

# NEUE BAUWEISEN, NEUE KONFIGURATIONEN – NEUE FRAGEN: HERAUSFORDERUNGEN FÜR DIE AEROELASTISCHE SIMULATION

W.R. Krüger

DLR - Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt  
Institut für Aeroelastik, 37073 Göttingen

## ÜBERSICHT

Die Auslegung von Luftfahrzeugen wird wesentlich durch aeroelastische Fragestellungen beeinflusst. Aeroelastische Analysen umfassen experimentelle und numerische Untersuchungen. Sie umfassen Anwendungen in den Bereichen Transportflugzeuge, Geschäfts- und Sportflugzeuge sowie Drehflügler und Turbomaschinen. Dabei ergeben sich je nach Einsatzgebiet und Größe des Fluggeräts unterschiedliche Schwerpunkte bei der Analyse.

Die folgenden Seiten geben einen Überblick über die Herausforderungen für die aeroelastische Simulation und beschreiben, welche Entwicklungen am DLR Institut für Aeroelastik für die nächsten Jahre im Vordergrund stehen werden.

## 1 AEROELASTISCHE SIMULATION

Die Auslegung von Luftfahrzeugen wird wesentlich durch aeroelastische Fragestellungen beeinflusst. Dazu gehören sowohl statische Phänomene wie Divergenz und Ruderwirksamkeit als auch dynamische Phänomene wie Flattern sowie die Analyse von Lasten durch Böen und Manöver. Aeroelastische Analysen beinhalten experimentelle und numerische Untersuchungen. Sie umfassen Anwendungen in den Bereichen Transportflugzeuge, Geschäfts- und Sportflugzeuge sowie Drehflügler und Turbomaschinen. Dabei ergeben sich je nach Einsatzgebiet und Größe des Fluggeräts unterschiedliche Schwerpunkte bei der Analyse.

Ohne jeden Anspruch auf Vollständigkeit können die Aufgaben der Aeroelastik zusammenfassend folgenden drei Bereichen zugeteilt werden:

- **Aeroelastische Stabilität**, z.B. die Bestimmung von statischen und dynamischen Stabilitätsgrenzen wie Divergenz, Flattern oder Buffet;
- **Antwortprobleme**, z.B. die Ermittlung von Böenlasten, Manöverlasten sowie dem Antwortverhalten des fliegenden Systems;
- **Aeroelastik im Entwurf**, z.B. Aeroelastic Tailoring sowie multidisziplinäre Simulation und Optimierung; (diese Einteilung ist natürlich nicht die

einzig mögliche).

Das Institut für Aeroelastik des DLR befasst sich überwiegend mit Anwendungen in den Bereichen **Verkehrsflugzeuge**, **Drehflügler** und **Turbomaschinen**, hat aber auch wesentliche Aktivitäten bei **Geschäfts- und Sportflugzeugen** sowie kleinere Aktivitäten in den Bereichen der **militärischen Flugzeuge** und der **UAVs** und **UCAVs**. Auch die Auslegung und Experimente mit **aeroelastischen Windkanalmodellen** gehört zum Kerngebiet des Instituts. Die folgende Beschreibung der Entwicklungen im Bereich der aeroelastischen Simulation orientiert sich im Wesentlichen an den gerade genannten Anwendungen.

Flatterfreiheit und Sicherheit gegen Divergenz werden klassisch als Nachrechnung existierender Konfigurationen und technischer Lösungen sichergestellt. Um die Vorteile neuer Bauweisen im Flugzeugbau auszunutzen, sind numerische aeroelastische Analysen jedoch bereits in der Konzeptphase notwendig. So ermöglicht der Einsatz von Faserverbundwerkstoffen z. B. ein nichtlineares Strukturverhalten, welches sich positiv in einem breiten Bereich der FlugEnvelope auswirken kann. Neue Konzepte wie Blended Wing Body Flugzeuge, Nurflügler, Kipprotorflugzeuge oder Leichtbauflugzeuge werfen durch ihre extreme Kopplung von Strukturelastizität und Flugmechanik neue Fragestellungen auf. Moderne kleine Geschäftreibesflugzeuge fliegen so schnell, dass transsonische Effekte auf den Flügeln auftreten. Schnelle Höhenforschungsflugzeuge wie der HALO werden mit Außenlasten für Sensorträger bestückt. Niederdrukverdichter für Triebwerke mit weniger Stufen erhöhen erheblich die Lasten in diesem Triebwerksteil. Alles dieses treibt die Weiterentwicklung von Methoden für die aeroelastische Analyse.

Neben schnellen Frequenzbereichsverfahren sind heute auch Werkzeuge wie CFD und Struktursimulation sowie ihre Kopplung so weit entwickelt, dass entweder direkte numerische Simulation des aeroelastischen Verhaltens im Zeitbereich möglich ist, oder die Frequenzbereichsverfahren im nichtlinearen Bereich mit Simulationsdaten gestützt wer-

den können. Das macht aeroelastische Untersuchungen und Lastanalysen auch an den Grenzen des Flugbereichs von Transportflugzeugen möglich, z. B. bei transsonischer Anströmung und starken Ablösungen am Flügel. Ähnliche Mechanismen bestimmen die Lasten an Rotorblättern und Rotorköpfen schnell fliegender Heliokopter und Kipprotorflugzeuge. Simulationsarbeiten werden dabei unterstützt von aeroelastischen Windkanalexperimenten.

## 2 VERKEHRS- UND MILITÄRFLUGZEUGE

Als Folge aerodynamisch optimierter Auslegung und leichterer (CFK-) Bauweisen ist ein Trend zu immer elastischeren Strukturen im Entwurf von Tragflächen zu beobachten. Aeroelastische Wechselwirkung nehmen zu, je nach Auslegung des Flügels können dynamische Lasten abnehmen, aber auch zunehmen. Aus diesem Grund werden die Genauigkeitsanforderungen an Vorhersagen zur Flatterstabilität und Böen- / Manöverlasten steigen. Soll das Potential von CFK-Bauweisen ausgeschöpft werden, so müssen die Lastenanalyseprozesse unter Einbindung von CFD-Methoden optimiert werden. Weichere Flügelstrukturen ermöglichen darüber hinaus den Einsatz von aktiven aeroelastischen Konzepte für Lastreduktion, Komfortverbesserung oder höhere Manövriertbarkeit. Auch diese Ziele stellen steigende Anforderungen an die Genauigkeit der aeroelastischen Simulation.

