, der unmittelbar hinter das lokale Überschallfeld gewandert ist, aufgenommen und es entsteht ein Wirbelsystem, bestehend aus zwei Wirbeln.

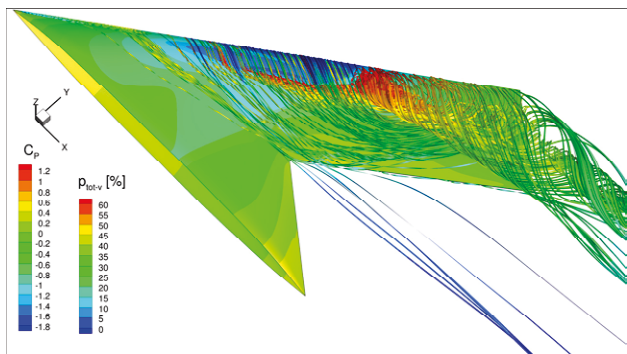


BILD 19. 3D Strömungstopologie bei  $Ma = 0,8$ ;  $\alpha = 12^\circ$ ;  $Re_{ref} = 23 \cdot 10^6$  [19].

Die Untersuchungen im transsonischen Geschwindigkeitsbereich haben gezeigt, dass die Machzahl einen signifikanten Einfluss auf die Strömungstopologie hat. Mit steigender Machzahl ist die Strömung in der Lage, der Vorderkante im Bereich runder Nasenradien zu folgen. Infolge dessen bilden sich lokale Überschallfelder aus, die mit steigender Machzahl stromabwärts auf dem Flügelsegment expandieren. Verdichtungsstöße führen zu einer Strömungsablösung auf dem Flügelsegment. Es entstehen stoßinduzierte Wirbel. Die lokalen Überschallfelder verschieben die Strömungsablösung somit von der Vorderkante auf das Flügelsegment der Konfiguration. Detailuntersuchungen haben ergeben, dass prinzipiell zwei unterschiedliche Strömungsphänomene im transsonischen Geschwindigkeitsbereich bei dieser Konfiguration entstehen. Entweder existieren der stoßinduzierte Wirbel und der Flügelspitzenwirbel getrennt voneinander, wie bei  $Ma = 0,8$  und  $\alpha = 10^\circ$ , oder es entsteht ein Wirbelsystem, bei dem der stoßinduzierte Wirbel von dem Flügelspitzenwirbel eingenommen wird, wie bei  $Ma = 0,8$  und  $\alpha = 12^\circ$  (vgl. BILD 19) oder  $Ma = 0,7$  und  $\alpha = 14,9^\circ$  (vgl. BILD 16). Eine ausführlichere Beschreibung der Strömungsphysik und des aerodynamischen Verhaltens ohne Steuerflächen bei kompressibler und transsonischer Zuströmung ist in der Arbeiten von Zimper und Hummel [19], Hitzel und Zimper [20], Zimper und Rein [21] sowie Huber et al. [22] nachzulesen.

### 4.3. Konfiguration mit Steuerflächen

Nachdem die Grundströmung der SACCON Konfiguration ohne Steuerflächen beschrieben und verstanden ist, wird in diesem Abschnitt gezeigt, wie sich die Strömungstopologie aufgrund von Steuerflächenaus schlägen ändert und welche Wechselwirkung zwischen der Wirbelströmung und den Steuerflächen existiert.

BILD 20 zeigt das Ergebnis der berechneten Beiwerte für die Konfiguration mit Klappenaus schläg für  $\alpha = 10^\circ$  und  $15^\circ$  im Vergleich zum Experiment. Die Klappen an der Hinterkante sind auf der linken Seite um  $20^\circ$  nach oben (rot) und auf der rechten Seite um  $20^\circ$  nach unten (grün) ausgeschlagen. Der Vergleich mit dem Experiment zeigt, dass für  $\alpha = 10^\circ$  der Auftrieb sowie das Roll- und Giermoment sehr gut von den CFD Rechnungen wiedergegeben wird. Der numerische Nickmomentenbeiwert liegt bei  $\alpha = 10^\circ$  leicht unter und bei  $\alpha = 15^\circ$  leicht über den experimentell erfassten Beiwerten, jedoch kann diese Abweichung als gering angesehen werden. Insgesamt entsprechen die vorhergesagten Differenzen denen, die auch schon für die BL-Konfiguration in BILD 6 aufgetreten sind.

