Aerodynamische Analysen zur Erforschung des flugphysikalischen Verhaltens moderner Hochleistungsflugzeuge

Andreas Winkler, Airbus Defence and Space GmbH,
Rechliner Straße, 85077 Manching, Deutschland

Kurzfassung

Die Entwicklung moderner Hochleistungsflugzeuge bringt zahlreiche und tiefgreifende aerodynamische Herausforderungen mit sich. Airbus Defence and Space hat zur Überwindung dieser Herausforderungen eine Vielzahl von Forschungskooperationen und Machbarkeitsstudien initiiert, die wichtige Erkenntnisse auf den Gebieten der Wirbelströmungen, Kavitätsströmungen, skalenauflösenden Turbulenzsimulationen, statischen Aeroservoelastik und Triebwerkseinlaufströmung liefern sollen. Das Papier zeigt eine Übersicht über diese Kooperationen und ihren aktuellen Stand.

Keywords

Aerodynamik, Kooperation, Numerische Simulation, Windkanal

1. EINLEITUNG

Im Juli 2017 verständigte sich die französische und die deutsche Regierung auf die gemeinsame Entwicklung eines zukünftigen Luftkampfsystems (Future Combat Air System, FCAS). Eine zentrale Komponente des FCAS wird das neue, bemannte Kampfflugzeug (New Generation Fighter, NGF) sein, für das zunächst ein Demonstrator entwickelt wird. Die Phase 1A der NGF-Demonstratorstudie (NGFD) wurde im Februar 2020 gestartet. Eine zweite wichtige Komponente des FCAS werden die Remote Carriers (RC) sein, also unbemannte Flugzeuge unterschiedlicher Leistungsklassen, die mit dem NGF und zahlreichen weiteren bestehenden Boden-, Luft- und Weltraumkomponenten die Combat Cloud bilden werden. BILD 1 gibt einen Eindruck von den unterschiedlichen Komponenten des FCAS.

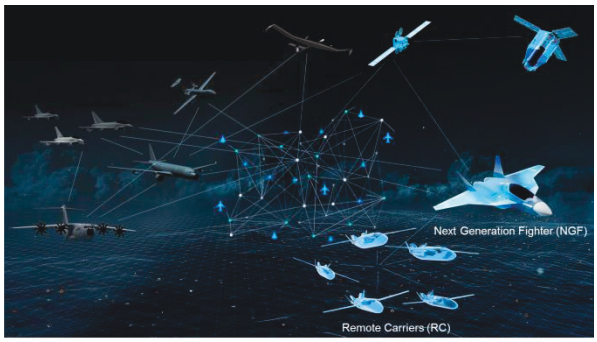

BILD 1. Future Combat Air System

Auf Seite der deutschen Industrie übernimmt Airbus Defence and Space (AD&S) die Führung der Entwicklungstätigkeiten sowohl für NGFD als auch für die RCs. Dabei sind tiefgreifende aerodynamische Herausforderungen zu meistern [1] [2], wofür zahlreiche Kooperationen mit der deutschen und internationalen Forschungslandschaft etabliert wurden. Während in der konkreten Produktgestaltung zunächst das Hauptaugenmerk auf dem NGFD liegt ist klar, daß viele aerodynamische Fragestellungen und Lösungsansätze sowohl für den NGFD als auch für die RC gültig sein werden. Zu diesen aerodynamischen Fragestellungen gehören die allgemeine äußere Formgebung, die Integration eines Waffenschachts in das Flugzeug, die korrekte Voraussage und das Beherrschen von Tail Buffeting, die korrekte Voraussage der Kontrollflächenwirksamkeit unter Verformung sowie die Interaktion zwischen Triebwerk und der aerodynamischen Antriebsintegration.

2. FLUGZEUGFORM

Moderne Kampfflugzeuge müssen zum einen geringe Radarsignaturen aufweisen, woraus sich geometrische Restriktionen für den aerodynamischen Entwurf ergeben. Zum anderen bleiben die traditionellen Forderungen nach hohen Flugleistungen im Überschall sowie hoher Manövrierfähigkeit im Unter- und Transschall erhalten. Aus dieser Kombination ergeben sich aerodynamisch herausfordernde Auslegungsbereiche, die in BILD 2 am Beispiel des NGFD skizziert sind.

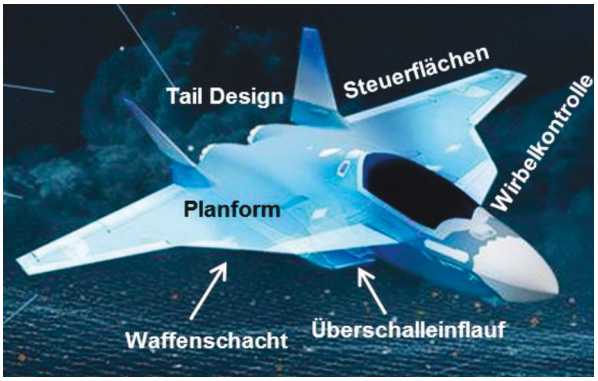

BILD 2. Aerodynamisch herausfordernde Auslegungsbereiche am Beispiel des NGFD.

