

EIN PARTITIONIERTES VERFAHREN FÜR DIE AEROELASTISCHE FREIFLUGSIMULATION

Georg Wellmer

derzeit: Airbus Defence and Space, Abt. Loads and Store Release & Jettison,
Rechliner Straße, 85077 Manching, georg.wellmer@cassidian.com
vormals: Lehrstuhl für computergestützte Analyse technischer Systeme (CATS),
RWTH Aachen, Schinkelstraße 2, 52056 Aachen

KURZFASSUNG

Der vorliegende Artikel stellt die Erweiterung einer bestehenden Kopplungsumgebung für partitionierte aeroelastische Simulationen vor, mit dem Ziel, die Anwendbarkeit auf Konfigurationen mit Starrkörperfreiheitsgraden auszudehnen. Es werden die theoretischen Grundlagen der Kopplung erläutert, sowohl im Hinblick auf die stationäre Trimmung als auch auf den Ablauf von instationären Simulationen. Als Testfall werden Ergebnisse einer instationären Böensimulation mit einem generischen Ultra-High Capacity Aircraft vorgestellt.

1 EINFÜHRUNG

In den vergangenen Jahrzehnten wurde die Entwicklung von aeroelastischen Simulationsverfahren unter Einbeziehung numerischer Strömungslöser so weit voran getrieben, dass sie heute eine feste Rolle im industriellen Entwicklungsprozess spielen. Hierbei haben sich partitionierte Verfahren, bei denen existierende Einzelfeldlöser für Strömung und Struktur gekoppelt werden, als vorteilhaft erwiesen. Sie erlauben, flexibel auf Weiterentwicklungen zu reagieren und sie in das aeroelastische Simulationsverfahren mit einzubeziehen. Indes benötigen partitionierte Verfahren eine Schnittstelle zum Datenaustausch zwischen den Einzelfeldlösern, die eine konsistente und konservative Übertragung von Lasten und Verformungen zwischen dem Oberflächengitter für die Strömung und dem Strukturmodell gewährleistet. Dieser Ansatz wird auch an der RWTH Aachen verfolgt mit der Weiterentwicklung des Aeroelastischen Kopplungsmoduls (ACM) [1]. Es ist in einer Reihe von Projekten erfolgreich eingesetzt worden [2, 3, 4] und wurde umfangreich gegen stationäre und instationäre Windkanalmessungen validiert.

Alle Windkanalexperimente haben gemeinsam, dass das Modell eingespannt ist. Das Vorhandensein einer Einspannung an einem materiellen Punkt erleichtert enorm die Formulierung des Strukturproblems und damit auch die Simulation der Wechselwirkung zwischen Strömung und Struktur. Die Berücksichtigung der Flugmechanik als weitere wichtige Einzeldisziplin innerhalb des gekoppelten Verfahrens ist somit jedoch nicht

möglich. Dies kann unter bestimmten Umständen eine beträchtliche Einschränkung darstellen. So verringern sich Frequenzen der Hauptbiegeeigenformen eines Flugzeugs mit zunehmender Größe des Entwurfs bis zu einem Punkt, an dem auch eine Wechselwirkung mit den flugmechanischen Eigenformen, insbesondere der Anstellwinkelschwingung, nicht mehr ausgeschlossen werden kann [6].

Herkömmlicherweise werden während des Entwurfsprozesses Untersuchungen dieser Wechselwirkungsart mit linearisierten Verfahren durchgeführt, was die Transformation des Problems in den Frequenzbereich erlaubt. Im Laufe einer Entwicklung werden gegebenenfalls noch die potentialtheoretischen Druckverteilungen mit Windkanalmesswerten oder mit Ergebnissen von numerischen Strömungssimulationen mit Euler- oder Navier-Stokes-Lösern korrigiert [5]. Dieses Vorgehen wird aufgrund des großen Aufwands für zeitechte Simulationen mit hochgenauen Strömungslösern auch weiter die Regel bleiben. Allerdings erscheint es sinnvoll, einzelne, als kritisch identifizierte Zustände genauer zu untersuchen. Um sie unter direkter Einbeziehung eines numerischen Strömungslösers berechnen zu können, ist das ACM erweitert worden und kann jetzt auch für die stationäre und instationäre Simulation von nicht eingespannten Konfigurationen verwendet werden.

2 METHODE

In diesem Abschnitt wird das numerische Verfahren für die aeroelastische Simulation frei fliegen-

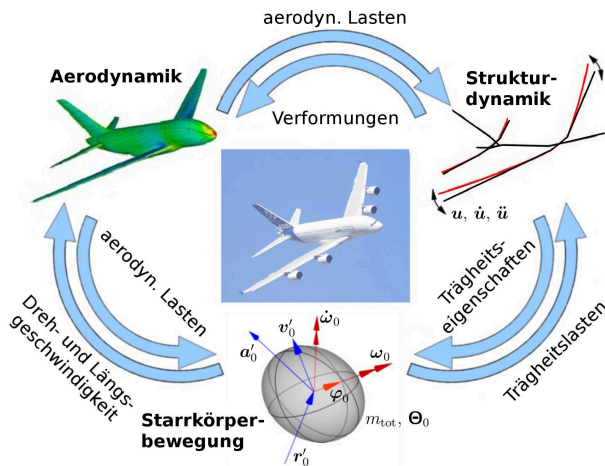


Abbildung 1: Darstellung der Wechselwirkung zwischen Aerodynamik, Strukturverformung und Starrkörperbewegung.

der Fluggeräte in verkürzter Form wiedergegeben. Für ausführlichere Erläuterungen wird auf vorherige Veröffentlichungen verwiesen [7, 8, 9].