Durch die Verbesserung der Simulationsmethoden und die zur Verfügung stehende Rechenkapazität ist es notwendig, aeroelastische Verfahren bereits frühzeitig im Entwurfsprozess verfügbar zu machen. Zahlreiche Forschungsaktivitäten befassen sich mit der Kopplung disziplinärer Prozesse für multidisziplinäre Optimierungsaufgaben.

Für genaue aerodynamische Entwürfe muss die Verformung im Reiseflug und ggf. unter Manöverlasten bekannt sein. Um das Potenzial für Gewichtsreduktionen auszuschöpfen muss die Struktur unter aeroelastischen Gesichtspunkten ausgelegt werden. Solche so genannten "Aeroelastic Tailoring"-Verfahren sind seit einer Reihe von Jahren bekannt. Das Institut für Aeroelastik ist aktiv an der Weiterentwicklung dieser Verfahren zur gezielten Ausnutzung der Nichtlinearitäten von CFD-Strukturen zur Gewichtsreduktion und Leistungssteigerung beteiligt.

### 2.1 Beispiel: Aeroelastitität des Laminarflügels

Ein Beispiel für den Einfluss neuer Konzepte auf die Weiterentwicklung aeroelastischer Methoden

ist der geplante Einsatz eines vorwärts gepfeilten Laminarflügels, wie er in verschiedenen Europäischen und DLR-internen Projekten untersucht wird. Der Einfluss der Laminarität auf die aeroelastische Stabilität ist bisher wenig untersucht. Einzelne Autoren erwarten für reine Unterschallströmung einen Einfluss der Wanderung der Transition von laminarer zu turbulenten Grenzschichtströmung auf die Flattergrenze. In transsonischer Strömung hat die dynamische Änderung der Lage des Verdichtungsstoßes bereits bei turbulent umströmten Tragflächen einen wesentlichen Einfluss auf die Lage der Flattergrenze. Die in dieser Region bekannten Zusammenhänge könnten durch Transitionswanderung bei einem Laminarprofil unterschiedlich ausfallen. Diese Fragestellung wird im Institut für Aeroelastik numerisch und experimentell untersucht.

### 2.2 Schnelle und genaue aeroelastische Analyse für Gesamtkonfigurationen

In der numerischen aeroelastischen Stabilitätsanalyse (oft, aber bei weitem nicht immer gleichzusetzen mit dem Begriff "Flatterrechnung") kommen unterschiedliche Verfahren zum Einsatz. Da in den Analysen eine große Anzahl von Fällen berücksichtigt werden muss, so z. B. unterschiedliche Fluggeschwindigkeiten, Flughöhen, Konfigurationen, erfolgt die Analyse in der Regel mit schnellen Verfahren im Frequenzbereich, d. h. unter Einsatz von instationärer Streifentheorie oder Panelverfahren (z. B. Doublet Lattice (DLM) Verfahren) für die Aerodynamik, linearen Strukturmodellen in Modalform sowie speziellen Algorithmen zur Lösung von komplexen Eigenwertproblemen für das Gesamtsystem. Spielen nichtlineare Effekte eine Rolle, wie es zum Beispiel bei der Aerodynamik der mit transsonischer Geschwindigkeit fliegenden Passagierflugzeuge der Fall ist, so werden diese Effekte in der Regel durch Korrekturverfahren in der Frequenzbereichsanalyse dargestellt.

Auch in Zukunft werden Stabilitätsanalysen voraussichtlich überwiegend mit Frequenzbereichsverfahren durchgeführt werden. Die hohe Genauigkeit von CFD-Verfahren in Kombination mit gesteigerter Rechenleistung macht allerdings den Einsatz komplementärer Verfahren in der Flatteranalyse möglich. Stand der Technik ist die punktweise Berechnung des aeroelastischen Verhaltens von Komponenten, z. B. der Flügel, durch nichtlineare Zeitsimulation für einzelne Zustände. Dabei werden abwechselnd CFD- und Strukturberechnung durchgeführt, wobei die Verformungen der Struktur pro Zeitschritt in die Verformung der aerodynamischen Geometrie transformiert wird, während die daraus

resultierenden instationären Luftkräfte als Lasten in die Strukturberechnung eingeht. Eine genaue Beschreibung eines solchen Vorgehens findet sich in [1] und [2]. Weiterhin ist es bereits üblich, Werte für die oben beschriebenen Korrekturfaktoren aus CFD-Simulationen zu bestimmen. Dieses ist besonders dann notwendig, wenn die Grenzschicht, transsonische Stöße auf dem Flügel oder Ablösungen einen Einfluss auf die Stabilität haben. Dennoch wird eine reine Zeitsimulation in absehbarer Zeit ungeeignet für Analyse des Gesamtsystems über die komplette Envelope sein.

Ziel der Arbeiten im Bereich der aeroelastischen Simulation ist es, den Einsatz von schnellen, genauen und robusten Verfahren für aeroelastische Analyse zu erweitern und für die Betrachtung von Gesamtkonfigurationen nutzbar zu machen. Zu den laufenden Entwicklungen gehört z. B. die Evaluierung von linearisierten CFD-Verfahren in Hinblick auf die Nutzung für aeroelastische Stabilitätsanalysen (u. a. ein Arbeitspunkt im laufenden Lufo IV-Projekt AeRoF im Rahmen des Verbundvorhabens M-FLY) sowie der Einsatz von problemangepassten Modellierungen und so genannten "Reduced Order Methods" (ROM-Verfahren). Im Bereich der Strukturdynamik sind erweiterte Verfahren zur Erfassung strukturdynamischer Nichtlinearitäten in der Entwicklung.