So verbieten die geometrischen Restriktionen viele bekannte aerodynamische Designelemente, weshalb der Auslegung der Flugzeugplanform eine entscheidende Rolle zukommt. Zur grundsätzlichen Analyse des Einflusses unterschiedlicher Planformparameter von mehrfach gepfeilten Flügelgrundrissen auf die Strömungstopologien hat AD&S im Jahr 2017 eine experimentelle und numerische Machbarkeitsstudie initiiert. Dazu wurden

umfangreiche numerische Simulationen und Windkanalexperimente an drei unterschiedlichen Prinzipplanformen durchgeführt. Diese drei prinzipiellen Planformen ergeben sich aus einem dreifach gepfeilten Dreiecksflügel (Tripel-Delta) und den beiden analogen Doppel-Delta-Planformen. Grund für die Untersuchung der analogen Doppel-Delta-Planformen war die Trennung und Analyse der Wirbelsysteme an den unterschiedlichen Pfeilungselementen. In BILD 3 sind als Beispiel die Verläufe des Rollmoments dreier unterschiedlicher Varianten dieser drei prinzipiellen Planformen im niedrigen Unterschall dargestellt. Zum einen sind zum Teil sehr gute Übereinstimmungen zwischen numerischer Simulation (CFD) und Windkanal (Wika) zu erkennen, im höheren Anstellwinkelbereich und abhängig von der Planform aber auch deutliche Abweichungen. Zum anderen wird klar, daß die Tripel-Delta-Planform keine einfache Überlagerung der beiden Doppel-Delta-Planformen ist, in der Charakteristik der Kurven aber doch gegenseitige Verwandtschaften deutlich werden. Es ist klar, daß die Verläufe der Kurven und die Abweichungen zwischen CFD und Windkanal vom Verhalten der Wirbelströmungen und hier insbesondere des Wirbelplatzens dominiert werden. Die korrekte Vorhersage dieser Wirbelströmungen und ihre Beeinflussungen durch geeignete Formgebung stellt eine der zentralen Herausforderungen in der aerodynamischen Analyse dieser Art von Hochleistungsflugzeugen dar.

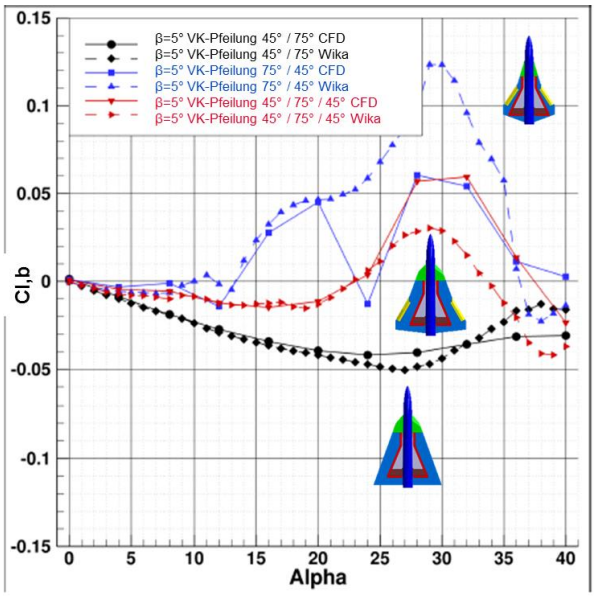

BILD 3. Rollmoment über Anstellwinkel von drei Varianten der drei Prinzipplanformen für M=0.15.

In Kooperation mit dem Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) und der Technischen Universität München (TUM) wurden die drei prinzipiellen Planformen und ihre Varianten im sub-, trans- und supersonischen Strömungsbereich analysiert und der Einfluß auf das Stability & Control (S&C) Verhalten von entsprechend ausgeführten Flugzeugformen abgeleitet. [1] [3] [4] [5] Eine Untermenge der Formen aus dieser Machbarkeitsstudie wurde außerdem in die NATO STO AVT-316 Task Group "Vortex Interaction Effects Relevant to Military Air Vehicle Performance" eingebracht. Sie wird dort in Kooperation mit DLR, TUM und weiteren internationalen Partnern analysiert. Aus diesen Kooperationen ergeben sich für AD&S neben dem regen fachlichen Austausch mit den Kooperationspartnern viele Gelegenheiten, aus unterschiedlichen numerischen und experimentellen Blickwinkeln auf den Bereich der Wirbelströmung im Unter-, Trans- und Überschall zu blicken.