Entsprechend dem partitionierten Ansatz, der im ACM verfolgt wird, werden zweckbestimmte Einzelfeldlöser für die Berechnung der Strukturlösung und der Strömungslösung verwendet. Die Starrkörperbewegung kann auf verschiedene Weise in das Lösungsverfahren mit einbezogen werden, hier wird sie als separates Kopplungsfeld angesehen. Infolgedessen muss ein zusätzlicher Löser, mit einer Programmkomponente für die stationäre Trimmung und einer weiteren für die Zeitintegration der Starrkörperbewegung, in das Kopplungsverfahren eingebunden werden. Das ACM muss nun zusätzlich zum Datenaustausch zwischen dem Strukturlöser und dem Strömungslöser auch den Datenaustausch mit dem Starrkörperlöser bewerkstelligen. Die Wechselwirkung zwischen den Kopplungsfeldern ist in Abb. 1 dargestellt und gestaltet sich wie folgt:

Für die Berechnung der Strukturverformung werden in der Regel Finite-Elemente (FE) -Verfahren verwendet. Besonders für instationäre Simulationen ist die Anwendung einer geometrisch und physikalisch linearisierten Formulierung vorteilhaft. Sie erlaubt eine Modalanalyse der Struktur, so dass die Verformungen als Linearkombination der Eigenschwingungsformen dargestellt werden können. Jedoch begrenzt die Linearisierung die Anwendbarkeit der Formulierung auf kleine Dehnungen und kleine Verformungen, verglichen

mit den Abmessungen der Struktur. Für Transportflugzeuge stellt dies keine schwerwiegende Einschränkung dar, denn die Flügelspitzenverschiebungen betragen gewöhnlicherweise weniger als 10% der Halbspannweite. Bei nicht eingespannten Konfigurationen verlangt die Verwendung eines linearisierten FE-Lösers die Separation der kleinen elastischen Strukturverformungen von der Starrkörperbewegung, welche mit der Zeit beliebig groß werden kann. Hierzu ist die Einführung eines mitbewegten Koordinatensystems vonnöten. Dieses sogenannte „Laborkoordinatensystem“ wird derart definiert, dass die elastische Strukturverformung nicht zum Gesamtdrall oder -impuls im Inertialsystem beiträgt. Dies wird durch Einführung eines „mean axes“-Koordinatensystems nach Milne erfüllt [10]. Die Verwendung eines solchen mitbewegten Koordinatensystems bedeutet gleichzeitig, dass Trägheitslasten von den aerodynamischen Lasten abgezogen werden müssen. Zudem sollten im Falle hinreichend großer Strukturverformungen die zeitlichen Änderungen in den Trägheitseigenschaften bei der Zeitintegration der Starrkörperbewegung berücksichtigt werden.

Für stationäre Simulationen ist eine andere Herangehensweise an das Kopplungsproblem notwendig. Für einen stationären Gleichgewichtszustand muss bei einer nicht eingespannten Konfiguration ein Kräftegleichgewicht und ein Momentengleichgewicht um den Schwerpunkt herbeigeführt werden. Hierzu müssen durch einen Trimalgorithmus in geeigneter Weise die Steuerflächen betätigt und der Schub eingestellt werden. Die Ausschläge lassen sich auf unterschiedliche Art im Modell umsetzen. Hier werden sie gleichzeitig mit den Strukturverformungen auf die umströmte Oberfläche übertragen und stellen damit einen zusätzlichen Datentransfer zum Strukturlöser dar.

Die Starrkörperbewegung interagiert notwendigerweise auch mit dem Strömungsfeld. Der sich verändernde Einströmvektor muss dem Strömungslöser übermittelt werden, da die Starrkörperbewegung zusätzliche Geschwindigkeitsanteile erzeugt. Auch hier muss ein mitbewegtes Koordinatensystem eingeführt werden. Es kann sich von dem mean-axes-System der Struktur unterscheiden, aber es sollte die Verformungen, die

dem Volumengitter des Strömungslösers aufgeprägt werden, begrenzen.

Ein Aspekt, den eingespannte und nicht eingespannte Konfigurationen gemeinsam haben, ist die räumliche und zeitliche Kopplung der Einzelfeldlöser. Die räumliche Kopplung ist die Projektion von Lasten und Verformungen zwischen der umströmten Oberfläche und dem Strukturmodell. Sofern die umströmte Oberfläche nicht überall mit der äußeren Oberfläche des Strukturmodells übereinstimmt, müssen geeignete Annahmen getroffen werden, um den Versatz zwischen den Modellen zu überbrücken. Bei instationären Simulationen hängt die Lösung je eines Einzelfeldes von den Lösungen der anderen Einzelfelder ab. Es muss deshalb auch eine zeitliche Kopplung in Form einer Synchronisation der Einzelfelder stattfinden. Die zeitliche und räumliche Kopplung muss konservativ sein, so dass während des Datenaustausches Energie weder künstlich erzeugt noch vernichtet wird.

Im Folgenden werden erst die Einzelfeldlöser vorgestellt; dann wird der Datenaustausch zwischen ihnen erläutert.

2.1 Strömungslöser

Für die beschriebene Aufgabe wurde der Strömungslöser FLOWer [11] gewählt. Er ist ausführlich für Simulationen auf sich bewegenden und verformenden Gittern validiert worden und hat gute Konvergenzeigenschaften. Zudem ist FLOWer der Löser, mit dem zum Zeitpunkt der Umsetzung der Programmiererweiterung die meiste Erfahrung hinsichtlich der Kopplung mit dem ACM bestand.

FLOWer wurde unter Federführung des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR) entwickelt. Das Verfahren löst stationär oder instationär die Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen für dreidimensionale kompressible Strömungen (RANS-Löser). Es verwendet eine Finite-Volumen-Formulierung auf strukturierten Hexaeder-Multiblocktopologien. Sowohl zellzentrierte als auch zelleckenzentrierte Diskretisierungen sind anwählbar, beide zweiter Ordnung genau im Raum auf hinreichend glatten Gittern. Die zeitliche Diskretisierung bei instationären Simulationen ist gleichfalls von

zweiter Ordnung genau.

Für aeroelastische Simulationen muss das Volumengitter entsprechend den Verschiebungen verformt werden, die der umströmten Oberfläche durch die sich verformende Struktur aufgeprägt wurden. Während instationärer Simulationen muss ferner die Gittergeschwindigkeit im Lösungsverfahren berücksichtigt werden. FLOWer bietet bereits eine Arbitrary Lagrangian-Eulerian (ALE)-Formulierung, so dass nur kleine Änderungen am Code nötig waren. Zudem besitzt der Löser bereits die Möglichkeit, Zusatzflüsse und Quellterme aufgrund von Starrkörperbewegungen einzubringen [12]. Es mussten hier lediglich die vom Starrkörperlöser berechneten Bewegungsparameter eingespeist werden, um eine korrekte Darstellung des Strömungsfelds zu erzielen.

2.2 Strukturlöser

Zur Berechnung der Strukturverformung wird das hausinterne Programm Finite Element Analysis for Aeroelasticity (FEAFA) [4] verwendet. Es baut auf einer geometrisch und physikalisch linearisierten Formulierung auf. FEAFA wird sowohl für die Präprozessierung, d.h. die Aufstellung der Systemmatrizen sowie die Modalanalyse, als auch für die Strukturlösung im Rahmen der gekoppelten Lösung zusammen mit dem ACM verwendet.