Die Basis der aerodynamischen Berechnung für die Starrflügler ist dabei der TAU-Code. Ein Schwerpunkt der Arbeiten des Instituts für Aeroelastik ist dabei die Entwicklung und Pflege eines aeroelastischen Moduls innerhalb des TAU-Codes, wie es z. B. im Simulationszentrum C<sup>2</sup>A<sup>2</sup>S<sup>2</sup>E (siehe [3] und [4]) unter Leitung des DLR Instituts für Aerodynamik und Strömungstechnik zur Anwendung kommen wird.

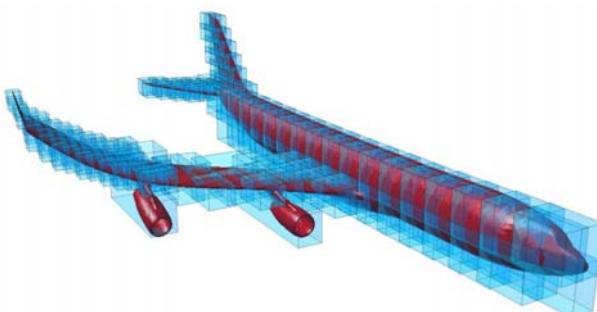


Abb. 1. Partitionierung der Kopplungsbereiche und interpolierte aerodynamische Oberfläche für die erste Schwingungsform eines Transportflugzeugs [2]

Eine Herausforderung ist dabei die Anpassung der aeroelastischen Kopplung an die massiv parallele Simulation, wie sie für hochwertige CFD-Modelle bereits durchgeführt wird. Damit die

Daten für die Kopplung der Aerodynamik zur Struktur nicht bei jedem physikalischen Zeitschritt sequentiell verarbeitet werden müssen, sind spezielle Herangehensweisen an die Aufstellung der Kopplungsmatrizen notwendig, vgl. Abbildung 1.

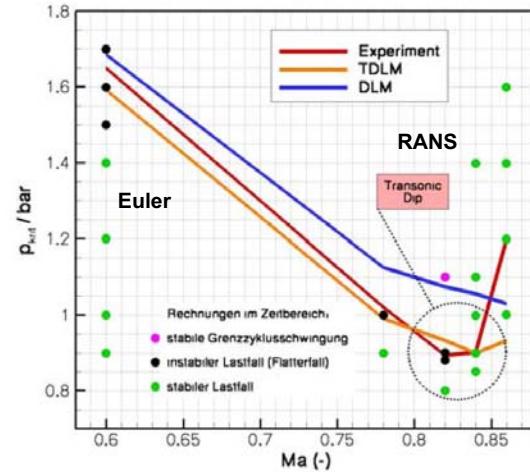


Abb. 2. Vergleich unterschiedlicher Verfahren für die Stabilitätsanalyse des AMP-Windkanalmodells [2]

Durch die Durchführung von speziellen Windkanalexperimenten und ihre Nachrechnung können die entwickelten Verfahren validiert werden. Abbildung 2 zeigt den Vergleich unterschiedlicher Analyseverfahren im Frequenz- und Zeitbereich am Beispiel des AMP-Flügels [1], [2]. Bei der TDLM-Methode handelt es sich um eine Frequenzbereichsanalyse, die durch stationäre CFD-Ergebnisse korrigiert wird. Die daneben punktweise durchgeführten Testrechnungen im Zeitbereich geben die Stabilitätsgrenze im Allgemeinen gut wieder. Im hohen Geschwindigkeitsbereich wird die Übereinstimmung der Ergebnisse allerdings schlechter.

Mit dem HIRENASD-Modell wurde auch ein Versuch an einem elastischen Flugzeug-Halbmodell im ETW unter realistischen Reynolds-Zahlen nachgerechnet [2], siehe [3]

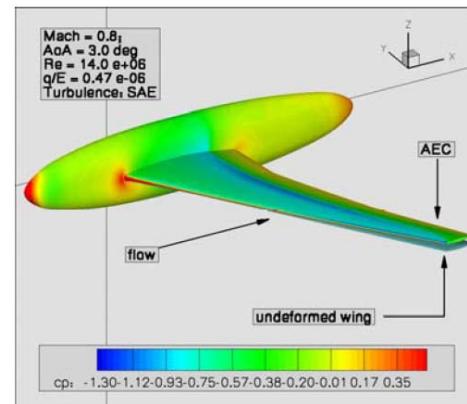


Abb. 3. Statische aeroelastische Simulation, Nachrechnung des HIRENASD-Experiments [2]

Diese Art von Validierungsrechnungen wird weiterhin ein wichtiger Bestandteil zur Sicherung der Qualität der im Institut entwickelten Verfahren sein.

### 2.3 Ermittlung dynamischer Lasten

Die Analyse von Lasten ist ein Standardprozess, der für jedes neue Flugzeug sowie für Modifikationen und Lebensdauerverlängerungen existierender Flugzeuge durchgeführt werden muss. Je nach Flugzeugkategorie, Hersteller und Fachgebiet kann dieser Prozess aber sehr unterschiedlich gehandhabt werden. So sind z. B. die Anforderungen und die Verfahren für Flugzeuge der Kategorie CS 23 bzw. FAR 23 (Kleinflugzeuge), CS 25 bzw. FAR 25 (große Flugzeuge), für Hubschrauber und Sportflugzeuge sehr unterschiedlich. Darüber hinaus werden gerade für größere Flugzeuge Böenlasten und Manöverlasten mit unterschiedlichen Ansätzen betrachtet.

