DLR-PROJEKT DIGITAL-X

AUF DEM WEG ZUR VIRTUELLEN FLUGZEUGENTWICKLUNG UND FLUGERPROBUNG AUF BASIS HÖHERWERTIGER VERFAHREN

N. Kroll¹, M. Abu-Zurayk¹, D. Dimitrov⁴, T. Franz¹, T. Führer², T. Gerhold¹, S. Görtz¹, R. Heinrich¹, C. Ilic¹, J. Jepsen³, J. Jägersküpper¹, M. Kruse, A. Krumbein¹, S. Langer¹, D. Liu¹, R. Liepelt⁴, L. Reimer¹, M. Ritter⁴, A. Schwöppe¹, J. Scherer⁵, F. Spiering¹, R. Thormann⁴, V. Togiti¹, D. Vollmer¹, J.-H. Wendisch¹

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) ¹Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik ²Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik ³Institut für Luftfahrttransportsysteme ⁴Institut für Aeroelastik ⁵Institut für Bauweisen und Strukturtechnologie ¹Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, Germany, norbert.kroll@dlr.de

Zusammenfassung

Die numerische Simulation stellt schon heute einen wichtigen Eckpfeiler im Flugzeugentwurf dar, obwohl der Einsatz hochgenauer Verfahren im Wesentlichen bisher noch auf den Entwurfspunkt beschränkt ist. Um den zukünftigen technischen, wirtschaftlichen und gesellschaftlichen Herausforderungen in der Luftfahrt begegnen zu können, wird es unverzichtbar sein, ein reales Flugzeug einschließlich aller multidisziplinären Wechselwirkungen im gesamten Flugbereich frühzeitig im Rechner zu simulieren oder entwicklungs- und zulassungsrelevante Daten mit garantierter Genauigkeit erstellen zu können. Trotz der bisher erzielten Fortschritte sind hierzu allerdings noch wesentliche Hürden im Bereich der Entwicklung numerischer Verfahren, der physikalischen Modellierung sowie der Zusammenführung der verschiedenen Flugzeugdisziplinen zur multidisziplinären Analyse und Optimierung für realistische Flugzeugkonfigurationen zu nehmen. Im DLR werden diese Herausforderungen im Rahmen des multidisziplinären Projektes Digital-X (4/2012-12/2015) angenommen. In diesem Übersichtsbeitrag werden neben der Zielsetzung des Projektes erste Ergebnisse hinsichtlich der weiterentwickelten disziplinären Verfahren in der Aerodynamik und der Strukturdynamik, der Entwicklung effizienter Methoden reduzierter Ordnung zur Lastanalyse, der Entwicklung eines multidisziplinären Optimierungsprozesses auf Basis eines "Multi-Level/Variable-Fidelity"-Ansatzes sowie der Entwicklung und Anwendung von multidisziplinären Verfahren zur Analyse von Manöverlasten gezeigt.

1. EINLEITUNG

Die Entwicklung numerischer Methoden zur hochgenauen Simulation physikalischer Prozesse und ingenieurtechnischer Produkte hat in den letzten Jahrzehnten enorme Fortschritte gemacht. In der Luftfahrtindustrie hat sich die numerische Strömungssimulation in den letzten Jahren neben Windkanalund Flugversuch als unverzichtbarer Bestandteil des aerodynamischen Entwurfsprozesses etabliert. Die kontinuierliche Weiterentwicklung der physikalischen Modelle und numerischen Verfahren sowie die Verfügbarkeit immer leistungsstärkerer Rechner legen nahe, die numerische Simulation wesentlich weitgehender als bisher einzusetzen den Entwicklungsprozess und von Flugzeugen völlig umzugestalten. Über die Beschleunigung und Verbesserung des reinen Entwurfs hinaus bietet die numerische Simulation die entscheidende Möglichkeit, sämtliche Eigenschaften des entworfenen Produkts mit allen Wechselwirkungen mathematisch abzubilden und das Verhalten unter nahezu realistischen Einsatzbedingungen zu ermitteln. Unter der Voraussetzung geeigneter multidisziplinärer Simulationsmethoden lassen sich die Flugeigenschaften eines

Flugzeugs im Rechner bestimmen und die Flugenveloppe virtuell erfliegen, bevor der reale Erstflug durchgeführt wird. Die Realisierung der Vision des *Erstflugs im Rechner*, hier mit dem Synonym Digital-X bezeichnet, bietet neben der Reduktion der Entwicklungsrisiken mittelbis langfristig durch die Möglichkeit einer schrittweisen virtuellen Zertifizierung ein enormes Potenzial zur Kostenreduktion.

Vor dem Hintergrund der zukünftigen enormen Luftfahrtindustrie Herausforderungen der (Grünes Flugzeug, [1]) wird die numerische Simulation als Schlüsseltechnologie für die Entwicklung neuer oder der Verbesserung bestehender Flugzeugkonfigurationen wird Entwicklung angesehen. Daher die und Industrialisierung fortschrittlicher Simulationsverfahren und -prozesse weltweit mit Nachdruck vorangetrieben ([2] [3] [4] [5]). Im DLR stellt das multidisziplinäre Projekt Digital-X (04/2012-12/2015) einen ersten, wesentlichen Baustein zur schrittweisen Umsetzung der Vision des digitalen Flugzeugentwurfs und der virtuellen Flugerprobung dar.

Im Rahmen dieses Übersichtspapiers werden im Folgenden die Zielsetzung und Struktur des Projektes

näher erläutert und erste Ergebnisse aus den verschiedenen Arbeitsbereichen vorgestellt.

2. ZIELSETZUNG

Primäres Ziel des Projekts Digital-X ist die Entwicklung und Bereitstellung einer flexiblen, parallelen Softwareplattform zur multidisziplinären Analyse und Optimierung von Flugzeugen und Hubschraubern unter ender Einbindung von hochgenauen Verfahren aller relevanten Fachdisziplinen. Zum einen soll diese Plattform einen robusten, integrierten Entwurfsprozess von Aerodynamik und Struktur ermöglichen. Das derzeitige noch weitgehend sequentielle Vorgehen im Detailentwurf soll aufgebrochen und das volle Potential des multidisziplinären Entwurfs verfügbar gemacht werden. Zum anderen soll mit der Softwareplattform die Möglichkeit geschaffen werden, effiziente und verlässliche Simulationen von Flugmanövern im gesamten Flugbereich einschließlich der Fluggrenzen durchzuführen und somit die Ermittlung von aerodynamischen und aeroelastischen Datensätzen auf Basis höherwertiger Verfahren zur Bewertung der Flugeigenschaften zu erlauben. Die Fähigkeiten der Simulationsplattform sollen anhand von anwendungsrelevanten Entwurfs- und Flugszenarien demonstriert werden. Mit diesem multidisziplinären Simulations- und Optimierungssystem sollen im DLR die Voraussetzungen geschaffen werden, innovative Technologien für neue Flugzeugkonfigurationen auf Basis höherwertiger Verfahren bewerten zu können.

3. PROJEKTSTRUKTUR

Aufgrund der multidisziplinären Zielsetzung von Digital-X sind mehrere DLR-Institute und Einrichtungen im Projekt involviert, die ihre spezifischen Kompetenzen aus den verschiedenen Fachrichtungen einbringen. Beteiligt sind Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Institut für Aeroelastik, Institut für Antriebstechnik, Institut für Strukturtechnologe, Bauweisen Institut und für Faserverbundleichtbau und Adaptronik, Institut für Flugsystemtechnik, Institut für Luftfahrttransportsysteme, Institut für Systemdynamik und Reglungstechnik sowie die Einrichtung für Simulations- und Softwaretechnik. Die Gesamtkoordination wird vom Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik wahrgenommen.

Die für die Zielerreichung notwendigen Forschungsarbeiten sind in sieben Hauptarbeitsgebiete gegliedert (BILD 1). Wesentliche Aktivitäten werden im nachfolgenden Kapitel näher vorgestellt.



BILD 1. Arbeitsstrukturplan des Projektes Digital-X.

Das Projekt hat eine Laufzeit von fast 4 Jahren und endet planmäßig im Dezember 2015.

Das DLR geht im Rahmen von Digital-X gezielt Partnerschaften mit der Luftfahrtindustrie, dem Forschungszentrum Jülich (FZJ) und ausgewählten

Universitäten ein. Durch eine assoziierte Partnerschaft mit Airbus sollen die Randbedingungen des industriellen Einsatzes frühzeitig in die Entwicklung der Verfahren und Prozesse einbezogen und im Rahmen von gemeinsamen Aktivitäten Ergebnisse anhand industrieller Datensätze und Erfahrungen validiert werden. Des Weiteren wird Airbus die entstehenden Versionen des in Digital-X zu entwickelnden Simulations- und Optimierungssystems und seine Bestandteile testen und im industriellen Umfeld erproben. Es wurde vereinbart, dass die Airbus-Forschungskonfiguration XRF1 eines Großraumtransportflugzeuges als Referenzkonfiguration für die Forschungsarbeiten in Digital-X genutzt wird. Globale Flugzeugdaten, CAD-Geometrie und Strukturmodelle werden von Airbus zur Verfügung gestellt. Mit dem Supercomputing Center des Forschungszentrums Jülich (FZJ) wurde eine Zusammenarbeit hinsichtlich einer optimalen Ausnutzung von zukünftigen HPC-Rechnern initiiert. Dabei steht die Nutzung von Hardware-Beschleunigern (GPGPUs) für das Lösen von großen, dünnbesetzten Gleichungssystemen, wie sie bei numerischen Simulationen in der Aerodynamik auftreten, im Fokus. Durch eine enge Verknüpfung mit dem vom Luftfahrtforschungsprogramm der Bundesregierung geförderten Verbundvorhaben AeroStruct fließen auch spezifische Kenntnisse von Universitäten und Hochschulen in die Verfahrens- und Prozesskettenentwicklungen ein. AeroStruct liefert ergänzend zu Digital-X dezidierte Beiträge zum Aufbau einer multidisziplinären Simulationsumgebung. Die Arbeitsinhalte beider Projekte sind eng untereinander abgestimmt.

4. AKTUELLE ARBEITEN UND ERGEBNISSE

4.1. Strömungslöser

Im Bereich der numerischen Strömungssimulation wird der heute in Industrie und Forschung routinemäßig eingesetzte unstrukturierte Strömungslöser TAU des DLR für die im Projekt Digital-X vorgesehenen multidisziplinären Simulationen im gesamten Flugbereich weiterentwickelt und verbessert. Des Weiteren wird die Entwicklung des DLR-Strömungslösers der nächsten Generation vorangetrieben, der neben der Konsolidierung der bisher verwendeten Methoden und Algorithmen neue, innovative Simulationsansätze realisieren sowie eine bestmögliche Ausnutzung zukünftiger HPC-Systeme ermöglichen soll.

4.1.1. Weiterentwicklung des DLR TAU-Codes

Der Schwerpunkt der Weiterentwicklungen des hybriden TAU-Codes [6] liegt zum einen auf der Verbesserung der physikalischen Modellierung und zum anderen auf der Steigerung der Robustheit und Effizienz der Lösungsalgorithmen.

