

SFB TRANSREGIO 40: SCHUBDÜSE

- W. Schröder, RWTH Aachen, Aerodynamisches Institut, Wüllnerstr. 5a, D-52062 Aachen;
F. Breede, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR), Institut für Bauweisen- und Konstruktionsforschung, Pfaffenwaldring 38-40, D-70569 Stuttgart;
C. Danowski, Technische Universität München, Lehrstuhl für Numerische Mechanik, Boltzmannstrasse 15, D-85747 Garching;
M. Grilli, Technische Universität München, Lehrstuhl für Aerodynamik und Strömungsmechanik, Boltzmannstrasse 15, D-85748 Garching;
M. Hahn, Universität Stuttgart, Institut für Statik und Dynamik der Luft- und Raumfahrtkonstruktionen, Pfaffenwaldring 27, D-70569 Stuttgart;
N. Hosters, RWTH Aachen, Lehrstuhl für Computergestützte Analyse technischer Systeme, Schinkelstraße 2, D-52062 Aachen.
M. Klaus, RWTH Aachen, Institut für Leichtbau, Wüllnerstr. 7, D-52062 Aachen;
D. Kowolik, Technische Universität Braunschweig, Institut für Flugzeugbau und Leichtbau, Hermann-Blenk-Str. 35, D-38108 Braunschweig;
C. Genin, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR), Institute of Space Propulsion, Lampoldshausen, D-74239 Hardthausen;
G. Schieffer, RWTH Aachen, Lehrstuhl für Computergestützte Analyse technischer Systeme, Schinkelstraße 2, D-52062 Aachen;
J. Schlösser, Technische Universität Braunschweig, Institut für Werkstoffe, Langer Kamp 8, D-38106 Braunschweig;
V. Tini, RWTH Aachen, Institut für Angewandte Mechanik, Mies-van-der-Rohe-Str. 1, D-52074 Aachen;
T. Wallmersperger, Universität Stuttgart, Institut für Statik und Dynamik der Luft- und Raumfahrtkonstruktionen, Pfaffenwaldring 27, D-70569 Stuttgart;
S. Willems, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR), Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Linder Höhe, D-51147 Köln

Zusammenfassung

Im Teilbereich Schubdüse des SFB Transregio 40 werden numerische Verfahren entwickelt, welche die Interaktion zwischen den mechanischen, thermischen und chemischen Lasten erfassen, um in einem zukünftigen Auslegungsprozess die Wechselwirkungen zwischen diesen Belastungen nicht iterativ, sondern gekoppelt simultan zu berücksichtigen. Neben den Aerothermoelastizitätsproblemen stehen Lebensdaueranalysen sowie Betrachtungen zu Wärmedämmschichten und zu faserkeramischen Werkstoffen im Vordergrund. Zur Validierung der Methoden werden sowohl generische als auch anwendungsorientiert ausgelegte Experimente durchgeführt. Der Schwerpunkt der Arbeiten dieses interdisziplinären Ansatzes bezieht sich auf die innovative Analyse und Modellbildung von Düsenkomponenten und Gesamtdüsen. Die Methoden sind allgemein ausgelegt, so dass sie auch auf Probleme bei der Betrachtung anderer kritischer Strukturkomponenten wie z.B. der Brennkammer, der Flügelvorderkante etc. eingesetzt werden können.

1. EINLEITUNG

Raumfahrzeuge sind besonders während der Start- und Aufstiegsphase sowie der Wiedereintrittsphase extremen Lasten ausgesetzt, die aus fluidmechanischen, strukturmekanischen, thermodynamischen und akustischen Anteilen bestehen. Die Bedeutung des Einflusses der einzelnen Lasten und deren Zusammenwirken weist eine extreme Abhängigkeit von der Flugphase sowie der

speziellen Fahrzeuggeometrie auf. Vom Start bis zum Erreichen hoher Transschallgeschwindigkeiten sind vor allem die Außenstrukturen der Aufstiegsconfiguration hohen aerodynamischen und akustischen Belastungen ausgesetzt, wobei Untersuchungen die starke Wechselwirkung zwischen Fluid und Struktur als besonders kritisch ausweisen.