Die Stromfelder der untersuchten Formen zeigen sehr komplexe Wirbelströmungen mit Wirbel-Wirbel- und Wirbel-Stoß-Interaktionen und entsprechendem Aufplatzverhalten. Im Prozeß der aerodynamischen Auslegung von Hochleistungsflugzeugen ist die möglichst korrekte aber gleichzeitig auch effiziente Vorhersage dieser Wirbelströmungen von entscheidender Bedeutung. Im Bereich der numerischen Simulation bildet die Modellierung und/oder Simulation der Turbulenz dabei eine der größten Herausforderungen. Während die turbulenzmodellbasierte RANS-Simulation der effizientere Ansatz ist, verspricht die skalenauflösende Simulation höhere Genauigkeit und tiefere Einblicke in die physikalischen Zusammenhänge der Wirbelströmungen. Daher werden in Kooperation mit der TUM und der Universität der Bundeswehr (UniBw) skalenauflösende numerische Simulationen durchgeführt und mit experimentellen Daten sowie RANS-Simulationen verglichen. [5] [6]. Dabei zeigt sich zum einen im mittleren Anstellwinkelbereich einer für die Verschränkung von aerodynamischer Auslegung und numerischer Simulation zwar oft typischer, jedoch erschwerender Zusammenhang. Während die integralen aerodynamischen Koeffizienten häufig sowohl durch RANS als auch durch skalenauflösende Simulationen gut bis sehr gut vorhergesagt werden, zeigen sich in den lokalen Strömungsbildern deutliche Unterschiede zwischen den beiden Simulationsansätzen. Dadurch wird die Übertragbarkeit von validierten Turbulenzmodelleinstellungen auf neue Geometrien erschwert und der Gültigkeitsbereich der Übertragbarkeit muß sehr sorgfältig gewählt werden. Zum anderen zeigt sich bei höheren Anstellwinkeln, daß die skalenauflösende Simulation das lokale Strömungsfeld deutlich besser vorhersagt, die integralen Koeffizienten aber trotzdem noch vergleichsweise schlecht berechnet werden.

3. WAFFENSCHACHT

Die hohen Anforderungen an die Radarsignatur zwingen zur Integration der Bewaffnung in einen internen Waffenschacht. Die Öffnung des Waffenschachts im Unter-, Trans- und Überschall führt zu komplexen Strömungsvorgängen, deren prinzipielles Verhalten unter dem Oberbegriff der Kavitätsströmung bereits seit langem untersucht und auch in großen Teilen verstanden wird. Grundsätzlich wird bei den Kavitätsströmungen zwischen der Closed und Open Flow Strömungstopologie unterschieden. Die für die strukturelle Belastung prinzipiell kritischere Strömungsform ist der Open Flow, wie er in BILD 4 skizziert ist, weil hier Resonanzphänomene, genannt Hohlraummoden, in der Strömung auftreten.

In seiner einfachsten geometrischen Form als quaderförmige Kavität lassen sich die Hohlraummoden mit einer einfachen Formel nach Rossiter bestimmen, die schon seit den 1960er Jahren bekannt ist. Allerdings gibt es zum einen keine ähnlich elegante Formel zur Berechnung der Amplituden zu den Resonanzfrequenzen und zum anderen weicht der

reale Waffenschacht von den idealisierten Kavitätsformen in vielen Bereichen ab. So hängt zum Beispiel die Strömung im Schacht von der Beladung ab, es können sehr hohe aeroakustische Pegel auftreten und die geöffneten Türen beeinflussen die Kavitätsströmung zusätzlich.

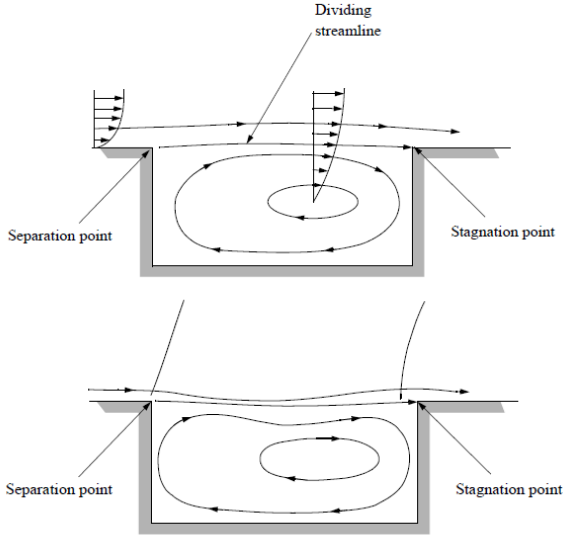

BILD 4. Open-Flow Strömungstopologie im Unterschall (oben) und Überschall (unten) aus [7].

