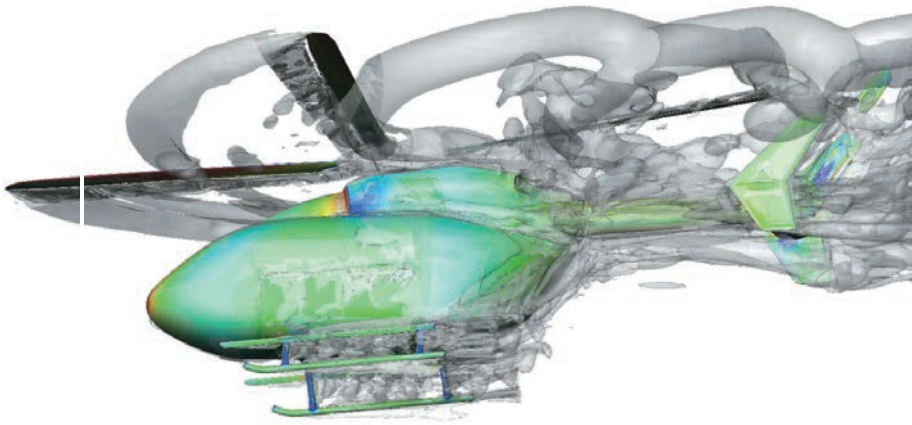


# Simulation auf Höchstleistungsrechnern in der Luft- und Raumfahrt



Simulation ist neben der Logik und dem Experiment die dritte Säule der Forschung. Sie erlaubt es, Prozesse und Modelle zu untersuchen, die sich dem Experiment entweder ganz entziehen oder die durch das Experiment nur unzureichend oder gar nicht untersucht werden können. Damit wird die Simulation auch zu einer Schlüsseltechnologie für die Luft- und Raumfahrt.

## 1. Einleitung

Simulation baut auf mehreren Säulen auf. Zunächst basiert sie auf mathematischen Modellen und Konzepten, die es erlauben, physikalische Vorgänge so zu modellieren, dass sie einer mathematischen Berechnung überhaupt zugänglich werden. Was nicht mathematisch sauber und stringent formuliert werden kann, kann auch mit dem schnellsten Rechner nicht zu tragfähigen Ergebnissen geführt werden. Der Rechner – und hier insbesondere der Höchstleistungsrechner – ist aber das notwendige Werkzeug, um das Potential der Simulation voll zur Entfaltung zu bringen. Die Leistungssteigerungen der letzten Jahre haben rechnerische Möglichkeiten geschaffen, mit denen man an die dringendsten Probleme der Luft- und Raumfahrt herangehen kann.

In diesem Beitrag werden wir zunächst die Grundlagen der Simulation in der Luft- und Raumfahrt deutlich machen und anschließend anhand zweier Beispiele zeigen, wie die Simulation einen wertvollen Beitrag zur Forschung und Entwicklung leisten kann. So führt uns der Bogen von der Modellierung durch die Mathematik bis zu Anwendungsfällen, die nur durch Simulation gelöst werden können.

## 2. Mathematische Grundlagen der Simulation

Strömungen spielen in der Luft- und Raumfahrt eine zentrale Rolle. So ermöglicht erst die Strömung um die Tragflügel, dass das Flugzeug tatsächlich fliegt. Durch die Bedeutung der Strömungsberechnung in der Entwicklung vieler Geräte des täglichen Lebens, angefangen beim Ventilator

und der Klimatisierung bis hin zur Lärm-entwicklung etwa aus der Umströmung des Autos, könnte man annehmen, dass die Berechnung von Strömungen heute ein Routine-Problem ist. Insofern verwundert es sehr, dass die Strömungsmechanik immer noch zu den Hauptnutzern der Hochleistungsrechner gehört. Dies liegt vor allem daran, dass das Lösungsverhalten hier sehr kompliziert sein kann. Das zentrale mathematische Modell der Strömungsmechanik sind die Navier-Stokes-Gleichungen, welche aus den integralen Erhaltungssätzen für Masse, Impuls und Energie abgeleitet werden. Diese drücken die physikalischen Erhaltungsprinzipien aus, die besagen, dass die Änderung von Masse, Impuls und Energie in einem beliebigen Teilbereich einer Strömung einzig und allein auf den Fluss durch den Rand des Teilbereichs zurückzuführen ist und keine Masse, Impuls und Energie plötzlich entstehen oder verschwinden kann. Stellt man sich als Teilgebiet ein sehr kleines „Testvolumen“ vor, dessen Größe noch gegen Null strebt, dann ergeben sich diese Erhaltungsgleichungen als Differenzialgleichungen in der Form

$$\begin{aligned}\rho_t + \nabla \cdot (\rho v) &= 0, \\ (\rho v)_t + \nabla \cdot ((\rho v) \circ v + pI) &= \frac{1}{\text{Re}} \nabla \cdot \tau + f, \\ (e)_t + \nabla \cdot (v(e + p)) &= \nabla \cdot (\tau v) - \nabla \cdot q + f \cdot v + Q.\end{aligned}$$

Dabei ist  $\rho$ ,  $v$ ,  $p$  und  $e$  die Dichte, die Geschwindigkeit, der Druck bzw. die Gesamtenergie pro Einheitsvolumen. Man hat somit Differenzialgleichungen in der Form von Evolutionsgleichungen für die zugehörige Massen- Impuls- und Energie-Dichte. Hier bedeutet  $(u)_t$  die Ableitung der Größe  $u$  nach der Zeit, also die zeitliche Änderungsrate und  $\nabla$  die Divergenz des Flusses, was physikalisch einer Quelldichte entspricht. Die Massen-, Impuls-, und Energie-Dichte ändert sich in der Zeit entsprechend der lokalen Quelldichte. Der Druck tritt als eine vierte Größe auf der linken Seite hinzu. Hier kommt die Thermodynamik ins Spiel, welche über die Zustandsgleichung den Druck als Funktion der Erhaltungsgrößen bestimmt. Die rechte Seite der Navier-Stokes-Gleichungen enthält Reibungsterme ( $\tau$  Reibungstensor) und Wärmeleitung ( $q$  Wärmefluss), die äußere Kraft  $f$  und die Wärmequelle  $Q$ . Bei Gasen kann man oft die Reibung ver-

## ZUSAMMENFASSUNG

*Numerische Simulation ist eine der Schlüsseltechnologien im Bereich der Luft- und Raumfahrt. Wo immer Details verbessert werden sollen oder neue Wege beschritten werden sollen, ist die Simulation ein wesentliches Werkzeug für die Ingenieure.*

*Im Vordergrund der Untersuchungen stehen dabei heute Aspekte, die im Kontext der Diskussion über Lebensqualität und Umwelt eine herausragende Rolle spielen. Die Reduktion des Treibstoffverbrauchs gilt dabei als ein wesentlicher Schlüssel zur Reduktion der klimaschädlichen Effekte der zivilen Luftfahrt. Unsere Beispiele zeigen eindrucksvoll, wie viel Verbesserungspotential hier noch besteht und wie es gezielt über numerische Simulation auch realisiert werden kann. Die Frage nach dem Lärm steht ebenso auf der Liste der Probleme, die nur mit Simulation lösbar sein werden. Angesichts zunehmender Proteste in der Bevölkerung gegen Fluglärm ist das Thema hochsensibel. Mit komplexen Simulationen lassen sich diese Probleme zunächst simulieren, optimieren und schließlich zwar nicht gänzlich lösen, aber doch auf ein erträgliches Maß reduzieren. Für die Zukunft zeichnen sich also eine Reihe von Herausforderungen im Fliegen ab, die nur mit den Mitteln der Simulation bewältigt werden können. Das Zusammenspiel von Ingenieuren, Mathematikern und Informatikern wird dafür die Grundlage sein.*

nachlässigen, so dass die Navier-Stokes-Gleichungen hier vereinfacht werden können und auf der rechten Seite eine Null geschrieben wird. Dieses System nennt man auch die Eulergleichungen oder die Gleichungen der Gasdynamik.