Fluid-Struktur-Interaktion ist für die Funktionalität und

Integrität von Schubdüsen wichtig, da auf deren dünnwandige Struktur neben den axialen Kräften auch erhebliche asymmetrische radiale Kräfte wirken können. Letztere sind von der Instationarität und Asymmetrie des externen Strömungsfeldes der inhärenten Komplexität der Düseninnenströmung verursacht. Innerhalb der Atmosphäre ist die Düsenströmung meist überexpandiert, so dass Verdichtungsstöße in der Düse entstehen, die zu geschlossenen (restricted-shock separation) oder freien (free-shock separation) Grenzschichtablösungen führen können. Asymmetrien dieser Stoß-Ablösung-Systeme in Umfangsrichtung führen zu einer Deformation der Düsenwand, die auf das Stoß-Ablösung-System zurückwirkt. Darüber hinaus wird durch diese Deformation auch die Außenströmung beeinflusst. Selbst wenn diese so resultierenden asymmetrischen radialen Drucklasten (*side loads*) nicht zum Strukturversagen führen, stellen die angeregten Strukturschwingungen eine erhebliche Belastung der Düse, der angeschlossenen Brennkammer, der Stufenstrukturen bis hin zur Nutzlast dar. Werden solche dynamischen Belastungen beim Entwurf unzureichend berücksichtigt, kann dies zum Verlust des Triebwerkes führen. Einen möglichen Ausweg bieten adaptive Düsen, die eine diskrete Anpassung der Düsenströmung an die Außenbedingungen erlauben.

Die Schwingungseigenschaften konventioneller Düsen sind weiterhin durch die geringe Eigensteifigkeit und die unzureichende Dämpfung der heute verwendeten metallischen Düsenstrukturen bestimmt. Dieses Verhalten ist durch die dünnwandige Kontur bedingt, die bei klassischen Triebwerken aus einem verschweißten gewundenen Metallrohr besteht, das zur Kühlung mit flüssigem Wasserstoff durchströmt wird. Durch das Versagen der inneren Wand im Bereich der Kühlkanäle infolge zyklischer thermomechanischer Belastungen ist die Lebensdauer dieser Antriebe begrenzt. Dieser sogenannte „dog house“ Effekt ist auch das entscheidende Versagensmuster der regenerativ gekühlten Brennkammerstrukturen. Um einerseits auf die aufwendige Kühlung verzichten zu können und andererseits die Lebensdauer chemischer Raketenantriebe, die durch die mechanischen, thermischen und chemischen Belastungen gering ist, erhöhen zu können, sollen für zukünftige innovative Triebwerke Wärmedämmschichten oder hochtemperaturbeständige, faserverstärkte Keramiken eingesetzt werden. Erste Untersuchungen zeigen z.B., dass diese Verbundwerkstoffe mit eingelagerten Fasern ein hohes Dämpfungsvermögen sowie ein günstiges Thermochockverhalten in Verbindung mit einer hohen Schadenstoleranz besitzen.

Die Modellbildung für die Kopplung verschiedener Werkstoffe beim Einsatz von Wärmedämmschichten und von faserverstärkten Werkstoffen in Schubdüsen wird systematisch in diesem Teilbereich des SFB Transregio 40 [1] durch die Verknüpfung numerisch-theoretischer und experimenteller Teilprojekte verfolgt. Ebenso beschäftigen sich einige Teilprojekte speziell mit Fertigungsfragen und Materialtests.

Die Untersuchungen zu Aerothermoelastizitätsproblemen, zur mechanischen Integrität von Wärmedämmschichten und zu Lebensdauervorhersagen von Düsenstrukturen werden in den Kapiteln 2, 3 und 4 diskutiert. Numerische und experimentelle Analysen zur Kopplung von Fluid und Struktur werden in den Kapiteln 5 und 6 behandelt.

Modelle für die Lebensdauerabschätzung, Entwicklung faserverstärkter Werkstoffe und Untersuchungen für höhenadaptive Düsen stehen in den Kapiteln 7, 8 und 9 im Vordergrund.

2. AEROTHERMOELASTISCHE SIMULATIONEN UNTER VERWENDUNG REDUZierter STRUKTURMODELLE

Raketendüsen sind extremen aerodynamischen und thermischen Lasten aus der Innen- und Außenströmung ausgesetzt. Die so induzierten Schwingungen und Seitenkräfte können die Effizienz und Langlebigkeit der Düse stark verringern. Außerdem kann das Flugverhalten der Rakete durch Änderungen der Strömung beeinflusst werden. Um das Verständnis der zu diesen Effekten führenden aeroelastischen und aerothermoelastischen Vorgänge zu verbessern, müssen zuverlässige numerische Verfahren entwickelt werden. Dabei ist es wünschenswert, eine Reduktion der Entwicklungskosten durch Berücksichtigung dieser Phänomene schon bei der Auslegung und im Vorentwurf erreichen zu können. Dies setzt effiziente numerische Verfahren voraus. Der Einsatz reduzierter Strukturmodelle erlaubt schnelle und zuverlässige Voruntersuchungen im frühen Auslegungsprozess. Das Ziel des Projektes ist somit die Entwicklung einer Methode zur Lösung nichtstationärer aerothermoelastischer Probleme unter Verwendung reduzierter Strukturmodelle für rotationssymmetrische Strukturen in Hochenthalpieströmungen.