Physikalische Modellierung

Im Bereich der Modellierung werden in Digital-X mehrere Entwicklungslinien beschritten. Zum einen werden gezielte Verbesserungen für RANS-Turbulenzmodelle, die in der Praxis den größten Anteil turbulenter Simulationen bestimmen, erarbeitet. Die korrekte Erfassung moderat abgelöster Strömungen an gekrümmten Oberflächen, die für das Ablöseverhalten an Tragflügeln und für Größe und Anstellwinkel des Maximalauftriebs maßgeblich sind, steht dabei im Fokus. Besonderes Augenmerk gilt hierbei den im DLR-TAU-Code zur Verfügung stehenden Reynolds-Spannungs-Modellen (RSM) [7] [8] [9]. Sie stellen die höchste Stufe der RANS-Modellierung dar und geben

wesentliche physikalische Phänomene wieder, die von klassischen, in der Industrie meist verwendeten Wirbelviskositätsmodellen nicht vorhergesagt werden können. In BILD 2 werden die für die Flügel/Rumpf-Konfiguration des NASA Common Research Models (CRM) berechneten Polaren (Auftrieb über Widerstand) mit experimentellen Daten verglichen [10]. Es zeigt sich, dass die mit dem Reynolds-Stress-Modell (SSG/LLR) Ergebnisse deutlich besser erzielten mit den experimentellen Daten übereinstimmen als die Ergebnisse mit dem Ein-gleichungs-Turbulenzmodell nach Spalart-Allmaras (SA). Des Weiteren ist auch eine deutlich geringere Abhängigkeit von der Netzfeinheit zu erkennen. Derzeit werden Anstrengungen unternommen, die numerische Stabilität des Standard-RSM im TAU-Code für komplexere Anwendungen weiter zu steigern und den routinemäßigen Einsatz unter industriellen Randbedingungen zu gewährleisten.



BILD 2. Vergleich der Polaren für die CRM-Flügel/-Rumpf-Konfiguration (M=0.85, Re=5x10⁶).

Für signifikant instationäre Vorgänge, für die die Erfassung turbulenter Fluktuationen erforderlich ist, z.B. im Bereich stromab von Komponenten und Anbauten, sind die Techniken hybrider, skalenauflösender Simulationen (z.B. hybride RANS/LES) erweitert und verbessert worden [11]. Insbesondere für die Erfassung schwacher Ablösungen an gekrümmten Oberflächen wurde ein DESbasierter Ansatz entwickelt, der die Dicke der anliegenden turbulenten Grenzschicht und den Ablösepunkt im Modellansatz verwendet, um RANS- und LES-Bereiche möglichst genau voneinander zu trennen. Ferner wurde das Diskretisierungsschema so angepasst, dass LES-Ergebnisse mit besserer Qualität erzielt werden können.

Die für die Simulation transitioneller Strömungen notwendige automatische Transitionsvorhersage, die in ihrer Grundkonzeption auf einer e^N-Methode basiert, wurde in ihrem Anwendungsspektrum erweitert. Als weitere Möglichkeit wurde ein korrelationsbasiertes Transportgleichungs-Transitionsmodell implementiert [12] und zur Wiedergabe von Querströmungsinstabilitäten erweitert [13]. Die Kopplung sowohl dieses Ansatzes als auch der hybriden Turbulenzansätze mit den Reynolds-Spannungs-Modellen ist ein weiterer Entwicklungsstrang, der jüngst begonnen wurde.

Effizienz- und Robustheitssteigerung

Implizite Lösungsverfahren zeichnen sich gegenüber expliziten Algorithmen durch eine höhere Robustheit aus,

die in der Regel mit einem erhöhten Aufwand bzgl. Speicherplatz und Rechenzeit einhergeht. Bei dem bisher im DLR-TAU-Code implementierten impliziten Lösungsverfahren handelt es sich um das sogenannte LU-SGS Verfahren. Dieses Verfahren zeichnet sich sowohl durch einen vergleichsweise geringen Speicher- als auch Rechenaufwand aus, erkauft sich allerdings diese Eigenschaften durch deutliche Vereinfachungen in der Ableitung und durch ein sehr einfaches Verfahren für die dazugehörigen zu lösenden linearen Gleichungssysteme. Aufgrund der zunehmenden Größe und Komplexität heutiger Anwendungen im Zuge steigender Rechnerkapazitäten wird für das LU-SGS Verfahren daher häufig ein Verlust sowohl an Robustheit als auch an Effizienz beobachtet.

Im Rahmen von Digital-X lag der Schwerpunkt der Aktivitäten zum einen auf der Verbesserung des LU-SGS als Glätter eines agglomerierten Mehrgitter-Verfahrens und zum anderen auf der Weiterentwicklung impliziter Verfahren, die sowohl die Approximation an die Ableitung verbessern als auch effizientere Lösungsverfahren für die dazugehörigen Gleichungssysteme in den Gesamtprozess integrieren [14].

Verbesserung der Lösungsalgorithmen wurde 7ur zunächst das Eingleichungs-Turbulenzmodell von Spalart und Allmaras betrachtet. Die Empfehlungen aus [15] wurden in den TAU-Code übernommen und das LU-SGS entsprechend angepasst, z.B. die Limitierung für die Transportvariable des Turbulenzmodells aus dem TAU-Code entfernt. Darüber hinaus wurde das LU-SGS als Glätter eines Mehrgitter-Verfahrens im Zusammenspiel mit verschiedenen Agglomerationstechniken untersucht. Dabei stellte sicher heraus, dass die Verwendung von Agglomerationstechniken, die auf die speziellen Eigenschaften strukturierter Grenzschichtbereiche eingehen, vorteilhaft ist. Ferner wurden geeignete Randbedingungen in die Korrekturterme im Mehrgitter implementiert und mehrere Glättungsschritte auf einer Mehrgitterebene realisiert. Diese Anpassungen führten zu einer deutlichen Steigerung der Robustheit und Effizienz des LU-SGS Verfahrens im TAU-Code.

Wie oben erwähnt wurden darüber hinaus verbesserte Vorkonditionierungstechniken für implizite Verfahren entwickelt, die zwar immer noch auf einer Approximation der Ableitung durch nächste Nachbarn beruhen, zahlreiche Ableitungsterme jedoch exakt in die Jakobimatrix einarbeiten [16]. Darüber hinaus wird das symmetrische Gauss-Seidel-Verfahren nicht nach einem Iterationsschritt abgebrochen, sondern es werden mehrere Iterationsschritte ausgeführt, um bessere Approximationen an die Lösungen der linearen Gleichungssysteme zu erhalten. Um insbesondere das Verhalten für stark anisotrope Netze zu verbessern, werden Techniken zur Identifikation der Anisotropien angewendet, und diese in Form von als Linien vorliegenden Daten in den Lösungsprozess eingearbeitet.

Zur Demonstration der entwickelten Algorithmen wurde die CRM-Flügel/Rumpfkonfiguration vom 5. AIAA Drag Prediction Workshop untersucht [14]. Zur Bewertung der Algorithmen wurde eine Sequenz von Netzen betrachtet (BILD 3). Auf allen betrachteten Netzen konnte mit den betrachteten Lösungsverfahren eine Reduktion sowohl des Dichte-Residuums als auch des Residuums der Turbulenzgleichung bis auf Maschinengenauigkeit erreicht werden. Während die erreichbare CFL-Zahl für das LU- SGS Verfahren je nach Netz zwischen 2.5 und 25 variiert, konnte für das neu implementierte implizite Verfahren für alle gröberen Netze eine CFL-Zahl von 1000 verwendet werden. Auf dem feinsten Netz musste die CFL-Zahl auf 250 reduziert werden.



BILD 3. Konvergenzverhalten impliziter Verfahren für die CRM-Konfiguration (M=0.85, Re=5x10⁶).

Die hohe CFL-Zahl spiegelt den Gewinn an Robustheit der impliziten Verfahren wider. Der Rechenaufwand für das LU-SGS Verfahren fällt für diesen Testfall geringer aus. Eine Schlussfolgerung bzgl. der Effizienz kann allerdings hinsichtlich des aktuellen Entwicklungsstandes des neuen impliziten Verfahrens im TAU-Code noch nicht gezogen werden und wird Gegenstand weiterer Arbeiten sein.

4.1.2. CFD-Löser der nächsten Generation

Gegenstand dieser Aktivität ist der Entwurf und die Implementierung eines Strömungslösers der nächsten Generation (Next Generation Solver, NGS). Der modulare Entwurf dieser Software ist so angelegt, dass sie für hochparallele Simulationen für komplexe Anwendungen im Bereich von Innen- und Außenströmungen dienen kann. Ziel ist es, auf Basis moderner Softwaretechnologien die Grundlage für einen konsolidierten Flexibilität, Strömungslöser mit hoher hohem Innovationsgrad und breitem Anwendungs-spektrum bereitzustellen. Dabei sollen zum einen die etablierten Modelle und Methoden des DLR-TAU-Codes übertragen und zum anderen die Integration neuer, innovativer numerischer Ansätze ermöglicht werden. Ein wesentlicher Aspekt bei der Entwicklung des NGS ist die effiziente Nutzung aktueller und zukünftiger paralleler HPC-Systeme.

Auf Basis von umfangreichen Befragungen von aktuellen sowie potentiellen Nutzern von Strömungslösern aus dem industriellen sowie wissenschaftlichen Umfeld wurde ein detailliertes Lastenheft für den NGS erstellt. Neben Anwendern wurden auch Entwickler aktuell eingesetzter Strömungslöser befragt, um so für möglichst viele Erweiterungsszenarien sinnvolle Designentscheidungen der Basisstrukturen treffen zu können und dadurch hohe Flexibilität zu erreichen. Nach Priorisierung der Lasten, welches implizit einen Rahmen für den Umfang der Arbeiten im Rahmen des Digital-X Projekts festlegt, wurde ein Pflichtenheft mit konkreten Arbeitspunkten zur Implementierung eines Prototyps erarbeitet, wobei der Fokus auf ein gemeinsames Framework für zwei exemplarische Diskretisierungen gelegt wurde (Finite Volumen 2. Ordnung sowie Discontinuous-Galerkin variabler Ordnung).



BILD 4. Modul- und Klassenstruktur des Strömungslösers der nächsten Generation.

Da zukünftige Erweiterbarkeit (hinsichtlich schon absehbarer Entwicklungen, aber auch hinsichtlich neuartiger Ansätze) ein Kernaspekt des NGS ist, wurde beim Design von einem monolithischen, "allumfassenden" Strömungslöser abgesehen, da es bei den breit gefächerten Anforderungen potentiell zu komplexen Interaktionen und Abhängigkeiten unterschiedlicher

Funktionalitäten kommen kann, die nur noch schwer zu überblicken und zu beherrschen sind. Stattdessen wurde ein "Framework" (BILD 4) entworfen, dessen Datenstrukturen und Funktionalitäten als Basis für die Implementierung schlanker Module dienen (z. B. Gleichungen, Diskretisierungen, Zeitintegrationsverfahren). Das Framework übernimmt dabei möglichst viele Teile, wie z. B. effiziente Umsetzung von Schleifen, Parallelisierung, Hilfestellung für Algorithmisches Differenzieren (AD) oder auch nur das zur Verfügung stellen benötigter Daten.

Da die Anwendung eines Strömungslösers zunehmend in einem multidisziplinären Umfeld stattfindet, ist die oberste Steuerungsschicht als kompatible Python-API für die Simulationsumgebung FlowSimulator (siehe Kapitel 4.7) ausgelegt, mit der sich unterschiedlichste Simulationsszenarien flexibel abbilden lassen. Als Implementierungssprache wurde C++11 gewählt, da es ein objekt-Design orientiertes ermöglicht (Flexibilität und Modularität), es aber auch die Hardware-nahe Umsetzung laufzeitkritischer Programmteile bei Bedarf erlaubt. Durch die selektive Nutzung von Templates kann zudem erreicht werden, dass gewisse Abstraktionen keinen oder nur geringen Einfluss auf die Ausführungseinen geschwindigkeit haben. Für die Entwicklung werden Softwareentwicklungswerkzeuge moderne einaesetzt (verteilte Versionskontrolle (git), webbasierte Code-Reviews (Gerrit) und kontinuierliche Integration (Jenkins)).