Aus Sicht der aerodynamischen Auslegung stellt die inhärente Instationarität der Phänomene eine Herausforderung dar, weil dadurch zur Analyse entweder aufwendige Windkanalversuche oder rechenintensive skalenauflösende numerische Simulationen notwendig sind. AD&S hat zur Überwindung dieser Herausforderungen eine weitere Machbarkeitsstudie initiiert und dabei experimentelle und numerische Analysen einer vereinfachten Schachtgeometrie vorgenommen. Der prinzipielle Ansatz lehnt sich dabei an die wohlbekannte M219-Kavität und die zugehörigen Experimente und Untersuchungen an. Die Hauptaugenmerke der Untersuchungen sind dabei wieder Datengenauigkeit und Effizienz der Datengewinnung, aber auch einige grundlegende konfigurative Maßnahmen wie der Einfluß der Schachttüren oder die Formänderung der Schachtrückwand (siehe BILD 5) werden untersucht [8] [9] [10]. Dabei bestätigen die Messergebnisse des starken Einfluß, den die Geometrie der Rückwand auf die Hohlraummoden hat.
Im Bereich der numerischen Simulation ist der aktuelle Stand, daß die auf den Boltzmann-Gleichungen basierende Lattice-Boltzmann-Methode eine effizientere Datengewinnung bei ähnlicher Datengenauigkeit erlaubt wie die klassischen, Navier-Stokes-basierten Verfahren. Eine weitere Kooperation mit der UniBw verfolgt unter anderem das Ziel, diesen Nachteil der klassischen Methode auszuleuchten und unter Umständen Verbesserungen zur effizienteren Datengewinnung zu finden. Im Bereich der experimentellen Analyse verspricht die Anwendung von Fast Response Pressure-Sensitive Paint (iPSP) einen Qualitätssprung bei der instationären Stromfeldanalyse der Kavitätsströmung [11]. Der reale Waffenschacht mit Beladung weicht geometrisch in vielen Bereich deutlich von der einfachen quaderförmigen Kavität ab. Für die Auslegung ist es aber entscheidend, lokale Problembereiche vorhersagen und damit unter Umständen ausschließen zu können. Da keiner der beiden numerischen Simulationsmethoden hinreichend hohe Genauigkeit in allen Strömungsbereichen verspricht, kann die Anwendung von iPSP zur Validierung von realen Schachtgeometrien von großem Vorteil sein.

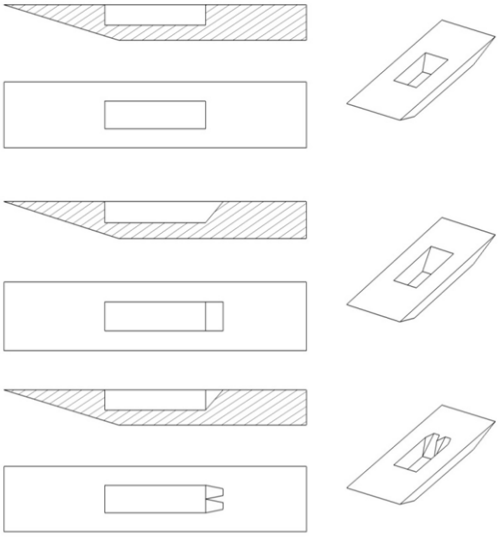

BILD 5. Konfigurative Änderungen an der Rückwand des Waffenschachts aus [8].

4. TAIL BUFFETING

Ein aus Sicht der effizienten Datengewinnung ähnliche gelagertes Problem wie die Kavitätsströmung ist die aerodynamische Analyse des Tail-Buffeting-Verhaltens bei hohen Anstellwinkeln, dadurch geplatzten und damit stark instationären Wirbelsystemen und der Frage, ob eine aeroelastische Einwege- oder Zweiwegekopplung notwendig ist. AD&S hat hierzu die Entwicklung eines flexiblen Windkanalmodells initiiert, welches in Kooperation mit der TUM vermessen wird und zur Analyse unterschiedlicher Strukturkonzepte verwendet wird. Außerdem wird das instationäre Stromfeld mit skalenauflösenden numerischen Simulationen analysiert [12]. In BILD 6 ist die Entwicklung der Wirbelsysteme über einer Tripel-Delta-Planform bei Seitenbewegung und mittlerem Anstellwinkel dargestellt. Die schwarzen Bereiche markieren Rückströmgebiete und damit Wirbelplatzen. Es ist leicht vorstellbar, daß bei einer Doppelleitwerks-Konfiguration die aufgeplatzten, hochturbulenten Wirbelsysteme auf die Finnen treffen können oder aber bei niedrigen bis mittlerem Anstellwinkel auf das Höhenleitwerk und dadurch zu entsprechender struktureller Anregung führen können. Zusätzlich wird natürlich auch der Flügel selbst mit den entsprechenden Druckschwankungen beaufschlagt. Dies kann sowohl zu Problemen in der Dauerfestigkeit als auch zur Verringerungen der Steuerflächenwirksamkeiten führen.