2.1. Methode

Die Verwendung eines partitionierten Ansatzes zur Lösung aerothermoelastischer Probleme macht die zeitliche Synchronisation und räumliche Kopplung der beteiligten Einzelfeldlöser notwendig. In die räumliche Kopplung eingeschlossen ist die Übertragung der mechanischen Lasten und den daraus resultierenden Verschiebungen sowie der Wärmeflüsse und den entsprechenden Temperaturen zwischen den Oberflächen der im Strömungs- bzw. Strukturlöser verwendeten numerischen Modelle. Diese zentralen Aufgaben löst das aerothermoelastische Kopplungsmodul (ATCM) [2]. Verschiedene implementierte Kopplungsschemata garantieren die Übereinstimmung der Summe aller Kräfte und Momente wie auch Wärmeflüsse auf beiden Oberflächen. Darüber hinaus ist für stationäre Simulationen gewährleistet, dass die elastische Verformungsenergie mit der durch aerodynamische Lasten hervorgerufenen elastischen Arbeit der umströmten Oberfläche identisch ist. Analog dazu ist für instationäre Simulationen die Übereinstimmung der mechanischen Leistung auf beiden Seiten gesichert. Alle implementierten, knotenbasierten Kopplungsschemata innerhalb des ATCM verwenden ausschließlich extensive Größen, wodurch eine vollständige Unabhängigkeit vom Strömungslöser erreicht wird. Das innerhalb des ATCM realisierte Kopplungsschema ist in BILD 1 dargestellt.

Der Strömungslöser QUADFLOW löst die mit einem zellzentrierten Finite Volumen Verfahren diskretisierten Euler- und Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen zwei- und dreidimensionaler Strömungen. Darüber hinaus bietet dieser Löser die Möglichkeit zur effizienten und

zuverlässigen Gitteradaption auf Basis der Multiskalen-Analyse [3]. Neben QUADFLOW wird auch die Kopplung des DLR Strömungslösers TAU [4] mit dem ATCM innerhalb des Projektes realisiert. Hierzu wird die von Airbus, DLR, EADS Military Air Systems und verschiedenen europäischen Forschungseinrichtungen initiierte Flow-Simulator Umgebung verwendet, welche die für massiv-parallele, multi-disziplinäre Simulationen notwendigen Kommunikationsmethoden zur Verfügung stellt [5].

Das strukturmechanische Modul baut auf einer am Institut für Leichtbau der RWTH Aachen entwickelten Methode zur Berechnung von rotationssymmetrischen Schalen mit beliebigen Meridian auf. Diese basiert auf der vollständigen technischen Schalentheorie [6]. Der so entstandene Löser ist eine effiziente Alternative zu anderen Lösern bei der Berechnung axialsymmetrischer dünnwandiger Körper. Die Schalenwandbeschreibung kann dabei vollständig anisotrop sein. Ringversteifung werden diskret modelliert und Meridianversteifungen durch verschmierte Eigenschaften angenähert. Die verwendete Formulierung beschreibt das Spannungs-Verformungsfeld auf Grund von externen mechanischen Lasten und einem vorgegebenen Temperaturfeld. Diese Beschreibung führt zu einem System von partiellen Differentialgleichungen, die mit Hilfe der Fourier-Zerlegung in Umfangsrichtung in gewöhnliche Differentialgleichungen überführt werden können.

$$\frac{\partial}{\partial \psi} \bar{Z}(\xi, \psi) = \mathbf{A} \bar{Z}(\xi, \psi) + \bar{L}(\xi, \psi, \bar{\theta})$$

Hierbei bezeichnet Z den Zustandsvektor (Verformungen und interne Lasten), A die Differentialmatrix, L den Vektor der externe Lasten, θ das Temperaturfeld, und ξ und ψ die Umfangs- und Meridiankoordinaten. Die Differentialgleichungen werden numerisch in Meridianrichtung integriert. Die so entstandene Lösung kann in eine Steifigkeitsmatrix umgewandelt werden. Das beschriebene Verfahren ist in einem Programmpaket namens ASTRA implementiert. Folgende Analysemethoden sind in ASTRA integriert: lineare Statik 1. und 2. Ordnung, nichtlineare Statik, lineare und nichtlineare Stabilität, Stabilität mit kombinierten Lasten, Eigenfrequenz-Berechnungen [7], [8].