Prototyp wurden bisher eine Finite-Volumen-Im Diskretisierung 2.Ordnung und eine Dicontinous-Galerkin-Diskretisierung höherer Ordnung für die Fuler-Gleichungen auf unstrukturierten Netzen mit einfachen Lösungsalgorithmen implementiert. Der Fokus lag dabei auf der Realisierung einer möglichst großen Schnittmenge beider Ansätze. Als nächstes wird der NGS-Prototyp um weitere Funktionalitäten erweitert werden (z. B. RANS-1.GL-Turbulenzmodell, Gleichungen mit Kopplung mehrerer Diskretisierungen, SIMD- und Shared-Memory-Parallelisierung, verbesserte implizite Verfahren). Dabei handelt es sich nicht zwangsweise um Punkte, die für die Nutzer eines Strömungslösers am wichtigsten sind, sondern um Aspekte, die potentiell starken Einfluss auf das existierende Software-Design haben.

Nach Fertigstellung des Prototyps ist Zeit für eine Evaluationsphase vorgesehen, in der die getroffenen Abwägungen, das Design und seine Umsetzung evaluiert werden. Zu Projektende soll dann ein erstes Release für ausgewählte Zielanwendungen in der Außen- und Innenaerodynamik zur Verfügung stehen.

4.1.3. Parallelisierung

Moderne HPC-Systeme weisen auf unterschiedlichen Stufen verschiedene Parallelitätsgrade auf: Eine Vielzahl von i. A. mit einem Netzwerk verbundene Rechenknoten, von denen ein jeder über einige CPUs verfügt, welche wiederum jeweils mehrere Recheneinheiten (-kerne) zur Verfügung stellen. Für eine hohe Simulationsleistung muss ein Strömungslöser möglichst alle diese Parallelitätsebenen optimal nutzen. Grundlage der Parallelisierung bildet die Gebietszerlegung, welche die Nutzung mehrerer Rechenknoten für eine Simulation erlaubt, indem die Berechnungen der Teilgebiete durch Kommunikation der Werte an deren jeweiligen Ränder synchron gehalten werden. Für eine bestmögliche Performance ist dabei eine gute Lastbalance bezüglich der Rechenlast als auch bezüglich der nötigen Kommunikation unter den Teilgebieten nötig. Mit der Integration von Graphen-basierten Algorithmen zur Partitionierung des Rechengebiets in den DLR-TAU-Code konnten deutliche Verbesserungen gegenüber der auf rekursiver Bisektion beruhenden Partitionierung realisiert werden. Der TAU-Code verwendet die Gebietszerlegung als alleinige Parallelisierungsstrategie, indem mit einem Teilgebiet pro Rechenkern gerechnet wird. Dass diese 1stufige Parallelisierung heutige HPC-Systeme nicht mehr optimal nutzen kann, zeigt BILD 5.



BILD 5. Vergleich unterschiedlicher Parallelisierungs-Strategien.

Für das verwendete sehr kleine Netz (2 Mio. Punkte) können hier mit dieser Strategie (blau) bis zu 480 Rechenkerne sinnvoll eingesetzt werden, bevor die Skalierung aufgrund von dominierender Kommunikation sowie verbleibender Lastungleichgewichte bei ca. 4000 Punkten pro Rechenkern einbricht. Ein vom TAU-Code abgeleiteter Prototyp [17], der mit nur einem Teilgebiet pro Multicore-CPU rechnet (rot), zeigt hingegen eine deutlich bessere Skalierbarkeit. Dabei wird eine 2-stufige Parallelisierung eingesetzt, welche die Teilgebiete (vgl. oben) jeweils weiter unterteilt, sodass ein Teilgebiet nun (ohne Kommunikation!) parallel von allen Kernen einer CPU berechnet wird. Dies reduziert die vergleichsweise langsame Kommunikation erheblich. Überlappt man darüber hinaus Kommunikationszeiten mit Rechnen (gelb), kann die Skalierung nochmals verbessert werden. Diese Erkenntnisse bilden die Basis des Designs der mehrstufigen Parallelisierung des NGS, um den unterschiedlichen Parallelisierungsebenen Rechnung zu tragen. Neben der 2-stufigen Gebietszerlegung stellt darin schließlich ein weitere, 3. Stufe, nämlich die Nutzung von SIMD (single instruction, multiple data) für unstrukturierte Netze eine besondere Herausforderung dar, welche in Digital-X angegangen wird, um aktuelle und auch zukünftige HPC-Systeme für CFD-Simulationen effizient zu nutzen.

4.2. Aerodynamische Modelle reduzierter Ordnung für die Lastenanalyse

Die Lastanalyse eines Flugzeuges umfasst Rechnungen für mehrere tausend Parameterkombinationen. Dies beinhaltet eine Variation sowohl stationärer Parameter, wie Machzahl, Flughöhe und Lastvielfaches, als auch quasistationärer (z.B. Roll- und Nickrate) und instationärer Parameter, zum Beispiel für die Berechnung von BöenLasten. Dabei ist eine hohe Vorhersagegenauigkeit von CFD-Verfahren gerade für transsonische Strömungsverhältnisse erforderlich, jedoch ist deren direkter Einsatz für den gesamten Flugbereich aufgrund der hohen Rechenzeiten pro Rechnung nicht praktikabel. Im Rahmen des DLR-Projekts Digital-X werden Modelle reduzierter Ordnung (ROM) entwickelt, um effizient CFD-basierte, aerodynamische Daten für die Lastanalyse bereitzustellen.

4.2.1. Parametrisches ROM basierend auf dem Isomap-Ansatz

Es wurde ein parametrisches ROM für stationäre CFD-Daten basierend auf dem Isomap-Ansatz [18], einer nichtlinearen "Manifold learing" (ML) Methode, entwickelt. Dabei wird angenommen, dass der Raum aller CFD-Lösungen eine nichtlineare Mannigfaltigkeit bildet, die wiederum eine Untermannigfaltigkeit des \mathbb{R}^n von niederer intrinsischer Dimension darstellt. Dies ist ein höherwertiger Ansatz im Vergleich zum POD-Verfahren [19] ("Proper Orthogonal Decomposition"), in dem von einem linearen Unterraum des \mathbb{R}^n ausgegangen wird. ML-Methoden nutzen unterschiedliche Ansätze, um die Geometrie der Mannigfaltigkeit zu erkennen und in einem niedrigdimensionalen Euklidischen Raum widerzuspiegeln. Isomap verwendet dazu die paarweise geodätischen Abstände zwischen zuvor generierten CFD-Lösungen an ausgewählten Parameterkombinationen. Nachdem diese Abstände approximiert wurden, berechnet Isomap einen Datensatz von niedrig-dimensionalen Vektoren in dem paarweise sogenannten Einbettungsraum, deren Euklidischen Abstände den approximierten geodätischen Abständen entsprechen. Um nun ähnlich zu der POD-Methode mit Interpolation (POD+I, [20]) Vorhersagen von CFD-Lösungen an beliebigen Punkten im Parameterraum zu erhalten, wurde eine Abbildung von dem Einbettungsraum zurück auf die Mannigfaltigkeit in dem hochdimensionalen CFD-Lösungsraum entwickelt. Kombiniert mit einem Interpolationsmodell zwischen dem Parameterraum und dem Einbettungsraum entsteht ein ROM basierend auf Isomap, genannt Isomap+I [21].



BILD 6. Stationäre Euler-Rechnung für den LANN-Flügel im Vergleich zu ROM Vorhersagen, Mach=0.81, α=2.6°

BILD 6 stellt für den LANN-Flügel [22] in reibungsloser Strömung einen Vergleich der Vorhersagen von Isomap+I und POD+I zu der mit TAU berechneten Referenzlösung für den Druckbeiwert an drei Flügelschnitten dar. Es ist zu erkennen, dass Isomap+I insbesondere die Stoßposition und -stärke unter transsonischen Strömungsbedingungen besser wiedergibt, als ein POD-basiertes Interpolationsverfahren. Für beide ROMs wurde zuvor der Parameterraum, gegeben durch die Variation des Anstellwinkels α und der Machzahl, im Bereich [α x Ma] = [1°,5°] x [0.76, 0.82] mittels DoE (Design of Experiment) auf Basis eines Latin/Hypercube-Ansatzes mit 25 unterschiedlichen α -Mach-Kombinationen abgetastet. An diesen Parameterkombinationen wurden die zugehörigen CFD-Lösungen bestimmt und als Input-Datensatz für beide ROMs genutzt. Die notwendigen Parameter für Isomap+I wurden automatisch ermittelt.

4.2.2. Korrektur der Doublet-Lattice Methode

CFD Lösungen an ausgewählten Parameterkombinationen wurden genutzt, um die Doublet-Lattice Methode (DLM), das Standardverfahren zur Berechnung aerodynamischer Lasten in der Aeroelastik, zu korrigieren. Die DLM löst die lineare Potentialgleichung unter Vernachlässigung von Dickeneinflüssen und der Annahme von isentroper, reibungsfreier Strömung. Somit ist das Verfahren nur für subsonische Strömungsbedingungen valide. Stöße und Strömungsablösung können von dem Verfahren nicht abgebildet werden und somit ist eine Korrektur für transsonische Geschwindigkeitsbereiche notwendig.

verbesserten Vorhersage instationärer 7ur aerodynamischer Lasten wurde das DLM-Korrekturverfahren CREAM (CorREcting Aerodynamic Matrices) [23] entwickelt. Neben einer quasi-stationären Korrektur (CREAM-0) kann zusätzlich eine instationäre Stützstelle berücksichtigt werden (CREAM-1). Das genauere Verfahren (hier RANS-Verfahren) und das schnellere, approximative Verfahren (hier DLM) werden als eine Taylorreihe bzgl. der reduzierten Frequenz entwickelt. Anschließend werden die Taylorglieder des "low-fidelity"-Verfahrens sukzessive durch die Koeffizienten des Verfahrens höherer Genauigkeit ausgetauscht. Durch weiteres Umstellen kann die explizite Taylorentwicklung umgangen werden. Zusätzlich wird angenommen, dass sich die Lösung des genaueren RANS-Verfahrens durch eine Multiplikation einer Korrekturmatrix mit der AIC-Matrix ("Aerodynamic Influence Coefficient") darstellen lässt.

Der zusätzliche Korrekturterm in CREAM-1 verbessert den Phasenverlauf der Frequenzgänge und erweitert somit den Gültigkeitsbereich der Korrektur in Richtung der Frequenzachse. Dies wird in BILD 7 am Beispiel einer geführten Nickbewegung demonstriert. Zunächst zeigt sich, dass der mit DLM berechnete Frequenzgang den Betrag deutlich unterschätzt. Auch der Phasenverlauf wird falsch wiedergegeben. Bereits CREAM-0 verbessert die Vorhersage des Betrags signifikant. Die Korrektur hat ebenfalls einen Einfluss auf die Phase, jedoch ist hier die Korrektur nicht ausreichend. Durch die zusätzliche Frequenzstützstelle in CREAM-1 wird der Phasenverlauf korrigiert, während der Einfluss auf den Betrag gering ist. Mit steigender Frequenz wird die Abweichung zwischen den mit CREAM berechneten Lösungen und der nichtlinearen CFD-Referenz größer. Dies ist damit zu begründen, dass nur CFD-Stützstellen bei Frequenz 0 bzw. nahe 0 in die Korrekturen einfließen und somit eine Extrapolation zu höhere Frequenzen nur auf der DLM basiert.

Das Verfahren CREAM-0 wurde ebenfalls zur Berechnung der aerodynamischen Antwort von "1-cos"-Böen angewandt. Hierzu wurde zunächst eine Böe auf Basis der "Field-Velocity-Methode" [24] mit dem nichtlinearen CFD-Löser TAU simuliert, welche als Referenz dient. Des Weiteren wurde die Böe sowohl mit DLM als auch mit CREAM-0 berechnet. Als Korrektur diente eine starre Nickbewegung bei Frequenz 0, welche mit dem linearisierten TAU-Code im Frequenzbereich (LFD-Code, [25]) berechnet wurde. In BILD 8 ist der Effekt der Korrektur deutlich zu sehen. Bei diesen transsonischen Strömungsbedingungen sagt DLM eine zu kleine Amplitude im Vergleich zur nichtlinearen CFD-Lösung vorher. Dagegen stimmt die korrigierte Lösung CREAM-1 sehr gut mit der Referenzlösung überein.