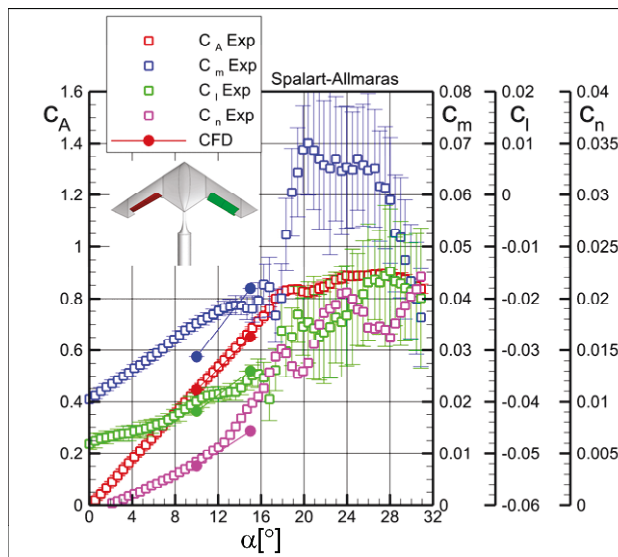


BILD 20. Auftriebs, Widerstands, Nick-, Gier- und Rollmomentenbeiwert. Vergleich DLR-TAU (SA)/ Experiment:  $Ma = 0,15$ ;  $Re_{ref} = 1,6 \cdot 10^6$ .

BILD 21 und BILD 22 zeigen die berechneten Druckverteilungen für  $\alpha = 10^\circ$  und  $15^\circ$  im Vergleich zum Experiment.

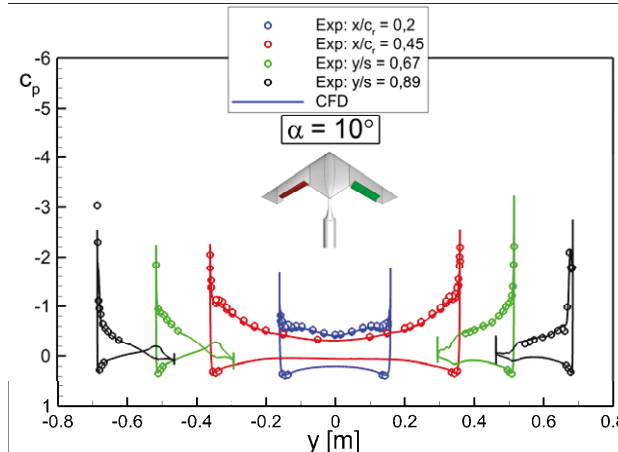


BILD 21. Druckverteilung an Schnitten auf der Oberseite des Flügels. Vergleich DLR-TAU (SA)/ Experiment:  $\alpha = 10^\circ$ ,  $Ma = 0,15$ ;  $Re_{ref} = 1,6 \cdot 10^6$ .

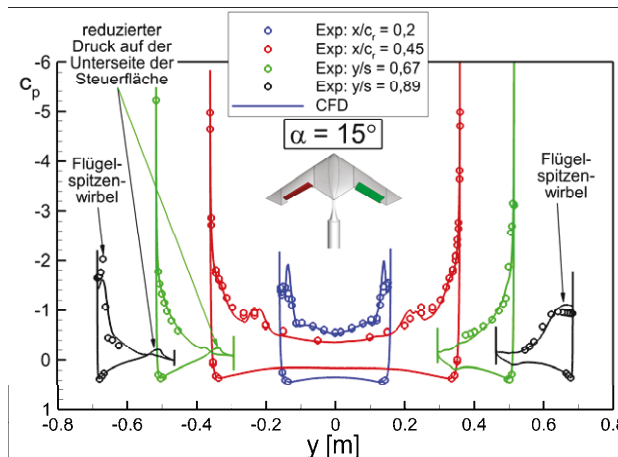


BILD 22. Druckverteilung an Schnitten auf der Oberseite des Flügels. Vergleich DLR-TAU (SA)/ Experiment:  $\alpha = 15^\circ$ ,  $Ma = 0,15$ ;  $Re_{ref} = 1,6 \cdot 10^6$ .

Die Ergebnisse zeigen, dass die Druckverteilungen auf der Ober- und Unterseite des Flügels sehr gut von der TAU Rechnung wiedergegeben werden. Es gibt lediglich geringe Differenzen bei  $\alpha = 15^\circ$  in der Vorsage der Saugspitze des Wirbels an der Flügel Nase bei  $x/c_r=0,2$ . Die TAU Rechnung sagt hier einen etwas stärkeren Wirbel voraus als im Experiment gemessen.

Die Auswirkung des asymmetrischen Steuerflächen-ausschlags auf die Druckverteilung ist in BILD 22 in den Schnitten  $y/s=0,67$  und  $0,89$  sehr gut zu sehen. Die Saugspitze des Flügelspitzenwirbels ist auf der linken Flügel-seite sehr viel größer als auf der rechten Seite.