Die Berechnung der Verformungen wird erschwert durch den Umstand, dass die Steifigkeitsmatrix \mathbf{K} ein Rangdefizit hat, das der Anzahl der Starrkörperfreiheitsgrade entspricht. Mittels Modalanalyse lassen sich die Starrkörpereigenformen jedoch unschwer ermitteln. Es werden alle Eigenformen \mathbf{q}_i mit einer elastischen Verformungsarbeit von (beinahe) null gelöscht, so dass nur diejenigen mit $\omega_i^2 = \mathbf{q}_i^T \mathbf{K} \mathbf{q}_i > \varepsilon$ verbleiben. Die Strukturverformung \mathbf{u} wird aus den Lasten an den Strukturknoten mittels Überlagerung von Eigenformen berechnet, so dass $\mathbf{u}(t) = \sum \mathbf{q}_i \eta_i(t)$ mit $\ddot{\eta}_i + \omega_i^2 \eta_i = \mathbf{q}_i \cdot \mathbf{F}(t)$. Bei stationären Rechnungen wird die zweite Zeitableitung der modalen Amplituden η_i zu null gesetzt.

2.3 Instationäre Starrkörperbewegung

Während instationärer Simulationen wird die Starrkörperbewegung als Funktion der äußeren

Lasten auf die Konfiguration zeitlich integriert. Die Starrkörperbewegung wird im erdfesten Koordinatensystem $(x', y', z')^T$ ermittelt, das als ausreichende Näherung eines Inertialsystems angesehen wird.

Für die Berechnung sind nur die Trägheitseigenschaften wichtig. Die Konfiguration wird auf eine Punktmasse m_{tot} und einen Trägheitstensor Θ_0 reduziert. Letzterer ist für eine elastische Konfiguration zeitabhängig. Die Lösungsgrößen der Starrkörperbewegung sind der Positionsvektor r und der Winkelgeschwindigkeitsvektor ω_0 . Sie ergeben sich aus den Bilanzen für Impuls und Drall:

$$(1) \quad \begin{aligned} m_{tot} \ddot{r}'_0 &= m_{tot} a'_0 = F_{tot}, \\ \dot{\Theta}_0 \omega_0 + \Theta_0 \dot{\omega}_0 + \omega_0 \times \Theta_0 \omega_0 &= M_{tot}. \end{aligned}$$

Diese Formulierung impliziert, dass die Verformungsgeschwindigkeiten nicht zum Gesamtimpuls und Gesamtdrall beitragen, was durch das geeignet gewählte mitbewegte Koordinatensystem erreicht wird [13]. Der Ursprung des Laborkoordinatensystems wird in den momentanen Schwerpunkt der Konfiguration gelegt, wodurch die Verformungsgeschwindigkeit nicht mehr zum Gesamtimpuls beiträgt. Sofern die Struktur als ideal starr angesehen würde, wäre der Schwerpunkt ein fester Punkt und damit das Koordinatensystem echt körperfest. Da die Struktur elastischen Verformungen unterliegt, ist der Schwerpunkt nicht körperfest und das Laborkoordinatensystem „schwebt“ innerhalb der Konfiguration. Die Orientierung des Laborkoordinatensystems ist durch das mean axes-Kriterium nach Milne gegeben [10]:

$$(2) \quad \int_{\Omega} \chi \times \dot{u}_{\rho} dV = 0.$$

$\chi = x + u$ ist die Koordinate eines materiellen Punktes in der verformten Konfiguration. Das Kriterium schreibt jedoch die Achsenorientierung nicht explizit vor, sondern nur ihre zeitliche Änderung. Sie ist genau so, dass der Beitrag der Verformungsgeschwindigkeiten zum Gesamtdrall null wird. Die initiale Ausrichtung des Laborkoordinatensystems muss also anderweitig definiert werden.

Die Separation der elastischen Verformung von der Starrkörperbewegung ist an dieser Stelle

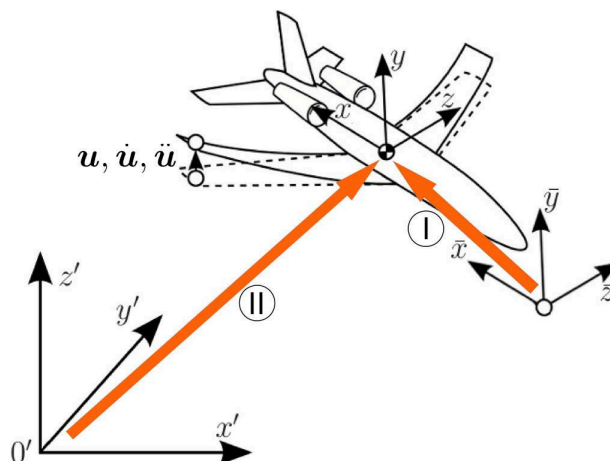


Abbildung 2: Für die Separation der Strukturverformung von der Starrkörperbewegung benötigte Koordinatensysteme.

noch nicht abgeschlossen. Innerhalb des Laborkoordinatensystems erfährt die Konfiguration entsprechend der Definition der mean axes keine Dreh- oder Längsbeschleunigung. Somit müssen die Verteilungen der äußeren Lasten und der Trägheitslasten im Gleichgewicht stehen. Die Lastverteilung muss daher um die verteilten Trägheitslasten korrigiert werden. Diese entsprechen den Lastanteilen, die durch die Dreh- und Längsbeschleunigung der Starrkörperbewegung „verbraucht“ worden sind. Die Knotenlasten, die in das Strukturproblem letztendlich eingehen, sind $F_n = \bar{F}_n - F_{corr,n}$ und $M_n = \bar{M}_n - M_{corr,n}$. Die überstrichenen Werte sind diejenigen, die sich direkt aus der Projektion der aerodynamischen Oberflächenlastverteilung auf das Strukturmodell ergeben. Die auf ein Element wirkenden Trägheitslasten

$$(3) \quad \begin{aligned} F_{corr,e} &= m_e \{ a'_0 + \dot{\omega}_0 \times \chi + 2 \omega_0 \times \dot{\chi} + \\ &\quad \omega_0 \times \{ \omega_0 \times \chi \} \} \text{ und} \\ M_{corr,e} &= \dot{\Theta}_e \omega_0 + \Theta_e \dot{\omega}_0 + \omega_0 \times \{ \Theta_e \omega_0 \} \end{aligned}$$

werden aus den Bewegungsparametern der Starrkörperbewegung und den Elementschwerpunkten in der verformten Konfiguration berechnet und anschließend auf die Elementknoten verteilt. Die Summe der verteilten Trägheitslasten ist gleich der Summe der äußeren Lasten [13]. Auch bei stationären Simulationen können Trägheitslasten auftreten, so bei einer stationären Wende.