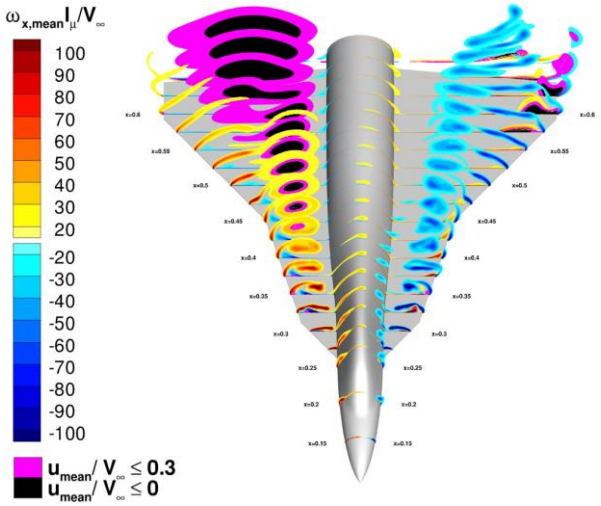

BILD 6. CFD-Simulation der Wirbelströmung für α=20°, β=5° und M=0.85 an der Tripel-Delta-Planform 52.5°/75°/52.5° aus [13].

Im Gegensatz zur Kavitätsströmung kann im Fall der komplexen Wirbelströmungen der Lattice-Boltzmann-Ansatz den deutlichen Effizienzvorteil nicht mit vergleichbarer Genauigkeit zum Navier-Stokes-Ansatz kombinieren. Bei der Vorhersage der Wirbelströmungen sind die Abweichungen des Lattice-Boltzmann-Ansatzes zum Teil noch erheblich (AD&S-interne Untersuchungen). Deshalb wird zur numerischen Simulation des instationären Stromfelds der Navier-Stokes-Ansatz gewählt. Der hohe Rechenaufwand in Kombination mit der nicht für alle Flugzustände hinreichenden Genauigkeit macht die Verwendung von Windkanalmodellen weiterhin notwendig. In der erwähnten Kooperation wird untersucht, inwieweit die flexible und kostengünstige Methode des 3D-Drucks für die Herstellung solcher Windkanalmodelle geeignet ist. Bisher konnte unter Verwendung von High-Fidelity CFD und CSM-Methoden der Auslegungsprozeß für solch ein modulares Windkanalmodell mit Rumpf, Flügel und Horizontal Tail Plane (HTP) ausgearbeitet und demonstriert werden.

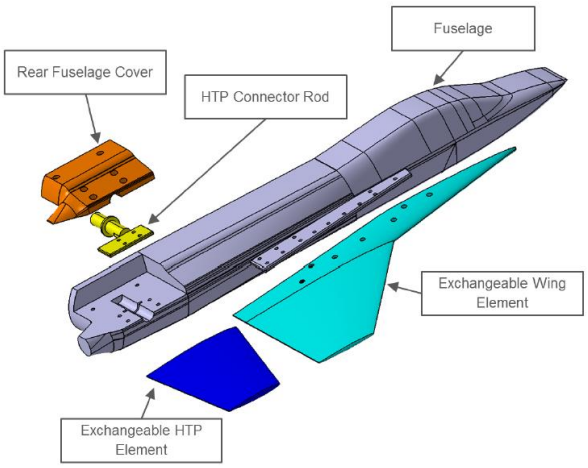

BILD 7. Modulares Halbmodell zur experimentellen Buffettinguntersuchung an HTP und Flügel. (Hell)blaue Komponenten aus 3D-Druck aus [12].

Damit ist der Weg zu einer effizienten und qualitativ hochwertigen, experimentellen Analyse des Tail Buffeting eröffnet. Sind die Ergebnisse der Windkanalversuche vielversprechend, dann soll dieser Ansatz auf ein Vollmodell mit vollständiger Tail-Konfiguration erweitert werden.

5. KONTROLLFLÄCHENWIRKSAMKEIT UNTER VERFORMUNG

Ein weiteres aeroelastisches Problem in der Auslegung von Hochleistungsflugzeugen ist die Vorhersage der Verformung von Flügel und Kontrollflächen unter Manöverlasten und die damit einhergehende Abminderung der Kontrollflächenwirksamkeiten. Statisch instabil ausgelegte Hochleistungsflugzeuge sind auf die genaue Vorhersage des aerodynamischen Verhaltens des Flugzeugs in der gesamten Flugenvelope angewiesen. Bei AD&S wurde in den letzten Jahren eine Methode zur Massenproduktion von (U)RANS-CFD-Simulationen im gesamten Flugbereich und unter Berücksichtigung von Kontrollflächenausschlägen etabliert. Eine Kerntechnologie ist dabei die Chimera-Netztechnik, also die Überlagerung von Komponentennetzen über ein Hintergrundnetz. In Kooperation mit der TUM wird nun die Kopplung dieser Methode mit der strukturmechanischen Simulation vorangetrieben, um eine effiziente Analyse- und Auslegungsfähigkeit für das genannte Problem zu erreichen [14]. In BILD 8 ist eine Chimeratopologie am Beispiel eines generischen Deltaflügels mit Hinterkantenklappen und ausgefahrener Vorderkantenklappe aus [14] gezeigt.

