

MULTIDISZIPLINÄRE SIMULATION EINES ROLLENDEN, GENERISCHEN DELTAFLÜGELS – KOPPLUNG VON AERODYNAMIK, FLUGMECHANIK UND STRUKTURDYNAMIK

J. Neumann

DLR Institut für Aeroelastik
Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen

G. Ó. Einarsson, A. Schütte

DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

1. ÜBERSICHT

Diese Veröffentlichung soll einen Einblick in die aktuellen numerischen Ergebnisse im DLR-Projekt „SikMa-Simulation komplexer Manöver“ geben. Ziel dieses Projektes ist die Entwicklung einer Simulationsumgebung zur numerischen Berechnung der instationären, aerodynamischen Effekte eines frei fliegenden Kampfflugzeuges unter gleichzeitiger Berücksichtigung großer flugmechanischer Bewegungen und dazu relativ kleiner elastischer Deformationen. Um dieses Ziel erreichen zu können, werden der auf unstrukturierten Gittern rechnende und zeitgenaue CFD-Strömungslöser DLR-TAU-Code mit einem Berechnungsprogramm zur Integration der flugmechanischen und strukturdynamischen Bewegungsgleichungen, unter Einbeziehung der räumlichen und zeitlichen Kopplung von Strömung und elastischer Struktur, verwendet. Es handelt sich bei der hier präsentierten Strömungs-Struktur-Kopplung um ein loses/schwaches Kopplungsschema. Die Bewegungsdifferentialgleichungen von Strömung und Struktur werden im Zeitbereich integriert. Auf Strukturseite wird dazu ein Finite Elemente Modell mit reduzierten, diskreten Freiheitsgraden verwendet. Die strömungsmechanischen Vorgänge werden durch ein Finite Volumen Rechenmodell simuliert.

2. NOMENKLATUR

M_x	Aerodynamisches Moment um die x-Achse
I_x	Strukturmechanisches Trägheitsmoment um die Modelllängsachse
u_{i+1}	Strukturmechanische Verschiebungen zum Zeitpunkt $t+\Delta t$
\dot{u}_{i+1}	Strukturmechanische Geschwindigkeiten zum Zeitpunkt $t+\Delta t$
\ddot{u}_{i+1}	Strukturmechanische Beschleunigungen zum Zeitpunkt $t+\Delta t$
Φ_x^{i+1}	Flugmechanischer Rollwinkel um die Modelllängsachse Zeitpunkt $t+\Delta t$
$\dot{\Phi}_x^{i+1}$	Flugmechanische Rollgeschwindigkeit um die Modelllängsachse zum Zeitpunkt $t+\Delta t$
$\ddot{\Phi}_x^{i+1}$	Flugmechanische Rollbeschleunigung um die Modelllängsachse zum Zeitpunkt $t+\Delta t$
f_s	Kraftvektor auf Strukturseite
f_f	Kraftvektor auf Strömungsseite
u_s	Verschiebungsvektor auf Strukturseite

u_f	Verschiebungsvektor auf Strömungsseite
H	Interpolationsmatrix
δW	Virtuelle Arbeit
t	Physikalische Zeit
Δt	Zeitschrittweite, Zeitinkrement
E_s	Strukturelle Energie
W_f	Strömungsarbeit
ΔE_{tot}	Energiefehler der Totalenergie
Δy	Deformationsänderung in y-Richtung
Δz	Deformationsänderung in z-Richtung
Ma	Machzahl
v_∞	Geschwindigkeit der ungestörten Strömung
c_L	Auftriebsbeiwert $[=F/(\rho_\infty/2 \cdot v_\infty^2 \cdot S)]$
q_∞	dynamischer Druck $[=\rho_\infty/2 \cdot v_\infty^2]$

3. EINLEITUNG

Eine hohe Manövrierfähigkeit und Agilität ist eine grundlegende Anforderung an moderne Kampfflugzeuge. Rollraten von bis zu 200° pro Sekunde und mehr können heute bereits erreicht werden. Viele der heute und wahrscheinlich auch der in Zukunft entwickelten und gebauten Kampfflugzeuge, ob bemannt oder unbemannt, sollen Überschallgeschwindigkeiten erreichen können. Hierfür werden Deltaflügel-Konfigurationen bevorzugt. Bereits bei kleinen Anstellwinkeln wird das Strömungsfeld solcher Deltaflügelkonfigurationen durch sich ausbildende Wirbel dominiert, welche eine Folge der sich ablösenden Strömung an der Vorderkante sind und das Strömungsfeld auf der Flügeloberseite und auf dem Rumpf dominieren. Die zeitliche Verschiebung zwischen aktueller Wirbelposition und der Änderung der Anströmbedingung infolge des manövrierenden Kampfflugzeuges kann zu signifikanten Phasenverschiebungen in der Lastverteilung führen, welche wiederum die Stabilität und das Flugverhalten nachhaltig beeinflussen können. Für derartige Konfigurationen und Flugzustände können verlässliche Ergebnisse aus einer numerischen Analyse zur Stabilität und Manövrierfähigkeit des Flugzeuges nur dann erzielt werden, wenn nichtlineare aerodynamische Effekte, flugmechanische Bewegungen, elastische Deformationen der Flugzeugstruktur und deren Interaktionen berücksichtigt werden. Zum gegenwärtigen Zeitpunkt können diese Daten nur in aufwändigen und zudem noch gefährlichen Flugtests

gewonnen werden. Während der Entwurfsphase sind Kenntnisse von derartigen Einflüssen und Effekten und die damit verbundene Entwurfsoptimierung nicht vorhanden. Flugtests und Modifikationen am Flugzeug nach der Fertigung sind langwierig und treiben die Entwicklungskosten in die Höhe. Deshalb wäre es für die Entwicklungsingenieure hilfreich, ein verlässliches Werkzeug zur Analyse und Evaluierung des dynamischen Verhaltens während der Entwurfsphase zur Verfügung zu haben und damit die Entwicklung zu optimieren und die Entwicklungskosten drastisch zu reduzieren.

Innerhalb des DLR Projektes „SikMa – Simulation komplexer Manöver“ soll deshalb eine solche Softwareumgebung entwickelt und erprobt werden. Das Hauptziel ist die Entwicklung einer interaktiven, multidisziplinären Umgebung zur Vorhersage kritischer, instationärer Zustände von komplexen, manövrierenden Flugzeugen. Eine derartige Entwicklungsumgebung muss die beteiligten Disziplinen der Aerodynamik, der Flugmechanik und der Aeroelastik zeitgenau miteinander koppeln.

In dieser Veröffentlichung soll der Fokus auf der im Projekt entwickelten und erprobten zeitgenauen Kopplung von Aerodynamik, Flugmechanik und Strukturmechanik und der Lösung der strukturdynamischen Bewegungsgleichung liegen. Es werden zwei verschiedene transiente Manöver numerisch berechnet und einige der Ergebnisse mit Daten aus Windkanalmessungen verglichen und validiert.