BILD 7. Frequenzgang dCL/d α einer Nickbewegung am LANN-Flügel, Mach=0.82, α =0.6°.



BILD 8. Aerodynamische Antwort am Beispiel des Auftriebsbeiwertes auf eine "1-cos"-Böe für den Aerostabil-Flügel [26], Mach=0.8, α=0.0°.

4.3. Softwareplattform für die Multidisziplinäre Optimierung des Gesamtflugzeugs

Das Hauptziel dieser Aktivität ist die Entwicklung, Implementierung und Erprobung geeigneter Strategien zur multidisziplinären Optimierung (MDO) des Gesamtflugzeugs auf Basis von hochgenauen numerischen Methoden. Eine wesentliche Aktivität ist deshalb die Erweiterung der MDO-Fähigkeiten, die anfangs in den

DLR-internen Projekten TIVA I/II [27] und VAMP [28] für den Vorentwurf entwickelt wurden, auf "High-Fidelity"-Methoden. Erste Arbeiten hierzu haben im DLR-Projekt MDOrmec [29] stattgefunden. Im Rahmen von Digital-X wird eine flexible Softwareplattform auf Basis der parallelen Simulationsumgebung FlowSimulator [30] (siehe Kapitel 4.7) unter enger Einbindung von Verfahren aller relevanten Fachdisziplinen vorangetrieben. Diese Plattform soll einen robusten, integrierten Entwurfsprozess von Aerodynamik und Struktur unter Berücksichtigung des Triebwerks ermöglichen. Das derzeitige noch weitgehend sequentielle Vorgehen im Detailentwurf soll aufgebrochen und das volle Potential des multidisziplinären Entwurfs verfügbar gemacht werden. Dazu wird ein "Multi-Level"-Ansatz verfolgt, bei dem sowohl hochgenaue MDA/MDO-Prozesse für die Aerodynamik und Struktur als auch vereinfachte Verfahren für den Flugzeuggesamtentwurf und schnelle Methoden zur Bestimmung der kritischen Lastfälle zum Einsatz kommen. Auf Seiten der Vorentwurfsverfahren werden regelbasierte Entwurfsmethoden implementiert. Die Kopplung der einzelnen Komponenten bzw. die Realisierung der Prozessketten erfolgt über das Workflowmanagementtool RCE (Remote Component Environment) [31]. Die Beschreibung des Flugzeugs und der Austausch der Daten zwischen den Komponenten wird über das gemeinsame parametrische Datenformat CPACS (Common Parametric Aircraft Configuration Scheme) [32] realisiert. Die Geometrie wird mithilfe der Geometrie-Bibliothek TIGL und verschiedenen Modellgeneratoren modelliert, die das CPACS-Datenformat lesen und schreiben können.

4.3.1. MDO Architektur und Prozesskette

Die entwickelte sequentielle MDO-Prozesskette ist in BILD 9 schematisch dargestellt. Es handelt sich dabei um eine "Multi-Disciplinary Feasible"-Formulierung, bei der die verschiedenen Disziplinen gekoppelt sind und alle Entwurfsvariablen auf höchster Ebene von einem einzigen Gradienten-freien Optimierungsalgorithmus optimiert werden, der den MDO-Gesamtprozess steuert.



BILD 9. Digital-X MDO-Prozesskette (schematisch).

Der MDO-Prozess basiert auf einem "Multi-Level/Variable-Fidelity"-Ansatz, um die jeweiligen Entwurfsanforderungen zu berücksichtigen. Dazu zählen sowohl der konfigurative Vorentwurf, die schnelle Lastanalyse und die Struktur-Dimensionierungsprozesse als auch eine detaillierte, statische Auslegung der Konfiguration. Die verschiedenen Niveaus des "Multi-Level"-Ansatzes sind in BILD 9 farblich markiert. Diese automatisierte Prozesskette wird aktuell prototypisch in RCE umgesetzt.

4.3.2. Referenzkonfiguration

Um die Fähigkeiten der MDO-Umgebung anwendungsnah zu demonstrieren, wird die Airbus-Transportflugzeugkonfiguration XRF-1 als Referenzgeometrie verwendet. Die XRF-1 ist eine Forschungskonfiguration eines Airbusähnlichen Großraumflugzeugs. BILD 10 zeigt die XRF1-Geometrie als Flügel/Rumpf/Leitwerkskonfiguration. Sie wurde im CPACS-Format konsistent beschrieben und mit Hilfe der weiterentwickelten Vorentwurfsverfahren nachgerechnet. BILD zeigt die Ergebnisse 11 der Nachrechnung der Referenzmission. Es handelt sich dabei um eine stark vereinfachte 8000nm-Mission bestehend aus Steigflug, Reiseflug, Sinkflug und 200nm Ausweichflug.



BILD 10. XRF-1 Referenzkonfiguration.



BILD 11. Nachrechnung der Langstrecken-Referenzmission mit Vorentwurfstools.

4.3.3. Lasten und Strukturdimensionierung

Für die effiziente Berechnuna der kritischen. strukturdimensionierenden Lasten bzw. Lastfälle wurde strukturseitig das dynamische Master Modell (DMM) [33] der XRF-1 Konfiguration erstellt. In BILD 12 sind das verwendete FEM-Modell und das aerodynamische Modell dargestellt, die aus den Daten in der entsprechenden CPACS-Datei wurden. automatisch erstellt Das korrespondierende detaillierte statische Strukturmodell für die XRF-1 Flügel/Rumpf-Konfiguration zur Strukturdimensionierung in Metallbauweise wurde ebenfalls mit weiterentwickelten, automatischen Modellgeneratoren [34] aus der CPACS-Datei erstellt und ist in BILD 13 zu sehen. Zur Dimensionierung werden sowohl die mit dem DMM berechneten kritischen Lasten als auch mit hochgenauen Verfahren nachgerechnete Lasten für ausgewählte kritische Lastfälle aufgebracht.



BILD 12. Dynamisches Modell der XRF-1; Links: Globales FEM für Modalanalyse (erste Flügelbiegung); Rechts: Doublet Lattice Modell mit Druckverteilung.



BILD 13. Detailliertes gekoppeltes Strukturmodell für die XRF-1 Konfiguration nach Dimensionierung in Metallbauweise.

4.3.4. Validierung und Demonstration

Nach der Spezifikation der Optimierungsaufgaben wurden die Fähigkeiten des MDO-Prozesses zuerst anhand einer vereinfachten, aber dennoch relevanten Konfiguration demonstriert. BILD 14 und BILD 15 zeigen das vorläufige Ergebnis einer multidisziplinären Optimierung der ausfliegbaren Kraftstoffmenge (block fuel) der XRF-1 Flügel/Rumpfkonfiguration.



BILD 14. Verlauf der multidisziplinären Optimierung der XRF-1 Flügel/Rumpf-Konfiguration hinsichtlich Treibstoffmasse.

Obwohl die Optimierung bei Erstellung des Berichtes noch nicht abgeschlossen ist, konnte der Kraftstoffverbrauch von 69,08t um 2,93% auf 67,05t reduziert werden. Dieses Ergebnis wurde mit der MDO-Kette auf Detailniveau mit Hilfe eines Subplex-Algorithmus erzielt. Dabei wurden hochgenaue CFD-Rechnungen für die Flügel/Rumpf-Aerodynamik mit einer Finite-Elemente-Analyse der Flügelstruktur gekoppelt, um das statisch aeroelastische Gleichgewicht zu bestimmen. Zudem wurde in jedem Optimierungsschritt die Flügelstruktur anhand von zwei vordefinierten Lastfällen dimensioniert. Der Flügel wurde fünf Grundrissparametern parametrisiert. mit Die Planformfläche wurde konstant gehalten. Viele andere Randbedingungen, die notwendig sind, um zu einem realistischen Flugzeugentwurf zu gelangen, wurden zu diesem Zeitpunkt noch nicht berücksichtigt. Für die Auswertung der Zielfunktion wurde eine Missionsanalyse für eine vereinfachte Mission über 5600nm mit einem 3-Segment-Reisesteigflug von 11000m auf 12000m durchgeführt.



BILD 15. Vorläufiges Ergebnis einer multidisziplinären Optimierung der XRF-1 Flügel/Rumpf-Konfiguration.

4.3.5. Gradienten-basierte Optimierung

Zur Steigerung der Effizienz werden auch Gradientenbasierte Optimierungsansätze verfolgt, die eine große Anzahl von Entwurfsparametern erst möglich machen. BILD 16 zeigt das erste Ergebnis einer Gradientenbasierten Strukturoptimierung des Flügels mit 245 Optimierungsregionen und 5880 Nebenbedingungen. Hierbei wurde die Strukturmasse unter Berücksichtigung von vier verschiedenen Versagenskriterien und 12 Lastfällen optimiert.





Dazu wurden auch verschiedene Optimierungs-

algorithmen auf ihre Eignung bei einer Zielfunktion und vielen Nebenbedingungen hin untersucht. Hier wurde ein SQP-Verfahren (Sequential Quadratic Programming) verwendet. Die Gradienten wurden mit finiten Differenzen berechnet. Als nächster Schritt soll die gesamte MDO-Prozesskette auf eine Gradienten-basierte Optimierung umgestellt werden.

Im weiteren Verlauf des Projektes werden neben Gradienten-basierten Optimierungsansätzen zukünftig auch Separationsansätze verfolat. bei der die entkoppelt und mehrere Optimierer Teilprozesse verwendet werden. Die vollständigen Möglichkeiten der multidisziplinären Optimierung basierend auf dem "Multi-Level/Variable-Fideliy"-Ansatz sollen anhand der getrimmten XRF-1 Gesamtflugzeugkonfiguration mit mehr Parametern und Nebenbedingungen für eine komplexere Mission demonstriert werden. Zudem sollen mehr dimensionierende Lastfälle berücksichtigt werden, auch im Rahmen der automatisierten Strukturdimensionierung des Gesamtflugzeugs mit Faserverbundmaterialien (CFK). Im Lastenprozess sollen aus Effizienz- bzw. Genauigkeitsgründen auch Korrekturverfahren und Modelle reduzierter Ordnung zum Einsatz kommen. Zum Schluss werden die entwickelten MDO-Prozesse ausgewertet und die optimalen Ergebnisse in Bezug auf ihre physikalischen Verbesserungen analysiert. Am Ende des Projektes steht die Lieferung einer "Best Practice"-Richtlinie für die multidisziplinäre Optimierung des Gesamtflugzeuges.

4.4. Simulation von Flugmanövern im Grenzbereich

Die Analyse von Manöverlasten ist ein inhärenter Bestandteil des Entwurfs und der Zertifizierung von Flugzeugen. Ziel dieser Aktivitäten ist die Bereitstellung von Methoden und Prozessen zur numerischen Simulation des frei-fliegenden, elastischen Flugzeuges basierend auf aerodynamischen Kräften, die von CFD-Verfahren berechnet werden. Weiterhin sollen zur Demonstration der Methoden umfangreiche Szenarien vor allem am Rande der Flugenveloppe durchgeführt werden. Im Gegensatz zu industriell üblichen Verfahren der Flugdynamikanalyse und Lastenrechnung, die vorwiegend auf vereinfachten und korrigierten aerodynamischen Verfahren beruhen, sollen in Digital-X explizit Methoden entwickelt werden, denen keine stark vereinfachten Annahmen bezüglich der beteiligten physikalischen Phänomene zugrunde liegen.