Die Navier-Stokes- oder die Euler-Gleichungen sind nichtlineare Differenzialgleichungen, die nur in wenigen einfachen Situationen exakt lösbar sind. Darüber hinaus ist auch die mathematische Struktur dieser Lösungen noch ungeklärt, so dass deren Lösungstheorie als eines der gegenwärtig schwersten Probleme der Mathematik betrachtet wird. Es ist eingereiht in die Liste der Clay-Probleme, für deren Lösung eine Million Dollar ausgeschrieben sind. Eine sehr lesenswerte Übersicht über die Geschichte und die mathematischen Probleme bei den Navier-Stokes-Gleichungen ist der Artikel von Thomas Sonar im Spektrum der Wissenschaften, April 2009. Faszinierend an diesen Gleichungen ist, dass sie höchst unterschiedliche Strömungsphänomene beschreiben. Dies reicht von der Umströmung der Luft beim fahrenden Auto bis hin zur Umströmung eines Düsenjets, Strömungen in globalen Klimamodellen bis hin zu Strömungen bei der Entstehung von Sternen und Galaxien in der Astrophysik. Für alle diese Probleme ist man somit auf eine numerische Lösung dieser Gleichungen mit Hilfe eines Computers angewiesen.

Durch die Bedeutung von Strömungen im gesamten täglichen Leben wurden solche ersten näherungsweise Berechnungen von Strömungen schon gleich nach der

Entwicklung der ersten Rechner ausgeführt. Das kontinuierliche Problem wird hier durch Approximation in ein berechenbares diskretes Problem überführt. Die ersten Verfahren waren Differenzen-Verfahren, bei denen die Ableitungen in den Navier-Stokes-Gleichungen durch Differenzen-Quotienten an einer gewissen Anzahl von Gitter-Punkten ersetzt werden. Die Standard-Verfahren in der numerischen Strömungsmechanik sind heute Finite-Volumen-Verfahren, bei denen das Rechengebiet in eine große Anzahl von kleinen Volumen zerlegt wird. In jeder Gitterzelle werden die integralen Erhaltungsgleichungen näherungsweise gelöst mit der Kopplung zu den benachbarten Gitterzellen über den Massen-, Impuls- und Energiefluss. Alles was aus einer Gitterzelle herausfließt, fließt in die Nachbarzelle hinein. Das durch diese Zerlegung entstehende diskrete Gleichungssystem wird dann auf dem Rechner gelöst. Dabei gibt es aber mehrere Strömungsphänomene, welche die numerische Strömungssimulation besonders schwierig machen: Turbulenz, Grenzschichten und Verdichtungsstöße. Verdichtungsstöße treten in einer Überschallströmung auf und sind lokale starke Änderungen der physikalischen Größen, wie der Knall eines Düsenjets beim Durchbrechen der Schallmauer. Auch bei der schnellen Umströmung eines Körpers treten starke Änderungen in der Grenzschicht auf, wenn sich die Geschwindigkeit des Fluids an die des Körpers anpasst. Diese starken lokalen Änderungen müssen durch kleine Gitterzellen, durch die Güte des numerischen Verfahrens und damit durch eine hohe Rechenkapazität aufgefangen werden.

Das größte Problem stellt jedoch die Turbulenz dar. Bei einer turbulenten Strömung bestimmen Wirbel über mehrere Größenordnungen die Strömung. Die kleinsten auftretenden Skalen werden durch die Größe der Reibung bestimmt, für welche das charakteristische Maß die Reynolds-Zahl ( $Re$ ) ist. Oft können in einer Computer-Simulation eines Strömungsproblems mit geringer Reibung, was einer großen Reynolds-Zahl entspricht, die kleinen Fluktuationen im Strömungsfeld mit der zur Verfügung stehenden Rechnerleistung nicht mehr aufgelöst werden. Hier behilft sich die numerische Strömungsmechanik mit Turbulenzmodellen und geht von der dreidimensionalen und zeitabhängigen

Strömung auf eine statistische Beschreibung über, die durch die Reynolds-gemittelten Gleichungen und einem Turbulenz-Modell berechnet wird. Dabei gibt es eine ganze Reihe von Turbulenz-Modellierungen, die je nach Anwendungsbereich zu mehr oder weniger brauchbaren Ergebnissen in der Praxis führen. Möchte man tatsächlich Details der nichtlinearen Wechselwirkung zwischen den Wirbelelementen auflösen, müssen die Navier-Stokes-Gleichungen mit entsprechend hoher Auflösung direkt gelöst werden. Diese direkte numerische Simulation benötigt zur Erfassung des gesamten räumlichen und zeitlichen Skalenbereichs  $Re^{9/4}$  Gitterpunkte und  $Re^{3/4}$  Zeitschritte. Für technische Probleme mit Reynoldszahlen in der Größe von mehreren Millionen bedeutet dies, dass eine solche direkte numerische Simulation wegen Rechenaufwand und Speicherplatzbedarf nicht durchführbar ist. Grundlagenuntersuchungen in der Turbulenzforschung, wie der Übergang von einer laminaren zu einer turbulenten Strömung mit Untersuchung der Mechanismen der Turbulenz, lassen sich heute auf Hochleistungsrechnern ausführen.

Die energiereichsten Wirbelelemente sind von der Größenordnung des Strömungsproblems. Diese Grobstruktur der turbulenten Strömung ist annähernd unabhängig von der Reynoldszahl. Unter dieser Annahme ist es möglich, diese durch eine direkte Lösung der Navier-Stokes-Gleichungen zu berechnen und nur für die vom numerischen Verfahren nicht aufgelösten Bereiche sogenannte Feinstruktur-Turbulenzmodelle einzuführen. Diese Grobstruktursimulation (LES = Large Eddy Simulation) findet zunehmend auch für technische Strömungen im industriellen Einsatz Anwendung. Für komplexe Strömungen führt dies aber oft zu numerischen Modellen, für deren Lösung eine Rechnerleistung erforderlich ist, wie sie von herkömmlichen Standardrechnern nicht bereitgestellt werden kann.

### 3. Höchstleistungsrechnen

Höchstleistungsrechner sind die schnellsten weltweit verfügbaren Rechner. Ihre Leistung geht weit über alles hinaus, was auf PCs derzeit an Rechenleistung verfügbar ist. Jährlich zweimal wird eine Liste dieser schnellsten Systeme unter [www.top500.org](http://www.top500.org) veröffentlicht. An der Spitze dieser Liste

finden sich vor allem Rechner in den USA, Japan, China und Europa. Es sind diese Länder, für die das Höchstleistungsrechnen eine strategische Rolle spielt, sei es im militärischen Bereich oder in den zivilen Bereichen der Grundlagenforschung und der Anwendungsforschung.