4. NUMERISCHE VERFAHREN

In den folgenden Abschnitten sollen die an der multidisziplinären Kopplung beteiligten numerischen Verfahren beschrieben werden. Der Schwerpunkt liegt dabei auf der Seite der Kopplung von Aerodynamik, Flugmechanik und Aeroelastik. Speziell der räumliche und zeitliche Kopplungsalgorithmus und dessen Stabilitätskriterien sind dabei ein wichtiger Aspekt um die Güte der Simulation beurteilen zu können. Diese Anforderungen sollen durch die Analyse des Energieaustausches zwischen Strömung und Struktur eingehender dargestellt werden.

4.1. Aerodynamik

Die Simulation der strömungsmechanischen Vorgänge wird mit Hilfe des am DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik entwickelten CFD-Strömungslöser TAU durchgeführt. Der Tau-Code löst die Reynolds-gemittelten Navier-Stokes Gleichungen unter Verwendung einer Finite Volumen Formulierung. Der TAU-Code basiert auf einem Ansatz für hybride, unstrukturierte Netze, welche den Vorteil einer prismatischen Modellierung der Grenzschicht bietet. Durch die Nutzung unstrukturierter Netze wird außerdem eine hohe Flexibilität in der Netzgenerierung für komplexe Flugzeugkonfigurationen erreicht. Eine Verbesserung der Rechenleistung des TAU-Codes bei großen und komplexen Konfigurationen kann durch Parallelisierung, basierend auf Partitionierung der dualen Rechnetze, erzielt werden.

Der TAU-Code besteht aus verschiedenen Modulen, welche im Folgenden aufgelistet sind:

- der Preprozessor zur Erzeugung der dualen Netze und grober Netze für die Mehrgittertechnik,
- der Strömungslöser zur Lösung der strömungsmechanischen Grundgleichungen auf den dualen Netzen,
- die Adaption zur Verfeinerung bzw. Entfeinerung

der Netze um strömungsmechanische Phänomene wie Wirbelausbildungen oder Stoßlagen besser zu erfassen,

- das Deformationsmodul zur Verformung des Ursprungsnetzes bis hin zum Fernfeldrand infolge elastischer Oberflächendeformationen,
- das Motionmodul zur Simulation von translatorischen und rotatorischen Starrkörperbewegungen in Verbindung mit elastischen Deformationen,
- der Postprozessor zur Visualisierung der Ergebnisse mit kommerziellen Visualisierungswerkzeugen wie Tecplot, Patran etc.

Der Strömungslöser TAU enthält verschiedene Upwind-Schemata und ein zentrales Schema mit künstlicher Dissipation. Zur Simulation von Strömungsvorgängen und Effekten mit reibungsbehafteter Strömung sind verschiedene $k\omega$ -Turbulenzmodelle und ein Zwei- und ein Eingleichungs-Spalart-Allmaras Turbulenzmodell implementiert. Für stationäre Rechnungen stehen ein explizites Runge-Kutta Zeitschrittverfahren sowie ein implizites LU-SSOR-Schema in Kombination mit der Mehrgittertechnik zur Auswahl. Die Konvergenz stationärer Strömungssimulationen kann durch lokale Zeitschritte, Residuen-Glättung und die Mehrgittertechnik beschleunigt werden. Zur Simulation zeitgenauer Strömungsvorgänge wird ein duales Zeitschrittverfahren verwendet. Dieses ermöglicht im Gegensatz zu expliziten Verfahren eine Wahl des Zeitschrittes nach physikalischen Gesichtspunkten und ist nicht stabilitätsbedingt limitiert [1].

4.2. Kopplungsmodul

Das Kopplungsmodul wurde auf MATLAB basierend zur Kopplung von Strömungs- und Strukturmodellen sowohl im räumlichen als auch im zeitlichen Bereich entwickelt. In Ergänzung zur Lösung der aerodynamischen Grundgleichungen, welche der zuvor beschriebene CFD-Löser TAU-Code ermittelt, werden hier alle anderen an der Kopplung beteiligten Disziplinen abgebildet und deren Gleichungen durch ein zeitgenaues Kopplungsschema gelöst. Im Folgenden werden die grundlegenden Merkmale der hier verwendeten Strömungs-Struktur-Kopplung aufgelistet:

- lose/schwache Kopplung von CFD und CSD,
- zeitliche Kopplung basierend auf einem Conventional Serial Staggered – CSS, modifiziert mit einem Prädiktor-Korrektor-Schritt pro Zeitschritt,
- impliziter oder expliziter Newmark Algorithmus zur Integration des Bewegungsdifferentialgleichungssystems der Strukturmechanik,
- verschiedene Scattered Data Interpolationsfunktionen zur räumlichen Kopplung von Strömung und Struktur,
- Beschreibung des strukturmechanischen Modells mit reduzierten, diskreten Freiheitsgraden,
- Einfreiheitsgradmodell zur Beschreibung des flugmechanischen Rollfreiheitsgrades um die Modelllängsachse (x-Achse).

Als Startwerte für eine instationäre, gekoppelte Rechnung werden die Ergebnisse aus einer stationären Strömungslösung mit dem TAU-Code verwendet. Das Kopplungsmodul steuert die instationäre Rechnung mit dem TAU-Code. Ausgehend von den aerodynamischen Oberflächenkoordinaten $\{x_i^a, y_i^a, z_i^a\}$ des letzten Zeitschrittes und den aerodynamischen Oberflächenkoordinaten $\{x_{i+1}^a, y_{i+1}^a, z_{i+1}^a\}$ des aktuellen Zeitschrittes, wird die Deformation des gesamten

Volumennetzes, bis hin zum Fernfeldrand, vom TAU-Deformationsmodul für jeden Zeitschritt t_i durchgeführt.

4.2.1. Flugmechanik

Zur Berechnung der aktuellen Position des Deltaflügels während der gekoppelten Rechnung wird für den Rollfreiheitsgrad ϕ_x um die Längsachse des Modells eine einfache flugmechanische Modellierung verwendet:

$$(1) \quad I_x \ddot{\Phi}_x(t) = M_x(t)$$

Zur Diskretisierung der Gleichung (1) wird eine implizite Rückwärts-Differenzen Formulierung zweiter Ordnung (backwards-difference formula second order) verwendet:

$$(2) \quad \frac{3\dot{\Phi}_x^{i+1} - 4\dot{\Phi}_x^i + \dot{\Phi}_x^{i-1}}{2\Delta t} = \frac{1}{I_x} M_x^{i+1}$$

$$(3) \quad \frac{3\Phi_x^{i+1} - 4\Phi_x^i + \Phi_x^{i-1}}{2\Delta t} = \dot{\Phi}_x^{i+1}$$