Das Programm wurde um implizite Dynamik (Newmark Zeitintegration) weiterentwickelt. Zusätzlich zu dem elastomechanischen Löser ist ein thermisches Modul entstanden. Dieses ist in der Lage das Temperaturfeld auf Grund von externen Wärmeflüssen zu berechnen. Im Gegensatz zu der elastomechanischen Beschreibung wird hier ein dreidimensionales Feld beschrieben. Beide Module können zusammen verwendet werden um thermoelastische Rechnungen durchzuführen. Dabei wird das Temperaturfeld bei der Berechnung der Verformungen berücksichtigt, aber nicht umgekehrt. Die Wärmekapazitätsmatrix und die Wärmeleitfähigkeitsmatrix, die man für die transiente Berechnung des Temperaturfeldes benötigt, werden aus der Wärmeleitfähigkeitsgleichung für rotationssymmetrische Schalen hergeleitet.

$$\frac{\partial \theta}{\partial t} - \frac{1}{c\rho} \left(\lambda_2 \frac{\partial r}{r} \frac{\partial \theta}{\partial \psi} + \lambda_2 \frac{\partial^2 \theta}{\partial (\psi)^2} + \lambda_1 \frac{1}{r^2} \frac{\partial^2 \theta}{\partial (\xi)^2} + \lambda_3 \frac{\partial^2 \theta}{\partial (\zeta)^2} \right) - \frac{\eta}{c\rho} = 0$$

Die Größen ξ , ψ und ζ bezeichnen die Umfangs-, Meridian- und Schallennormalenkoordinaten und λ_1 , λ_2 , λ_3 die Wärmeleitfähigkeits-Koeffizienten in diese Richtungen, r ist der Radius, c die spezifische Wärme, ρ die Dichte und η die spezifische Wärmeerzeugung in der Schale. Die Wärmeflüsse durch die Oberflächen der Schale sind proportional zu den Temperaturgradienten an diesen Positionen. Das Temperaturfeld in Dickenrichtung ist als quadratisch angenommen, so dass die drei Konstanten eines quadratischen Polynoms als thermische Freiheitsgrade an einer bestimmten Position betrachtet werden. Ein ähnlicher Ansatz wurde von Takezono et al. [9] vorgeschlagen, wobei die Finite Differenzen Methode bei den Berechnungen benutzt wurde. Das thermische und das mechanische Problem wird auf gleiche Weise gelöst. Für die transiente Lösung wird die Crank-Nicolson Zeitintegrationsmethode verwendet. Zusätzlich wird der Wärmefluss auf Grund von thermischer Strahlung iterativ ermittelt werden. Die stationäre oder transiente thermische Lösung wird mit einer linearen oder nichtlinearen Statik-Lösung oder mit einer dynamischen Strukturlösung kombiniert werden.

2.2. Ergebnisse

Zur Validierung des Verfahrens wurde ein Experiment zur Untersuchung der Interaktion zwischen einem Verdichtungsstoß in einer Überschallströmung (Ma 2,5-4) und einer elastischen Platte nachgerechnet. In dem Experiment erzeugt ein 20°-Keil im oberen Teil des Windkanals einen schrägen Verdichtungsstoß, der auf eine elastische Platte im unteren Teil des Windkanals trifft [9]. Die Platte verformt sich und beeinflusst somit die Strömung. Basierend auf der Annahme, dass die Wandeinflüsse in dem Windkanal klein sind, wurden die ersten Berechnungen rein zweidimensional durchgeführt. Die Strömung kann auf Grund von hohen Reynoldszahlen und des vorgegebenen laminar-turbulenten Umschlages stromauf der elastischen Platte als voll-turbulent angenommen werden.

In dem Experiment ist die Platte auf der strömungszugewandten und auf der strömungsabgewandten Kante an einen Rahmen genietet. Die Platte ist aus Stahl ($E=2,06 \times 10^{11}$ N/m², $\nu=0,32$) und ist 0,147 mm dick. Das numerische Strukturmodell besteht aus 50 achsensymmetrischen Elementen mit einem sehr großen Durchmesser, um eine ebene Platte anzunähern. Der Druck auf der Unterseite der Platte entspricht dem Anströmdruck. Die Ergebnisse der gekoppelten Berechnungen im Vergleich mit den experimentellen Daten sind im BILD 2 zusammengefasst. Bis zu einer Anströmmachzahl $M \leq 3.5$ liegen die berechneten Verformungen bis auf kleine Abweichungen sehr nah an den experimentellen Daten. Dagegen ist die Verformung bei der höchsten Machzahl deutlich zu groß. Eine Unsicherheit besteht bezüglich der Modellierung der Plattenaufhängung. Dieses wird im Verlauf des Projektes weiter untersucht.

Die thermoelastische Kopplung innerhalb des Strukturlösers ASTRA wurde durch Vergleichsrechnungen mit dem kommerziellen Strukturlöser Abaqus validiert. Die Ergebnisse bei der Berechnung des Temperaturfeldes (transient und stationär) und die Verformungen auf Grund von kombinierten thermischen und mechanischen Lasten sind bei beiden Lösern praktisch identisch für die untersuchten rotationssymmetrischen Probleme [2]. In weiteren Schritten folgt die Validierung der aerothermischen und der aerothermoelastischen Kopplung, mit dem Ziel ein verlässliches nichtstationäres aerothermoelastisches Lösungsverfahren für rotationssymmetrische Schalen zur Verfügung stellen zu können. Dieses Verfahren soll später für Sensitivitätsanalysen verwendet werden.