4.4.1. CFD/CSM Kopplung

Die anvisierten Flugdynamiksimulationen beinhalten die Berechnung der Aerodynamik (CFD), der Strukturdynamik (CSM), der Flugmechanik (FM) und der Flugregelung. Diese Berechnungen werden im Sinne eines Mehrfeldproblems durch unabhängige Programme durchgeführt, die im Hinblick auf die bestehenden Randbedingungen zwischen den Einzelfeldproblemen auf geeignete Weise räumlich und zeitlich miteinander zu koppeln sind. Die räumliche Kopplung bezieht sich auf den energiekonservativen Transfer von aerodynamischen Kräften auf das Strukturmodell, sowie die Interpolation von strukturellen Verschiebungen auf das aerodynamische Oberflächennetz. Die zeitliche Kopplung manifestiert sich in der adäquaten Synchronisierung der Aufrufe der Einzelfeldlöser. Sowohl eine enge Kopplung, die mittels Unteriterationen zwischen den Einzelfeldlösern in jedem Zeitschritt einen korrekten Energietransfer gewährleistet, ist im Digital-X-Prozess vorgesehen, als auch eine

weniger rechenintensive lose Kopplung, die allerdings nur einen approximativ korrekten Energietransfer bietet. Im Anschluss an die Verformung des CFD-Oberflächennetzes muss eine Deformation bzw. Nachführung des gesamten CFD-Volumennetzes erfolgen. An die Netzdeformation werden, insbesondere für die Anwendung auf komplexe Geometrien (z.B. Gesamtflugzeug mit Triebwerken in Hochauftriebs-konfiguration) hohe Anforderungen gestellt, wie beispielsweise den Erhalt der große Grenzschichtzellen. Deformationen. überschneidungsfreie Deformation komplexen in Bereichen (z.B. Höhenleitwerkverstellung), Realisierung Ruderklappenbewegungen, niedrige von sowie Rechenzeiten. Im Rahmen von Digital-X wurden hier erhebliche Fortschritte im Bereich der Weiterentwicklung und Verbesserung der auf radialen Basisfunktionen (RBF) basierenden Netzdeformation erzielt.

4.4.2. Modellierung von Steuerflächen

Die Simulation des Gesamtflugzeuges erfordert die (zeitabhängige) Bewegung der primären Steuerflächen des Flugzeugs. Die Bestimmung statischer Derivativa und die stationäre Trimmung des Flugzeuges erfordern ebenfalls die (statische) Bewegung von Steuerflächen, zumindest der Höhenleitwerksdämpfungsfläche. In den letzten Jahren konnten in Vorgängerprojekten (z.B. [35]) und in Digital-X erhebliche Fortschritte in der Modellierung beweglicher Steuerflächen gemacht werden. Ein etablierter und robuster Weg zur Rotation von Steuerflächen ist die Nutzung der Netzdeformation. Dieser Wea umgeht die anspruchsvolle, komplexe und rechenintensivere Anwendung der Chimera-Technik. Die an etwaigen Spalten zwischen Steuerfläche und restlicher Auftriebsfläche abschwimmenden Kantenwirbel und die dadurch induzierten Zirkulationsänderungen bleiben bei dieser Vorgehensweise zwar unberücksichtigt, da Spalte nicht modelliert werden können, die integrale Wirkung des Ausschlags kann auf diese Weise aber dennoch sehr effizient und oft ausreichend genau erfasst werden. BILD 17 zeigt exemplarisch ein mit RBF-basierter Netzdeformation ausgeschlagenes generisches Ruder und das an den Ruderausschlag angepasste Volumennetz. Die Ausgangsnetzgualität bleibt auch bei höheren Ruderausschlägen erhalten.



BILD 17. Deformation des Volumennetzes in Rudernähe ohne Spaltmodellierung mittels RBF-Technik.

Eine weitere Entwicklung zur Modellierung ausschlagbarer Steuerflächen in Digital-X ist die Kombination der sogenannten "Patched-Grids"-Methode mit der RBF-Netzdeformationstechnik. Anders als mit der reinen Netzdeformationsmethode können bestehende Ruderspalte mit der neuen Methode auf bequeme Art berücksichtigt werden. Die prinzipielle Vorgehensweise der Technik ist in BILD 18 anhand eines generischen Querruderfalls illustriert. Die Modellierung des Ruders basiert auf der Nutzung von vier Netzen. Das Flügelnetz

dient als Hintergrundnetz. Das eigentliche Ruder inklusive der Hälfte der Ruderspalte auf beiden Ruderseiten ist im Sinne des Vorgehens bei Nutzung der Chimera-Technik in ein eigenes Netz eingebettet. Zwei weitere Chimera-Netze dienen zur Repräsentierung der jeweils anderen Hälfte der Ruderspalte und der angrenzenden Teile des Flügelnetzes. Die für die Nutzbarkeit der Chimera-Technik stets benötigte Netzüberlappung besteht nur an den in BILD 18 markierten Stellen. Infolge der "Patched-Grids"-Methode entfällt diese zwischen Rudernetz und den angrenzenden Spaltnetzen (an den mit "Sliding-Interface" markierte Netzebenen in BILD 18). Im Ausgangszustand, d.h. bei nicht ausgeschlagenem Ruder, sind die Netzpunkte an den "Sliding-Interfaces" deckungsgleich. Basierend auf Zustand generiert der neue Algorithmus diesem automatisch eine ausreichende Netzüberlappung im und nutzt Überlappung Spaltbereich diese bei vorhandenem Klappenausschlag zur Interpolation der Strömungsgrößen mittels der Chimera-Technik.



BILD 18. "Sliding Interface"-Technik zum Rudereinbau und zur Ruderbewegung mittels Chimera-Technik.

Zum Ausschlagen der Klappe wird innerhalb des Klappennetzes die RBF-Netzdeformation verwendet. Die Außenränder aller Chimera-Netze bleiben stets unbewegt (siehe BILD 19). Die "Patched-Grids"-Technik vermeidet die zumeist mühsame Generierung von Netzen, die im Ruderspaltbereich eine für die Anwendbarkeit der Chimera-Technik ausreichende Netzüberlappung aufweisen müssen. Zudem werden durch die Technik viele der Netzpunkte eingespart, die ansonsten allein zur Gewährleistung der Chimera-Überlappung im Spalt bereit gestellt werden müssten. Dies reduziert gegenüber einer reinen nicht-automatisierten Chimera-basierten Steuerflächenmodellierung erheblich die Rechenzeit. Das neue Verfahren ist extrem flexibel in der Anwendung und kann beispielsweise auch zur Modellierung geteilter Querruder genutzt werden (BILD 20).



BILD 19. Oben: Generisches Querruder ausgeschlagen mittels "Sliding-Interface"-Technik. Unten: Resultierende CFD-Lösung (cp und Wirbelviskosität).



BILD 20. Dreigeteiltes Querruder realisiert mittels "Sliding-Interface"-Technik.

4.4.3. Flugdynamikmodul

Zur Simulation des frei-fliegenden elastischen Flugzeuges wurde in Digital-X ein Flugdynamikmodul entwickelt, das

die notwendige räumliche und zeitliche Kopplung von Strukturdynamik Aerodynamik, und Flugmechanik bereitstellt. Es ist basierend auf dem FlowSimulator-Framework modular in der Programmiersprache Python implementiert. Der im Flugdynamikmodul integrierte Starrkörperlöser berechnet die translatorische Bewegung des beim elastischen Flugzeug nicht flugzeugfesten Schwerpunkts und die Drehgeschwindigkeit des Flugzeugs durch direkte oder modale Lösung von Newtons zweitem Gesetz und den nichtlinearen oder linearisierten Euler-Gleichungen. Zur Entkopplung von Starrkörperdynamik und elastischer Strukturdynamik sind die den beiden Problemfeldern zugrundeliegenden Gleichungen in einem mitbewegten Koordinatensystem formuliert, das den sogenannten "mean axes"-Bedingungen gehorcht. Der Strukturdynamiklöser, der in das Flugdynamikmodul integriert ist, operiert unter der Annahme eines geometrisch und physikalisch linearen Strukturverhaltens. Die umgesetzten Bewegungsgleichungen sind aus dem Hamiltonschen-Prinzip abgeleitet, angewendet auf den elastischen Körper. Sie wurden mit der FE-Methode räumlich diskretisiert und mit der Matrix der elastischen Moden des nicht eingespannten Flugzeugs in den Modalraum transformiert. Die Zeitintegration erfolgt mit dem Newmark-Schema. Zur Interpolation der Lasten und Verformungen zwischen dem Strukturnetz und dem CFD-Oberflächennetz steht ein "Scattered-Data"-Interpolationsverfahren mit "Thin-Plate-Spline"-RBF im Flugdynamikmodul zur Verfügung.

BILD 21 veranschaulicht die im Flugdynamikmodul umgesetzte Schleife zur Zeitintegration des beschriebenen Mehrfeldproblems.



H: CFD-CSM-Interpolationsmatrix

BILD 21. Schematische Darstellung der Zeitintegrationsschleife im Flugdynamikmodul zur räumlichen und zeitlichen Kopplung von Aerodynamik (CFD), Strukturdynamik (CSM) und Flugmechanik (6DOF).

BILD 22 zeigt beispielhaft die Anwendung des Flugdynamikmoduls zur Simulation der Interaktion eines elastischen Flugzeugs mit einer "1-cos"-Böe. In den Diagrammen – sie zeigen die Beschleunigungen in den modalen Koordinaten der Hub- und Nickbewegung als Funktion der Zeit – ist die Wechselwirkung der elastischen Deformation mit den Starrkörperbewegungen des Flugzeuges als höherfrequente Schwingungen deutlich erkennbar.

Ausgangspunkt für die Simulation von Antwortproblemen (wie z.B. der Böen-Interaktion) ist typischerweise der unbeschleunigte horizontale Geradeausflug. Dessen Berechnung erfolgt im Flugdynamikmodel mit einem auf einem Newton-Algorithmus basierenden Trimmverfahren, das die Iterationsschleife zur gekoppelten Berechnung der stationären aeroelastischen Gleichgewichtskonfiguration umgibt.



BILD 22. Böen-Interaktion eines Transportflugzeugs; links: instantane elastische Deformation und Ausgangszustand (grau) entsprechend Trimmlösung; rechts: Beschleunigungen am Schwerpunkt in Hub- und Nickfreiheitsgrad.

4.4.4. Simulationsszenarien

Im Rahmen von Digital-X werden eine Reihe von Szenarien mit Hilfe von hochgenauen CFD-basierten Simulationsverfahren zur aerodynamischen Vorhersage adressiert, für die im Rahmen der Zulassung üblicherweise der Nachweis erbracht werden muss, dass die entworfene Flugzeugstruktur den in diesen Szenarien auftretenden Lasten Stand hält. Im Folgenden wird näher auf die Simulation der Böen-Interaktion eines modernen frei-fliegenden elastischen Passagierflugzeugs eingegangen.