Gemessen wird die Leistung von Höchstleistungsrechnern nach der Anzahl der Operationen, die ein System pro Sekunde ausführen kann. Derzeit erreichen Höchstleistungsrechner eine Leistung die im Bereich von  $10^{15}$  Operationen pro Sekunde liegt – Wissenschaftler bezeichnen dies als ein Petaflop. Bis zum Jahr 2020 wird eine Leistungssteigerung um einen Faktor 1000 erwartet, sodass dann  $10^{18}$  Operationen pro Sekunde möglich sein sollen – man spricht von einem Exaflop.

Die Leistungssteigerung von Höchstleistungsrechnern war lange Zeit ein Ergebnis der Miniaturisierung der Schaltelemente. Je kleiner die Schaltelemente waren umso schneller konnte man Prozessoren takten. Über mehrere Jahrzehnte ergab sich so eine Verdopplung der Leistung etwa alle 18 Monate – man sprach vom Mooreschen Gesetz, benannt nach jenem amerikanischen Wissenschaftler, der diese zeitliche Entwicklung als erster untersucht und veröffentlicht hatte.

Seit einiger Zeit werden Prozessoren aber nicht mehr schneller. Die weiter voranschreitende Miniaturisierung setzt sich zwar fort, aber der Energiebedarf für höhere Prozessorgeschwindigkeiten ist so hoch, dass die Prozessoren nicht mehr gekühlt werden könnten. Der Ausweg heißt Parallelisierung. Schon in herkömmlichen PCs sind heute zwei bis vier Kerne im Einsatz. Die Grundidee ist einfach: Wenn meine Schaltelemente kleiner werden, aber eine höhere Taktfrequenz den Prozessor zu heiß werden lässt, dann baue ich eben mehrere Kopien eines Prozessors auf einen Chip. Im Ergebnis führt das dazu, dass moderne Höchstleistungsrechner in der Zwischenzeit mit bis zu einer Million Prozessorkernen arbeiten.

Die Nutzung einer so großen Zahl an Prozessorkernen stellt eine besondere Herausforderung dar, vergleichbar mit dem Management eines Projekts mit einer Million Mitarbeitern. Die größten Probleme dabei sind die folgenden:

1. Wie kann ich meine numerische Methode in sehr viele kleine Teilprobleme zerlegen? Nicht für alle numerischen Methoden ist das möglich und für die allermeisten Me-

thoden ist es schwierig. Trotzdem muss ich erreichen, dass jeder Prozessor eine Aufgabe hat.

2. Wie kann ich erreichen, dass alle Teilaufgaben möglichst den gleichen Rechenaufwand haben? Nur wenn ich das erreiche, stelle ich sicher, dass nicht der gesamte Rechner auf die Lösung einer einzelnen Teilaufgabe warten muss (stellen sie sich eine Million Kollegen vor, die darauf warten, dass Sie endlich ihre Arbeit gemacht haben). Man spricht hier von Lastbalancierung.

3. Wenn ich mein Problem in Teilprobleme zerlegt habe, müssen diese miteinander kommunizieren, um zur Gesamtlösung zu kommen. Die Kommunikation verbraucht Zeit und Energie. Ich muss sie also so kurz wie möglich gestalten, muss aber gleichzeitig genug kommunizieren, um die korrekte Gesamtlösung zu erreichen.

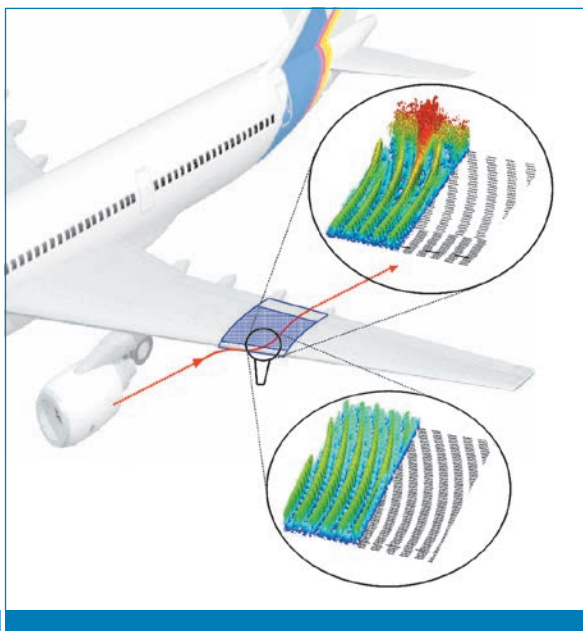
Nur wenn diese drei Probleme gelöst werden können, ist es möglich eine Simulation mit Erfolg durchzuführen. Dabei treten jedoch weitere Schwierigkeiten auf. Benutzt man eine Million Prozessorkerne und teilt jedem Kern seine Aufgabe zu, so bleibt es nicht aus, dass Fehler passieren. Diese Fehler zu finden ist eine Herausforderung für sich. Während man bei einer kleinen Menge von Prozessen durch graphische Darstellung relativ rasch erkennen kann, wo sich potentielle Fehlerquellen befinden, ist das bei einer Million Prozessen graphisch nicht mehr möglich. Die Fehlersuche muss automatisiert werden. Sie muss Konzepte verfolgen, bei der Fehler zunächst grob erfasst werden können und der Benutzer anschließend interaktiv die Fehlerquelle eingrenzt und schließlich lokalisiert.

Höchstleistungsrechner zeichnen sich nicht nur durch hohe Rechengeschwindigkeit aus. Um die großen Herausforderungen der Simulation zu lösen, müssen sie auch über einen großen Hauptspeicher verfügen. Nur so können sehr komplexe Fragestellungen rechnerisch behandelt werden.

#### 4. Ökoeffiziente Strömungskontrolle in der Aerodynamik

Nachdem in den letzten zwei Jahrzehnten die physikalischen Mechanismen in reibungsbehafteten Strömungen nicht zuletzt durch immer detailliertere numerische Simulationen besser verstanden werden konnten, wird heute angestrebt, eine effektive Kontrolle von Strömungen in die Pra-





Formative Suction mit Anregung gutartiger (unten) und schädlicher Wirbel (oben).

xis umzusetzen. Gezielte Strömungskontrolle mit passiven oder aktiven Aktuatoren verfolgt zum einen das Ziel, eine bewährte Strömungsbeeinflussung schneller oder effizienter zu gestalten: So können z.B. Steuerklappen am Flugzeug durch Strahlaktuatoren ersetzt werden. Zum anderen wird angestrebt, speziell den Reibungswiderstand und damit die Effizienz

von Strömungsmaschinen zu steigern. So kann der Treibstoffverbrauch und damit der Ausstoß von klimaschädlichen Gasen in der zivilen Luftfahrt signifikant reduziert werden, oder aber der Wirkungsgrad von Energiewandlungsmaschinen wie z.B. von Windturbinen im Rahmen der Energiewende gesteigert werden. Am Institut für Aerodynamik und Gasdynamik (IAG) der Universität Stuttgart wird an mehreren Verfahren gearbeitet, um Turbulenzen und damit den Widerstand von Verkehrsflugzeugen zu reduzieren. Die Forschung beruht dabei auf numerischen Simulationen auf den Supercomputern des Höchstleistungsrechenzentrums der Universität Stuttgart (HLRS).