Basierend auf der vorhandenen Expertise auf dem Gebiet der Stabilitätsanalyse engagiert sich die aeroelastische Simulation beim Transfer dieser Erfahrung in die Lastanalyse. Dabei geht es weniger um die Darstellung des gesamten Lastanalyseprozesses als vielmehr um die gezielte Erweiterung und Validierung einzelner Komponenten dieses Prozesses. Zu den relevanten Bereichen gehören insbesondere Lasten von Verkehrsflugzeugen infolge von Manövern und Böen auf die Flugzeugzelle und die Flügel, Lasten durch den Landestoß und das Rollen auf Flugzeug und Fahrwerk, sowie dynamische Lasten auf Rotoren und den Antriebsstrang von Drehflüglern. Eine interessante Aktivität in diesem Bereich ist die weiterhin Erstellung von vereinfachten Verfahren zur systematischen Ermittlung von Lastkollektiven für Flugzeuge der Kategorie CS 23 in einer Kooperation mit den Zulassungsbehörden. Aus den Lastanalysen lassen sich auch Daten für die Berechnung von Dauerfestigkeit generieren. Dauerfestigkeitsrechnungen selber sind allerdings nicht Aufgabe des Instituts.

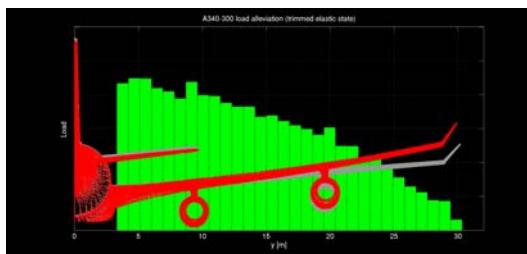


Abb. 4. Lastverteilung am Transportflugzeugflügel

### 3 DREHFLÜGLER

Die aeroelastische Simulation von Drehflüglern weist eine Reihe von Besonderheiten auf. Insbesondere die Kopplung von elastischen Verformungen mit großen Rotationen sowie die komplexe Aerodynamik rotierender Blätter machen unterschiedliche Herangehensweisen im Vergleich zu den Methoden der Starrflüglern notwendig. Ein besonderer Schwerpunkt liegt dabei auf der Verbesserung der Modellierung zur Vorhersage von Lasten und Vibrationen. Die Genauigkeit der Vorhersage von Lasten am Rotorkopf und der Vibrationen in der Zelle hängen wesentlich von der Genauigkeit der Modelle und der Kopplungsverfahren ab. Insbesondere bei innovativen Blattgeometrien, jedoch auch bei komplexen aerodynamischen Verhältnissen wie z. B. bei abgelöster Strömung, besteht Handlungsbedarf bei Integration und Genauigkeit der numerischen Methoden.

Zentrales Werkzeug für die Behandlung der Strukturdynamik und der Kopplung von Rotationen und Verformungen ist die Mehrkörperdynamik (MKS). In einem MKS-Programm lassen sich beliebige, auch komplexe mechanische Konfigurationen abbilden. Dazu gehören Detaillösungen wie die Rotorsteuerung (siehe Abbildung 5), aber auch Ganzmodelle, wie sie z. B. zur Untersuchungen des so genannten Ground-Resonance Phänomens gehören. Für den größten Teil der Untersuchungen ist eine Anbindung der Aerodynamik an die Mehrkörperdynamik essentiell.

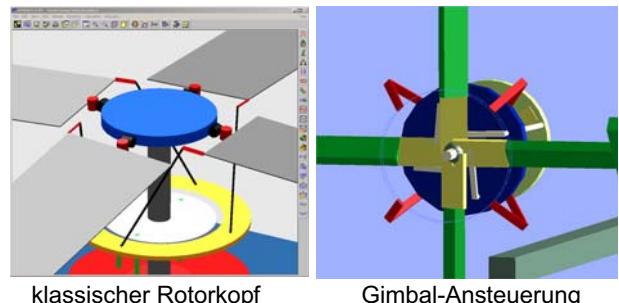


Abb. 5. Rotorkopfmodellierung mit MKS

Zur Zeit wird das ursprünglich im DLR entstandene, und nun von der Firma INTEC weiterentwickelte MKS-Programm SIMPACK [5] im Institut für Aeroelastik an die speziellen Anforderungen der Drehflüglertypen angepasst. Dazu gehört u. a. die Anbindung an spezielle Entwurfsumgebungen (z. B. HOST [6]) und die Kopplung zu CFD-Programmen wie dem TAU-Code und strukturierten CFD-Lösern.

Der Einsatz dieser Werkzeuge erfolgt sowohl für klassische Hubschrauberkonfigurationen als auch für neue Drehflüglertypen wie Kipptrotoren

(“Tiltrotors“). Eine zivile Tiltrotor-Konfiguration wurde und wird in den EU-Projekten ADYN und NICETRIP untersucht. Schwerpunkt der Arbeiten des DLR ist die Untersuchung des so genannten Whirl-Flatterns, d. h. der Stabilitätsanalyse des elastisch gelagerten Rotors.

### 3.1 Beispiel: Nichtlineare Dynamik von Rotorblättern mit unkonventioneller Geometrie

Im Bereich der Starrflügler werden elastische Komponenten wie Rumpf und Flügel in der Regel als lineare Strukturen betrachtet. Diese Annahme ist dort berechtigt, da es sich in der Regel um kleine Verformungen handelt. Beim Rotorblatt eines Hubschraubers handelt es sich jedoch um einen Körper, der großen Verformungen und hohen gyroskopischen Kräften unterworfen ist. Dabei kommt es zu strukturdynamischen Effekten wie einer Versteifung des Systems bei hohen Fliehkräften, d. h. drehzahlabhängige Eigenfrequenzen, sowie mechanischen Kopplungen zwischen den elastischen Freiheitsgraden.