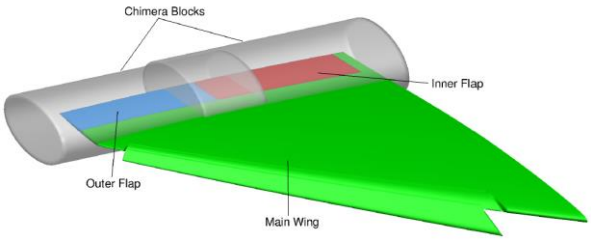

BILD 8. Generisches, aeroservoelastisches Deltaflügelmodell mit Chimera-Netztopologie aus [14].

Kernthema der Forschungskooperation ist die aeroservoelastische Kopplung zwischen numerischer Strömungs- und Struktursimulation in der AD&S Simulationsumgebung SimServer. In BILD 9 und BILD 10 sind beispielhafte Ergebnisse von Simulationen am generischen Deltaflügel dargestellt und es wird deutlich, daß die gekoppelte Simulation plausible Ergebnisse liefert. So ist der Unterschied in der Druckverteilung nicht nur am Steuerelement, sondern am gesamten Flügel erkennbar, die Saugspitzen im vorderen Flügelbereich werden durch die Verformung reduziert. Die Unterschiede in der Kontrollflächenwirksamkeit können dabei beträchtliche Werte im Bereich von 20% bis 30% annehmen(siehe [14]).
Daraus wird ersichtlich, daß die Fähigkeit zur effizienten Simulation dieser aeroservoealstischen Effekte in der gesamten Flugenvelope entscheidende Vorteile und Erkenntnisse in der Auslegung des Flugzeugs liefern kann.

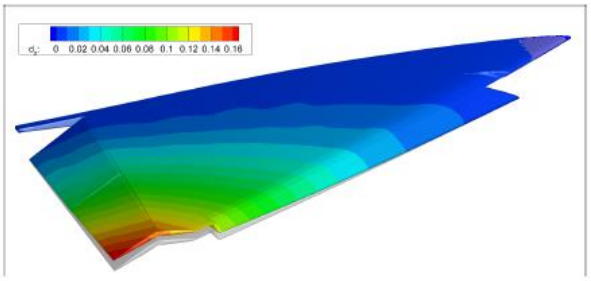

BILD 9. Verformung in Richtung der Hochachse für α=20°, M=0.8, δ=30° aus [14].

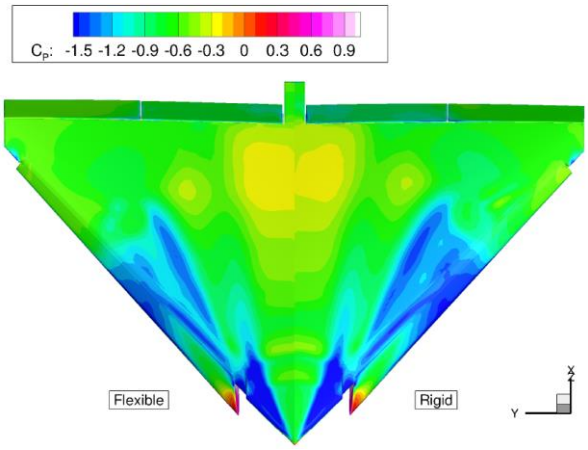

BILD 10. Unterschied in der Druckverteilung für den starren (rechts) und den flexiblen (links) Deltaflügel für α=20°, M=0.8, δ=30° aus [14].

6. INTERAKTION ZWISCHEN EINLAUF UND TRIEBWERK

Die Restriktionen zur Reduktion der Radarsignatur beeinflussen auch die Integration des Triebwerks. Bei Hochleistungsflugzeugen bilden Rumpf, Triebwerkseinlauf und Düse eine geometrisch komplexe, hochintegrierte Baugruppe, die weitreichende Folgen für die übrige Flugzeugauslegung hat. Ein Weg, die Forderungen nach geringer Radarsignatur bei Kampfflugzeugen zu erfüllen, ist die Verwendung einer Einlaufröhre mit ausgeprägtem S-Schlag. Beispielhafte Varianten von Einlaufröhren sind in BILD 11 dargestellt.