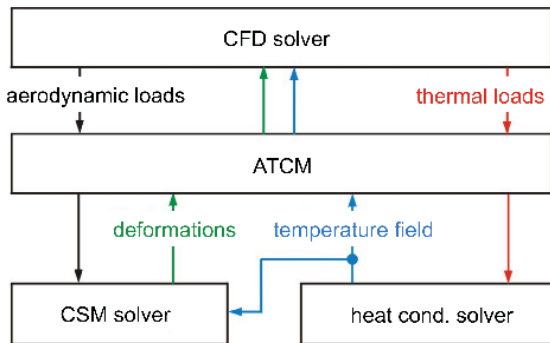


BILD 1. Schema der aerothermoelastischen Kopplung.

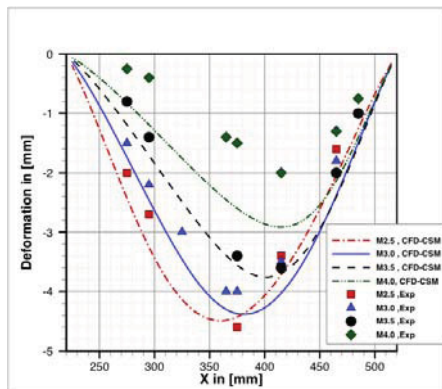


BILD 2. Verformungen abhängig von Machzahl.

3. MECHANISCHE INTEGRITÄT VON WÄRMEDÄMMSCHICHTEN IN RAKETENBRENNKAMMERN

Raketentriebwerke sind besonders in der Brennkammer extremen thermischen Lasten ausgesetzt. Die Brennkammern bestehen aus einer Kupferlegierungsstruktur, in die Kühlkanäle eingearbeitet sind. Durch diese Kühlkanäle wird flüssiger Wasserstoff geleitet, der dadurch gleichzeitig für die Verbrennung vorgewärmt wird. Kupfer wird wegen seiner extrem guten Wärmeleitfähigkeit verwendet. Nach mehreren Starts kommt es an den Kühlkanälen häufig zu Versagen durch den sogenannten „dog house“-Effekt, welcher durch Kriechen und Niedrig-Lastwechsel Ermüdung des Materials verursacht wird [11, 12]. Dieses Versagensphänomen wird in Kapitel 4 detailliert betrachtet.

Um die Lebensdauer von Raketentriebwerken zu vergrößern und damit zuverlässig mehrere Starts gewährleisten zu können, soll das Material durch das Aufbringen einer Wärmedämmschicht geschützt werden. Weiterhin stellt eine geeignete Schicht einen zusätzlichen chemischen Schutz für das bei hohen Temperaturen stark zu Oxidation neigende Kupfer dar.

Bei der Optimierung wird von einem bekannten Wärmedämmschichtsystem, wie es derzeit in Gasturbinen Anwendung findet, ausgegangen. Dieses besteht aus einer Haftvermittlerschicht aus einer NiCrAlY-Legierung und einer Wärmedämmschicht aus teilstabilisiertem Zirkonoxid. Die Schichten werden mittels atmosphärischem Plasmaspritzen auf ein Kupfersubstrat aufgetragen. Dieses Wärmedämmschichtsystem wird sowohl experimentell untersucht als auch mit einer Mehrskalenstrategie simuliert.

3.1. Methoden und Ergebnisse

Es werden dabei mittels Fluid-Struktur-Interaktion (FSI) in einem Makromodell für ein Segment entlang der Schubkammerkontur die thermischen und mechanischen Lasten für einen stationären Heißgaszustand gekoppelt. In jedem Kopplungsschritt wird zuerst auf der Heißgasseite mit der Annahme abgeschlossener Verbrennung eine RANS-Analyse und anschließend auf der Strukturseite eine sequentiell gekoppelte thermomechanische Analyse durchgeführt. Die Kühlkanalströmung wird dabei derzeit über Filmkoeffizienten abgebildet. In Zukunft sind hierfür ebenfalls RANS-Analysen vorgesehen, um so die thermale Stratifizierung des superkritischen Fluids innerhalb der Kühlkanäle möglichst realitätsnah abbilden zu können. Ziel des Makromodells ist es für die Modelle kleinerer Skalen realitätsnahe thermische und mechanische Randbedingungen für unterschiedliche Beschichtungssysteme zu liefern.

In BILD 3 ist die Temperaturverteilung für das 1. TBC-Schichtsystem entlang der Schubkammerkontur dargestellt. Durch die Schutzschicht kann die Temperatur im Vergleich zu einer reinen Kupferbauweise im Düsenhals um 352K reduziert werden (vgl. Tabelle in BILD 3). Wie in BILD 3 gezeigt, dass eine vergleichbare Schutzwirkung auch mit einem dickeren Einschichtsystem (2.TBC) erreicht werden kann.