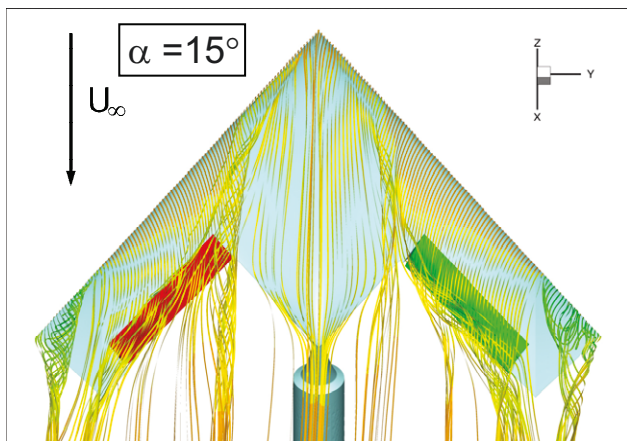


BILD 23. Berechnete Stromlinien über dem Flügel zur Darstellung der Wirbeltopologie. DLR-TAU, SA:  $\alpha = 15^\circ$ ,  $Ma = 0,15$ ;  $Re_{ref} = 1,6 \cdot 10^6$ .

Die Ursache für die Unterschiede in der Druckverteilung zwischen der linken und der rechten Flügel-seite im Bereich der Flügel Spitze kann anhand von BILD 23 erläutert werden. Dargestellt sind die berechneten Stromlinien über der Konfiguration mit ausgeschlagenen Hinterkantenklappen. Der Flügelspitzenwirbel ist auf der linken Seite konzentrierter als auf der rechten Flügel-seite. Auf der rechten Seite ist der Wirbel aufgeweitet, was ein Indiz für ein beginnendes Wirbelaufplatzen ist und damit auch die geringeren induzierten Unterdrücke in BILD 22 auf der rechten Seite im Schnitt  $y/s=0,89$  erklärt.

Des Weiteren ist in BILD 23 zu sehen, dass im Vergleich zu BILD 9 ohne Steuerflächen-ausschläge die Wirbeltopologie über dem Flügel im vorderen Bereich nahezu unverändert bleibt. Im Bereich der Hinterkante verläuft aufgrund des Klappenausschlags ein Teil der Wirbelströmung über die Steuerflächen. Die Achse des Wirbels von der Flügel-nase liegt auf der rechten Seite ein wenig weiter innen und auf der linken Seite ein wenig weiter außen. Aufgrund des Steuerflächen-ausschlags auf der linken Flügel-seite wird die Strömung auf der Oberseite des Flügels verzögert und auf der rechten Seite beschleunigt. Die Strömung führt auf der linken Seite zu einer Reduzierung der Druckbeiwerte auf der Unterseite der Klappe wie in BILD 22 zu erkennen. Im Unterschied zu kleinen Anstellwinkeln, bei denen die Strömung vollständig auf der Oberseite des Flügels anliegt, werden die Steuerflächen von der Wirbelströmung beaufschlagt, welches die Steuerkräfte reduziert [23].

In den bisherigen Ergebnissen konnte gezeigt werden, dass vor allem das Nickmoment nicht hinreichend gut

aufgrund einer nicht genügenden Vorhersage der Strömung um die Stielaufhängung wiedergegeben werden konnte. In BILD 24 und BILD 25 sind für die Konfiguration ohne und mit Steuerflächen-ausschlag die Ergebnisse der aerodynamischen Beiwerte aus Rechnungen ohne Berücksichtigung der Stielaufhängung dargestellt. Es ist zu erkennen, dass in beiden Fällen bis auf das Nickmoment sämtliche Beiwerte sehr gut vom Verfahren TAU vorhergesagt werden können.

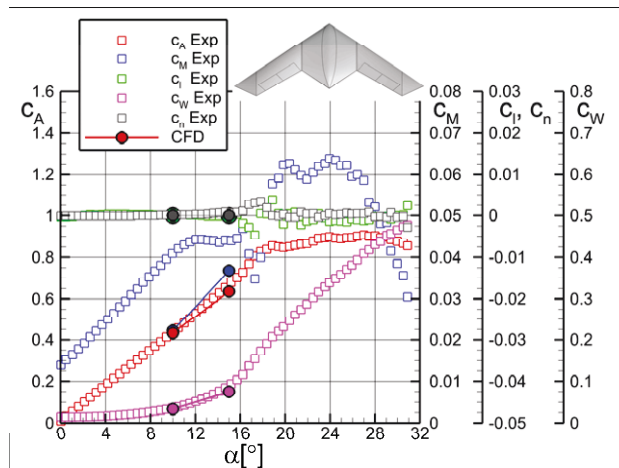


BILD 24. Auftriebs-, Widerstands-, Nick-, Gier- und Rollmomentenbeiwert (ohne Steuerflächen-ausschlag). Vergleich DLR-TAU (SA)/ Experiment:  $Ma = 0,15$ ;  $Re_{ref} = 1,6 \cdot 10^6$ .