Gegenstand der Forschung ist die Grenzschichtströmung, die nahe an einem Körper entsteht, wenn eine Flüssigkeit oder ein Gas (Fluid) ihn überströmt. In dieser dünnen Schicht passt sich die Geschwindigkeit des Fluids an die Geschwindigkeit des Körpers an. Der Zustand der Grenzschichtströmung bestimmt den Reibungswiderstand beim Flug, wobei eine ruhige, laminare (schichtenähnliche) Strömungsform deutlich weniger Widerstand verursacht als eine chaotische, turbulente Form, die eine Folge der Instabilität der laminaren Form ist. Eine seit langem bekannte Methode, um die Transition von der laminaren in die turbulente Strömungsform zu verzögern (Laminar Flow Control), ist die Absaugung und damit Stabilisierung der Grenzschicht durch winzige Öffnungen in der Flugzeugoberfläche. Die sichere

Anwendung dieser spritsparenden Technologie scheidet jedoch bis heute an den Problemen, die an den nach hinten gepfeilten Tragflügeln moderner Flugzeuge auftreten. Anleihen aus der Biologie sind in diesem Fall allerdings nicht möglich: Welcher Vogel fliegt schon andauernd im Horizontalflug fast Schallgeschwindigkeit? Bei gepfeilten aerodynamischen Oberflächen spielen dreidimensionale Strömungseffekte eine entscheidende Rolle, die trotz der Absaugung ein rasche Transition zur Folge haben können: Innerhalb der Grenzschicht liegt hier eine Querströmung vor, die schädliche, Turbulenz auslösende Längswirbel anfacht, die durch Rauigkeiten, Oberflächenungenauigkeiten oder eben Absaugöffnungen entstehen können – und damit den Erfolg der Absaugung gefährden können. Neuere Untersuchungen in den USA und in Stuttgart haben gezeigt, dass diese schädlichen Längswirbel aber auch durch das gezielte Anregen von enger liegenden Wirbeln, die selbst keine oder nur sehr viel weiter stromab Turbulenz auslösen, unterdrückt werden können. Alternativ kann versucht werden, sie und ihre schädliche Wirkung direkt auszulöschen. Eine Reduzierung des Gesamtwiderstandes um etwa 15-20 Prozent und ein ökoeffizienteres Fliegen ist so erreichbar.

Mehrere innovative Laminarhaltungstechnologien sind denkbar: Erstens können nahe der Flügelnahe feste oder besser aktive Oberflächen-„Rauigkeiten“ oder „Vertiefungen“ angebracht werden, z.B. durch verteiltes, diskretes, gepulstes Ausblasen oder Absaugen von Luft oder durch Kraftfelder von Mikro-Plasmaaktuatoren („Upstream Flow Deformation UFD“, „Distributed Roughness“). Zweitens kann Grenzschichtabsaugung durch in einem speziellen Muster angeordnete Öffnungen an der Flügeloberfläche (Formative Suction) angewendet werden, um den reinen Absaugeffekt, die Wachstumsabschwächung schädlicher Wirbel, um den Stabilisierungseffekt permanent angeregter gutartiger Längswirbel zu ergänzen. Und drittens können die schädlichen Wirbel direkt kontrolliert werden durch lokalisierte, diskrete, starke Absaugung („Pinpoint Suction“) an Stellen, wo die Wirbel eine Aufwärtsgeschwindigkeit in der Grenzschicht induzieren.

Alle drei Konzepte wurden mit Computersimulationen untersucht. Rechts unten in **(01)** ist Formative Suction mit gutartigen

Längswirbeln zu sehen, das obere Bild zeigt die Entstehung schädlicher Längswirbel, die Turbulenz (rot) auslösen, weil die Absaugöffnungsverteilung schlecht war. Die Größe der Öffnungen ist dabei im Bereich von etwa 50-100  $\mu\text{m}$ . In (02) werden durch Ausblas- und Absaugaktuatoren, die sich innerhalb eines einzigen, in Spannweitenrichtung laufenden Schlitzes nahe der Flügelnahe abwechseln, eng liegende gutartige Wirbel generiert (rechter Bildteil, reine UFD-Methode). Sie bewirken, dass die durch natürlich wachsende schädliche Längswirbel ausgelöste Turbulenz (im linken Bildteil ohne Aktuatoren oben), nach hinten auf den Flügel geschoben wird.

(03) zeigt die Anwendung von Pinpoint Suction. Die drei Schnappschuss-Teilbilder zeigen von der Flügelnahe, jeweils am rechten Bildrand, ausgehende schädliche Längswirbel, die in den zwei rechten Teilbildern Turbulenz auslösen. Im mittleren Bild ist die Aktivierung von neun Absaugelöchern an der aufwärtsdrehenden Seite der Längswirbel zu sehen, die mittlere Absauggeschwindigkeit über jedes Loch beträgt etwa 20 Prozent der Fluggeschwindigkeit. Die Absaugung führt zu einer sehr starken Abschwächung der Wirbel, und die Turbulenz wird vollständig unterdrückt (ganz links).

## 5. Numerische Simulation der Strömung am Hubschrauber

Die komplexen Strömungsverhältnisse am Hubschrauber stellen die Numerische Simulation aus mehrererlei Gründen vor große Herausforderungen: Zum einen besteht eine enge Kopplung zwischen der Aerodynamik und der Rotorblattdynamik, also der Eigenbewegung und der elastischen Verformung der Blätter infolge der angreifenden Luftkräfte sowie der Zentrifugal- und der Inertialkräfte. Bei modernen Hubschraubern mit Rotorblättern aus Faserverbundwerkstoffen biegt sich das Blatt aufgrund der Luftlasten und seiner hohen Elastizität sehr stark durch, was in der Simulation durch eine entsprechende strukturdynamische Modellierung berücksichtigt werden muss. Während im Schweben- sowie im stationären Steig- oder Sinkflug die Blattdurchbiegung sowie die lokalen Anströmwinkel über einen Blattumlauf näherungsweise konstant sind, führt das Rotorblatt beim Vorwärtsflug des Hubschraubers während seines Um-