Diese Bewegungsdifferentialgleichung wird entkoppelt von Strömung und Struktur gelöst. Das aerodynamische Moment M_x ergibt sich aus der instationären, aeroelastischen Kopplungsrechnung für den jeweiligen Zeitschritt. Das Trägheitsmoment I_x um die x-Achse des Modells ist konstant. Die neue Oberflächenbeschreibung des Deltaflügels wird durch eine Superposition der elastischen Deformationen des Stings und des Deltaflügels mit den Starrkörperdeformationen aus den obigen Gleichungen vorgegeben. Für die Strukturmodellierung hingegen wird die neue Position des Deltaflügels, das heißt die Relativverdrehung zwischen Deltaflügel und Sting, durch eine Anpassung der Finiten Elemente Struktur erzeugt. Außerdem wird das lokale Koordinatensystem, in dem die Teilstruktur des Deltaflügels definiert ist, mit dem Starrkörperanteil mitgedreht. Dadurch ist ein direkter Austausch der transformierten aerodynamischen Kräfte f_s ins lokale Koordinatensystem des FE-Modells und der Austausch der interpolierten elastischen Deformationen u_F in das gedrehte Koordinatensystem des aerodynamische Oberflächenetzes möglich. Eventuelle Fehler durch eine Transformation der Kräfte und Verschiebungen in unterschiedlichen Koordinatensystemen werden somit ausgeschlossen.

4.2.2. Strukturdynamik – Integration der Bewegungsgleichung

Die Dynamik der elastischen Struktur wird in einem Finiten Elemente Modell (FE-Modell) numerisch beschrieben. Für dieses FE-Modell wird mit dem kommerziellen Strukturlöser NASTRAN eine Eigenwertanalyse durchgeführt. Die auf die translatorischen Koppelfreiheitsgrade statisch reduzierten Systemmatrizen mit diskreten Freiheitsgraden M_{AA} und K_{AA} werden zur Lösung der strukturdynamischen Bewegungsgleichung verwendet. Das zu integrierende Bewegungsdifferentialgleichungssystem ist dann von der allgemeinen Form:

$$(4) \quad M_{AA} \ddot{u}(t) + D_{AA} \dot{u}(t) + K_{AA} u(t) = F(t)$$

Das Gleichungssystem wird in jedem physikalischen Zeitschritt $t_i + \Delta t$ mittels numerischer Integration mit dem Newmarkverfahren gelöst. Grundlage der Lösung bilden dabei die folgenden Differenzenapproximationen:

Berechnung der Verschiebungen zum Zeitpunkt $t_{i+1} = t_i + \Delta t$:

$$(5) \quad u_{i+1} = u_i + \Delta t \dot{u}_i + \Delta t^2 \left[(0.5 - \gamma) \ddot{u}_i + \gamma \ddot{u}_{i+1} \right]$$

Berechnung der Geschwindigkeiten zum Zeitpunkt $t_{i+1} = t_i + \Delta t$:

$$(6) \quad \dot{u}_{i+1} = \left(1 - \frac{\delta}{2\gamma} \right) \Delta t \ddot{u}_i + \left(1 - \frac{\delta}{\gamma} \right) \dot{u}_i + \frac{\delta}{\gamma \Delta t} (u_{i+1} - u_i)$$

Berechnung der Beschleunigungen zum Zeitpunkt $t_{i+1} = t_i + \Delta t$:

$$(7) \quad \ddot{u}_{i+1} = \frac{1}{\gamma} \left(\frac{1}{\Delta t^2} (u_{i+1} - u_i) - \frac{1}{\Delta t} \dot{u}_i - \left(\frac{1}{2} - \gamma \right) \ddot{u}_i \right)$$

Die Werte für die Newmark-Parameter γ und δ wurden für alle hier aufgeführten Simulationen auf die festen Werte $\gamma=0.25$ und $\delta=0.5$ gesetzt. Für diese Werte geht das Integrationsverfahren in die von Newmark als unbedingt stabiles Verfahren entwickelte Trapezregel über, deren Fehlerordnung von der Größe $(\Delta t)^3$ ist. Nach Einsetzen der Approximationsausdrücke in die Bewegungsdifferentialgleichung (4) und nach Zusammenfassung der konstanten Terme in den Matrizen B_1 - B_4 aus den Gleichungen (8)-(11) geht das Integrationsschema in das implizite Gleichungssystem (12) über, siehe hierzu auch Schulze, S. [2].

$$(8) \quad B_1 = \frac{1}{\gamma \Delta t^2} M_{AA} + \frac{\delta}{\gamma \Delta t} D_{AA} + K_{AA}$$

$$(9) \quad B_2 = B_1^{-1} \left[\left(\frac{1}{2\gamma} - 1 \right) M_{AA} + \left(\frac{\delta}{2\gamma} - 1 \right) \Delta t D_{AA} \right]$$

$$(10) \quad B_3 = B_1^{-1} \left[\frac{1}{\gamma \Delta t} M_{AA} + \left(\frac{\delta}{\gamma} - 1 \right) D_{AA} \right]$$

$$(11) \quad B_4 = B_1^{-1} \left[\frac{1}{\gamma \Delta t^2} M_{AA} + \frac{\delta}{\gamma \Delta t} D_{AA} \right]$$

$$(12) \quad u^{i+1} = B_1^{-1} f_f^{i+1} + B_2 \ddot{u}^i + B_3 \dot{u}^i + B_4 u^i$$

Da sich jedoch durch den flugmechanischen Rollfreiheitsgrad ϕ_x um die Modelllängsachse das Deltaflügelmodell relativ zur elastischen Modellaufhängung verdreht, verändern sich die Systemmatrizen M_{AA} und K_{AA} . Speziell durch eine antisymmetrische Massenverteilung im Deltaflügel wirkt sich die Drehung auf die Massenterme und damit auf die Frequenzen aus. Die Lage der Knoten wird deshalb im FE-Modell in jedem Zeitschritt aktualisiert und die neuen Systemmatrizen übernommen.

$$(13) \quad u^{i+1} = \left[B_1^{i+1} \right]^{-1} f_f^{i+1} + B_2^{i+1} \ddot{u}^i + B_3^{i+1} \dot{u}^i + B_4^{i+1} u^i$$

Bei dem Newmark-Verfahren handelt es sich um ein Integrationsverfahren mit einer Genauigkeit von 2. Ordnung, da in die Berechnung der Variablen zum Zeitpunkt $t_{i+1} = t_i + \Delta t$ die ersten und zweiten Ableitungen der Variablen des vorhergegangenen Zeitpunktes t_i einfließen. Strömungsseitig wird ebenfalls eine Genauigkeit von 2. Ordnung durch das Rückwärts-Differenzen Schema erreicht.

4.2.3. Räumliche Kopplung

Um den Datenaustausch an den Netzgrenzen zwischen Strömung und Struktur realisieren zu können, benötigt man ein räumliches Kopplungsschema. Diese räumlichen Kopplungsschemata basieren häufig auf Interpolationsfunktionen. Dabei wird eine Interpolationsmatrix berechnet, welche die Grundlage für den Austausch der unbekanntenen Werte auf den unterschiedlich diskretisierten Netzen bildet.