Für die Starrkörpersimulation sind bis jetzt zwei Koordinatensysteme definiert worden, nämlich

das erdfeste Koordinatensystem und das Laborkoordinatensystem. In der praktischen Umsetzung wird jedoch noch ein drittes benötigt, in dem das Strukturmodell definiert wird und die Moden berechnet werden, hier als Referenzkoordinatensystem bezeichnet. Wie in Abb. 2 schematisch dargestellt, müssen in jedem physikalischen Zeitschritt also zwei Transformationen berechnet werden. Die in der Abbildung mit ① markierte Transformation vom Referenzkoordinatensystem ins Laborkoordinatensystem ergibt sich aus der Anwendung des mean axes-Kriteriums und ist damit eine Funktion der Verformungsgeschwindigkeiten. Die mit ② markierte Transformation vom erdfesten Koordinatensystem ins Laborkoordinatensystem ist genau das Ergebnis der Zeitintegration der Starrkörperbewegung nach Gl. (1).

2.4 Stationäre Trimmung

Die Simulation der instationären Starrkörperbewegung verlangt in der Regel einen stationären Zustand als Ausgangspunkt. Zudem ist der Flugzustand eines Transportflugzeugs die meiste Zeit stationär, jedenfalls näherungsweise. Dementsprechend sollte eine Simulationsumgebung für nicht eingespannte Konfigurationen auch den stationären Trimmzustand berechnen können.

Das Ziel einer stationären Simulation mit einer nicht eingespannten Konfiguration ist es, eine geeignete Kombination von Steuergrößen zu finden, damit die Gesamtkraft und das Gesamtmoment zu null werden. Für ein konventionelles Drachenflugzeug umfassen die Steuergrößen den Schub T , den Höhenruderausschlag η , den Seitenruderausschlag ζ und den Querruderausschlag ξ . Das Kräftegleichgewicht in senkrechter Richtung wird hier durch Veränderung des Anstellwinkels α erzielt. Es wird eine „saubere“ Wende angenommen, weswegen der Gierwinkel β zwangsweise zu null gesetzt wird. Die Steuergrößen werden zu einem Feld $C = \{T, \alpha, \eta | \zeta, \xi\}^T$ zusammengefasst, und die Gesamtkräfte und -momente zu einem Lastvektor $R = \{X, Z, M | Y, L, N\}^T$. Das Kernproblem bei der Trimmung ist die Bestimmung der Derivativa $\partial R_i / \partial C_i$, also der Ableitungen der Gesamtlasten nach den Steuergrößen. Bei dem hier verwendeten Algorithmus ist keine vorherige

Kenntnis der flugmechanischen Eigenschaften der Konfiguration notwendig. Die Derivativa werden in jeder Kopplungsiteration neu berechnet, was Änderungen aufgrund transsonischer Effekte oder aeroelastischer Verformung berücksichtigt. Hierzu wird die Historie der Gesamtlasten und der Steuergrößen über die Trimmeriterationen aufgezeichnet. Ausgehend von der linearen Taylorreihenentwicklung des Lastvektors nach den Steuergrößen

$$(4) \quad R(C) = R_0 + \sum \frac{\partial R}{\partial C_i} (C_i - C_{0,i}) + \mathcal{O}(\Delta C_i^2),$$

werden die Derivativa mittels einer gewichteten linearen Regression ermittelt. Mit diesen können dann die Inkremente der Steuergrößen berechnet werden, die im Rahmen der linearisierten Näherung die verbliebene Gesamtlast zu null vermindern.

2.5 Kopplung

Das ACM führt den Informationsaustausch zwischen den beteiligten Einzelfeldlösern des gekoppelten Verfahrens aus. Die Projektion von Lasten und Verformungen zwischen dem Oberflächengitter des Strömungslösers und dem Strukturmodell wird mit einer Moving Least-Squares-Interpolation nach Quaranta et al. realisiert [14, 15]. Das Verfahren ist gut geeignet für komplexe Konfigurationen aus mehreren Baugruppen und für reduzierte Strukturmodelle, bei denen Lücken zwischen der Struktur und der umströmten Oberfläche überbrückt werden müssen. Zudem ist es robust und numerisch effizient. Anschließend an die Verformungsprojektion muss das Volumengitter des Strömungslösers deformiert werden, um es der verformten umströmten Oberfläche nachzuführen. Dies wird mit einem vom DLR realisierten Programm durchgeführt, das einen Volume-Spline-Algorithmus verwendet [16]. Um die Interpolationsfehler auf der umströmten Oberfläche zu reduzieren, wurde das Verfahren um eine Oberflächenkorrektur erweitert [17].

Neben dem verformten Gitter müssen auch die zeitabhängigen translatorischen und rotatorischen Starrkörpergeschwindigkeiten an den Strömungslöser weitergegeben werden. Auch

während der stationären Trimmung ist ein Datentransfer mit dem Strömungslöser notwendig, da der Anstellwinkel α durch den Trimmelalgorithmus verändert wird.

Die ALE-Formulierung erlaubt es prinzipiell, dass sich die Diskretisierung des Rechengebiets beliebig durch den Raum bewegt. In der Praxis kann jedoch die Starrkörperverschiebung beliebig groß werden, so dass man zweckmäßigerweise das Gitter mit der Konfiguration translatorisch mitführt. Hinsichtlich der Rotation sind jedoch verschiedene Möglichkeiten denkbar: Man kann die initiale Orientierung des Gitters gegen das erdfeste Koordinatensystem beibehalten und die Konfiguration entsprechend ihrer momentanen Lagewinkel im Gitter drehen. Man kann das Gitter selbst entsprechend der Bahnwinkel orientieren und dreht die Konfiguration im Gitter entsprechend den momentanen Anströmwinkeln. Schließlich kann man auch die Starrkörperdrehung vollständig durch eine Drehung des Gitters gegen das erdfeste Koordinatensystem darstellen. Dies erscheint der gangbarste Weg. Er minimiert die notwendigen Gitterverformungen, da nur die elastische Deformation der Konfiguration abgebildet werden muss. Außerdem ergeben sich die Größen, die für die Berechnung der Zusatzflüsse und Quellterme im Strömungslöser herangezogen werden, direkt aus der Starrkörperlösung. Damit gehen in die Zusatzflüsse Gittergeschwindigkeiten ein aufgrund der elastischen Verformung des Fluggeräts, seiner Drehgeschwindigkeit und der Änderung des Anströmvektors.