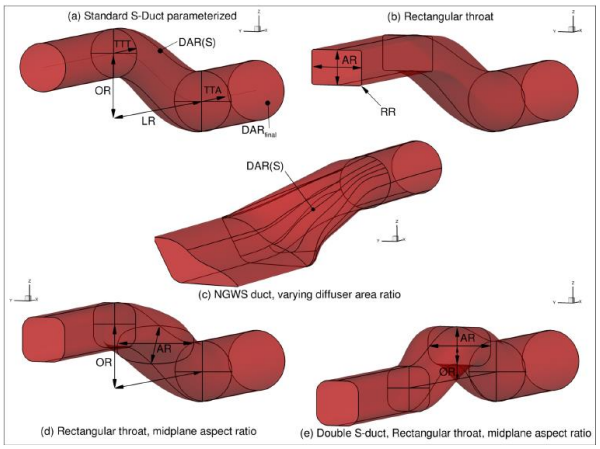

BILD 11. Varianten der Einlaufröhre aus [15]

Die Durchströmung solch einer Einlaufröhre kann entscheidenden Einfluß auf die Funktions- und Leistungsfähigkeit des Einlaufs haben. Eine wichtige Fragestellung bei der Auslegung des Einlaufsystems mit Hilfe numerischer Methoden ist der Einfluß der Triebwerksrandbedingung auf die Rohrströmung, also die Stromaufwirkung dieser Randbedingung. In Kooperation mit dem DLR werden daher unterschiedliche Methoden untersucht, um diesen Einfluß herauszuarbeiten [16]. In BILD 12 sind drei unterschiedlichen Methoden zur Simulation der Strömung in der Aerodynamic Interface Plane (AIP) dargestellt. Dabei steigen Rechenaufwand und Rechenkomplexität von oben nach unten.

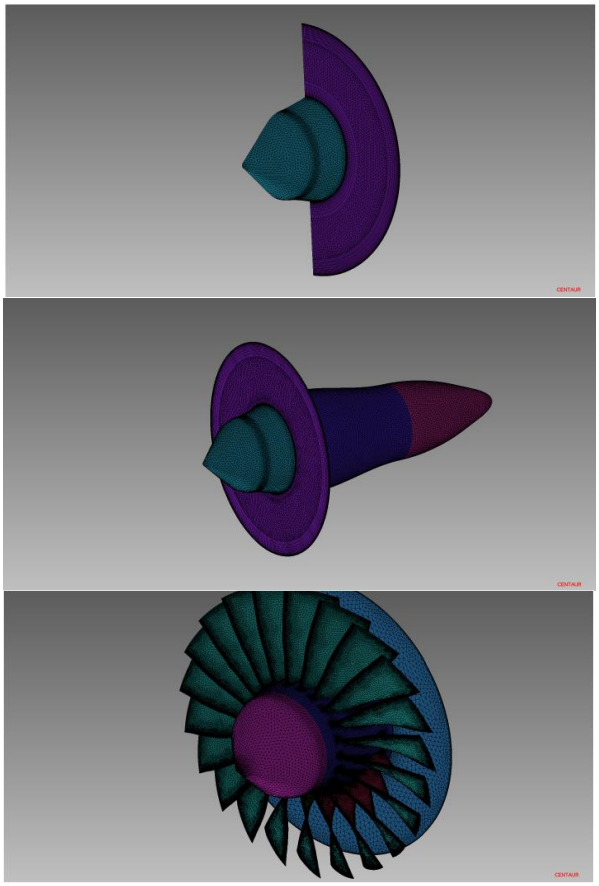

BILD 12. Unterschiedliche numerische Modellierung des Bereichs AIP aus [16]: Built-in Engine Boundary Condition (oben), Actuator Disc (Mitte) und geometrische Auflösung der ersten Verdichterstufe mit Chimera (unten).

Die Diskussion der Ergebnisse in [16] zeigt einen relevanten Einfluß der Simulationsmethode auf die Rohrströmung, also eine relevante Stromaufwirkung für die verwendete Einlaufröhre bei geometrischer und zeitlicher Auflösung der ersten Verdichterstufe. Druckverteilung, Strömungstopologie und Ablöseverhalten zeigen deutliche Unterschiede zur einfachen Engine Boundary Condition. In der Auslegung zukünftiger Einlaufsysteme muß dieser Zusammenhang also, abhängig von der vorliegenden Röhrengeometrie, berücksichtigt werden.

7. ZUSAMMENFASSUNG

Die zahlreichen Kooperationen von AD&S mit der deutschen Forschungslandschaft bilden einen wichtigen Eckpfeiler bei der Lösung der gegebenen aerodynamischen Herausforderungen. Ein Hauptaugenmerk bei diesen Kooperationen liegt in der Weiterentwicklung und Validierung von Methoden zur numerischen Strömungssimulation bzw. der Einbindung in unterschiedliche Analyseumgebungen. Dabei entscheidet die erreichbare Effizienz bei Einhaltung hinreichender Vorhersagegenauigkeit darüber, ob die Methode als relevantes Auslegungswerkzeug verwendet werden kann oder nicht. Aber auch die Durchführung qualitativ hochwertiger Windkanalversuche zu Validierungs- und Auslegungszwecken sowie die Etablierung neuer Meßtechniken spielt eine wichtige Rolle. Aus den laufenden Kooperationen konnten bereits viele wertvolle Erkenntnisse gewonnen werden, die in den aerodynamischen Auslegungsprozeß von innovativen Hochleistungsflugzeugen einfließen. AD&S ist bestrebt, diese Forschungskooperationen in Zukunft fortzuführen und unter Umständen sogar auszubauen und zu erweitern. Nicht zuletzt ist die Einbindung und Nutzung der nationalen aerodynamischen Expertise und Kompetenz ein wichtiger Baustein zu Definition der Arbeitsanteile in europäischen industriellen Großprojekten.