Die hier verwendete Interpolationsmethode zur Berechnung der Verschiebungen u_f des aerodynamischen Oberflächennetzes ausgehend von den strukturellen Knotenpunktverschiebungen u_s basiert auf so genannten „Scattered Data Interpolationsfunktionen“, [3], [4], [5].

Diese Interpolationsfunktionen zeichnen sich dadurch aus, dass nur punktuelle Informationen (keine Elementinformationen) zur Durchführung der Interpolation erforderlich sind.

Die Interpolationsfunktion für den 3-dimensionalen Fall ist von der allgemeinen Form

$$(14) f(x_i) = \alpha_1 + \alpha_2 x_i + \alpha_3 y_i + \alpha_4 z_i + \sum_{j=1}^N \beta_j \Phi(\|x\|_{ij})$$

mit der euklidischen Norm

$$(15) \|x\|_{ij} = \sqrt{(x_i - x_j)^2 + (y_i - y_j)^2 + (z_i - z_j)^2}.$$

Sie ist demnach eine Funktion des räumlichen Abstandes zwischen Interpolationspunkten und Stützstellenpunkten sowie der Stützstellenpunkte untereinander. Der Polynomterm in Gleichung (14) kann als physikalische Zusatzbedingung bezüglich des globalen Kräfte- und Momentengleichgewichts betrachtet werden. Diese Bedingung gewährleistet, dass die Summen der Kräfte F_x, F_y, F_z und Momente M_x, M_y, M_z auf aerodynamischer Seite und auf Strukturseite identisch sind. Man unterscheidet die Interpolationsfunktionen außerdem in Funktionen mit globalem und lokalem Einfluss. Bei den lokalen Interpolationsfunktionen wird der Einflussbereich eines Stützstellenwertes auf die zu interpolierenden Punkte durch einen Einflussradius (2-D Fall) bzw. eine Einflusskugel (3-D Fall) beschränkt.

Mit der berechneten Interpolationsmatrix H werden dann, ausgehend von den Verschiebungen u_s der Strukturknoten, die Verschiebungen u_f des aerodynamischen Oberflächennetzes interpoliert. Es ergibt sich die folgende Matrizenbeziehung:

$$(16) u_f = H u_s.$$

Grundlage für die Transformation der sich aus dem Strömungsfeld ergebenden Kräfte an der aerodynamischen Oberfläche auf die Knoten des FE-Modells, bilden die folgenden Überlegungen.

Aus dem Prinzip der virtuellen Arbeit ergibt sich die Forderung, dass die virtuelle Arbeit der Kräfte auf Strömungsseite gleich der virtuellen Arbeit der Kräfte auf Strukturseite sein muss

$$(17) \delta W = \delta u_s^T f_s = \delta u_f^T f_f.$$

Unter der Annahme, dass die virtuelle Arbeit δW für belie-

bige Strukturverschiebungen zu Null wird, ergibt sich nach dem Prinzip der virtuellen Verschiebungen für die Transformation der Kräfte von Strömungs- auf Strukturseite der folgende Zusammenhang:

$$(18) \delta u_f = H \delta u_s \Rightarrow \delta u_f^T = H^T \delta u_s^T$$

Aus den Gleichungen 15, und 17 folgt somit

$$(19) \delta u_s^T f_s = \delta u_s^T H^T f_f$$

$$(20) f_s = H^T f_f$$

Das bedeutet, dass mittels der transponierten Interpolationsmatrix H die Transformation der aerodynamischen Kräfte auf das Strukturmodell unter Berücksichtigung der Arbeitsäquivalenz möglich ist. Sollte die Arbeitsäquivalenz nicht gewährleistet sein, sind Energiedissipationen oder -akkumulationen während des Datenaustausches nicht ausgeschlossen und können somit zu falschen Ergebnissen führen.

4.2.4. Zeitliche Kopplung

Die zeitliche Kopplung zwischen dem Strömungslöser TAU und dem Strukturlöser erfolgt über einen modifizierten Conventional Serial Staggered Algorithmus (CSS) mit jeweils einem Prädiktorzustand und einem Korrektorzustand für den Lastvektor pro physikalischen Zeitschritt. Der Ablauf des Kopplungsalgorithmus ist schematisch in BILD 1 dargestellt und sei im Folgenden beispielhaft für einen physikalischen Zeitschritt Δt erläutert.

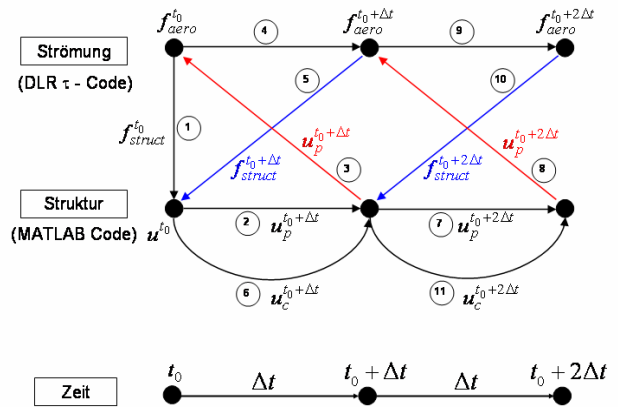


BILD 1. Systemskizze zum verwendeten modifizierten Staggered Algorithmus

Zuerst wird eine stationäre, auskonvergierte Strömungslösung für das undeformierte CFD-Modell berechnet. Die aus den aerodynamischen Drücken aufintegrierten Knotenkräfte f_{aero} zum Zeitpunkt t_0 werden mit der transponierten Interpolationsmatrix H nach Gleichung (20) auf die Strukturknoten transformiert (Schritt 1 in Bild 1) und ergeben den Kraftvektor f_{struct} zum Zeitpunkt t_0 . Anschließend wird die Bewegungsgleichung der Struktur für den aktuellen Zeitschritt gelöst (Schritt 2). Da jedoch die Kräfte zum Zeitpunkt $t_0 + \Delta t$ noch nicht bekannt sind, werden die Strukturverschiebungen mit den Kräften des vorherigen Zeitschrittes, also zum Zeitpunkt t_0 , in einem Prädiktorschritt nach Gleichung (21) berechnet.

Prädiktorschritt:

$$(21) u_p^{i+1} = [B_1^{i+1}]^{-1} f_s^i + B_2^{i+1} \ddot{u}^i + B_3^{i+1} \dot{u}^i + B_4^{i+1} u^i$$

Ausgehend von den Strukturverschiebungen u_s werden dann die Verschiebungen des aerodynamischen Oberflächennetzes u_f nach Gleichung (16) interpoliert (Schritt 3). Die sich aus den Netzdifferenzen von aktuellem und vorherigem aerodynamischen Oberflächennetz ergebende Netzgeschwindigkeit wird im TAU-Code berechnet. Diese bildet die Grundlage für die folgende instationäre Strömungslösung mit TAU (Schritt 4). Die neuen, instationären Drücke werden innerhalb von TAU zu Knotenkräften aufintegriert. Diese aerodynamischen Knotenkräfte werden dann wieder mit Hilfe der transponierten Interpolationsmatrix H auf die Knoten des FE-Modells transformiert (Schritt 5). Das Bewegungsdifferentialgleichungssystem der Struktur wird anschließend mit dem neuen, korrigierten Lastvektor nach Gleichung (22) nochmals für den aktuellen Zeitschritt integriert und führt somit zu den korrigierten Strukturverschiebungen (Schritt 6).