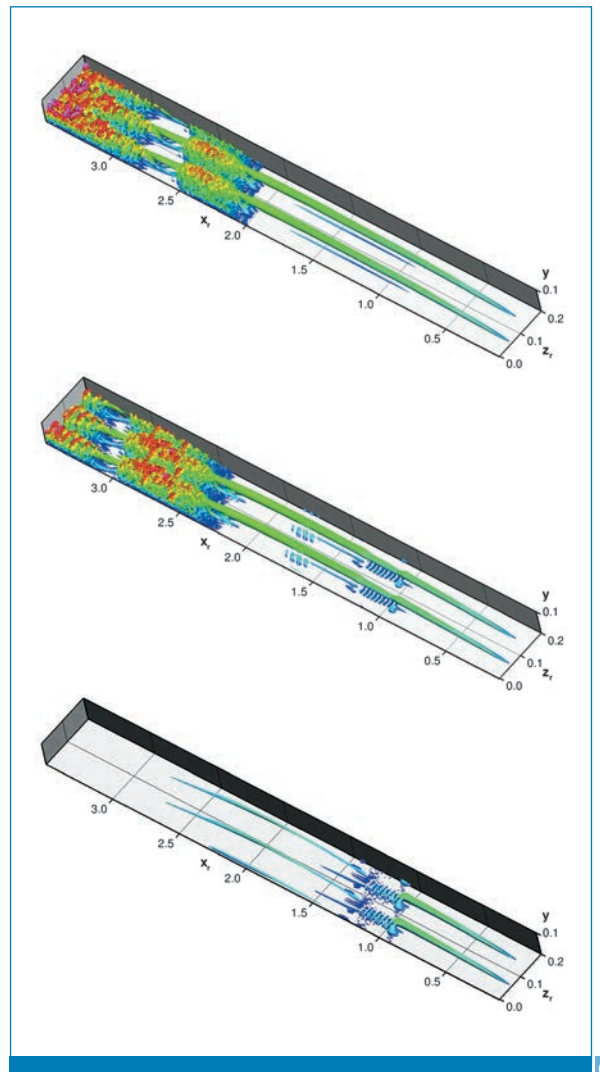
laufs aufgrund der wechselnden Luftkräfte sog. Schlag- und Schwenkbewegungen durch. Diese müssen ebenfalls korrekt erfasst werden. Bei der Simulation ist also zwingend die Strömungs-Strukturkopplung zu berücksichtigen.

Zum zweiten ist die Aerodynamik selbst sehr komplex. Durch die Drehbewegung des Rotors steigt die Geschwindigkeit, mit der ein Blattsegment angeströmt wird, nach außen hin an. Beim Vorwärtsflug wird diese Geschwindigkeitsverteilung mit der Fluggeschwindigkeit des Hubschraubers überlagert, was zu einer Erhöhung der Anströmgeschwindigkeiten am vorlaufenden Blatt und einer Reduzierung der Anströmgeschwindigkeiten am rücklaufenden Blatt führt, wobei es bei Letzterem im Innenbereich sogar zu einer Rückanströmung kommt. Die Addition der Geschwindigkeiten am vorlaufenden Blatt führt dazu, dass dort im Außenbereich lokal auf dem Blatt Überschallgebiete auftreten, die mit einem Verdichtungsstoß abschließen. Der periodische Aufbau und Zusammenbruch dieser Verdichtungsstöße am vorlaufenden



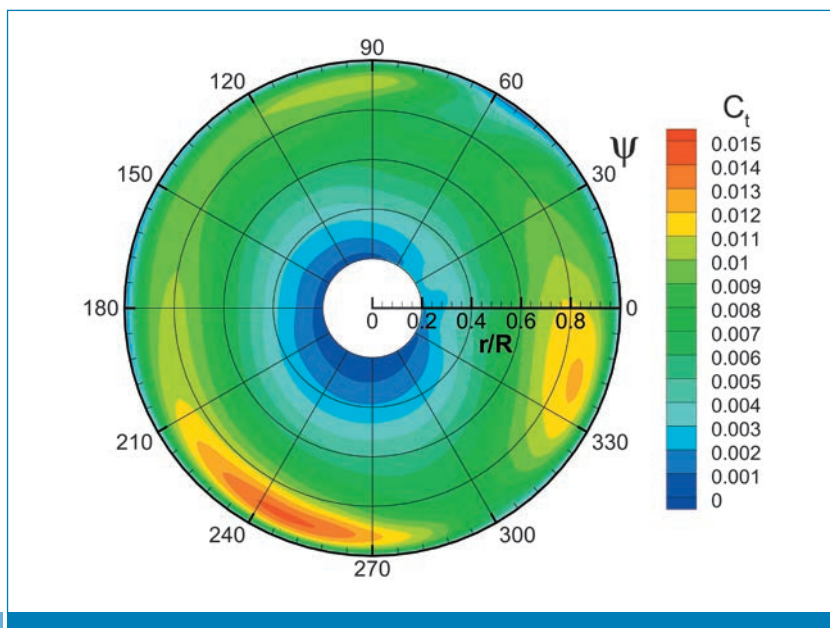
02

Wirbelbildung ohne (li.) und mit UFD-Aktuatoren (re.); Strömung von unten nach oben.



03

Wirbelbildung ohne (oben) und mit vollaktiver Pinpoint Suction (unten).

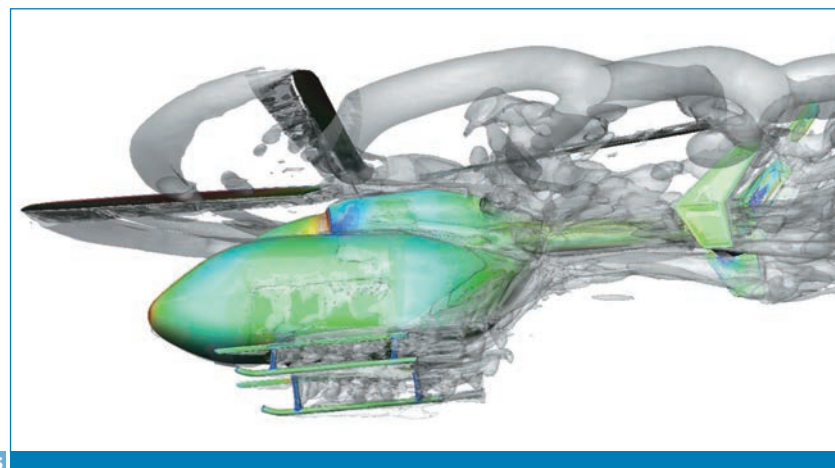


04 Schubbeiwerte über der Rotorkreisscheibe, Flugrichtung nach links, Rotor dreht gegen den Uhrzeigersinn, aus [1].

den Blatt stellt übrigens die Hauptlärmquelle des Hubschraubers im schnellen Vorwärtsflug dar und wird typischerweise als „Knattern“ wahrgenommen. Um auf der rücklaufenden Seite vergleichbare Auftriebskräfte wie auf der vorlaufenden Seite zu erhalten (andernfalls würde der Hubschrauber um seine Längsachse rollen), muss das Rotorblatt sehr stark angestellt werden, wobei es im Außenbereich des Blattes zu einer Ablösung der Strömung kommt (sog. „Dynamic Stall“). Um eine einigermaßen gleichmäßige Schubverteilung über die Rotorkreisscheibe zu gewährleisten, muss der Anstellwinkel des Blattes während eines Umlaufs kontinuierlich verändert werden (sog. zyklische Blattverstellung). (04) zeigt die berechneten vertikalen

Luftkräfte, die ein Rotorblatt während eines Umlaufs erfährt.