Die Ergebnisse des Makromodells werden in einer Simulation auf der Mikroskala in Form von Temperatur- und Verschiebungsrandbedingungen verwendet. Das Mikromodell verwendet eine einfache Geometrie, die letztlich ein beschichtetes Innenrohr darstellt. Die Grenzflächen werden mit einer Sinusgeometrie simuliert, um die Rauigkeit abzubilden. Eine Abbildung des schematischen Aufbaus des Mikromodells ist in BILD 4 zu sehen. Das Temperatur- und das Verschiebungsfeld, das in dem Makromodell berechnet wird, kann direkt in diesem Modell aufgegeben werden. In BILD 5 ist das Temperaturfeld an mehreren Stellen der Schubdüsengeometrie auf der Mikroskala dargestellt.

Um die Delamination der Wärmedämmschichtsysteme beschreiben zu können, wurde ein Delaminationsmodell auf der Mesoskala entwickelt. Hierbei werden ebenfalls Temperatur- und Verschiebungsrandbedingungen des Makromodells an kritischen Stellen extrahiert und auf das

Mesomodell für eine sequentiell gekoppelte thermo-mechanische Analyse übertragen. Zur Bewertung angenommener initialer Delaminationen ist als Nachlaufrechnung der bruchmechanische Ansatz der Virtual Crack Closure Technique numerisch umgesetzt. Es wird eine modale Zerlegung des Beanspruchungszustandes auf Basis von Energiefreisetzungsraten (ERF) durchgeführt. Für die numerische Analyse werden zunächst kreisrunde Delaminationen zwischen der Haftvermittlerschicht und dem Substrat angenommen. Die angenommene Versagensposition ergibt sich aus den Beobachtungen der parallel durchgeführten experimentellen Untersuchungen. ERF für die Moden II und III sind für beide Schichtsysteme und unterschiedliche Initialdelaminationen in BILD 6 dargestellt. Das Mesomodell umfasst die Dimensionen einer Kühlkanalbreite am Düsenhals. Eine Rissöffnung und damit Mode I Belastung ist bei den untersuchten Schichtsystemen am Düsenhals untergeordnet und liegt eine Größenordnung unterhalb den ERF für die Moden II und III. Eine um 10% größere Delamination resultiert in einer um ca. 25% erhöhten ERF. Das untersuchte Einschichtsystem erfährt im Vergleich zum Zweischichtsystem eine höhere lokale Rissbelastung.

Um die real auftretenden großen Temperaturgradienten auch experimentell abbilden zu können, wurde ein Laserzyklierversuch aufgebaut. Der Aufbau besteht aus einem 3kW Diodenlaser, der mit einem Hochgeschwindigkeitspyrometer gesteuert wird. Eine Probe mit einem Durchmesser von 20mm kann so innerhalb kürzester Zeit auf 1500°C an der Oberfläche homogen erwärmt werden, da sich die gesamte Probe im Fokusbereich befindet. Während bei Ofenzyklierversuchen auch bei schnellen Abkühlgeschwindigkeiten experimentell kein Schichtversagen verursacht durch thermische Spannungen festgestellt wurde [13], kommt es bei den Laserzyklierversuchen zu einer kompletten Delamination zwischen der Haftvermittlerschicht und dem Kupfersubstrat. Ein typisches Versagensbild ist in BILD 7 dargestellt, das eine rasterelektronenmikroskopische Aufnahme der Grenzfläche zeigt. Typischerweise versagen Wärmedämmschichten, die auf einem Nickelsubstrat aufgebracht sind, an der Grenzfläche zwischen dem Zirkonoxid und der Haftvermittlerschicht [14]. Da der Wärmeausdehnungskoeffizient der Kupferlegierung wesentlich größer als der der Haftvermittlerschicht ist, sind große thermische Spannungen an dieser Grenzfläche zu erwarten. Dies spiegelt sich auch in den Simulationsergebnissen des Mikromodells wieder. In einer weiteren Optimierung wird deshalb in Zukunft ein besonderer Fokus auf diese Grenzfläche gelegt.

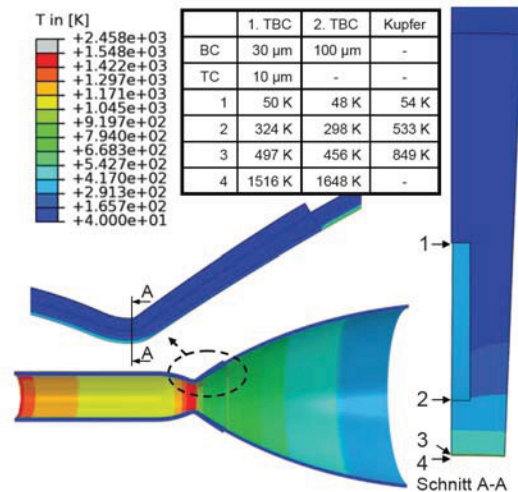


BILD 3. Temperaturverteilung für das stationär gekoppelte FSI Makromodell; Vergleich zweier Schichtsysteme mit klassischer Kupferbauweise (BC: bond coat; TC: top coat).