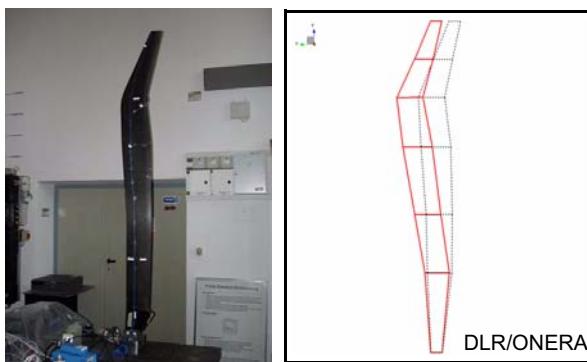


Abb. 6. Standschwingversuch eines Rotorblattes mit unkonventioneller Geometrie; erste Schwenkeigenform

Diese Effekte können mit speziellen Ansatzfunktionen für Balken abgebildet werden; solche Ansätze sind Bestandteil existierender Entwurfswerkzeuge für Hubschrauber. Aus Leistungsgründen und zur Lärmreduktion werden moderne Hubschrauber aber zunehmend mit Blättern unkonventioneller Blattgeometrie ausgerüstet, siehe z. B. in Abbildung 6 das Modell des lärmarmen ERATO-Blattes, welches in einer Kooperation des DLR mit der ONERA entwickelt wurde [7]. Strukturdaten für diese Blätter liegen aus der Konstruktion als klassische Finite Element Modelle vor. Zur Evaluierung im Entwurf müssen der Einfluss dieser unkonventionellen Geometrien korrekt simuliert werden können. Für die industrielle Verwendung der Mehrkörpersi-

mulation muss sichergestellt sein, dass alle nicht-linearen Effekte in der gekoppelten aeroelastischen Simulation berücksichtigt werden.

## 4 TURBOMASCHINEN

Bei der Auslegung von Turbomaschinen sind zwei Arten aeroelastischer Analysen notwendig. Zum einen handelt es sich um das Vermeiden des Auftretens von selbsterregten Schwingungen, das so genannte Flattern. Für Flattern, also die Instabilität der Wechselwirkung von Schaufelschwingung und Aerodynamik, sind besonders lange, schlanke Schaufeln mit niedriger Eigenfrequenz anfällig. Flattern führt zur Zerstörung der Beschaufelung und muss daher unbedingt verhindert werden. Eine besondere Herausforderung ist z. B. der Entwurf eines neuartigen, hochbelasteten Niederdruckverdichters, wie er u. a. in dem Projekt AeroLight durchgeführt wird. Zum anderen müssen zwangserregte Schwingungen betrachtet werden; in diesem Fall spricht man auch von “Forced Response“ Analysen.

### 4.1 Beispiel: Flattervorhersage beim hochbelasteten Niederdruckverdichter

Beim Niederdruckverdichter wird eine Erhöhung der Effizienz u. a. dadurch angestrebt, dass bei einer Verringerung der Stufenzahl höhere Druckverhältnisse erreicht werden. Dieses führt sowohl zu einer komplexen Geometrie der Rotor- und Statorschaufeln als auch zu einer sehr hohen aerodynamischen Belastung der Schaufeln. Solche Rotoren sollen u. a. aufgrund der Festigkeit im Fußbereich in der so genannten Blisk (Blade Integrated Disk)-Bauweise gefertigt werden, wobei eine integrierte Fertigung von Schaufeln und Scheibe erfolgt, siehe Abbildung 7.



Quelle:  
DLR Institut für  
Antriebstechnik

Abb. 7. Blisk-Ausführung einer hochbelastete Verdichterstufe

Die Ermittlung der hohen instationären Lasten auf die Schaufelkontur und damit der aerodynamischen Dämpfung, siehe Abbildung 8, erfordert hochgenaue Simulationsverfahren [8]. Für die Aerodynamik kommt hier der TRACE-Code [9] zum Einsatz.

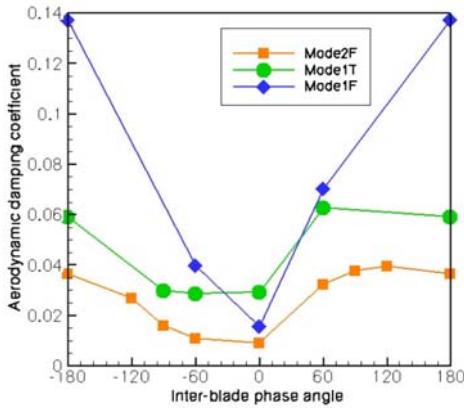


Abb. 8. Typischer Dämpfungsverlauf für eine hochbelastete Verdichterstufe

Die Nichtlinearität der Strömung, wie z. B. Ablösungen und transsonische Effekte wie die Stoßbewegung, spielen dabei eine entscheidende Rolle. Daher finden Verfahren für die Kopplung von Aerodynamik und Strukturdynamik im Zeitbereich Verwendung. Der Einsatz dieser Verfahren ist sehr zeitaufwändig. Aktuelle Arbeiten umfassen daher auch Mitarbeit an der Entwicklung schneller Frequenzbereichsverfahren für Turbomaschinen auf der Basis nichtlinearer CFD-Simulationen wie einem linearisierten 3D-Navier-Stokes-Verfahren.

#### 4.2 Beispiel: Forced Response - Ermittlung der Anregungsfunktion und Schaufelantworten

Als "Forced Response" bezeichnet man die Antworten einzelner Schaufeln beziehungsweise der Beschaufelung auf aerodynamische Anregungen, z. B. durch Schaufelnachläufe in der Schaufelwechselselfrequenz. Diese Schwingungen müssen unterhalb kritischer Amplituden bleiben und wirken sich dann immer noch auf die Lebensdauer der Schaufeln aus. Die Schwingungsamplituden müssen daher bereits in der Auslegungsphase genau bekannt sein. Daneben spielen auch die so genannten "Low Engine Orders" (LEO) eine Rolle, Schwingungen bei deutlich niedrigeren Frequenzen, wie sie z. B. durch Abweichungen in der Umfangsperiodizität angeregt werden, etwa durch variierenden Abstand der Statorschafeln. Auch dieses hat einen Einfluss auf die Lebensdauer. Auch im Bereich der Vorhersage der Forced Response kommen hochgenaue Verfahren der 3D-Simulation von Strömung und Struktur zum Einsatz. Die laufenden Aktivitäten umfassen u. a.

die Entwicklung von Strategien für den Einsatz von massiv parallelem Rechnen für diese Fragestellung.