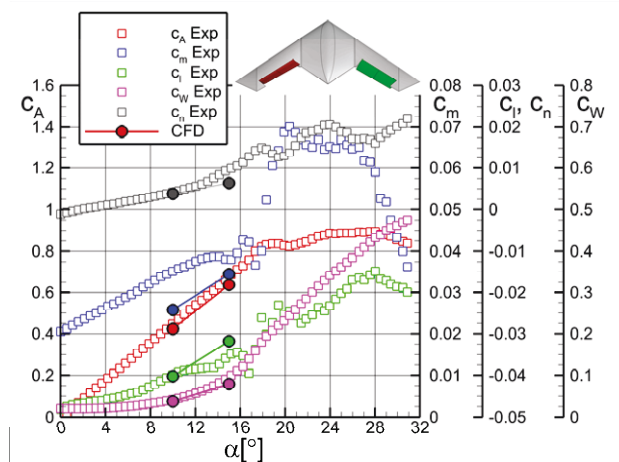


BILD 25. Auftriebs-, Widerstands-, Nick-, Gier- und Rollmomentenbeiwert (mit Steuerflächen-ausschlag). Vergleich DLR-TAU (SA)/ Experiment:  $Ma = 0,15$ ;  $Re_{ref} = 1,6 \cdot 10^6$ .

Demzufolge kann geschlussfolgert werden, dass die maßgeblichen Unterschiede im Nickmoment der nicht ausreichend guten Vorhersage der komplexen Nachlaufströmung hinter der Stielaufhängung zugeschrieben werden. Die Hauptströmung wird demnach sehr gut vom Verfahren TAU wiedergegeben, was durch die Vergleiche der Ergebnisse der Druckverteilungen bereits gezeigt wurde.

Für die tatsächliche Bewertung der Vorhersagequalität zwischen den Konfigurationen mit und ohne Steuerflächen-ausschlag können daher die in BILD 26 aufgetrage-



nen Differenzen herangezogen werden. Es ist zu erkennen, dass die experimentell erfassten Einflüsse der Steuerflächenausschläge auf die aerodynamischen Beiwerte sehr gut vom Verfahren TAU wiedergegeben werden.

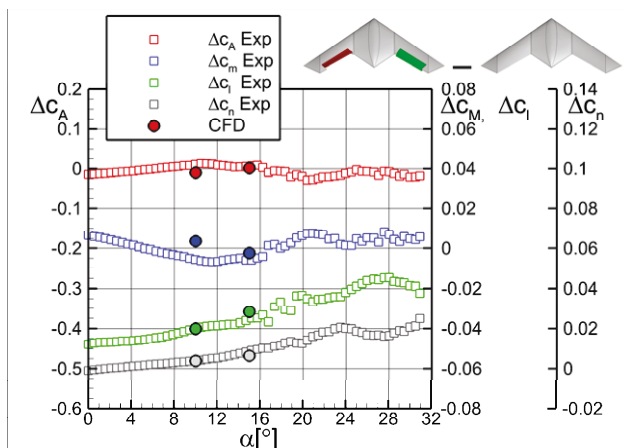


BILD 26. Differenzen des Auftriebs sowie Nick-, Gier- und Rollmomentenbeiwerts. Vergleich DLR-TAU (SA)/ Experiment:  $Ma = 0,15$ ;  $Re_{ref} = 1,6 \cdot 10^6$ .

Eine ausführlichere Beschreibung der Strömungsphysik und des aerodynamischen Verhaltens der Konfiguration mit Steuerflächen ist u.a. in der Arbeiten von Schütte et al. [24] und Frink [25] nachzulesen.

#### 4.4. Neuentwurf der SACCON Konfiguration

In den vorangegangenen Abschnitten wurde gezeigt, dass mit Hilfe des Verfahrens TAU die komplexe wirbeldominierte Strömungsphysik und die aerodynamische Beiwerte qualitativ und zum größten Teil auch quantitativ gut vorhergesagt werden konnten. Die Strömungsphysik der SACCON Geometrie ist in diesem Zusammenhang sehr herausfordernd und eignet sich daher für die Validierung von RANS Verfahren zur Vorhersage wirbeldominierter Strömungen. Eine Betrachtung der Ergebnisse hinsichtlich der aerodynamischen Leistungsfähigkeit zeigt, dass vor allem die Roll- und Gierleistung noch nicht ausreichend für hoch agile Flugeigenschaften ist [26]. Zudem ist das nicht-lineare Nickmomentenverhalten für die Auslegung der Regelsysteme einer realen Flugzeugkonfiguration unerwünscht.