Des Weiteren treten am Hubschrauber sehr starke Strömungsinteraktionen auf. Die Rotorblätter bewegen sich durch die Nachläufe der vorlaufenden Blätter; hier kommt es zu der sog. Blatt-Wirbel-Interaktion, wenn das Rotorblatt den Randwirbel der vorherigen Blattes durchschneidet, was zu erhöhter Lärmemission und starken Vibrationen führt. Der durch den Rotor induzierte Abwind beeinflusst die Rumpfumströmung, und der Nachlauf des Rotors, insbesondere des Rotormasts, interagiert mit dem Heckrotor sowie dem Heckausleger mitsamt dem Leitwerk, was zu den unangenehmen Problemen des „Tail-Shakes“ und des „Low-speed Pitch-up’s“ führen kann. Die Komplexität dieser Strömungsinteraktionen wird sehr eindrucksvoll durch (05) verdeutlicht, in dem die Nachlaufströmung durch die Visualisierung von grau eingefärbten „Wirbelröhren“ dargestellt ist. Farblich hervorgehoben ist die Druckverteilung auf Rumpf und Leitwerk. Zu guter Letzt erfordert die Tatsache, dass sich der Rotor gegenüber der Zelle dreht, in der Numerischen Simulation die gleichzeitige Verwendung eines drehenden und eines stationären Bezugssystems. Nimmt man noch den Heckrotor hinzu, so ist ein weiteres drehendes System zu berücksichtigen. Numerisch wird dies mit Hilfe der sog. Chimera-Technik realisiert, bei der die Hubschrauberzelle in ein raumfestes Hintergrundnetz eingebettet ist, während sich die blattfesten Netze durch dieses Hintergrundnetz hindurchbewegen. Auch komplexe Anbauteile, wie z.B. die Kufen, werden mit dieser Technik vernetzt. (06) zeigt das Rechnernetz, mit dem die oben dargestellten Ergebnisse erzeugt wurden. Die Simulationen wurden mit Hilfe des strukturierten Strömungslösers FLOWer, [3], durchgeführt, der vom Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt entwickelt wurde und für Anwendungen im Hubschrauberbereich inzwischen bestens validiert ist.



05 Simulation der Strömung um einen EC145 Hubschrauber,  $\lambda_2$ -Visualisierung des Nachlaufs, aus [2].

## 6. Beispiele aus aktuellen Forschungsarbeiten am IAG

Im Folgenden werden einige Beispiele aus aktuellen Forschungsarbeiten am IAG vorgestellt. Aufgrund der oben beschriebenen Komplexität der Strömung und der daraus resultierenden Anforderungen an die Nu-

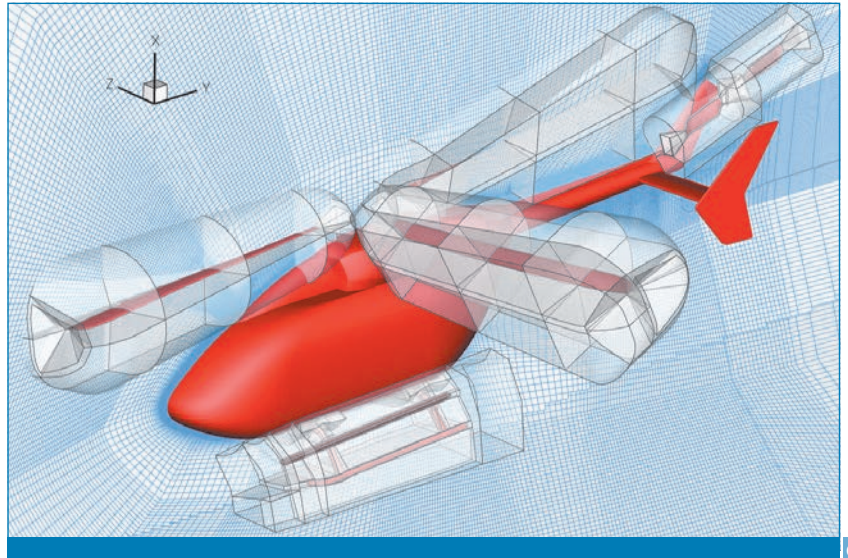


merische Simulation ist es nachvollziehbar, dass ein enormer Rechenaufwand betrieben werden muss, um zu belastbaren Ergebnissen zu kommen. Dies betrifft zum einen die erforderliche räumliche Auflösung, die je nach Anwendungsfall heutzutage durchaus bei bis zu 10 Millionen Netzzellen liegen kann, vor allem aber die zeitliche Auflösung und die Anzahl der Zeitschritte, die notwendig sind, bis sich ein gewünschter stationärer oder periodischer Strömungszustand einstellt. Der Einsatz von Höchstleistungsrechnern, wie z.B. denen am HLRS, ist daher unverzichtbar.

## 6.1 Trimmung

Aussagekräftige Vergleiche zwischen den Ergebnissen aus der Numerischen Simulation und den Daten, die aus Windkanal- oder Freiflugmessungen gewonnen wurden, sind nur möglich, wenn die durch den Rotor erzeugten globalen Kräfte und Momente in der Simulation und im Experiment annähernd gleich sind. Während beim Vergleich mit einem Windkanalversuch, bei dem das Modell auf einer Haltevorrichtung fixiert ist, „nur“ der berechnete Schub sowie das Nick- und das Rollmoment den im Versuch gemessenen Werten entsprechen müssen, gestaltet sich die Freiflugtrimmung deutlich aufwendiger. Hier muss z.B. bei einem stationären Geradeausflug dafür gesorgt werden, dass die Momente um die drei Hauptachsen Null sind und die vom Hauptrotor und vom Heckrotor erzeugten Kräfte das Gewicht und die aerodynamischen Kräfte, die am Rumpf und am Leitwerk entstehen, kompensieren. Dafür stehen nun bestimmte Steuergrößen zur Verfügung, die im Zuge der Simulation iterativ so angepasst werden müssen, dass diese Forderungen erfüllt sind. Für die Freiflugtrimmung sind dies der „kollektive“ und die „zyklischen Blatteinstellwinkel“ der Hauptrotorblätter, der kollektive Blatteinstellwinkel des Heckrotors sowie die Lagewinkel des Gesamthubschraubers. Ist in der Simulation ein getrimmter Zustand erreicht, kann man die berechneten Steuergrößen mit den tatsächlichen Steuergrößen aus dem Flugfall vergleichen und erhält so eine Aussage über die Genauigkeit der Simulation.

Die Forschungsarbeiten am IAG, z.B. [4], befassen sich mit der Fragestellung, wie diese Freiflugtrimmung unter Berücksichtigung der Strömungs-Struktur-Kopplung am



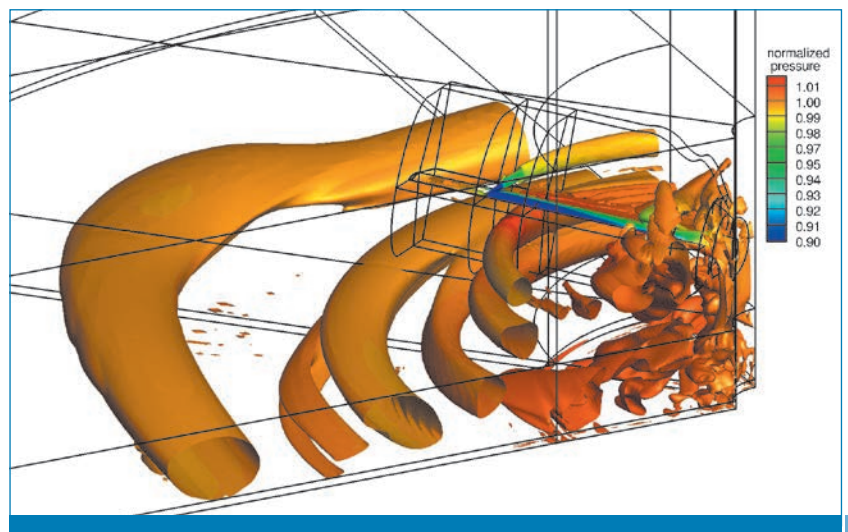
06

Blockstrukturiertes Chimera-Netz, aus [2].