Eine weitere relevante Fragestellung für künftige Untersuchungen ist das Problem der Reibdämpfung im Rotor. Zur Dämpfung von Schaufelschwingungen kommen häufig speziell geformte Schaufelfüße, die unter Rotation aufgrund der Fliehkräfte mit der entsprechend geformten Auskerbung in der Scheibe eine formschlüssige Verbindung bilden, zum Einsatz. Darüber hinaus dienen auch auf halber Schaufelhöhe angebrachte Stege, sog. Shrouds, die unter der Verwindung der Schaufel eine reibschlüssige Verbindung bilden, zur Erhöhung der Dämpfung. Allen Verbindungen ist gemeinsam, dass sie im Stillstand lose und je nach Drehzahl unterschiedlich fest anliegen und daher in höchstem Maße komplex beschreibbar und numerisch sowie experimentell schwer zugänglich sind. Die Kenntnis und Vorhersagegenauigkeit der Reibung in solchen Verbindungen ist essentiell für die sichere Auslegung und Optimierung von Turbomaschinen. Basierend auf vorhandenen Messdaten und zusätzlichen experimentellen Untersuchungen werden im Institut für Aeroelastik numerische Modelle entwickelt und verifiziert.

## 5 KLEINFLUGZEUGE

Die aeroelastische Analyse von Kleinflugzeugen weist eine Reihe von Besonderheiten gegenüber den Untersuchungen für große Transportflugzeuge auf. Dazu gehört die oftmals geringere Reiseschwindigkeit im reinen Unterschall (mit Ausnahme der Microjets, s. u.), die Unterschiede in der Konfiguration, oft z. B. größere relative Verformungen, aber auch der grundsätzlich andere Entwicklungsprozess, der die Schwerpunkte aeroelastischer Untersuchungen an anderer Stelle notwendig macht. Im Folgenden soll insbesondere auf die Anforderungen in Hinblick auf Geschäftsreiseflugzeuge, Sportflugzeuge (insbesondere Segelflugzeuge) und unbemannte Flugzeuge eingegangen werden.

### 5.1 Geschäftsreiseflugzeuge

Die Verfügbarkeit von neuen, kleinen, leistungsstarken und preiswerten Triebwerken macht eine neue Klasse von Geschäftsreiseflugzeugen, die so genannten "Microjets", möglich. Flugzeuge dieser Kategorie haben 4 bis 12 Sitze und fliegen mit einer Geschwindigkeit von bis zu 420 kts, also 780 km/h. Eine Reihe von recht unterschiedlichen Konfigurationen ist entweder in der Entwicklung oder bereits auf dem Markt, siehe Abbildung 9. Bei den Herstellern handelt es sich oft um mittelständische

Betriebe mit Erfahrung im Bau von Kleinflugzeugen. Die große Reisefluggeschwindigkeit im zumindest partiell transsonischen Bereich macht eine umfangreiche aeroelastische Stabilitätsanalyse notwendig, ohne dass die Hersteller Vorarbeiten, zum Beispiel numerische Analysen, in dem Umfang durchführen können, wie es bei großen Transportflugzeugen Stand der Technik ist.



Eclipse 500 [12]

Grob sp<sup>n</sup> [13]

Abb. 9. Unterschiedliche Konfigurationen bei kommerziell erhältlichen Microjets (Auswahl)

Für das Institut für Aeroelastik stellt sich damit die Herausforderung, die vorhandene Expertise auch diesem Kundenkreis zur Verfügung zu stellen. Während sich die Arbeiten für Transportflugzeuge wie dargestellt wesentlich auf Verbesserungen der Detailgenauigkeit konzentrieren, muss für die Hersteller von kleinen Geschäftsreiseflugzeugen ein umfassender, schneller, qualitätsgesicherter Analyseprozess von der Unterstützung der numerischen Simulation bis zur Durchführung von Standschwingversuchen und ggf. von Flatterrechnungen angeboten werden, der auf die spezielle Problematik der Microjets angepasst ist.

## 5.2 Sportflugzeuge

Seit vielen Jahren unterhält das Institut für Aeroelastik gute Kontakte zu den Herstellern von Sportflugzeugen, insbesondere von Segelflugzeugen. Auch existiert eine lange Historie der Erfahrung mit den speziellen Fragestellungen der Aeroelastik von Segelflugzeugen. Für Firmen und akademische Flugsportvereinigungen wurden in den letzten Jahren an zahlreichen Flugzeugen Standschwingversuche durchgeführt und Stabilitätsanalysen entweder direkt durchgeführt oder unterstützt.

Bei den geringen Stückzahlen dieser Flugzeuge macht die Zulassung einen wesentlichen Teil der Gesamtkosten aus. Für das DLR ergibt sich daraus die Notwendigkeit, auch in Zukunft schnelle Prozesse für die Stabilitätsanalyse anbieten zu können, um die Analysen bei gleichbleibend hohem Niveau weiterhin zu einem akzeptablen Preis anbieten zu können.

## 5.3 UAVs

Unbemannte Fluggeräte (UAVs, Unmanned Aerial Vehicles) werden in einer nahezu unbegrenzten Anzahl von Konfigurationen für viele Einsatzbereiche entwickelt. Dazu gehören sowohl kleine Geräte mit einer Spannweite von unter einem Meter (den so genannten MAVs, Micro Aerial Vehicles), aber auch Plattformen, die erheblich größere Spannweiten ausweisen, und die für zivile, kommerzielle Anwendungen, für Forschungszwecke und im militärischen Bereich eingesetzt werden. Im militärischen Bereich spricht man oft auch von UCAVs (Unmanned Combat Aerial Vehicles).