Während stationärer Simulationen wird der Absolutwert der Geschwindigkeit konstant gehalten und es ändert sich nur seine Richtung mit dem Anstellwinkel α . Es scheint naheliegend, den Anströmvektor am Fernfeldrand zu drehen, was aber einen wesentlichen Nachteil hat: Wie auch in instationären Simulationen benötigen veränderte Einströmbedingungen eine gewisse Anzahl von Strömungslöseriterationen, bis sie die Konfiguration erreichen und sich in der Druckverteilung manifestieren. Deswegen muss eine Mindestanzahl von Strömungslöseriterationen zwischen den Kopplungsiterationen verstreichen, die sich aber schwer vorab abschätzen lässt. Wird die Mindestanzahl nicht erreicht, weisen die be-

rechneten Derivativa nach dem Anstellwinkel extreme Schwankungen auf, und die Konvergenz des Trimmelalgorithmus' wird erschwert oder sogar verhindert. Daher werden auch während der stationären Trimmung die Änderungen des Einströmvektors durch Aufprägung von Gitterschwindigkeiten im ganzen Strömungsfeld realisiert.

Für die Synchronisation der Einzelfeldlöser wird im ACM, wo immer möglich, auf eine numerisch schwache Kopplung zurückgegriffen. Während stationärer Simulationen lässt sich der zusätzlich notwendige Datenaustausch ohne Weiteres in das bestehende „lagged“ Kopplungsverfahren integrieren, indem die Lösungen der Einzelfelder in jedem Fall einen Zeitversatz aufweisen. Die Strömungslösung, die Strukturlösung und die Trimmung konvergieren gleichzeitig hin zu einem getrimmten aeroelastischen Gleichgewichtszustand. Die Konvergenz lässt sich dabei durch Unterrelaxation der Strukturverformung und der Steuergrößeninkremente verbessern. Dagegen besteht während instationärer Simulationen eine starke gegenseitige Abhängigkeit der Lösungen der Starrkörperbewegung und der Strukturverformung. Dies verlangt eine numerisch starke Kopplung der beiden Felder. Die Einzelfeldlöser werden iterativ aufgerufen, bis die residuellen Gesamtkräfte und -momente im Laborkoordinatensystem unter ein bestimmtes Maß gefallen sind. Erst dann werden die verformte umströmte Oberfläche und die Bewegungsparameter der Starrkörperbewegung zusammen an den Strömungslöser übermittelt. Die Kopplung mit diesem basiert auf einem Prädiktor-Korrektor-Algorithmus und ist folglich weiterhin numerisch schwach. Während des Prädiktorschritts werden die verteilten Lasten auf der Struktur zeitlich extrapoliert, womit dann eine verformte umströmte Oberfläche für den neuen Zeitschritt zur Verfügung steht und die Zeitintegration des Strömungsfelds durchgeführt werden kann. Bei einer nicht eingespannten Konfiguration muss entsprechend die Extrapolation der Starrkörperbewegung konsistent zur Extrapolation der Strukturverformung durchgeführt werden.

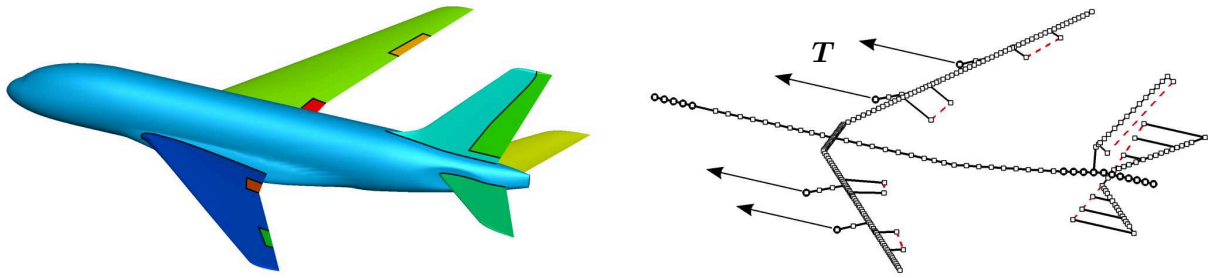


Abbildung 3: *links*: Umströmte Oberfläche des skalierten REMFI-Modells, eingefärbt nach Baugruppen. *rechts*: Strukturmodell der Testkonfiguration. Die durchgezogenen Linien stellen Timoshenko-Balkenelemente dar, Punkte sind Punktmassen und die gestrichelten Linien die Projektionskanten, mittels derer die Steuerflächenausschläge projiziert werden.

3 ERGEBNISSE

Die Erweiterung des ACM um einen Zweig für stationäre und instationäre Starrkörperbewegung wurde erprobt anhand eines generischen Ultra-High Capacity Aircraft (UHCA), dessen Modell in Abb. 3 gezeigt ist. Ihm liegt die im Projekt "Rear Fuselage and Empennage Flow Investigation" [3] untersuchte Konfiguration zu Grunde, die auf die Spannweite eines A380 skaliert wurde. Die Triebwerke sind nicht im Strömungsgitter modelliert, werden aber im Strukturmodell in Form von Punktmassen berücksichtigt. Diese dienen auch als Lastangriffspunkte für den vom Trimmalgorithmus eingestellten Triebwerksschub. Das Strukturmodell besteht im Wesentlichen aus multi-axialen Timoshenko-Balkenelementen. Deren Eigenschaften sollen eine realistische Massen- und Steifigkeitsverteilung sowie eine glaubwürdige Position des Schwerpunkts relativ zum Neutralpunkt gewährleisten.