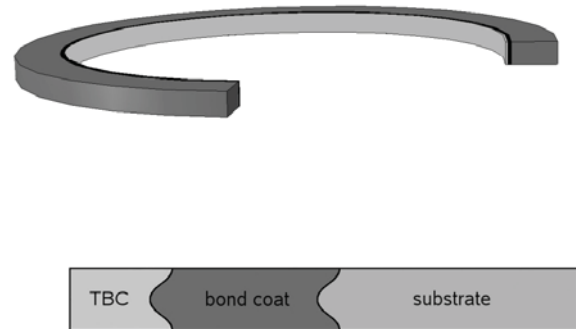


BILD 4. Schematische Darstellung des Mikromodells.

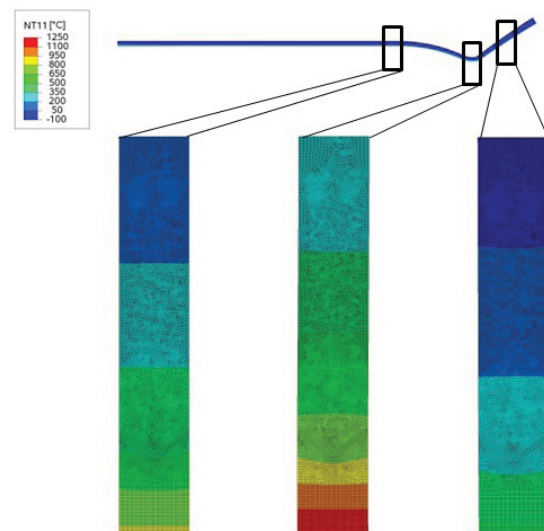


BILD 5. Auf das Mikromodell übertragenes Temperaturfeld an unterschiedlichen Punkten der Schubdüse.

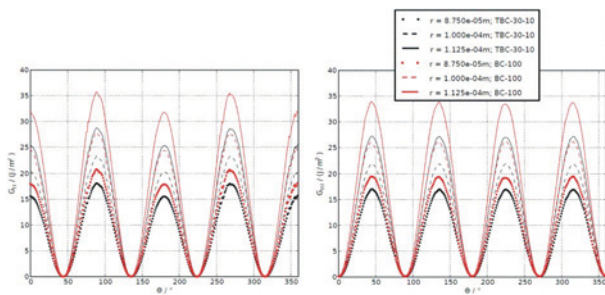


BILD 6. Energiefreisetzungsraten über dem Risswinkel für die Moden II und III; Vergleich zweier Schichtsysteme bei unterschiedlichen Initialdelaminationen.

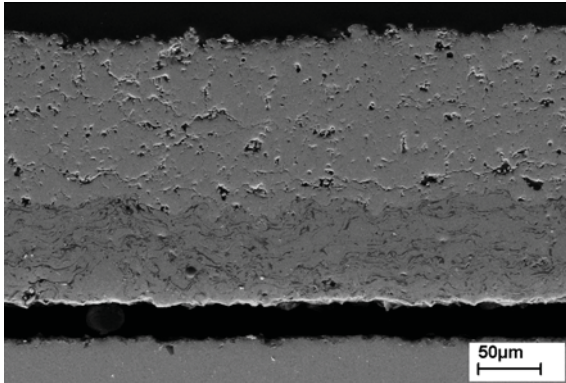


BILD 7. Typisches Schichtversagen nach Laserzyklerversuchen an der Grenzfläche zwischen Haftvermittlerschicht und Kupfer.

4. FLUID-STRUKTUR-INTERAKTION EINES REGENERATIV GEKÜHLTEN RAKETENTRIEBWERKS UNTER BERÜCKSICHTIGUNG DER MATERIALSCHÄDIGUNG

Bei der integralen Bauweise eines regenerativ gekühlten Raketentriebwerks werden von der Außenseite rechteckige Kühlkanäle in die aus Kupfer bestehende Brennkammerwand gefräst und über einen galvanisch aufgetragenen Nickelmantel abgeschlossen. Diese Konstruktion bleibt lediglich für wenige Zyklen intakt. Durch die auf die Struktur wirkenden transienten thermomechanischen Belastungen wird auf der Kupferwand in Richtung Brennkammer das bereits in Kapitel 3 erwähnte Versagensphänomen des „dog house“-Effektes beobachtet [11, 12].