Im DLR Folgeprojekt Mephisto sowie in der NATO STO/AVT Forschungsgruppe 251 soll ein Neuentwurf der SACCON Konfiguration durchgeführt werden. Der Entwurf soll mit Hilfe der validierten CFD Verfahren erfolgen. Für die Erstellung eines umfangreichen aerodynamischen Datensatzes und der Generierung eines aerodynamischen Ersatzmodells für die flugmechanische Analyse und Auslegung eines Reglers sollen zudem Multi-Fidelity Verfahren zum Einsatz kommen, d.h. eine Kombination aus Vorentwurfs- und RANS-Verfahren.

Für den Neuentwurf der SACCON Konfiguration soll in einem ersten Schritt die Wirksamkeiten von Spoilern auf der Oberseite der SACCON Konfiguration untersucht werden. Mit den Spoilern soll eine verbesserte Steuerbarkeit um die Hochachse der Konfiguration erzielt werden. BILD 27 zeigt exemplarisch das Ergebnis des berechneten Strömungsfeldes um die SACCON Konfiguration mit

einem ausgeschlagenen Spoiler im hinteren inneren Bereich des Flügelrumpfs.

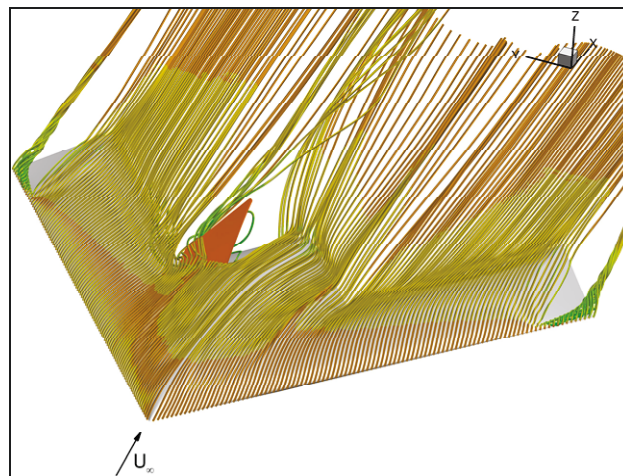


BILD 27. SACCON mit Spoiler: Darstellung der Stromlinien auf der Oberseite des Flügels. DLR TAU, SA:  $\alpha = 10^\circ$ ;  $Ma = 0,15$ ;  $Re_{ref} = 1,6 \cdot 10^6$ .

In BILD 28 sind die Ergebnisse der berechneten Giermomentenbeiwerte für zwei Hinterkantenklappenausläge von  $\eta = +20^\circ$  bzw.  $-20^\circ$  sowie für den Spoiler berechnet. Für die zwei Konfigurationen mit Steuerflächen an der Hinterkante sind zudem zum Vergleich die experimentellen Ergebnisse aufgetragen. Es ist zu erkennen, dass mit den nach oben ausgeschlagenen Steuerflächen erst für Anstellwinkel von  $\alpha > 10^\circ$  ein negatives Giermoment erzielt werden kann. Mit dem Spoiler wird der Richtungswechsel im Giermoment vermieden und die erzielten Beiwerte sind deutlich höher. Für die Konfiguration mit nach unten ausgeschlagenen Steuerflächen erhält man ebenfalls ein Giermoment ohne Richtungswechsel. Der Betrag der Giermomentenbeiwerte ist für kleine Anstellwinkel jedoch nur halb so groß.

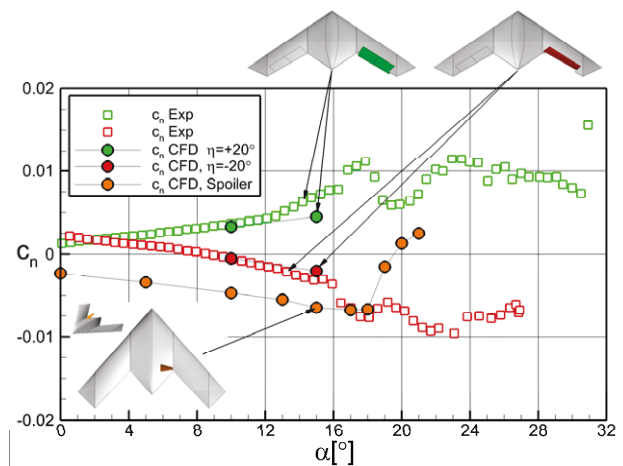


BILD 28. Vergleich der berechneten Giermomente für zwei Hinterkantenklappen Variationen und mit Spoiler. DLR-TAU, SA:  $Ma = 0,15$ ;  $Re_{ref} = 1,6 \cdot 10^6$ .