Die Testbedingungen wurden gewählt, um die Eignung der Erweiterung für Starrkörperfreiheitsgrade unter transsonischen Anströmbedingungen mit signifikanter Strukturverformung erproben zu können. Für die Erprobung des instationären Zweigs wurde der Durchflug des generischen UHCA durch Böen mit unterschiedlicher Länge von der Form „eins minus Kosinus“ simuliert. Ausgangspunkt ist der getrimmte stationäre Geradeausflug unter Reiseflugbedingungen bei $Ma_\infty = 0.85$, einer Flughöhe von 11 km und einer Gesamtmasse von 560 t. Eine Bö wird innerhalb des Volumengitters des Strömungslösers durch Veränderung der lokalen Gittergeschwindigkeiten erzeugt, wodurch zusätzliche ALE-Flüsse generiert werden. Da hier nur symmetrische Flugbedingungen betrach-

tet werden, wird auch nur ein Halbmodell für die Simulation verwendet. Im Folgenden werden drei verschiedene Zeitschriebe des Böendurchflugs miteinander verglichen: je einer für die nicht eingespannte Konfiguration unter Berücksichtigung der strukturellen Elastizität, für die nicht eingespannte Konfiguration ohne Berücksichtigung der strukturellen Elastizität und für eine elastische Konfiguration, bei der die Starrkörperbewegung künstlich unterdrückt wurde, indem die entsprechenden Starrkörperbeschleunigungen zwangsweise zu null gesetzt wurden. Die Bö tritt das Rechengebiet zum Zeitpunkt $t = 0$. Die zeitechten Simulationen decken jeweils die darauf folgenden 25 s mit einer physikalischen Zeitschrittweite von $5.17 \cdot 10^{-3}$ s ab.

In Abb. 4 ist das simulierte Verhalten des Flugzeugs während des Fluges durch eine Bö mit einer maximalen Vertikalgeschwindigkeit von $\hat{v}_G = 7.14 \frac{m}{s}$ und einer Halblänge von $l_G = 350 \text{ ft} = 106.7 \text{ m}$ gezeigt. Es sind drei Größen über die Zeit aufgetragen: die Vertikalbeschleunigung a'_y , die Flügelspitzenverschiebung u_b und der Anstellwinkel α relativ zum ungestörten momentanen Strömungsfeld, also ohne die Veränderung der lokalen Anströmung aufgrund der Bö. Die Zeitpunkte, zu denen die Bö das Flugzeug erreicht hat, es vollständig passiert hat und das Rechengebiet wieder verlassen hat, sind durch senkrechte Striche markiert. Rechts ist jeweils der Zeitbereich unmittelbar nach dem Böendurchgang vergrößert dargestellt. Hier wird das gleiche Koordinatensystem wie in FLOWer verwendet. Dementsprechend sind positive Werte von a'_y Beschleunigungen nach oben. Die Längs- und Drehbeschleunigungen der Simulation mit unterdrückter Starrkörperbewegung

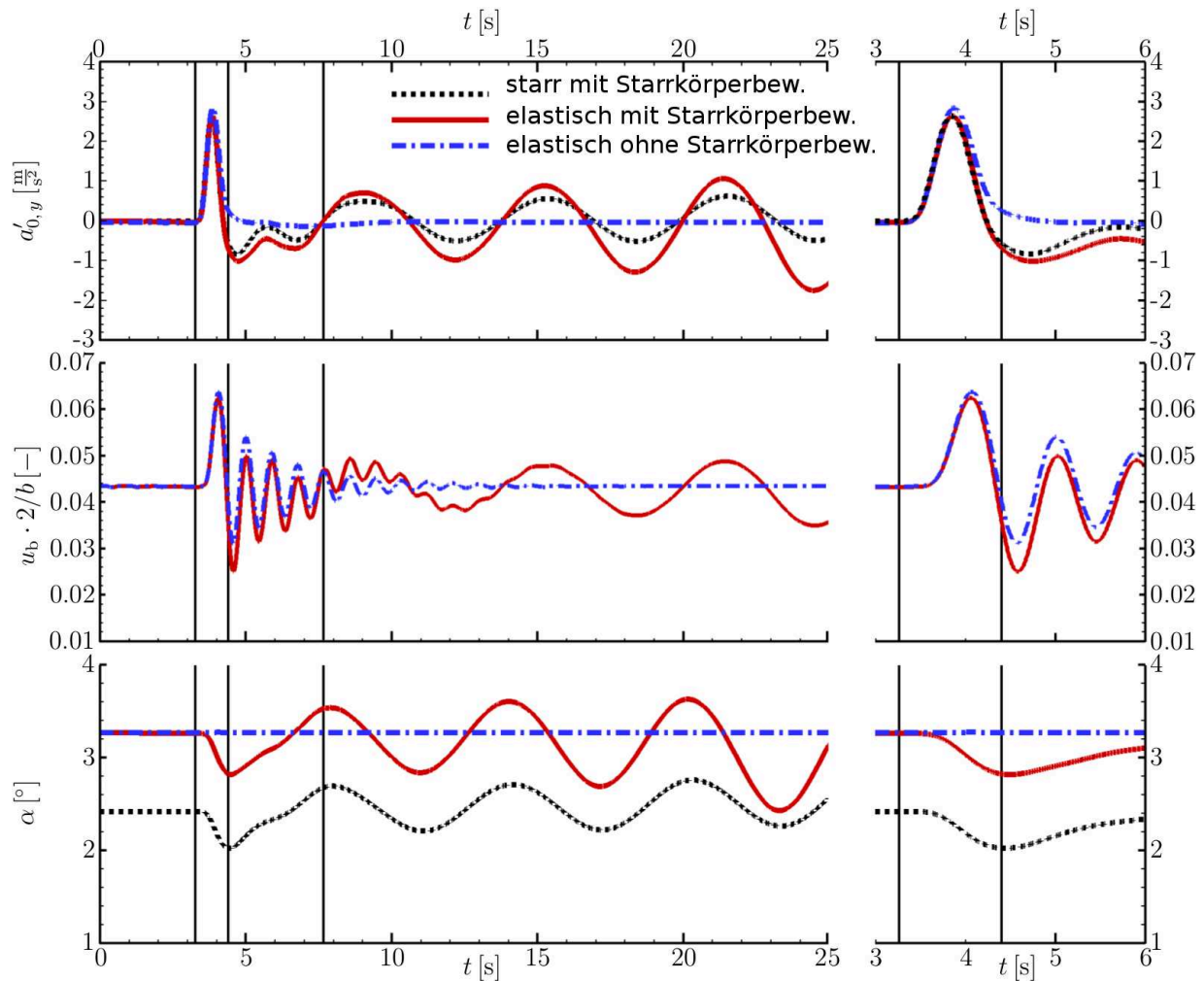


Abbildung 4: Flug des UHCA durch eine Bö mit einer Halblänge von 350 ft. Aufgetragen über die Zeit sind die Vertikalbeschleunigung $a'_{0,y}$, die mit der Halbspannweite normalisierte Flügelspitzenverschiebung $u_b \cdot 2/b$ und der Anstellwinkel α .

wurden nachträglich berechnet, indem die entsprechenden Lastkomponenten durch die Masse bzw. durch die Drehträgheit um die Nickachse geteilt wurden.