Unter dem Aspekt der aeroelastischen Simulation sind besonders die so genannten HALE (High Altitude, Long Endurance) - Konfigurationen von Interesse, die in der Regel sehr große Spannweiten bei hoher Streckung aufweisen. Um eine hohe Reichweite zu erzielen, sind die Strukturen sehr leicht und besitzen daher eine hohe Elastizität, welche zu großen Verformungen im Flug führt.

In diesen Fällen treten zwei Besonderheiten auf - zunächst unterscheiden sich die für die aeroelastische Stabilität maßgeblichen Eigenformen der Struktur für hohe Verformungen qualitativ von denen, die für den unverformten Fall ermittelt werden. Dieses kann direkten Einfluss auf die Flattergrenze haben; ähnliche Zusammenhänge treten auch bei den bereits oben beschriebenen Hubschrauberblättern auf. Wie in [10] gezeigt, beeinflussen große Verformungen auch die statischen flugmechanischen Derivata und damit die flugmechanische Stabilität von HALE-Konfigurationen, siehe Abbildung 10.

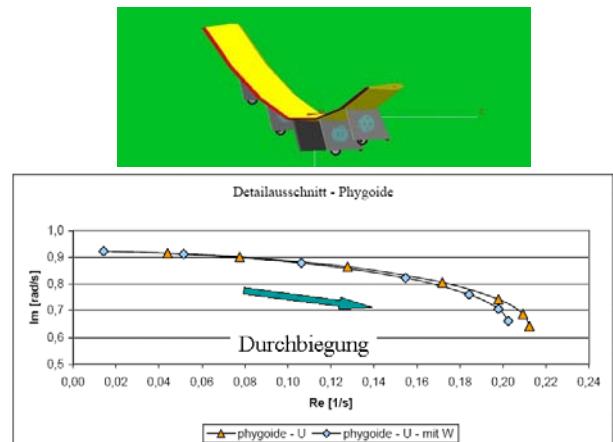


Abb. 10. Stabilität der Phyoide als Funktion der Durchbiegung bei einer HALE-Konfiguration

Zu guter Letzt liegen die elastischen Eigen schwingungen in einem Bereich, wo sie unmittelbar mit den flugmechanischen Freiheitsgraden koppeln können, ein Phänomen, welches auch von bemannten schwanzlosen Flugzeugen bekannt ist [11].

## 6 AEROELASTIK IM DLR ENTWICKLUNGS-BETRIEB

Das DLR betreibt eine Reihe von Flugzeugen, an denen im Rahmen von Untersuchungen immer wieder Modifikationen durchgeführt werden müssen. Eine Reihe davon betreffen das aeroelastische Verhalten. Dazu gehören insbesondere die Anbringung von Nasenmasten und außen am Flugzeug angebrachten Sonden, Antennen und anderen Sensoren. Diese werden entweder direkt oder in Außenlastbehältern untergebracht. Ein Beispiel sind die in Abbildung 11 gezeigten Antennen an der Do 228 D-CAWI (Polar 2), die im Auftrag des Alfred-Wegener-Instituts für Einsätze in der Antarktis geflogen wurden.



Abb. 11. Antennen an der Do 228 D-CAWI

Als Luftfahrttechnischer Betrieb hat das DLR die Fähigkeit, Untersuchungen für so genannte Ergänzende Musterzulassungen selber durchzuführen. Die Expertise des Instituts ist dabei eng mit den Arbeiten des Technischen Betriebs verknüpft, so dass bereits vor der Ausführung einer technischen Lösung auf die Realisierbarkeit unter Berücksichtigung der aeroelastischen Stabilität geachtet wird.

Für die Zulassung wird in der Regel ein Standschwingversuch lokal am Flügel und an den dort montierten Komponenten durchgeführt. Für das Gesamtflugzeug liegen weiterhin Messdaten aus einer Reihe von vorherigen Untersuchungen vor. Aus dieser Kombination von Daten werden nun die Stabilitätsanalysen durchgeführt und ggf. Modifikationen vorgeschlagen.

Neue Aufgaben entstehen mit den neuen Forschungsflugzeugen HALO und ATRA. Der HALO (siehe [14]) ist ein Flugzeug für die Atmosphärenforschung und basiert auf einer modifizierten Gulfstream 550. Diese wird mit zusätzlichen Außenlastbehältern ("Pods") sowie einem so genannten Belly Pod zum Schutz von Sensoren unter dem Rumpf und einer Zusatzflosse am Rumpfheck

("Ventral Fin") ausgestattet, siehe Abbildung 12. Die außergewöhnliche Kombination von hoher Fluggeschwindigkeit, großer Flughöhe und Außenlasten stellt eine Herausforderung für die aeroelastische Stabilitätsanalyse dar. In dieser Rahmen werden schrittweise viele der insbesondere im Kapitel 2 genannten Erweiterungen des klassischen Prozesses eingeführt und einer Anwendung am realen Flugzeug unterzogen.

### General Overview

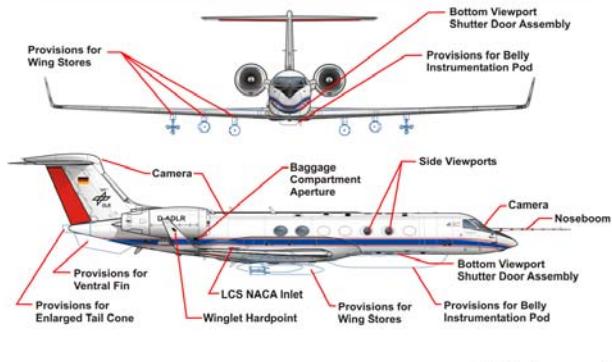


Abb. 12. HALO mit Modifikationen für Messkampagnen [14]

Der ATRA, ein Airbus A320, ist der Nachfolger des fliegenden Simulators ATTAS (eine VFW 614). Das Institut für Aeroelastik ist einer der ersten Nutzer des ATRA und wird an diesem Flugzeug den vom DLR patentierten, so genannten "Taxi Vibration Test" (TVT) auf die Praxistauglichkeit für Verkehrsflugzeuge überprüfen. Der TVT ist eine Ergänzung des Standschwingversuchs und erlaubt es, bei ohnehin im Rahmen des Flugversuchs stattfindenden Rollversuchen Daten über das Strukturverhalten zu erfassen, welche dann einer Modalanalyse unterzogen werden. Diese Daten können dann für eine Freigabe des Erstflugs und der Flugerprobung in einem frühen Stadium verwendet werden. Für die volle Flugfreigabe muss dann ein - eventuell reduzierter - Standschwingversuch durchgeführt werden.