BILD 29 zeigt die Auswertung des Rollmoments für die drei zuvor diskutierten Konfigurationen. Für höhere Anstellwinkel können mit dem Spoiler größere negative Rollmomente erzielt werden als für die Konfiguration mit nach oben ausgeschlagenen Hinterkantenklappen. Sogar der Betrag des Rollmoments im Vergleich zu der Konfiguration

mit nach unten ausgeschlagenen Steuerflächen ist über einen weiten Anstellwinkelbereich höher.

In zukünftigen numerischen und experimentellen Untersuchungen werden weitere Spoilerkonfigurationen untersucht. Ziel ist es, eine geeignete Kombination aus Steuerflächen an der Hinterkante und Spoilern auf der Ober- und Unterseite der Konfiguration zu entwerfen, die hinreichende Steuerautoritäten liefern. Abschließend soll ein Steuerkonzept entworfen werden, welches mit möglichst geringen Steuerausschlägen die gewünschten Steuerautoritäten für die Erfüllung einer vorgegebenen Mission erzielt.

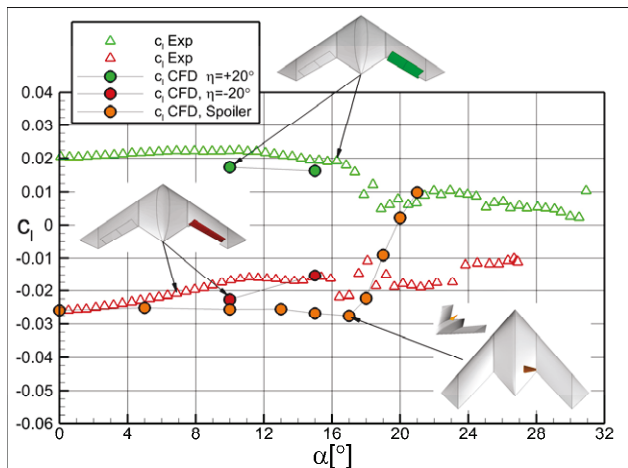


BILD 29. Vergleich des berechneten Rollmoments für zwei Hinterkantenklappen Variationen und mit Spoiler. DLR-TAU, SA:  $Ma = 0,15$ ;  $Re_{\text{cref}} = 1,6 \cdot 10^6$ .

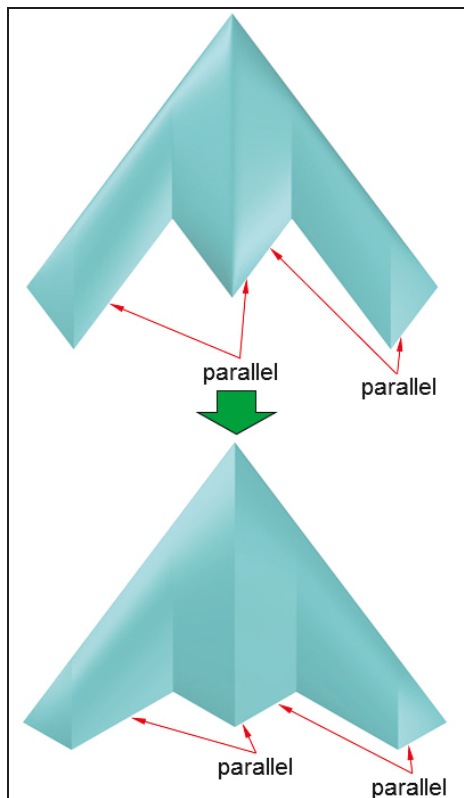


BILD 30. Änderung des Grundrisses der SACCON Konfiguration für den Neuentwurf.

Neben dem Entwurf und der Bewertung von Steuerele-

menten wird es für den Neuentwurf notwendig sein, die höhere Wirksamkeit der Steuerflächen auch durch Änderung des Grundrisses zu erreichen.

In BILD 23 ist zu sehen, dass aufgrund der Wirbelströmung die Zuströmung der Steuerflächen im Vergleich zu einer anliegenden Strömung gestört ist. Um diesen Effekt zu mindern, wird für den Neuentwurf in einem ersten Schritt die Pfeilung der Hinterkanten reduziert. Dieses führt auch dazu, dass sich die umströmte Oberfläche des Flügels erhöht und höhere Auftriebsbeiwerte erzielt werden können. Im Vergleich zur SACCON Konfiguration soll dieses dann zu einer Erhöhung der Agilität beitragen.