Die initialen Reaktionen der drei Modelle sind sehr ähnlich, was darauf hinweist, dass anfänglich die Wechselwirkung zwischen der Strukturverformung und der Starrkörperverformung schwach ist. Nachdem die Bö das Flugzeug passiert hat, beginnen die Kurven auseinander zu laufen. Die Hauptbiegeeigenform des Flügels mit einer Vakuumfrequenz von $f_1 \approx 1$ Hz [6] wird angeregt. Sie erfährt aber eine starke Dämpfung, und die Schwingung ist nach zehn Perioden abgeklungen. Für den Fall mit unterbundener Starrkörperbewegung ist die Strukturverformung der einzige Faktor, der die Gesamtkraft und das Gesamtmoment

beeinflusst, sobald die Bö am Flugzeug vorbeigestrichen ist. Danach sind nur noch kleinere Fluktuationen in den Beschleunigungen auszumachen, sie verschwinden jedoch, sobald die Schwingungen des Hauptflügels abgeklungen sind.

Für den Fall mit Starrkörperbewegung, aber ohne Berücksichtigung der strukturellen Elastizität ist eine dynamisch neutrale Stabilität um die Nickachse zu beobachten, gut zu erkennen im untersten Zeitschrieb des Anstellwinkels. Bei der flugmechanischen Eigenform handelt es sich um die Anstellwinkelschwingung, mit einer Periode von etwa $T \approx 6$ s.

Das Fehlen einer positiven Dämpfung ist jedoch ungewöhnlich. Die Zulassungsbedingungen fordern für Transportflugzeuge eine ausgeprägte

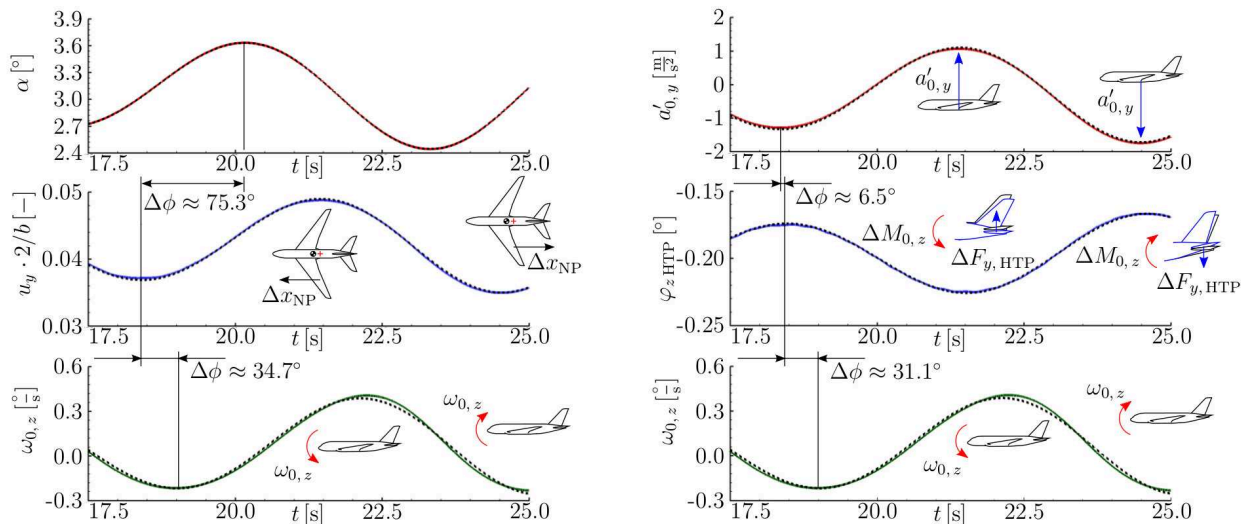


Abbildung 5: Instabilitätsmechanismus der elastischen Konfiguration. Die punktierten Linien sind die trigonometrischen Fits, über welche die Phasenverschiebungen ermittelt wurden.

links: Kopplung zwischen Flügelbiegung und Anstellwinkelschwingung.

rechts: Kopplung zwischen Rumpfbiegung und Anstellwinkelschwingung.

natürliche Dämpfung um die Nickachse, so dass die Anstellwinkelschwingung nach wenigen Perioden abklingt. Für ein reales Flugzeug wäre das abgebildete Verhalten also ein schwerwiegender Entwurfsmangel; in diesem Falle wurde er jedoch nicht korrigiert, weil die Quantifizierung des Einflusses der strukturellen Elastizität erleichtert wird.

Bei Berücksichtigung der strukturellen Elastizität ist diese Bewegungsform nicht neutral stabil, sondern echt instabil. Der Flügel wird von der Anstellwinkelschwingung zu Oszillationen angeregt, was wiederum die Gesamtbilanz von Kräften und Momenten beeinflusst. Diese bilden eine Rückkopplung mit der Nickbewegung und verstärken die Amplitude der Anstellwinkeländerung. Eine derartige Instabilität tritt nicht bei der Simulation ohne Berücksichtigung der Strukturverformung auf: die Strukturverformung reduziert hier offensichtlich die dynamische Stabilität des Gesamtsystems. Dies ist ein Verhalten, das an „body freedom flutter“ (BFF) erinnert, welches ebenfalls eine instabile Wechselwirkung von Flügelbiegung und Anstellwinkelschwingung ist. Ein Hauptfaktor bei BFF ist jedoch eine geringe Massenträgheit um die Nickachse, zusammen mit einer starken Flügelpeilung. Das generische UHCA dagegen hat eine hohe Massenträgheit um die Nickachse, und es ist hier ein anderer Instabilitätsmechanismus zu erwarten.

Zwei Faktoren tragen wesentlich zur Instabilität bei, wie in Abb. 5 dargestellt. Zunächst stellt sich aufgrund der Flügelverformung eine starke Bewegung des Neutralpunkts ein. Wenn sich der Flügel aufwärts biegt, bewirkt die aeroelastische Schränkung eine Verschiebung des Auftriebsschwerpunkts nach innen und gleichzeitig nach vorne. Hierdurch wird das statische Stabilitätsmaß reduziert. Umgekehrt vergrößert sich das statische Stabilitätsmaß, wenn sich der Flügel nach unten biegt. Durch die Phasenlage zwischen Nickbewegung und Flügelbiegung wird dem System während des Abnicks mehr Energie zugeführt, als ihm während des Aufnicks wieder entnommen wird. Ähnliches geschieht am Höhenleitwerk (HTP). Die Vertikalbeschleunigung führt zu einer Rumpfbiegung, und diese wiederum zu kleinen Änderungen in der Anströmung des Leitwerks. Auch hier ist die Phasenlage so, dass die abnickende Bewegung verstärkt wird. Das Verhalten deutet zum einen auf eine zu weiche Struktur und zum anderen auf ein zu kleines statisches Stabilitätsmaß. Die Konfiguration ist jedoch statisch stabil, da ansonsten die Vertikalbö sie zu einem unkontrollierten Looping anregen sollte.