Korrektorschritt:

$$(22) u_c^{i+1} = [B_1^{i+1}]^{-1} f_s^{i+1} + B_2^{i+1} \ddot{u}^i + B_3^{i+1} \dot{u}^i + B_4^{i+1} u^i$$

Für jeden weiteren physikalischen Zeitschritt wiederholt sich diese Vorgehensweise für die Schritte 2 - 7.

4.2.5. Energiebilanz

Durch den Einsatz des zeitversetzten Algorithmus entsteht ein Energiefehler, der bei simultaner Integration der aeroelastischen Gleichungen nicht vorhanden wäre. Dieser Fehler ist unmittelbar von der Größe des Zeitschrittes Δt abhängig, siehe hierzu auch [6]. Zur Kontrolle von Energiedissipationen- oder Akkumulationen wird in jedem Zeitschritt die Differenz zwischen der Summe aus kinetischer $E_{s,kin}$ und potentieller Energie $E_{s,pot}$ in der Struktur und der an der aerodynamischen Oberfläche verrichteten Strömungsarbeit W_f berechnet. Sie wird für jeden Zeitschritt t_i wie folgt berechnet:

$$(23) E_{s,pot}^i = \frac{1}{2} \{u_s^i\}^T [K_{AA}] \{u_s^i\}$$

$$(24) E_{s,kin}^i = \frac{1}{2} \{\dot{u}_s^i\}^T [M_{AA}] \{\dot{u}_s^i\}$$

$$(25) E_{s,tot}^i = E_{s,pot}^i + E_{s,kin}^i$$

$$(26) W_f^i = \sum_{t_0}^{t_i} \frac{1}{2} \left(\{u_f^i\}^T - \{u_f^{i-1}\}^T \right) \left(\{f_f^{i-1}\}^T + \{f_f^i\}^T \right)$$

$i = 1, 2, 3, \dots, n$ Zeitschritte

Der Energiefehler in der Totalenergie ΔE_{tot} in jedem Zeitschritt ergibt sich aus der Differenz der auf aerodynamischer Seite geleisteten Arbeit (26) und der strukturellen Totalenergie (25) zu

$$(27) \Delta E_{tot}^i = E_{s,tot}^i - W_f^i.$$

Diese Energiebilanz sollte in jedem Zeitschritt den konstanten Wert der strukturellen Totalenergie zum Anfangszeitpunkt t_0 während der gesamten Simulationszeit beibehalten. In einem unausgelenkten und ungestörten System, in dem die Erregung einzig von den aerodynamischen Kräften herrührt, sollte dieser Wert Null sein. Anderenfalls bedeutete dies eine Energieaufnahme- bzw. einen Energieverlust infolge numerischer Ungenauigkeit oder als Folge des Kopplungsalgorithmus.

5. EXPERIMENTELLE DATEN

Im Transonischen Windkanal Göttingen (DNW-TWG), wurden an einer Deltaflügelkonfiguration eines generischen Kampfflugzeuges, verschiedene Messungen bei freien und geführten Rollmanövern durchgeführt. Für die in BILD 2 dargestellte Deltaflügel-Rumpf-Konfiguration, mit einer Pfeilung der Vorderkante von 65° , sind stationäre und instationäre Messergebnisse aus Windkanalversuchen verfügbar. Das Modell besteht aus einer CFK Struktur mit fernsteuerbaren Aluminium-Klappen zur Simulation von freien Rollmanövern und einem Rollmechanismus für geführte Rollbewegungen um die Modelllängsachse. Es hat eine Länge von 482mm und eine Spannweite von 382mm.



BILD 2. AeroSUM-Modell Windkanalmodell auf elastischem Support

6. NUMERISCHE ERGEBNISSE

6.1. Verwendetes Aerodynamik Modell

Für die aerodynamische Simulation wurde ein unstrukturiertes, hybrides Finite Volumen Modell mit ca. 1.05 Millionen Elementen und 4243 Oberflächenpunkten verwendet.

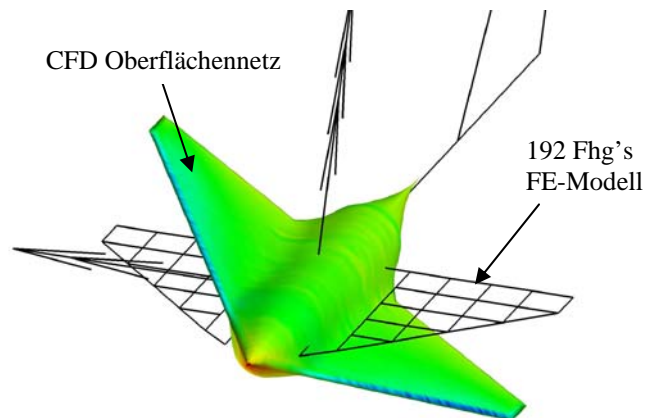


BILD 3. CFD-Oberflächennetz und Finite Elemente Modell

In BILD 3 ist die Geometrie des CFD Oberflächennetzes in einer relativen Verdrehung zur Lage des Finite Elemente Strukturmodells dargestellt. Alle stationären und instationären aerodynamischen Lasten der folgenden Simulationen, wurden auf Basis der dreidimensionalen, reibungs-

freien Euler-Gleichungen mit TAU berechnet.

6.2. Verwendetes Strukturmechanik-Modell

Um den Einfluss der elastischen Nachgiebigkeit des Supports des AeroSUM-Modells in der Simulation berücksichtigen zu können, wurde ein Finite Elemente Modell auf der Basis von statischen und dynamischen Vorversuchen erstellt [7], [8]. Die in BILD 4 dargestellte Struktur zeigt den Aufbau des hier verwendeten und validierten FE-Modells. Die Halterung besteht ausschließlich aus Balkenelementen mit den abgebildeten Steifigkeitseigenschaften. Das Deltaflügelmodell ist eine Kombination aus Balken und Schalenelementen.