Zur Evaluation des Potentials eines CFD-basierten Lastenanalyseprozesses wurde von Airbus begleitend zum Digital-X Projekt die CFD4Loads-Initiative in 2013 gestartet. Beteiligt an dieser Initiative waren neben Universitäten die Forschungseinrichtungen ARA, ONERA und DLR und es wurden Untersuchungen an einem realitätsnahen Passagierflugzeugtestfall (BILD 23) durchgeführt. Der Fokus des DLR lag dabei auf Simulationen zur Böen-Interaktion. Es wurden insgesamt Böen-Lastfälle vom DLR untersucht. sechs Sie unterschieden sich in Bezug auf Machzahl, Reynolds-Zahl, Flughöhe und -masse, sowie Böen-Wellenlänge, Böen-Amplitude und -richtung (Aufwind- oder Abwindböe). Bisher wurden nur Böen mit Wirkung auf die Flugzeuglängsbewegung betrachtet. Exemplarisch werden nachfolgend lediglich die Resultate für einen untersuchten Lastfall bei transsonischer Anströmung (Ma=0.836, Re=86 Millionen) dargestellt. Auf das Flugzeug (niedrige Flugmasse m=150to) wirkt eine Aufwindböe mit ca. 12m/s und einer Eindringtiefe von 350ft ein. Zum Vergleich: die Flugzeugreferenzlänge beträgt cref=9,006m. Dieser Fall ist gegenüber ebenfalls untersuchten Lastfällen bei subsonischer Anströmung von besonderem Interesse für die CFD-basierte Lastanalyse, da konventionelle, auf linearer Aerodynamik basierende Prozessketten im transsonischen Bereich an ihre Grenzen stoßen. Ein wesentlicher Aspekt in der CFD4Loads-Initiative bestand

in der Untersuchung des Einflusses, den der jeweilige Grad an berücksichtigter Multidisziplinarität in den Simulationen auf die vorhergesagten Böen-Lasten ausübt. wurden 7u diesem Zweck die Böen-Interaktionssimulationen auf drei verschiedene Weisen durchgeführt. Ausgangspunkt jeder der Simulationsarten getrimmte aeroelastische Gleichgewichtsist die konfiguration des Flugzeugs für die jeweils gegebenen Flugkonditionen.

- Reine CFD-Analyse: Bei dieser Simulationsart ist das Flugzeug vollständig in der Ausgangslage fixiert, während die Böe über dieses hinwegstreift. Es hat weder flugdynamische noch elastische Freiheitsgrade.
- Gekoppelte CFD-FD-Analyse: Das Flugzeug in der Trimmkonfiguration besitzt als Starrkörper nur flugdynamische Freiheitsgrade.
- Gekoppelte CFD-FD-CSD-Analyse: Das Flugzeug besitzt flugdynamische und elastische Freiheitsgrade. Entsprechend reagiert es unter Böen-Einwirkung mit einer Überlagerung von flugdynamischer Starrkörperbewegung und elastischer Deformation.

Das DLR setzte die in Digital-X entwickelte multidisziplinäre Prozesskette (mit TAU als CFD-Löser im RANS-Modus) zur Simulation der vollturbulenten CFD4Loads-Testfälle ein. Zur Böen-Modellierung wurde der in TAU vorhandene Störgeschwindigkeitsansatz verwendet [36], [37]. Dieser erlaubt die Berücksichtigung der Böen-Wirkung auf das Flugzeug, aber nicht dessen Rückwirkung auf die Böe. Allerdings wurde nachgewiesen, dass der Störgeschwindigkeitsansatz hinreichend genau ist, falls das Verhältnis von Böen-Wellenlänge zur charakteristischen Flugzeuglänge den Wert zwei übersteigt [38]. Dies ist für die in CFD4Loads untersuchten Böen-Fälle zutreffend. wurden "1-cos"-Böen Es entsprechend den Definitionen aus der CS 25.341(a) [39] simuliert.





BILD 23 zeigt, dass für einen subsonischen Fall (Ma=0.45, Re=70Millionen., m=275to) die getrimmten aeroelastischen Gleichgewichtslagen, die von der CFD- basierten und dem konventionellen Prozess mit der linearisierten Aerodynamik, gut übereinstimmen.

Ausgehend von den gezeigten Trimmkonfigurationen wurden anschließend die Böen-Interaktionssimulationen durchgeführt. BILD 24 zeigt die mit unterschiedlichem Grad an Multidisziplinarität vorhergesagten Zeithistorien des Lastfaktors n_z (gemessen an einem flugzeugfesten Referenzpunkt), der hier als Vergleichsgröße herangezogen wird. Der Zeitpunkt t=0 in den Diagrammen aus BILD 24 entspricht dem Moment, an dem die Böe die Flugzeugnase erreicht. In den Simulationen wurde die Zeitschrittweite jeweils so gewählt, dass die jeweilige Böen-Periode mit deutlich mehr als 100 Zeitschritten aufgelöst wurde. Testsimulationen mit enger Kopplung zeigten keine signifikant abweichenden Ergebnisse gegenüber loser Kopplung. Daher wurde Letztere für alle weiteren Simulationen genutzt.



BILD 24. Einfluss verschiedener Multidisziplinaritätsgrade auf die Zeithistorien des Lastfaktors n_z während eines Böen-Interaktionsfalls bei transsonischer Anströmung.

Die Berücksichtigung verschiedener Multidisziplinaritätsgrade in den Simulationen zeigen das erwartete konsistente Verhalten. Die höchsten Lastfaktoren treten bei rein monodisziplinärer Betrachtung auf (nur CFD), die geringsten bei Berücksichtigung der vollen Multidisziplinarität (CFD-FM-CSM). Die Abweichungen im maximalen Lastfaktor zwischen beiden extremen Simulationsarten beträgt fast Δ =47%.

BILD 25 vermittelt für den untersuchten Böen-Lastfall einen Eindruck des Zustands des Flugzeugs, wie er vom Digital-X-Prozess (CFD-FM-CSM-Kopplung) im Zeitpunkt des maximal auftretenden Lastfaktors vorhergesagt wird. Deutlich ist die zusätzliche Flügeldurchbiegung zu erkennen, die infolge der Böen-Einwirkung gegenüber der getrimmten aeroelastischen Gleichgewichtslage eintritt.

Als Folge der mit dem Digital-X-Prozess in die CFD4Loads-Initiative eingebrachten Ergebnisse zur Böen-Interaktionsvorhersage wurde beim Industriepartner die Untersuchung des punktuellen Einsatzes von CFD im Kontext des Lastanalyseprozesses intensiviert.



BILD 25. Momentanaufnahme der Böen-Antwort des analysierten Flugzeugs bei Vorhersage mit dem Digital-X Prozess (CFD-FM-CSM-Simulation des transsonischen Böen-Testfalls).

4.5. Behandlung von Unsicherheiten in der numerischen Simulation

In der Aerodynamik oder Aeroelastik des Flugzeugs sind die Eingangsdaten (Strömungsbedingungen, Geometrie, Materialgrößen, etc.) oftmals mit erheblichen Unsicherheiten behaftet, welche in den etablierten, deterministischen Simulationsverfahren normalerweise nicht erfasst werden. Quantitative Aussagen zu den Auswirkungen solcher Unsicherheiten sind daher bei der Beurteilung des Simulationsergebnisses wünschenswert und für virtuelle Zertifizierungsschritte letztlich notwendig. Die Zielsetzung dieses Arbeitspakets ist die Bereitstellung von effizienten Methoden und Werkzeugen zur Quantifizierung der Unsicherheiten, mit denen eine numerische Simulation verbunden ist.

4.5.1. Nichteindringende Verfahren

Ausgehend von Eingangsdaten, welche als Zufallsfelder beschrieben werden, können die zufälligen Simulationsergebnisse mit eindringenden oder nichteindringenden Verfahren berechnet werden. Im Projekt Digital-X liegt der Schwerpunkt auf effizienten nichteindringenden Verfahren, die den Rechenaufwand gegenüber Monte-Carlo Methoden erheblich reduzieren, und die Behandlung verteilter Unsicherheiten, wie sie beispielsweise in der Geometrie durch Fertigungsungenauigkeiten, Verschleiß, Verschmutzung oder Eisansatz hervorgerufen werden, ermöglichen. Dazu kommen neben klassischen Ersatzmodellen, die sich eher für die Modellierung skalarer Größen eignen, auch Modelle reduzierter Ordnung zum Einsatz. Bisher stand die Parametrisierung von Geometrieunsicherheiten für dreidimensionale Flügel zwecks Behandlung verteilter Unsicherheiten im Vordergrund. Eine der Herausforderungen bestand darin, die Geometrievariationen unter praktischen Gesichtspunkten zu realisieren. Die räumliche Korrelation der Geometrievariation der diskretisierten Geometrie führt zu einem sehr großen linearen Gleichungssystem mit vollbesetzter aber rangdefizitärer Matrix. In Anbetracht des Rechenaufwands und Speicherplatzes wurden hier Verfahren entwickelt, um diese Matrix unter Beibehaltung der Varianz grob zu approximieren. Nach anschließender Karhunen-Loève Zerlegung der approximierten Matrix erhält man die unabhängigen Zufallsvariablen. Die entwickelte Vorgehensweise wurde an einem Flügel eines Transportflugzeugs mit ca. 56.000 als unsicher betrachteten Oberflächennetzpunkten erprobt. Dabei wurden bestimmte Annahmen über die Korrelation zwischen zwei Punkten gemacht, so dass die Geometrie unter Beibehaltung der Geometrievarianz nur mit 600 anstelle von 56.312 unsicheren Variablen parametrisiert wird. Das auftretende Eigenwertproblem konnte sehr schnell und effizient auf einem Rechenkern eines Desktoprechners gelöst werden. BILD 26 zeigt 4 Realisierungen der zufälligen Geometrie.



BILD 26. Beispiele für zufällige Geometriedeformationen eines Flügels (mit 600 Variablen).

4.5.2. Methoden für robusten Entwurf

Aufbauend auf den im vorigen Arbeitspaket entwickelten Methoden zur effizienten Quantifizierung von verteilten Unsicherheiten wurden stochastische Optimierungstechniken entwickelt, die eine Berücksichtigung von Geometrieunsicherheiten im Entwurfsprozess erlauben und einen robusten, d. h. gegenüber Störungen unempfindlichen, Entwurf gestatten. Die Demonstration des robusten Entwurfs erfolgte bisher an einem Flügelprofil mit 10 Entwurfsparametern. Dabei wurden zum einen die Anströmbedingungen und zum anderen die Entwurfsparameter selbst als unsicher betrachtet. Das Ziel der robusten Optimierung war die Minimierung des Mittelwertes und der Standardabweichung des Widerstandsbeiwerts bei vorgegebenem nominellem Auftriebsbeiwert. Zur Auswertung der stochastischen Größen wurden in jedem Optimierungsschritt 30 CFD-Rechnungen mit dem TAU-Code durchgeführt, mit deren Hilfe ein Ersatzmodell für die unsichere Zielfunktion aufgebaut wurde, welches wiederum für eine effiziente Monte-Carlo Simulation mit Gauß-Verteilung genutzt wurde.

4.6. Gekoppelte CFD/CSM-Simulation des getrimmten Hubschraubers

Die numerische Simulation der Umströmung von Hubschraubern ist sehr aufwendig, da sie instationär und multidisziplinär durchgeführt werden muss. Erschwert werden die Rechnungen durch die Vielzahl aerodynamischer Effekte, die während einer Umdrehung des Rotors auftreten, wie Verdichtungsstöße, gescherte Grenzschichten und Strömungsablösungen. Zusätzlich müssen die Blattspitzenwirbel sehr genau berechnet werden, um Blatt/Wirbel-Interaktionen genau vorhersagen zu können. Aufgrund der starken aeroelastischen Deformation des Rotorblatts müssen die Simulationen grundsätzlich als Fluid/Struktur-gekoppelte Rechnungen durchgeführt werden. Weiterhin ist eine Trimmung des Rotors erforderlich, um den gewünschten Flugzustand des Hubschraubers einzustellen.

Aufbauend auf früheren Aktivitäten im Bereich der Entwicklung und Validierung von Simulationsfähigkeiten für isolierte Hubschrauberkomponenten steht in Digital-X die Entwicklung einer multidisziplinären Prozesskette für den getrimmten Gesamthubschrauber einschließlich des Heckrotors unter industriellen Randbedingungen im Vordergrund. Aufgrund der hohen geometrischen Komplexität und der Forderung nach automatisierter Netzgenerierung soll im Gegensatz zu früheren Aktivitäten [40] der unstrukturierte TAU-Code zum Einsatz kommen.