4 ZUSAMMENFASSUNG

Die Erweiterung einer existierenden aeroelastischen Kopplungsumgebung auf stationäre und instationäre Simulationen von Konfigurationen mit Starrkörperfreiheitsgraden wurde dargelegt. Als Testfall wurde der Flug durch eine Vertikalbö unter transsonischen Reiseflugbedingungen vorgestellt. Die generelle Anwendbarkeit des Verfahrens wurde demonstriert. Mit der Masse- und Steifigkeitsverteilung des Modells wurde eine instabile Wechselwirkung zwischen Anstellwinkelschwingung und Flügelbiegung ausgemacht, für die ein möglicher Instabilitätsmechanismus gefunden werden konnte.

DANKSAGUNG

Der Autor dankt dem Institut für Strömungsmechanik und Technische Akustik der TU Berlin für die Bereitstellung des strukturierten Strömungsgitters. Rechenkapazitäten wurden zur Verfügung gestellt durch das Rechenzentrum der RWTH Aachen und gefördert durch die Deutsche Forschungsgesellschaft über GSC 111 (AICES).

5 SCHRIFTTUM

- [1] Reimer, L.; Braun, C.; Wellmer, G.; Behr, M.; Ballmann, J.: *Development of a Modular Method for Computational Aero-Structural Analysis of Aircraft*. In: Schröder, W. (Hrsg.): *Summary of Flow Modulation and Fluid-Structure Interaction Findings*. NNFM Vol. 109, Springer Verlag, 2010
- [2] Reimer, L.; Braun, C.; Ballmann, J.: *Analysis of the Static and Dynamic Aero-Structural Response of an Elastic Swept Wing Model by Direct Aeroelastic Simulation*. ICAS 2006, Paper 2006-10.3.3, Hamburg, 2006
- [3] Abbas, A.; Dias, J.: *REMF1 – Rear-Fuselage and Empennage Flow Investigation*. CEAS/KATnet Conference on Key Aerodynamic Technologies 2005, Bremen, 2005
- [4] Reimer, L.; Boucke, A.; Ballmann, J.; Behr, M.: *Computational Analysis of High Reynolds Number Aero-Structural Dynamics (HIRENASD) Experiments*. IFASD 2009, Paper IFASD-2009-130, Seattle, USA, 2009
- [5] Palacios, R.; Climent, H.; Karlsson, A.; Winzell, B.: *Assessment of Strategies for Correction Linear Unsteady Aerodynamics Using CFD or Test Results*. In: Haase, W. et al. (Hrsg.): *Progress in Computational Flow-Structure Interaction*. NNFM Vol. 81, Springer Verlag, 2003
- [6] Försching, H.: *New Ultra High Capacity Aircraft (UHCA) - Challenges and Problems from an Aeroelastic Point of View*. Zeitschrift für Flugwissenschaften und Weltraumforschung, Vol. 18, S. 219-231, 1994
- [7] Wellmer, G.; Behr, M.; Ballmann, J.: *Extension of an Aeroelastic Coupling Environment to Aircraft Configurations with Rigid-Body Degrees of Freedom*. In: Dillmann, A. et al. (Hrsg.): *Contributions to the 17th STAB/DGLR Symposium Berlin, Germany, 2010*. NNFM Vol. 121, Springer Verlag, 2013
- [8] Wellmer, G.; Behr, M.; Ballmann, J.: *A Partitioned Method for the Direct Aeroelastic Simulation of Free-Flying Aircraft*. IFASD 2013, Paper 29B, Bristol, Großbritannien, 2013
- [9] Wellmer, G.: *A Modular Method for the Direct Coupled Aeroelastic Simulation of Free-Flying Aircraft*. Dissertation, RWTH Aachen, 2014
- [10] Milne, R. D.: *Dynamics of the Deformable Aeroplane. Part I. – The Equations of Motion. Part II. – A Study of the Trim State and Longitudinal Stability of the Slender Integrated Aeroplane Configuration*. Ministry of Aviation Aeronautical Research Council Reports and Memoranda, R. & M. No. 3345, 1962
- [11] Kroll, N.; Fassbender, J. K. (Hrsg.): *MEGAFLOW – Numerical Flow Simulation for Aircraft Design*. NNFM Vol. 89, Springer Verlag, 2005
- [12] Schwarz, T.: *Ein blockstrukturiertes Verfahren zur Simulation der Umströmung komplexer Konfigurationen*. Dissertation, Technische Universität Braunschweig, veröffentlicht als: Forschungsbericht, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, FB 2005-20, 2005
- [13] Boucke, A.: *Kopplungswerkzeuge für aeroelastische Simulationen*. Dissertation, RWTH Aachen, 2003
- [14] Quaranta, G.; Masarati, P.; Mantegazza, P.: *A Conservative Mesh-Free Approach for Fluid-Structure Interface Problems*. International Conference on Computational Methods for Coupled Problems in Science and Engineering, Barcelona, Spanien, 2005
- [15] Wellmer, G.; Reimer, L.; Flister, H.; Behr, M.; Ballmann, J.: *A Comparison of Fluid/Structure Coupling Methods for Reduced Structural Models*. In: Einfeld, B. (Hrsg.): *Management and Minimization of Uncertainties and Errors in Numerical Aerodynamics – Results of the German Collaborative Research Project MUNA*. NNFM Vol. 122, Springer Verlag, 2013
- [16] Heinrich, R.; Kroll, N.; Neumann, J.; Nagel, B.: *Fluid-Structure Coupling for Aerodynamic Analysis and Design – A DLR Perspective*. 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA Paper 2008-561, Reno, USA, 2008
- [17] Rendall, T. C. S.; Allen, C. B.: *Parallel Efficient Mesh Motion Using Radial Basis Functions with Application to Multi-Bladed Rotors*. International Journal for Numerical Methods in Engineering, Vol. 81, No. 1, S. 89-105, 2010