Der in BILD 30 geänderte Grundriss für die SACCON Konfiguration bildet den Entwurfsraum für die Arbeiten im DLR Projekt Mephisto und der NATO STO Forschungsgruppe AVT-251. Die Parallelität der Hinterkanten ergibt sich aus den Anforderungen an die Signatureigenschaften.

### 5. FAZIT

Der vorliegende Artikel gab einen Überblick über die numerischen aerodynamischen Arbeiten des DLR zu agilen, getarnten militärischen Konfigurationen.

Die Ergebnisse zeigten, dass das Verfahren DLR-TAU in der Lage ist, die Strömungsphysik und das sensitive aerodynamische Stabilitäts- und Steuerungsverhalten von gefeilten Konfigurationen mit komplexem, wirbeldominiertem Strömungsfeld vorherzusagen. Bei hohen Anstellwinkeln jenseits des Entwurfspunktes werden die Grenzen des hier verwendeten Spalart-Allmaras Turbulenzmodells deutlich. Zur Vorhersage instationärer, nichtlinearer Effekte wie das Wirbelaufplatzen ist es notwendig, höherwertige physikalische Modelle zu nutzen.

Es wurden Ergebnisse der Nurflügelkonfiguration SACCON mit einem Vorderkantenpfeilwinkel von  $53^\circ$  mit und ohne Steuerflächen dargestellt. Die Ergebnisse decken den Bereich subsonischer und transsonischer Strömung ab. Es wurde gezeigt, dass die Wirbelströmung im hohen Maße die Strömungstopologie über den Steuerflächen beeinflusst. Die Steuerflächen an der Hinterkante sind dabei in der Lage, hinreichende Rollmomente aufzuprägen. Erste Ergebnisse zur Nutzung von Spoilern zeigen ein Potential für eine mögliche Giersteuerung.

Die DLR internen Projektarbeiten sind seit Jahren eng in die Kooperation mit Arbeitsgruppen der NATO STO/AVT eingebunden und abgestimmt. In diesem Zusammenhang wurden die ersten Maßnahmen für den Neuentwurf der SACCON Konfiguration von einer Validierungsstudie hin zu einer flugfähigen hoch agilen Flugzeugkonfiguration erläutert.

Die gezeigten Ergebnisse, die DLR Projektergebnisse sowie die der aerodynamischen Arbeiten der NATO STO/AVT Forschungsgruppen liefern einen hohen Vertrauensbereich für die Nutzung der in den Projekten angewendeten validierten CFD Verfahren für den aerodynamischen Neuentwurf der SACCON Konfiguration sowie für die Erstellung eines aerodynamischen Datensatzes zur flugmechanischen Analyse und Bewertung.