## 7 ZUSAMMENFASSUNG

Die Entwicklung neuartiger Flugzeugkonfigurationen sowie der rasante Fortschritt in der Simulationstechnologie prägt die Richtung der neuen Aufgaben für die aeroelastische Simulation. Im Vordergrund stehen dabei die Entwicklung schneller und zuverlässiger Verfahren für die Stabilitätsanalyse von Starrflüglern, Drehflügler und Turbomaschinen, insbesondere bei gekoppelten Strömungs-Struktur-Simulationen im Zeitbereich, aber beson-

ders auch im Ausbau der Frequenzbereichsverfahren und ihrer Erweiterung in Bereiche am Rand der Flugenvolpe, z. B. durch linearisierte CFD-Verfahren und ROM-Verfahren im weitesten Sinne. Potential für eine Verbesserung liegt bei allen Anwendungen insbesondere in der Simulation abgelöste Strömungen unter aeroelastischen Gesichtspunkten.

Die hier vorliegende Expertise soll genutzt werden, auch den Lastanalyseprozess unter Einbindung von CFD-Methoden zu ergänzen. Weiterhin werden Arbeiten zur Integration aeroelastischer Verfahren in den Entwurfsprozess durchgeführt, besonders unter dem Aspekt der multidisziplinären Simulation und Optimierung und dem Entwurf mittels Aeroelastic Tailoring.

Wichtiger Bestandteil der Arbeiten der aeroelastischen Simulation ist die verantwortliche Betreuung aeroelastischer Module in Entwurfsketten, wie z. B. im Simulationszentrum C<sup>2</sup>A<sup>2</sup>S<sup>2</sup>E.

Nicht zuletzt sind Arbeiten zur Untersuchung komplexer physikalischer Phänomene geplant oder haben bereits begonnen, z. B. hinsichtlich des Einflusses der Laminarität auf die aeroelastische Stabilität, der Integration struktureller Nichtlinearitäten und großer Verformungen in die Simulation, sowie zur Stabilität von Hubschrauberrotoren.

## DANKSAGUNG

Der Autor möchte sich für die Beiträge der Kollegen aus dem DLR und besonders aus dem Institut für Aeroelastik zu dieser Übersicht bedanken.

## 8 LITERATUR

- [1] Neumann, J., Arnold, J., Krüger, W.R.: Numerische Simulation komplexer aeroelastischer Phänomene und Vergleich mit Windkanalexperimenten. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Braunschweig, 2006.
- [2] Neumann, J., Nitsche, J., Voß, R.: Aeroelastic Analysis by Coupled Non-Linear Time Domain Simulation. In: Proc. AVT-154 Specialists Meeting on Advanced Methods in Aeroelasticity, Loen, Norway, 2008.

- [3] Rossow, C.C.; Kroll, N.: High Performance Computing Serves Aerospace Engineering: Opportunities for Next Generation Product Development. 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV (USA), 2008.
- [4] [http://www.dlr.de/as/Portaldata/5/Resources/images/projekte/case/DLR\\_CASE\\_D\\_REIHE\\_Sortiert.pdf](http://www.dlr.de/as/Portaldata/5/Resources/images/projekte/case/DLR_CASE_D_REIHE_Sortiert.pdf), Stand Juli 2008.
- [5] Krüger, W., Deutrich, K., Hablowetz, T.: SIMPACK - Anwendungen eines multidisziplinären Entwurfswerkzeugs für die Luft- und Raumfahrt in Industrie und Forschung. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Leipzig, 2000.
- [6] Benoit, B., Dequin, A.-M., Kampa, K., Grünhagen, W. v., Basset, P.-M., Gimonet, B.: HOST, a General Helicopter Simulation Tool for Germany and France. American Helicopter Society, 56th Annual Forum and Technology Display, Virginia Beach, VA (us), May 2-4, 2000.
- [7] Le Pape, A., P. Beaumier, P.: Numerical optimization of helicopter rotor aerodynamic performance in hover. Aerospace Science and Technology 9 (2005) 191–201.
- [8] Kemme, R.: Numerische Untersuchungen zum aeroelastischen Verhalten eines hochbelasteten Verdichterrotors. DLR Forschungsbericht 2004-28.
- [9] Franke, M., Kügeler, E., Nürnberg, D.: Das DLR-Verfahren TRACE: Moderne Simulationstechniken für Turbomaschineströmungen. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Friedrichshafen, 2005.
- [10] Krüger, W.R.: Multibody Dynamics for the Coupling of Aeroelasticity and Flight Mechanics of Highly Flexible Structures. Proc. International Forum on Aeroelasticity and Structural Mechanics (IFASD), Stockholm, 2007.
- [11] Nickel, K., Wohlfahrt, M.: Schwanzlose Flugzeuge. Birkhäuser Verlag, Basel, 1990.

## 9 QUELLENHINWEISE DER ABBILDUNGEN

- [12] [http://www.eclipseaviation.com/eclipse\\_500/gallery/images.html](http://www.eclipseaviation.com/eclipse_500/gallery/images.html); Stand Juli 2008.
- [13] <http://www.grob-aerospace.net/news/media-library.html>; Stand Juli 2008
- [14] <http://www.halo.dlr.de/aircraft/schemes/>; Stand Juli 2008.