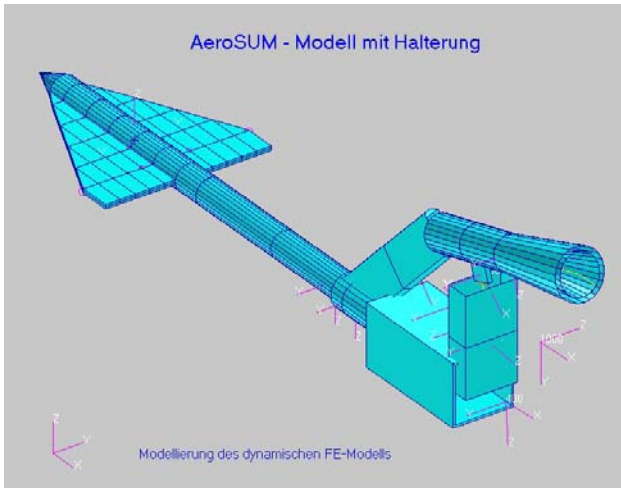


BILD 4. Finite Elemente Strukturmodell des AeroSUM-Modells auf elastischem Support – dargestellt sind die Steifigkeitseigenschaften

In TAB 1 sind die gemessenen und berechneten Frequenzen aus Messung und Rechnung gegenübergestellt. Man erkennt eine sehr gute Übereinstimmung der dynamischen Eigenschaften des FE-Modells mit der Realkonfiguration.

Eigenform	Frequenzen in [Hz]		Abweichung in [%]
	gemessen	berechnet	
Mode 1	20.15	19.97	0.90
Mode 2	26.47	26.67	0.75
Mode 3	34.40	34.55	0.43
Mode 4	55.82	56.05	0.41
Mode 5	64.21	65.15	1.44
Mode 6	77.01	73.54	4.72

TAB 1. Vergleich gemessener und berechneter Frequenzen des AeroSUM-Modells

In BILD 5 ist das Ergebnis eines Kreuzorthogonalitätstests zwischen den gemessenen Eigenformen und den mit Massen gewichteten Eigenformen des FE-Modells dargestellt, siehe auch [8]. Dieser Test gibt Aufschluss darüber, inwieweit die gemessenen und berechneten Eigenformen

miteinander korrespondieren. Auch hier ist zu sehen, dass nicht nur die Eigenfrequenzen, sondern auch die Eigenformen aus Messung und Rechnung gut übereinstimmen.

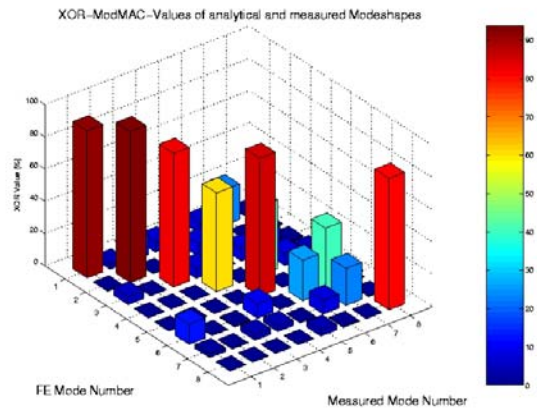


BILD 5. Werte des Kreuzorthogonalitätstests zwischen gerechneten und gemessenen Eigenformen des AeroSUM-Modells

6.3. Numerische Simulation

Um die Funktionsfähigkeit der entwickelten Aerodynamik-Flugmechanik-Aeroelastik-Kopplung zu demonstrieren, werden im Folgenden zwei gerechnete Testfälle vorgestellt und mit experimentellen Daten verglichen. Es handelt sich dabei zum einen um ein geführtes und zum anderen um ein freies Rollmanöver des AeroSUM-Modells auf seinem elastischen Support.

6.3.1. Geführte Rollbewegung

Es wurde eine geführte Rollbewegung um die Modelllängsachse mit konstanten fünf Umdrehungen pro Sekunde ($\Phi_x=5$ Hz) bei einer Anströmung von $Ma=0.5$ und einem Anstellwinkel $\alpha=6.0^\circ$ simuliert. Ziel war, eine elastische Kreiselbewegung an der Spitze des AeroSUM-Modells und an der Modellaufhängung nachzurechnen, die im Experiment gemessen wurde. Die gemessenen Beschleunigungen wurden aufintegriert und somit die Deformationen an den Messaufnehmerpositionen ermittelt. Dieses Vorgehen erlaubt, die Auslenkung um das statische, aeroelastische Gleichgewicht zu bestimmen, vernachlässigt jedoch die nicht gemessene statische Auslenkung.

In BILD 6 sind die Deformationen Δz über Δy an Modellspitze und Modellanschluss aus der Rechnung und die Deformationen am Modellanschluss aus der Messung zum Vergleich dargestellt. Es ist eine sehr gute Übereinstimmung zwischen den berechneten und den gemessenen Deformationen am Modellanschluss zu erkennen. Die sich einstellende elastische Deformation des Modellanschlusses in Form einer Ellipse konnte in der numerischen Rechnung berechnet werden. Die berechnete Deformation der Modellaufhängung in y-Richtung trifft die Messwerte mit $\Delta y_{Mess}=1.5\text{mm}$ und $\Delta y_{Rech}=1.4\text{mm}$ nahezu exakt. Dagegen zeigt die berechnete Deformation in z-Richtung mit $\Delta z_{Rech}=0.6\text{mm}$ (Mittelwerte) eine etwas größere Abweichung gegenüber der Deformation aus der Messung mit $\Delta z_{Mess}=0.8\text{mm}$.

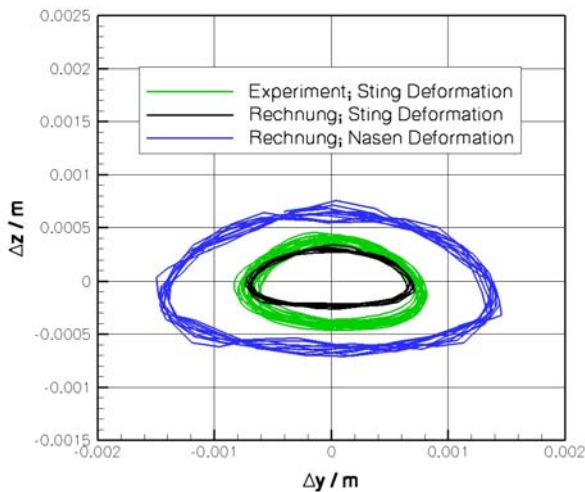


BILD 6. Vergleich gemessener und berechneter Deformationen am Modellanschluss und an der Modellspitze – 5 Hz; geführte Rollbewegung

6.3.2. Freie Rollbewegung

Zum Nachweis der Funktionsfähigkeit der Aerodynamik-Flugmechanik-Aeroelastik-Kopplung, wurde ein einfacher Einschwingvorgang mit einem flugmechanischen Rollfreiheitsgrad um die Längsachse des AeroSUM-Modells bei 45° Anfangsrollwinkel (Hängewinkel) simuliert. Gerechnet wurde bei einer Machzahl von $Ma=0.5$ und einem Anstellwinkel von $\alpha=9.0^\circ$. Um den Einfluss der Elastizität erkennen und die Plausibilität der Ergebnisse beurteilen zu können, wurde zuerst eine Kopplung von Aerodynamik und Flugmechanik ohne aeroelastische Einflüsse durchgeführt. In einer zweiten Simulation wurde dann die Aeroelastik mit in die Kopplung einbezogen. Das Rollmanöver wird durch die unsymmetrische Lastverteilung auf der Oberfläche infolge des Anfangsrollwinkels eingeleitet.