Rotor effizient erfolgen kann. (05) stellt das Ergebnis einer numerischen Simulation für einen getrimmten Hubschrauber bei einer Fluggeschwindigkeit von etwa 250 km/h im stationären Geradeausflug dar. Die Chimera-Netze hatten dabei zusammengekommen ca. 25 Millionen Zellen. Insgesamt mussten 22 Rotorumdrehungen berechnet werden, bis sich ein getrimmter Zustand eingestellt hatte. Auf dem NEC Nehalem Cluster des HLRS fielen hierfür ca. 70.000 CPU-Arbeitsstunden an.

## 6.2 Hubschrauber im Bodeneffekt

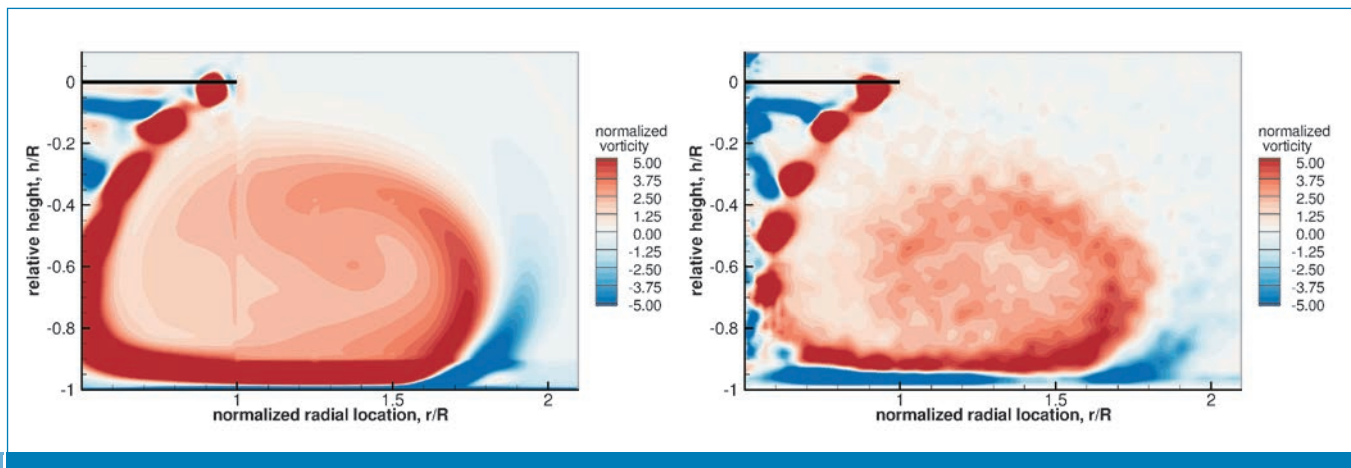
Für einen Hubschrauber in unmittelbarer Nähe des Bodens (z.B. im Landeanflug oder beim Schweben dicht über Grund),



07

Nachlauf eines isolierten Rotors in Bodennähe. Schnitt durch das Wirbelsystem aus [5].





08

Vergleich des Randwirbelverlaufs eines isolierten Rotors im Vorwärtsflug, li.: CFD, re.: Experiment, aus [5].

unterscheiden sich die lokalen Strömungsverhältnisse deutlich gegenüber einem Flug in größerer Höhe. So kann sich z.B. der rotorinduzierte Abwind nicht beliebig weit nach unten ausbreiten, sondern seine Bewegung wird durch den Boden blockiert. Dort werden die Wirbel nach außen gedrückt, steigen unter bestimmten Umständen außen wieder auf und können vom Rotor eingesaugt werden (sog. Rezirkulation). Ist der Boden mit Staub, Sand oder Schnee bedeckt, wird dieser aufgewirbelt, und es kommt zu einer erheblichen Sichtbehinderung des Piloten. Diese unter Umständen äußerst sicherheitskritischen Zustände sind unter den Begriffen „brown-out“ bzw. „white-out“ bekannt. Die am IAG laufenden Forschungsarbeiten zu diesem Thema haben das Ziel, die Simulationsfähigkeit der komplexen Strömungseffekte im Bodeneffekt aufzubauen, [5]. Hierbei muss z.B. auch die sich entlang des Bodens ausbildende Grenzschicht mitmodelliert werden, um den Ort, an dem sich die Wirbel wieder vom Boden abheben, möglichst korrekt zu erfassen. In (07) ist der Verlauf der Randwirbel aus der Numerischen Simulation eines isolierten Rotors im bodennahen Schwebeflug dargestellt. (08) zeigt den Vergleich zwischen Numerik und Experiment für einen exemplarischen Vorwärtsflugfall (Flugrichtung von links nach rechts). Das Besondere bei dieser Simulation ist, dass sich die blattfesten Netze innerhalb eines Netzquaders drehen, der sich seinerseits mit der Fluggeschwindigkeit des Hubschraubers innerhalb des Hintergrundnetzes nach vorne bewegt. Dieses Set-up umfasst 33 Millionen Netzzellen, und es mussten 45 Rotorumdrehungen berechnet

werden. Die Rechenzeit für diesen Flugfall betrug vier Wochen wall clock time auf 256 Prozessoren der CRAY XE6 (Hermit) am HLRS.

### 6.3 Optimierung der Blattaußen-geometrie

Zwei wesentliche Schwerpunkte bei der Entwicklung zukünftiger Hubschrauber liegen in der Erhöhung der Leistung (bzw. Reduzierung des Treibstoffverbrauchs bei gleichbleibender Leistung) und der Verminderung der Lärmemission. Leider sind diese beiden Anforderungen in weiten Teilen gegenläufig. Im Fokus aktueller Forschungsarbeiten am IAG, [6], steht die Modifikation der Außen geometrie der Rotorblätter. Lässt man aus Lärmgründen den Rotor z.B. langsamer drehen, so kann der damit verbundene Auftriebsverlust durch eine Erhöhung der Blattiefe im Außenbereich kompensiert werden, wie in [6] gezeigt wurde. Auch das Abknicken der Blattspitze nach oben („dihedral“) oder nach unten („anhedral“) führt zu einer Verbesserung der Leistung, allerdings liegen die Optima für Schwebeflug und Vorwärtsflug in entgegengesetzten Richtungen. Mit modernen, effizienten „Design-of-Experiments“-Methoden wurden in [6] Parametervariationen am isolierten Rotor durchgeführt und die resultierenden Entwürfe aerodynamisch und aeroakustisch miteinander verglichen. Um eine objektive Bewertung zu gewährleisten, mussten alle Entwürfe auf identische Lastzustände (Rotorschub und -momente) getrimmt und die aeroelastischen Blattdeformationen berücksichtigt werden. Dies erforderte einen erheblichen Rechen-

aufwand, da im Schnitt acht bis neun Rotorumdrehungen simuliert werden mussten, bis ein konvergiertes Ergebnis vorlag. Selbst bei einer vergleichsweise groben Netzauflösung lag der Rechenzeitbedarf pro Konfiguration bei etwa einer Woche (wall clock time, 77 Cores auf dem NEC Nehalem Cluster des HLRS), was selbst bei einem stark eingeschränkten Parameterraum den Einsatz automatisierter Optimierer derzeit noch unmöglich macht.