8. KONTAKT

andreas.dr.winkler@airbus.com

9. LITERATURVERZEICHNIS

[1] S. M. Hitzel, A. Winkler und A. Hövelmann, „Vortex Flow Aerodynamic Challenges in the Design Space for Future Fighter Aircraft," in *STAB-Konferenz*, Darmstadt, 2018.

[2] S. M. Hitzel, A. Winkler und A. Hövelmann, „Combat Aircraft Aerodynamics Challenges in Design, Knowledge, Tools & Processes," DLRK 2019, Darmstadt, 2019.

[3] A. Hövelmann, A. Winkler, S. M. Hitzel, K. Richter und M. Werner, „Analysis of Vortex Flow Phenomena on Generic Delta Wing Planforms at Transonic Speeds," in *STAB-Konferenz*, Darmstadt, 2018.

[4] S. Pfnür, J. Pflüger und C. Breitsamter, „Analysis of Vortex Flow Phenomena on Generic Delta Wing Planforms at Subsonic Speeds," in *STAB-Konferenz*, Darmstadt, 2018.

[5] D. Sedlacek, S. Biechele und C. Breitsamter, „Numerical investigations of vortex formation on a generic multiple swept wing fuselage configuration," in *DLRK*, Aachen, 2020 (eingereicht).

[6] T. di Fabbio, E. Tangermann und M. Klein, „Comparative Scale-Resolving and RANS Simulations of a Delta Wing Configuration," in *DLRK*, Aachen, 2020 (eingereicht).

[7] ESDU02008, „Aerodynamics and aero-acoustics of rectangular planform cavities. Part I: Time-averaged flow.," ESDU, 2009.

[8] F. Mayer, S. Mancini und A. Kolb, „Experimental Investigation of installation effects on the aeroacoustic behavior of rectangular cavities at high subsonic and supersonic speed," in *DLRK*, Aachen, 2020 (eingereicht).

[9] S. Mancini, A. Kolb, I. Gonzalez-Martino und D. Casalino, „Very-Large Eddy Simulations of the M219 Cavity at High-Subsonic and Supersonic Conditions," in *AIAA SciTech*, San Diego, 2019.

[10] A. Kolb, S. Mancini, I. Gonzalez-Martino und D. Casalino, „Effects of Wall modifications on pressure oscillations in high-subsonic and supersonic flows over rectangular cavities," in *25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, Delft, 2019.

[11] M. Hilfer, C. Klein und F. Mayer, „Aeroacoustic measurements with fast response pressure-sensitive paint in a cavity at transonic and supersonic Mach numbers," in *DLRK*, Aachen, 2020 (eingereicht).

[12] L. Katzenmeier, C. Vidy, A. Kolb und C. Breitsamter, „Development of a Flexible Wind Tunnel Model for Tail Buffeting Analysis," in *DLRK*, Aachen, 2020 (eingereicht).

[13] S. Trapp, „Master Thesis: Analysis of Vortex Flow Physics on a Generic Fighter Aircraft at High Angles of Attack under Sideslip Conditions at Transonic Speeds," Institute of Aerodynamics and Gas Dynamics at the University of Stuttgart, Stuttgart/Manching, 2019.

[14] C. Reinbold, K. Sörensen und C. Breitsamter, „Development of a Numerical Method for Aeroelastic Simulations with a Chimera Approach for Moveable Control Surfaces," in *DLRK*, Aachen, 2020 (eingereicht).

[15] M.-B. Buntz, „Masterarbeit: Parametric Aerodynamic Design of Curved Engine Intake Ducts," Universität Stuttgart, Stuttgart/Manching, 2020.

[16] D. Rabe und R. Ehrmayr, „Investigation of the effect of numerical engine boundary conditions inside an s-shaped intake," in *DLRK*, Aachen, 2020 (eingereicht).

[17] S. M. Hitzel, A. Winkler und A. Hövelmann, „Vortex Flow Aerodynamic Challenges in the Design Space for Future Fighter Aircraft," in *STAB-Konferenz*, Darmstadt, 2018.

[18] S. Trapp, „Master Thesis: Analysis of Vortex Flow Physics on a Generic Fighter Aircraft at High Angles of Attack under Sideslip Conditions at Transonic Speeds," Institute of Aerodynamics and Gas Dynamics at the University of Stuttgart, Stuttgart, 2019.

©2020