- [1] Hummel, D.; Redeker, G.: A new vortex flow experiment for computer code validation. In: RTO AVT Symposium on Vortex Flow and High Angle of Attack Aerodynamics, Loen, Norway, 7-11 May 2001, Meeting Proceedings RTO-MP-069 (I), pp. 8-1 to 8-31, 2003.
- [2] Schütte, A.; Lüdeke, H.: Numerical investigations on the VFE-2 65-Degree rounded leading edge delta wing using the unstructured DLR TAU-Code. *Journal of Aerospace Science and Technology (AST)*, Vol. 24, No. 1, pp. 56–65, Jan.–Febr. 2013.
- [3] Fritz, W.; Cummings, R. M.: What was Learned from the Numerical Simulations for the VFE-2. *AIAA-Paper 2008-399*, 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, Jan. 2008.
- [4] Luckring, J.M.; Hummel, D.: What was learned from the new VFE-2 experiments? *AIAA Paper 2008-0383*, 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, Jan. 2008.
- [5] Schütte, A.; Boelens, Okko J.; Oehlke, M.; Jirásek, A.; Loeser, T.: Prediction of the flow around the X-31 aircraft using three different CFD methods. *Journal of Aerospace Science and Technology*, Vol. 20, No. 1, pp. 21-37, July-August 2012.
- [6] Cummings, R.M.; Schuette A. et al.: Assessment of Stability and Control Prediction Methods for NATO Air and Sea Vehicles. *NATO RTO/AVT, Final Report of the AVT-161 Task Group, RTO-TR-AVT-161*, Sept. 2012.
- [7] Cummings, R.M.; Schuette, A.: The NATO STO AVT-201 Task Group on Extended assessment of Stability and Control Prediction Methods for NATO Air Vehicles. *AIAA Paper 2014-2000*, 32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference, Atlanta, GA, 2014.
- [8] Vicroy, D.D.; Loeser, Thomas D.; Schütte A.: Static and Forced-Oscillation Tests of a Generic Unmanned Combat Air Vehicle. *Journal of Aircraft*, Vol. 49, No. 6, pp. 1558-1583, 2012.
- [9] Huber, K.; Vicroy, D.D.; Schütte, A.; Hübner, A.-R.: UCAV model design investigations and static low speed wind tunnel experiments to estimate control device effectiveness and S&C capabilities. *AIAA-Paper 2014-2002*, 32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference, Atlanta, GA, June 2014.
- [10] Vicroy, D.D.; Huber, K.; Loeser, T.; Rohlf, D.: Dynamic low speed wind tunnel experiments and S&C analyses of a generic high swept UCAV configurations. *AIAA Paper 2014-2003*, 32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference, Atlanta, GA, June 2014.
- [11] Rein, M.; Irving, J.; Rigby, G.; Birch, T.: High speed static experimental investigations on a generic UCAV to estimate control device effectiveness and S&C capabilities. *AIAA-Paper 2014-2004*, 32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference, Atlanta, GA, June 2014.
- [12] Schwamborn, D.; Gerhold, T.; Heinrich, R.: The DLR TAU-Code: Recent Applications in Research and Industry. In proceedings of "European Conference on Computational Fluid Dynamics" - ECCOMAS CDF, Delft, The Netherlands, 2006.
- [13] CentaurSoft: <http://www.centaursoft.com>. Webseite.
- [14] Allmaras, S.R.; Johnson, F.T.; Spalart, P.R.: Modifications and clarifications for the implementation of the Spalart-Allmaras turbulence model. *ICCFD7 Proceedings, ICCFD7-1902*, 2012.
- [15] Langer, S.; Schwöppe, A.; Kroll, N.: The DLR Flow Solver TAU - Status and Recent Algorithmic Developments. *AIAA-Paper 2014-0080*, 52nd Aerospace Sciences Meeting, National Harbor, Maryland, Jan. 2014.
- [16] Eisfeld, B.; Brodersen, O.: Advanced Turbulence Modelling and Stress Analysis for the DLR-F6 Configuration. *AIAA-Paper 2005-4727*, 23rd AIAA Applied Aerodynamics Conference, Toronto, CAN, 2005.
- [17] Cecora, R.-D.; Eisfeld, B.; Probst, A.; Crippa, S.; Radespiel, R.: Differential Reynolds Stress Modeling for Aeronautics. *AIAA-Paper 2012-0465*, 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Nashville, Tennessee, USA, Jan. 2012.
- [18] Schütte, A.; Hummel, D.; Hitzel, S.M.: Flow Physics Analyses of a Generic Unmanned Combat Aerial Vehicle Configuration. *Journal of Aircraft*, Vol. 49, No. 6, pp. 1638-1651, 2012.
- [19] Zimper, D.; Hummel, D.: Analysis of the transonic flow around a generic UCAV configuration. *AIAA-Paper 2014-2266*, 32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference, Atlanta, GA, June 2014.
- [20] Hitzel, S.M.; Zimper, D: Model Scale and "Real" Flight of Generic UCAV and Advanced Combat Aircraft - An Industrial Perspective. *AIAA-Paper 2014-2267*, 32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference, Atlanta, GA, June 2014.
- [21] Zimper, D.; Rein, M.: Experimental and numerical analysis of the transonic vortical flow over a generic lambda wing configuration. *AIAA-Paper 2014-2005*, 32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference, Atlanta, GA, June 2014.
- [22] Huber, K.; Schütte, A.; Rein, M.: Numerical Investigation of the Aerodynamic Properties of a Flying Wing Configuration. *AIAA-Paper 2013-3325*, 35th Applied Aerodynamics Conference, New Orleans, LA, June 2012.
- [23] Liersch, C.; Huber, K.C.: Conceptual control surface design and aerodynamic analyses of a generic UCAV configuration. *AIAA-Paper 2014-2001*, 32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference, Atlanta, GA, June 2014.
- [24] Schütte, A.; Huber, K.; Boelens, J.O.: Static and dynamic numerical simulations of a generic UCAV configuration with and without control devices. *AIAA-Paper 2014-2132*, 32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference, Atlanta, GA, June 2014.
- [25] Frink, N.: Stability and Control CFD Investigations of a Generic 53-deg Swept UCAV Configuration. *AIAA 2014-2133*, 32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference, Atlanta, GA, USA, June 2014.
- [26] Ehlers, J.; Rohlf, D.; Looye, G.: An Innovative Route from Wind Tunnel Experiments to Flight Dynamic Analysis for a Highly Swept Flying Wing. *DGLR, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Rostock, Sept. 2015*.