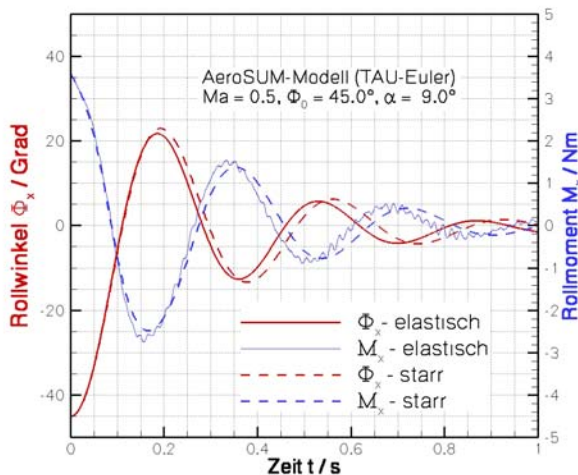


BILD 7. Verlauf des Rollwinkel Φ_x und Entwicklung des aerodynamischen Momentes M_x - Vergleich zwischen elastischem und starrem Modell

BILD 7 zeigt deutlich die Einflüsse der elastischen Struktur auf den zeitlichen Verlauf des Rollwinkels. Durch die Elastizität der Modellaufhängung kommt es zu einem erhöhten Anstellwinkel. Dieser hat wiederum einen Anstieg der Lasten und somit auch eine Erhöhung des aerodynamischen Rollmomentes zur Folge. Das größere aerodynami-

sche Rollmoment führt zu einer erhöhten Rückstellkraft, welche den Deltaflügel vorzeitig in seine Gleichgewichtslage zwingt. Es kommt zu einer zeitlichen Verringerung des Einschwingvorganges. Die Periodendauer verringert sich und die Amplituden der Einschwingkurve sind gegenüber denen des starren Modells entsprechend kleiner.

Die in BILD 8 dargestellten Kurven zeigen den zeitlichen Verlauf der integralen Kraft F_z für den Einschwingvorgang. Die Differenz zwischen starrem und elastischem Modell beträgt etwa 3%. Diese 3% finden sich entsprechend auch in der Änderung des Auftriebsbeiwertes C_L wieder.

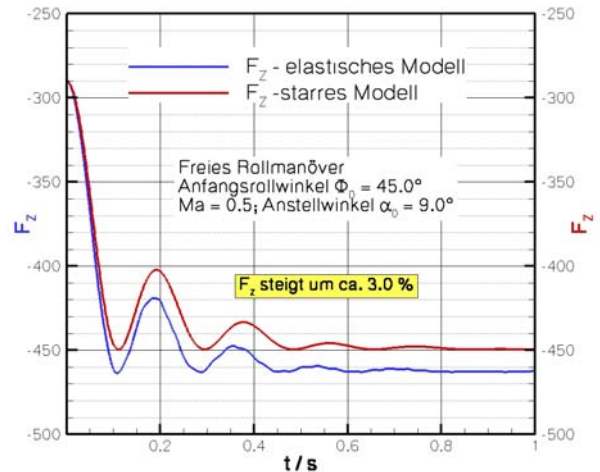


BILD 8. Integrierte Kraft über die Zeit – Starr gegenüber elastischem Modell

Die in BILD 9 dargestellten Kurvenverläufe des Auftriebsbeiwertes in Abhängigkeit von der Rollposition des Deltaflügels bzw. des Rollwinkels Φ_x um die Modelllängsachse für das starre und das elastische Modell, zeigen einen deutlichen Anstieg des Auftriebsbeiwertes von bis zu 3% infolge der elastischen Deformation. Der Anstieg ist erwartungsgemäß, da sich der effektive Anstellwinkel infolge der Nachgiebigkeit des elastischen Supports erhöht und eine damit verbundene Erhöhung der Auftriebskraft F_z stattfindet.

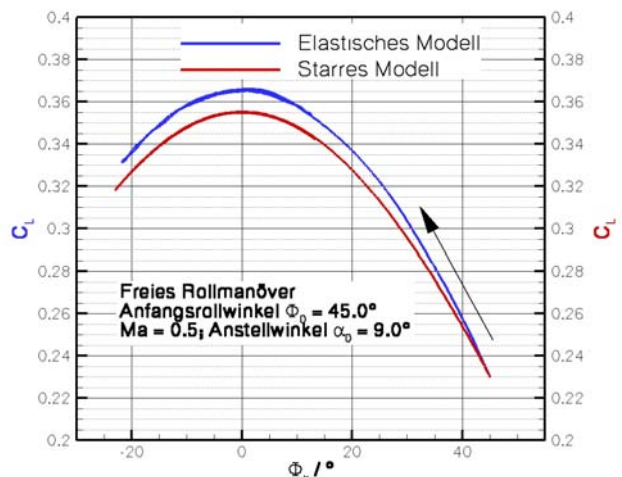


BILD 9. Auftriebsbeiwert C_L über Rollwinkel Φ_x

In BILD 10 ist der zeitliche Verlauf der Deformationen Δz in vertikaler Richtung für den Sting und die Modellspitze dargestellt. Die Frequenz der zweiten Eigenform (erste vertikale Biegung) von 26.67 Hz ist im Zeitsignal enthalten

und mittels Frequenzanalyse nachweisbar. Die Anregung der Frequenz erfolgt durch die Lastaufbringung zu Beginn der Simulation und den hauptsächlich vertikal wirkenden Lastanteil aus der Aerodynamik. Das Vibrieren des Modells infolge der Erregung der lateralen Biegeeigenfrequenz der Modellaufhängung ist ebenfalls leicht im Verlauf der Kurven zu erkennen.

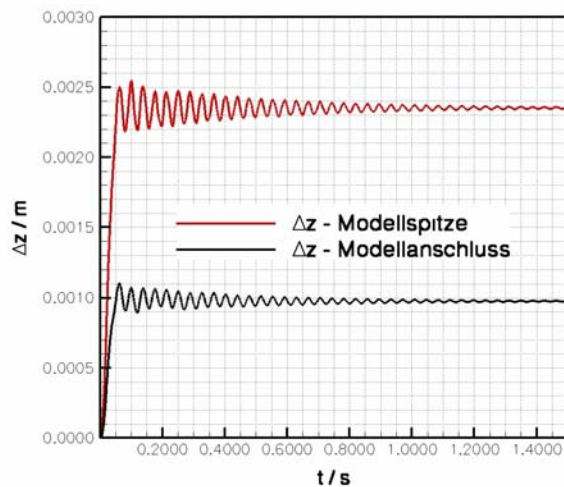


BILD 10. Deformation von Modellanschluss (Sting) und Modellspitze in vertikaler Richtung

7. ZUSAMMENFASSUNG

In dem vorliegenden Beitrag wurde ein Teil der aktuellen numerischen Ergebnisse des DLR-Projektes SikMa präsentiert. Die entwickelte multidisziplinäre Simulationsumgebung zur Kopplung von Aerodynamik, Strukturmechanik mit einer einfachen Flugmechanik wurde vorgestellt und die Merkmale der für die Verknüpfung der Einzeldisziplinen notwendigen Kopplungsalgorithmen erläutert. Speziell die verwendeten räumlichen und zeitlichen Kopplungsalgorithmen sowie die Lösung der strukturellen Bewegungsgleichung im Zeitbereich wurden aufgezeigt.