4.6.1. Kopplungsmethoden

Zur Berücksichtigung der Elastizität der Rotorblätter und zur Trimmung des Rotors wurde der CFD-Löser TAU im Rahmen eines früheren Forschungsprojektes mit dem Gesamtrotorcode HOST (Helicopter Overall Simulation Tool, [41]) von Airbus Helicopters gekoppelt. Dabei berechnet der RANS-Löser TAU die aerodynamischen Lasten, die dann von HOST genutzt werden, um die Blattdeformationen und Steuerwinkel zur Erreichung eines getrimmten Zustands des Hubschraubers zu berechnen. Der iterative Prozess ist in Form einer sogenannten schwachen Kopplung realisiert worden. Während sich bisher die Kopplung auf isolierte Hauptrotoren beschränkte, wird im Rahmen von Digital-X die Kopplungskette weiter verbessert und mit Fokus auf die Anwendungen auf den Gesamthubschrauber erweitert. Ein wesentlicher Aspekt ist die Entwicklung einer geeigneten Vorschrift, um die mit dem TAU-Code auf hybrid/unstrukturierten Rechennetzen ermittelten aerodynamischen Lasten auf das Struktur-Balkenmodell von HOST zu transferieren. Die Transfermethode wurde so realisiert, dass zukünftig anstatt des Balkenmodells auch genauere Finite-Element-Strukturlöser verwendet werden können.

Das Layout der erweiterten Kopplungsumgebung erlaubt des Weiteren die Verwendung unterschiedlicher Simulationswerkzeuge. So kann der TAU-Code durch einen alternativen Strömungslöser ersetzt werden oder anstatt des HOST-Codes der DLR-intern entwickelte Rotorsimulationscode S4 [42] verwendet werden. Als Schritt zur Industrialisierung kann die Kopplungskette als TAU-Python "plug-in" in die parallele Simulationsumgebung FlowSimulator eingebunden werden.

4.6.2. Chimera-Erweiterungen

Für Hubschraubersimulationen ist die Verfügbarkeit der Chimera-Technik eine wesentliche Voraussetzung, da sie eine beliebige Relativbewegung der Komponentengitter zulässt, so dass Rotoren etc. simuliert werden können. Bei der Chimera-Technik werden die Komponenten einer Konfiguration zunächst unabhängig voneinander vernetzt. Anschließend werden die Komponentengitter zu einem Gittersystem zusammengefügt, wobei sich die Teilgitter gegenseitig überlappen. Um eine valide Lösung sicherzustellen, müssen die Daten zwischen den überlappenden Netzblöcken interpoliert werden. Ferner müssen die Netzpunkte eines Komponentennetzes, welche innerhalb eins Körpers eines anderen Netzes liegen, von der Berechnung ausgeschlossen werden.

Für den Lochschneideprozess werden sogenannte Lochdefinitions-Geometrien verwendet, die aus einfachen geometrischen Formen bestehen. Im Fall einer Rotorsimulation kann es vorkommen, dass während einer Rechnung bei größeren Blattdeformationen das deformierte Blatt aus der ursprünglich spezifizierten Lochschneide-Geometrie herausragt (BILD 27). Das führt dann zu einem irregulären Datentransfer und Abbruch der Rechnung.



BILD 27. Lage des deformierten Rotorblatts (blau) relativ zur Ausgangslage (grau) und der Lochdefinitions-Geometrie (rot), GOAHEAD-Rotor.

Eine mögliche Abhilfe wäre die Generierung eines großen Überlappungsbereichs des Blattnetzes und des Hintergrundnetzes als auch eine hinreichend große Lochdefinitions-Geometrie, so dass das deformierte Blatt das erzeugte Loch während der Simulation nicht verlässt. Dies ist aber bei komplexen Gesamtkonfigurationen nicht zielführend, da die geometrische Nähe der Blätter des Haupt- und des Heckrotors und des Rumpfes keine großen Überlappungsgebiete erlauben.

Ein alternativer Ansatz besteht darin, die Rotorblattdeformation bei der Ermittlung der auszublendenden Punkte zu berücksichtigen. Dies kann dadurch realisiert werden, dass die verwendeten Lochdefinitions-Geometrien entsprechend der Blattdeformation mitdeformiert werden (BILD 28). So können enge Überlappungsgebiete realisiert werden.



BILD 28. Lage des deformierten Rotorblatts (blau) relativ zur Ausgangslage (grau) und der deformierten Lochdefinitions-Geometrie (grün), GOAHEAD-Rotor.

4.6.3. Erste Ergebnisse einer gekoppelten TAU/HOST-Simulation

Zur Validierung der TAU/HOST-Kopplungsprozesskette wurden die Reiseflugtests der GOAHEAD Windkanalkampagne im DNW/LLF ausgewählt. Das Windkanal-

modell (BILD 29) besteht aus dem ONERA 7AD Hauptrotor, einem BO105 Heckrotor und einem Transporthubschrauber ähnlichen Rumpf. Im ersten Schritt wurde TAU/HOST-Simulation nur für den Hauptrotor die durchgeführt [44]. Dazu liegen auch numerische Referenzergebnisse mit der validierten FLOWer/HOST-Prozesskette vor. Bei FLOWer handelt es sich um das blockstrukturierte RANS-Verfahren des DLR. Um Netzeinflüsse bei der Validierung auszuschließen, wurden die TAU-Rechnungen auf den strukturierten FLOWer-Netzen durchgeführt.



BILD 29. GOAHEAD Windkanal-Konfiguration.

BILD 30 zeigt die Konvergenz der Steuerwinkel. Der erste Trimmzyklus wurde nach drei Rotorumdrehungen durchgeführt, nachfolgenden Trimmzyklen erfolgten nach jeder weiteren Rotorumdrehung. Die Simulation wurde beendet, nachdem die inkrementellen Änderungen in allen Steuerwinkeln kleiner als 0.001⁰ waren.



BILD 30. Konvergenzverhalten der Steuerwinkel im Vergleich zwischen TAU/HOST, FLOWer/HOST und experimentellen Daten für den GOAHEAD-Hauptrotor.

Das Konvergenzverhalten der beiden Simulationen ist sehr ähnlich. Konvergenz wurde nach sieben Trimmiterationen erreicht. Die numerischen Ergebnisse stimmen sehr gut miteinander überein. Die Abweichungen zu den experimentellen Ergebnissen in dem kollektiven (θ_0) und lateralen (θ_C) Steuerwinkel sind mit unter 0.5°. relativ klein. Nur im longitudinalen (θ_S) Steuerwinkel ist eine größere Abweichung zu verzeichnen. Dies ist hauptsächlich auf die fehlende Interferenz mit dem Rumpf zurückzuführen. Der detaillierte Vergleich der Ergebnisse

lässt den Schluss zu, dass die TAU/HOST-Kopplung für den isolierten 7AD-Hauptrotor erfolgreich validiert wurde. Zukünftige Aktivitäten werden sich auf die Simulation der GOAHEAD-Gesamtkonfiguration fokussieren.

4.6.4. Verbesserung der Vorhersagegenauigkeit von Blatt/Wirbel-Interaktionen

Die Blatt/Wirbel-Interaktion hat einen erheblichen Einfluss auf die aerodynamischen und aeroakustischen Lasten, deren genaue Vorhersage einen korrekten Transport der Wirbel durch das Strömungsfeld erfordert. Der DLR-TAU-Code nutzt eine Diskretisierung zweiter Ordnung der RANS-Gleichungen, so dass Blattspitzenwirbel und Blatt-Wirbel-Interaktionen aufgrund der vergleichsweise inhärent hohen numerischen Dissipation nur aufwendig mit extrem feinen Rechengittern simuliert werden können.

Im Rahmen von Digital-X soll diese Einschränkung durch die Kopplung des TAU-Codes mit einem RANS-Verfahren höherer Ordnung aufgehoben werden. Hierzu wurde die FLOWer-Version vierter Ordnung (FLOWer-4, [45]) ausgewählt. Die Kopplungsmethode zweier CFD-Codes wurde bereits im Rahmen des DFG-Schwerpunktprogramms FOR1066 entwickelt ([46], [47]). Sie basiert auf der Chimera-Technik und ist als separates Kopplungsmodul realisiert. Die Strömungslöser benötigen nur ein entsprechendes Kommunikationsinterface für den Datentransfer und eine geeignete Randbedingung zur Festlegung der Strömungsdaten auf der Kopplungsfläche. Diese Vorgehensweise erlaubt eine flexible Kopplung zwischen unterschiedlichen Strömungslösern. Im Rahmen von Digital-X werden derzeit die notwendigen Ergänzungen und Erweiterungen in TAU und FLOWer-4 durchgeführt. hubschrauberspezifischen um die Anwendungen mit dem gekoppelten Verfahren realisieren zu können. Das Kommunikationsinterface in FLOWer-4 wurde bereits implementiert und anhand eines zweidimensionalen Testfalls erfolgreich getestet. Im Schritt wird die nächsten Kopplung auf die Relativbewegung von Komponenten-netzen erweitert und die Vorhersagegenauigkeit des gekoppelten Ansatzes anhand eines isolierten Rotors erprobt.

4.7. Automatische Prozessketten

Die aufwendigen, multidisziplinäre Simulationen und Optimierungen erfordern automatisierte Prozessketten. Zentrale Punkte hierbei sind die flexible, aber effiziente Anbindung der unterschiedlichen Verfahrenskomponenten, die Ausnutzung massiv paralleler Hochleistungsrechner sowie die Unterstützung bei der Verwendung von automatisierten Prozessabläufen. Im Projekt Digital-X werden daher dezidierte Entwicklungen in den Bereichen sowohl einer parallelen multidisziplinären als Simulationsumgebung auch eines Workflow-Managementsystems durchgeführt.

4.7.1. Simulationsumgebung FlowSimulator

Als Basis für die Simulationsumgebung in Digital-X dient die von Airbus und dem DLR in Zusammenarbeit mit anderen europäischen Forschungspartnern entwickelte Software FlowSimulator [30]. Dieses Software erlaubt es, CFD-Daten (Netze, Lösungen, CAD- und Meta-Daten) parallel im Speicher zu verwalten, so dass verschiedene Programme (z.B. CFD und CSM, Verfahren unterschiedlicher Eindringtiefe sowie Pre- und Postprocessing-Verfahren) ohne dateibasierten Datenaustausch (File-IO) gekoppelt werden können. Erste umfangreichere

Erweiterungen zur multidisziplinären Simulation wurden im Rahmen des C²A²S²E-Projekts [35] durchgeführt. Der FlowSimulator erlaubt die Kopplung verschiedener innerhalb Programme eines sogenannten MPI-Kommunikators, wobei die parallel verteilten Programme gemeinsamen Datenaustausch über den den Hauptspeicher der einzelnen MPI-Prozesse vornehmen. Die Prozesskette wird dabei über ein Python-Skript definiert, welches die Abfolge der Programme pro MPI-Prozess ansteuert. Ziel der Arbeiten in Digital-X ist es, die neu entwickelten Funktionalitäten zu integrieren und die notwendigen Skripte für die geplanten multidisziplinären Analyse und Optimierungsszenarien bereit zu stellen. Dabei spielt eine hohe parallele Effizienz der Berechnungsketten eine entscheidende Rolle. BILD 31 gibt einen schematischen Überblick über die wesentlichen Anwendungen des FlowSimulators.



BILD 31. Anwendungsszenarien mit dem FlowSimulator.