Die vorangegangenen Anwendungsbeispiele haben einen Eindruck vermittelt, was mit dem Einsatz modernster Supercomputer, wie sie z.B. den Nutzern am HLRS zur Verfügung stehen, heutzutage möglich ist. Aber die Forscher denken bereits weiter. Ihr Ziel für die nicht allzu ferne Zukunft ist die Numerische Simulation des kompletten getrimmten, aeroelastisch modellierten Hubschraubers im Manöverflug. •

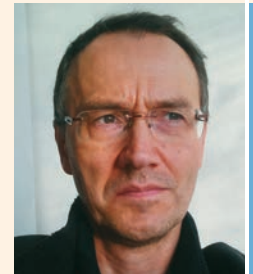
Markus J. Kloker, Ewald Krämer,  
Claus-Dieter Munz, Michael M. Resch

## DIE AUTOREN

**DR.-ING. MARKUS J. KLOKER**

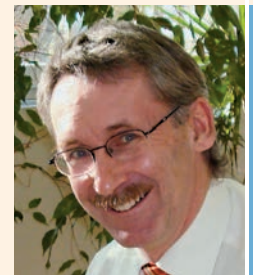
Nach dem Abschluss des Studiums der Luft- und Raumfahrttechnik an der Universität Stuttgart erwarb er ein zusätzliches Diplom am international ausgerichteten Von-Karman-Institute for Fluid Dynamics in Brüssel. Zurück in Stuttgart promovierte er 1993 zum Dr.-Ing. Seit 1997 leitet er das Forschungsteam Transition und Turbulenz am Institut für Aerodynamik und Gasdynamik der Universität Stuttgart, wo er als Programmbeauftragter des Deutschen Akademischen Austauschdienstes ein Internationales Studien- und Ausbildungspartnerschaftsprogramm (ISAP) mit der University of Arizona in Tucson, USA, koordiniert.

**Kontakt:** E-Mail: kloker@iag.uni-stuttgart.de@esa.int

**PROF. DR.-ING. EWALD KRÄMER**

studierte Luft- und Raumfahrttechnik an der Universität der Bundeswehr München (UniBwM). Nach einem dreijährigen Einsatz als Luftfahrttechnischer Offizier kehrte er 1985 als wissenschaftlicher Assistent an die UniBwM zurück, wo er mit einer Arbeit zur Numerischen Simulation der Hubschrauberrotorströmung zum Dr.-Ing. promovierte. 1990 wechselte er zur damaligen Deutsche Aerospace AG (heute EADS), wo er 14 Jahre tätig war, zuletzt als Leiter der Hauptabteilung Flugphysik in Ottobrunn bei München. 2004 erhielt er den Ruf an die Universität Stuttgart und leitet seit dem das Institut für Aerodynamik und Gasdynamik (IAG) in der Fakultät für Luft- und Raumfahrttechnik und Geodäsie.

**Kontakt:** E-Mail: kraemer@iag.uni-stuttgart.de

**PROF. DR. CLAU-DIETER MUNZ**

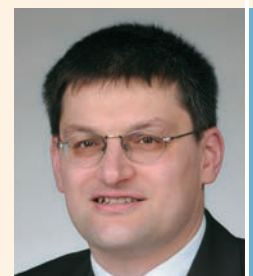
Nach dem Studium der Mathematik an der Universität Karlsruhe promovierte er mit einem Thema im Bereich der numerischen Lösung von nichtlinearen partiellen Differenzialgleichungen. Das Schwerpunktprogramm der Deutschen Forschungsgemeinschaft „Finite Approximationen in der Strömungsmechanik“ regte ihn zu einer engen Zusammenarbeit mit Ingenieuren und dem wissenschaftlichen Rechnen an. Nach einer kurzen Zeit als Post-Doc gründete er am Forschungszentrum Karlsruhe die Gruppe „Wissenschaftliches Rechnen“ mit Arbeiten im Bereich der Numerik- und Rechenprogramm-Entwicklung in der Strömungsmechanik und Plasmaphysik. Seit 1997 ist er Professor für Numerische Methoden in der Strömungsmechanik am Institut für Aerodynamik und Gasdynamik der Universität Stuttgart.

**Kontakt:** E-Mail: munz@iag.uni-stuttgart.de

**PROF. DR.-ING. DR. H.C. DR. H.C. MICHAEL M. RESCH**

Nach einem Studium der technischen Mathematik an der TU Graz mit den Schwerpunkten auf Informatik und Wirtschaftswissenschaften promovierte er zum Dr.-Ing. an der Universität Stuttgart. Seit 2003 leitet er das Höchstleistungsrechenzentrum Stuttgart (HLRS) und ist Direktor des Instituts für Höchstleistungsrechnen. Seit 2012 ist er geschäftsführender Direktor des Informations- und Kommunikationszentrums der Universität Stuttgart (IZUS). Resch ist Ehrendoktor der Nationalen Technischen Universität Donetsk und der Russischen Akademie der Wissenschaften.

**Kontakt:** E-Mail: resch@hlrs.de



## Literatur

- [1] Dietz, M., Keßler, M., Krämer, E.: *Trimmed Simulation of a Complete Helicopter Configuration Using Fluid-Structure Coupling*. Erschienen in: Nagel, W.E., Kröner, D., Resch, M. (eds.): *High Performance Computing in Science and Engineering '07*, DOI 10.1007/978-3-540-74739-0, Springer Verlag Berlin Heidelberg 2008.
- [2] Bensing, F., Embacher, M., Hollands, M., Kutz, B., Keßler, M., Krämer, E.: *Numerical Simulation of Helicopter Wake Evolution, Performance and Trim*. Erschienen in: Nagel, W.E., Kröner, D., Resch, M. (eds.): *High Performance Computing in Science and Engineering '11*, DOI 10.1007/978-3-642-23869-7\_30, Springer Verlag Berlin Heidelberg 2012.
- [3] Kroll, N., Eisfeld, B., Bleeke, H.: *The Navier Stokes Code FLOWer. Notes on Numerical Fluid Mechanics*, Vol. 71, Vieweg Braunschweig 1999.
- [4] Embacher, M., Keßler, M., Dietz, M., Krämer, E.: *Coupled CFD-Simulation of a Helicopter in Free-Flight Trim*. Proceedings of the American Helicopter Society, 66th Annual Forum, Phoenix, AZ, USA, 2010.
- [5] Kutz, B.M., Kowarsch, U., Keßler, M., Krämer, E.: *Numerical Investigation of Helicopter Rotors in Ground Effect*. 30th AIAA Applied Aerodynamics Conference, New Orleans, USA, 2012, Paper AIAA-2012-2913.
- [6] Hollands, M., Keßler, M., Altmikus, A., Krämer, E.: *Trade Study: Influence of Different Blade Shape Designs on Forward Flight and Hovering Performance of an Isolated Rotor*. European Rotorcraft Forum, Mailand, 2011.
- [7] Friederich, T., Kloker, M.J.: *Control of the secondary crossflow instability using localised suction*. J. Fluid Mech. 705, 26 pages, 2012.
- [8] Messing, R., Kloker, M.J.: *Investigation of suction for laminar flow control of three-dimensional boundary layers*. J. Fluid Mech. 658, 117-147, 2010.