Erste Resultate von multidisziplinären Simulationen einer Deltaflügel-Kampfflugzeugkonfiguration für ein geführtes und ein freies Rollmanöver wurden präsentiert. Die Möglichkeit der Kopplung von großen Starrkörperbewegungen mit kleinen elastischen Deformationen wurde aufgezeigt. Es konnte für die geführte Rollbewegung eine gute Übereinstimmung der Ergebnisse mit Messergebnissen erzielt werden. Für das freie Rollmanöver bei einem Anfangswinkel von 45° konnte im Vergleich zwischen starrem und elastischem Modell die Funktionalität der Kopplung von Aerodynamik, Flugmechanik und Aeroelastik gezeigt werden. Die Wechselwirkungen zwischen Flugmechanik, Strukturmechanik und Aerodynamik sind in den Ergebnissen deutlich zu sehen und sind plausibel. Weitere Ergebnisse zu der hier vorgestellten multidisziplinären Simulation finden sich in den Veröffentlichungen [9], [10] und [11].

8. AUSBLICK

Ziel des Projektes SikMa ist es, eine Simulationsumgebung bereitzustellen, die Aerodynamik, Flugmechanik und Aeroelastik innerhalb eines zeitgenauen Kopplungsalgorithmus zur Simulation eines frei fliegenden, manövrierfähigen, elastischen Kampfflugzeuges mit steuerbaren Kontrollflächen (Klappen) kombiniert. Um dieses Ziel erreichen zu können, ist für das weitere Vorgehen die Simulation von geführten Klappenbewegungen des AeroSUM-

Modells in Verbindung mit allen bereits bestehenden Funktionalitäten vorgesehen. Wenn alle Schnittstellen zur Kopplung der Einzeldisziplinen von Aerodynamik, Flugmechanik und Aeroelastik erstellt und erfolgreich getestet worden sind, werden diese in die beim DLR entwickelte Simulationsumgebung TENT [12] eingebunden. Zu einem späteren Zeitpunkt wird die hier verwendete Flugmechanik durch das im DLR entwickelte Flugmechanikprogramm SIMULA [13] ersetzt.

Danach soll eine plattformunabhängige Simulation für unterschiedliche Kopplungsszenarien möglich sein. Als Abschlusszenarien sind Simulationen an einer X-31 Konfiguration, welche ausgiebig in Windkanalexperimenten getestet wurde, vorgesehen.

9. LITERATUR

- [1] Heinrich, R., Ahrem, R., Günther, G., Krüger, W., Neumann, J.: [Aeroelastische Simulationen unter Verwendung des AMANDA Simulationssystems](#). VDI-Tagung "Fluid-Struktur-Wechselwirkung", Wiesloch (de), 11.-12.06.2002, VDI, Fluid-Struktur-Wechselwirkung, S. 443-458, (2002).
- [2] Schulze, S.: [Numerische Integration der aeroelastischen Bewegungsgleichungen eines Flügelprofils](#). DLR-IB, IB 232-94 J 06, (1994).
- [3] Ahrem, R.; Beckert, A.; Neumann, J.; Wendland, H.: [Scattered Data Interpolation with Radial Basis Function in MpCCI](#). MpCCI 3rd User Forum, 27.-28. February 2002, Frauenhofer Institut, Sankt Augustin, Germany (2002).
- [4] Beckert, A.; Wendland, H.: [Multivariate Interpolation for Fluid-Structure-Interaction Problems using Radial Basis Functions](#). Aerospace Science and Technology, Art. No. 5125, (2001).
- [5] Beckert, A.: [Ein Beitrag zur Strömungs-Struktur-Kopplung für die Berechnung des aeroelastischen Gleichgewichtszustandes](#). DLR-FB, 97-42, (1997).
- [6] Kemme, R.: [Numerische Untersuchungen zum aeroelastischen Verhalten eines hochbelasteten Verdichters](#). Dissertation, Forschungsbericht 2004-28, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. Göttingen, (2004).
- [7] Hoffmann, D.; Neumann, J.; Sinapius, M.: [Strukturmechanische Identifikation von Halterung und Windkanalmodell "AeroSUM"](#). DLR-IB, IB 232-2002-C06, (2002).
- [8] Neumann, J.: [Strukturmechanische und strukturelle Finite Element Modelle des Windkanalmodells "AeroSUM" mit Halterung](#). DLR-IB, IB 232-2003-J01, (2003).
- [9] Einarsson, G.; Neumann, J.: [Multidisciplinary Simulation of a Generic Delta Wing: Aerodynamic, Flight-Dynamic, and Structure-Mechanic Coupling](#). ECCOMAS, International Conference on Computational Methods for Coupled Problems in Science and Engineering, Barcelona, (2005).
- [10] Schütte, A.; Einarsson, G.; Schöning, B.; Raichle, A.; Mönnich, W.; Neumann, J.; Arnold, J.; Heinecke, J.: [Numerical simulation of maneuvering combat aircraft](#). AG-STAB, STAB-Symposium, Nov.2004, Bremen (2004).
- [11] Schütte, A.; Einarsson, G.; Schöning, B.; Neumann, J.; Arnold, J.; Mönnich, W.; Alrutz, T.; Heinecke, J.; Forkert, T.: [Prediction of the unsteady behavior of Maneuvering Aircraft by CFD Aerodynamic, Flight-Mechanic and Aeroelastic Coupling](#). RTO Organisa-

tion Conference, Budapest, (2005).

- [12] Schreiber, A.: [The Integrated Simulation Environment TENT](#). Concurrency and Computation: Practice and Experience, Volume 14, Issue 13-15, 1553-1568, (2002).
- [13] Mönnich, W.; Buchholz, J. J.: [SIMULA – Ein Programmpaket für die Simulation dynamischer Systeme – Dokumentation und Benutzeranleitung – Version 2](#). DFLR Institutsbericht IB 111-91/28, (1991).
- [14] Heinrich, R., Ahrem, R., Günther, G., Kersken, H.-P., Krüger, W.-R., Neumann, J.: [Aeroelastic Computation Using the AMANDA Simulation Environment](#). CEAS Conference on Multidisciplinary Aircraft Design and Optimization, Köln, 25.-26. Juni 2001, DLR-Göttingen, CEAS Conference on Multidisciplinary Aircraft Design and Optimization, S. 19-30, (2001).