4.7.2. Workflow-Managementsystem RCE

Für das Aufsetzen und die Steuerung des Workflows wird das im DLR entwickelte System RCE [31] eingesetzt. Wesentliches Ziel hier ist die Weiterentwicklung von RCE für komplexe multidisziplinäre Simulationen auf Basis von hochgenauen Simulationen (siehe auch Abschnitt 4.3). Das Management umfasst die Kontrolle ein oder mehrerer remote-ablaufender Simulationen, die simultan auf einem oder mehreren Rechen-Clustern stattfinden. Das beinhaltet den Job-Start und die Laufzeit-Kontrolle sowie den Datentransfer von Input und Output-Dateien über das Netzwerk zwischen dem Arbeitsplatz und dem Zielrechner, wobei berücksichtigt werden muss, dass dort üblicherweise Queuing-Systeme angesprochen werden müssen. Des Weiteren wird die Optimierer-Workflowkomponente für die Anforderungen aus Digital-X erweitert.

5. LITERATUR

- [1] *Flightpath* 2050 *Europe's Vision for Aviation*, Report of the High Level Group on Aviation Research, <u>http://ec.europa.eu/transport/modes/air/doc/flightpath</u> 2050.pdf, 2011.
- [2] Slotnick, J., Khodadoust, A., Alonso, J., Damofal, D., Gropp, W., Lurie, E., Mavriplis, D.: *CFD Vision 2030 Study: A Path to Revolutionary Computational Aerosciences*,

http://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=2014000309, 2014.

[3] Dean, J. P., Clifton, J. D., Bodkin, D. J., Ratcliff, J.: High Resolution CFD Simulations of Maneuvering Aircraft Using the CREATE-AV/Kestrel Solver, AIAA 2011-1109, 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Orlando, Florida, January 4-7, 2011.

- [4] Wissink, A. et al.: Capability Enhancements in Version 3 of the Helios High-Fidelity Rotorcraft Simulation code, 50th AIAA Aerospace Science Meeting, Nashville, Tennessee, January 9.-12., 2012.
- [5] Kenway, G. K. W., Martins, J. R. R. A.: Multipoint High-Fidelity Aero-structural Optimization of a Transport Aircraft Configuration, Journal of Aircraft, Vol. 51, No.1, 2014.
- [6] 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 2006, Delft, The Netherland, 2006.
- [7] Eisfeld, B., Numerical simulation of aerodynamic problems with the SSG/LRR-ω Reynolds stress turbulence model using the unstructured TAU code, In: Tropea, C., Jakirlic, S., Heinemann, H.-J., Henke, R., Hnlinger, H. (Eds.), Contributions to the 15th STAB/DGLR Symposium, Darmstadt, Germany 2006, Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 96, pp. 356-363, Springer, 2008.
- [8] Cecora, R.-D., Eisfeld, B., Probst, A., Crippa, S., Radespiel, R.: *Differential Reynolds Stress Modeling* for Aeronautics, AIAA-Paper 2012-0465, 2012.
- [9] Eisfeld, B., Probst, A.: Industrial Application of Differential Reynolds Stress Models, DLR-IB 2012, ISSN 16147790, 2012.
- [10] Togiti, V., Eisfeld, B., Brodersen, O.: Turbulence Model Study for the Flow Around the NASA Common Research Model, Journal of Aircraft, Vol. 51, No. 4, pp. 1331-1343, 2014.
- [11] Probst, A., & Reuß, S.: Scale-Resolving Simulations of Wall-Bounded Flows with an Unstructured Compressible Flow Solver, In 5th Symposium on Hybrid RANS-LES Methods, TEXAS A&M University, College Station, Houston, USA, 19-21 March 2014.
- [12] Grabe, C., Krumbein, A.: Correlation-Based Transition Transport Modeling for Three-Dimensional Aerodynamic Configurations, Journal of Aircraft, 2013, Vol.50: pp 1533-1539, 2013.
- [13] Grabe, C., Krumbein, A.: Extension of the γ-Reθt Model for Prediction of Crossflow Transition, AIAA 2014-1269, 52nd Aerospace Sciences Meeting, 2014.
- [14] Langer, S., Schöppe, A. Kroll, N.: Investigation and comparison of implicit smoothers applied in agglomeration multigrid in the framework of the DLR TAU-Code, AIAA 2014-0080, 52nd AIAA SciTech, National Harbor, Maryland, January 13-17, 2014, submitted to AIAA Journal.
- [15] Allmaras et al: Modifications and Clarifications for the Implementation of the Spalart-Allmaras Turbulence model, ICCFD7-1992, Big Island, Hawaai, July 2012.
- [16] Langer, S.: Agglomeration multigrid methods with implicit Runge-Kutta smoothers applied to aerodynamic simulations on unstructured grids, Journal of Computational Physics 277, pp 72-100, 2014.
- [17] Jägersküpper, J., Simmendinger, Ch.: A Novel Shared-Memory Thread-Pool Implementation for Hybrid Parallel CFD Solvers, Proceedings Euro-Par 2011, Lecture Notes in Computer Science, Band 6853, Springer, S. 182–193, 2011.

- [18] Tenenbaum, J.B., De Silva, V., Langford, J.C.: A global geometric framework for nonlinear dimensionality reduction, Science 290(5500), 2319– 2323, 2000.
- [19] Holmes, P., Lumley, J., Berkooz, G.: *Turbulence, Coherent Structures, Dynamical Systems and Symmetry*, Cambridge University Press, 1996.
- [20] Bui-Thanh, T., Damodaran, M., Willcox, K.: Proper Orthogonal Decomposition Extensions for Parametric Applications in Compressible Aerodynamics, AIAA 2003-4213. 21st AIAA Applied Aerodynamics Conference, Orlando, Florida, June, 2003.
- [21] Franz, T., Zimmermann, R., Görtz, S., Karcher, N.: Interpolation-based reduced order modelling for steady transonic flows via manifold learning, International Journal of Computational Fluid Dynamics, 2014.
- [22] Zwaan, R. J.: LANN Wing. Pitching Oscillation, Compendium of Unsteady Aerodynamic Measurements, Addendum No. 1, AGARD-R-702, 1985.
- [23] Thormann, R., Dimitrov, D.: Correction of aerodynamic influence matrices for transonic flow, CEAS Aeronautical Journal, 2014.
- [24] Parameswaran, V., Baeder, J.D.: Indicial aerodynamics in compressible flow - direct computational fluid dynamic calculations, Journal of Aircraft 34(1), 131-133, 1997.
- [25] Thormann, R., Widhalm, M.: Linear-frequency-domain predictions of Dynamic-Response data for viscous transonic flows, AIAA Journal 51(11), 2540-2557, 2013.
- [26] Dietz, G., Schewe, G., Kiessling, F., Sinapius, M.: Limit-cycle-oscillation experiments at a transport aircraft wing model. International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, 2003.
- [27] Liersch, C. M., Hepperle, M.: A distributed toolbox for multidisciplinary preliminary aircraft design, CEAS Aeronautical Journal, Volume 2 (Number 1-4), pp. 57-68. Springer, 2011.
- [28] Nagel, B., Zill, T., Moerland, E., Böhnke, D.: Virtual Aircraft Multidisciplinary Analysis and Design Processes - Lessons Learned from the Collaborative Design Project VAMP, Proceedings 4th CEAS Air and Space Conference, Linköping, Schweden, 2013.
- [29] Ronzheimer, A., Natterer, F. J., Brezillon, J.: Aircraft Wing Optimization Using High Fidelity Closely Coupled CFD and CSM Methods, AIAA Paper 2010-9078, 13th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis Optimization Conference, Fort Worth, Texas, Fort Worth, Texas, 2010.
- [30] Meinel, M., Einarsson, G. O.: The FlowSimulator framework for massively parallel CFD applications, PARA 2010. PARA2010, 6.-9. Juni 2010, Reykjavik, Island, 2010.
- [31] Seider, D., Zur, S., Flink, J., Mischke, R., Seebach, O.: RCE – Distributed, Workflow-driven Integration Environment, EclipseCon Europe 2013, 29 - 31 Oct 2013, Ludwigshafen, 2013.
- [32] Rizzi, A., Zhang, M., Nagel, B., Böhnke, D., Saquet P.: Towards a Unified Framework using CPACS for Geometry Management in Aircraft Design, AIAA Paper 2012-0549, AIAA Aerospace Sciences Meeting, Nashville, USA, 2012.
- [33] Liepelt, R.; Chiozzotto, G. P., Schmidt, H.: Variable Fidelity Loads Process in a Multidisciplinary Aircraft

Design Environment, 4th CEAS Air and Space Conference, 2013.

- [34] Freund, S., Heinecke, F., Führer, T., Willberg, C.: Parametric Model Generation and Sizing of Lightweight Structures for a Multidisciplinary Design Process, NAFEMS DACH-Tagung, 20-21 May 2014, Bamberg Germany, 2014.
- [35] Kroll, N., Heinrich, R., Görtz, S., Krumbein, A., Gerhold, Th.: Abschlussbericht des Projektes C²A²S²E, DLR-IB 124-2014/3, ISSN 1614-7790, 2014
- [36] Heinrich, R., Reimer, L., Michler, A., Multidisciplinary simulation of maneuvering aircraft interacting with atmospheric effects using the DLR TAU code, RTO AVT-189 Specialists Meeting on Assessment of Stability and Control Prediction Methods for Air and Sea Vehicles, 12.-14. Oct., Portsdown West, UK, 2011.
- [37] Heinrich, R., Simulation of Interaction of Aircraft and Gust Using the TAU-Code, in Dillmann, A. et al. (eds.), "New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics IX", Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Springer Verlag, Band 124, S. 503-511, 2014.
- [38] Heinrich, R., Reimer, L., *Comparison of different approaches for gust modeling in the CFD Code TAU*, International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, 24.-27. Juni, Bristol, UK, 2013.
- [39] European Aviation Safety Agency (EASA), Certification Specifications for Large Aeroplanes CS-25. Volume Subpart C – Structure, 2010
- [40] Khier, W., Dietz, M., Schwarz, T., Wagner, S.: Trimmed CFD Simulation of a Complete Helicopter Configuration, 33rd European Rotorcraft Forum, Kazan, Russia, 2007.
- [41] Benoit, B., Dequin, A.-M., Kampa, K. W., Gruenhagen, P.-M., Basset, P, B.: HOST, A General Helicopter Simulation Tool for Germany and France, In 56th Annual Forum of the American Helicopter Society Virginia Beach, USA, 2000.
- [42] Van der Wall, B.G., Yin, J.: DLR's S4 Rotor Code Validation With HART II Data: The Baseline Case, 1st International Forum on Rotorcraft Multidiscipinary Technology, Seoul, Korea, Oct. 15-17, 2007.
- [43] Pahlke, K.: The GOAHEAD project, Proceedings of the 33rd European Rotorcraft Forum, Kazaan, Russia, 2007.
- [44] Wendisch, J.-H., Raddatz, J.: Validation of an unstructured CFD solver for complete helicopter configurations with loose CSD-trim coupling, 40th European Rotorcraft Forum, Southampton, UK, 2.-5. September 2014.
- [45] Enk, S.: Ein Verfahren höherer Ordnung in FLOWer für LES, DLR-IB-124-2007/8, 2008.
- [46] Spiering, F.: *Coupling of TAU and TRACE for parallel accurate flow simulations*, International Symposium on Simulation of Wing and Nacelle Stall, Braunschweig, Germany, 2012.
- [47] Spiering, F., Kelleners, P.: Coupling of Flow Solvers with Variable Accuracy of Spatial Discretization, New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics IX. Contributions to the 18th STAB/DGLR Symposium, Stuttgart, Germany, p. 415-423, Springer Verlag, ISBN 978-3-319-03157-6, 2012.

DANKSAGUNG

Bei dem Projekt Digital-X handelt es sich um ein großes, multidisziplinäres Projekt mit sehr vielen, engagierten Mitarbeiterinnen und Mitarbeiter. Die Autoren bedanken sich bei allen, die an den Diskussionen und Forschungsaktivitäten beteiligt waren, deren Beiträge aber wegen des begrenzten Umfangs des Übersichtsartikels nicht explizit berücksichtigt werden konnten.