Im Hinblick auf dessen Vorhersage wird eine effiziente transiente computergestützte Analyse der gekoppelten Fluid-Struktur-Interaktion (FSI) zwischen den Teilgebieten Heißgas, Kühlkanalströmung und Schubkammerstruktur angestrebt, wobei ein viskoplastisches Schädigungsmodell für das Kupfermaterial entwickelt und in der FSI-Analyse berücksichtigt wird [15, 16]. In [12] wurde gezeigt, dass transiente Effekte eine wesentliche Rolle bei der Lebensdauervorhersage von Flüssigkeitsrakentriebwerken spielen. Das zu untersuchende System schließt die folgenden Aspekte ein: chemische Reaktion der Verbrennungsgase innerhalb der Brennkammer, superkritische Strömung in den Kühlkanälen, Wärmeübertragung zwischen den Teilgebieten und thermo-mechanische Belastung der Struktur. Um die Komplexität der

Modellierung zu reduzieren, wird zunächst eine abgeschlossene Verbrennung am Einspritzkopf angenommen, die Kühlkanalströmung durch Filmkoeffizienten modelliert und die Problemstellung durch Symmetriebedingungen auf ein Segment eines halben Kühlkanals in der Brennkammer reduziert.

4.1. Methoden und Ergebnisse

Für die Materialmodellierung wird das ratenunabhängige rheologische Armstrong-Frederick Modell für kinematische Verfestigung zu einem ratenabhängigen Modell erweitert (BILD 8). Duktile isotrope Schädigung wird mit Hilfe des Prinzips der Dehnungsäquivalenz realisiert [17]. Die numerische Umsetzung geschieht über UMAT, einer Unteroutine für den impliziten Finite-Elemente-Löser ABAQUS/Standard. Eine Anpassung der Materialparameter erfolgt anhand von experimentellen temperaturabhängigen Spannungs-Dehnungskurven der NARloy-Z Kupferlegierung (BILD 9). Aus der qualitativ richtigen Wiedergabe der Schädigungsverteilung (BILD 10) kann geschlossen werden, dass das Modell in der Lage ist, die wesentlichen Effekte zu beschreiben. Hervorzuheben ist die Berücksichtigung der kinematischen Verfestigung, die für die richtige Schädigungsverteilung im Querschnitt des Kühlkanals essentiell ist.

Für die FSI-Analyse wird die am IFL entwickelte Simulationsumgebung *ifls*, basierend auf einem partitionierten Ansatz eingesetzt [18]. Hierbei werden die Teilgebiete durch individuelle Codes für Strömung und Struktur analysiert. Für die RANS Heißgasanalysen wird der DLR-Tau Code und für die sequentiell gekoppelte thermo-mechanische Analyse der Strukturseite, die ABAQUS Finite-Elemente-Software eingesetzt. Aufgrund der unterschiedlichen Geschwindigkeit zwischen thermaler Struktur- und Strömungsantwort, kann von einer verzögerungsfreien Strömungsantwort ausgegangen werden. Die Heißgasströmung wird deshalb stationär und die thermale Strukturantwort transient simuliert. Die anschließende mechanische Analyse erfolgt quasi-stationär, wobei die transiente Belastung durch das Materialmodell berücksichtigt wird. Innerhalb eines Zeitschritts wird das Gleichgewicht der Kopplungsgrößen über den Dirichlet-Neumann-Zyklus ausiteriert und mit der Aitken-Extrapolation beschleunigt. Als Kopplungsgrößen werden vom Strömungslöser die berechneten Drücke und Wärmeströme auf das Strukturgebiet und anschließend von der Strukturantwort die Zustandsgrößen Temperatur und Verschiebung auf das Heißgas übertragen, wobei mit den neuen Verschiebungsrandbedingungen in jedem Kopplungsschritt eine Gitterdeformation durchgeführt wird. Für einen neuen Kopplungszeitschritt wird ein Prädiktor erster Ordnung auf die Zustandsgrößen des Interfaces angewendet.

Für schnelle Designstudien und Sensitivitätsuntersuchungen wurde ein objekt-orientierter parametrisierter Ansatz zur Auslegung, Modellierung und Vernetzung aller Teilgebiete eines Flüssigkeitsrakentriebwerks entwickelt [19]. Für den parametrisierten Ansatz wird eine von Astrum Space Transportation GmbH, Propulsion & Equipment definierte 40kN Schubkammer eingesetzt. Das Triebwerk besteht aus 80 Kühlkanälen in der Brennkammer und 160 Kühlkanälen in der Düsenverlängerung. Für den Nickelmantel in der Brennkammer und die Düsenverlängerung wird INCONEL alloy 600 angenommen. Die Machzahlverteilung der Schubkammer kann BILD 11

entnommen werden. Hierbei wird die für eine schuboptimierte Düse typische induzierte Stoßwelle im Expansionsbereich deutlich. Für die transiente SSW-Analyse wird beginnend bei Raumtemperatur eine Vorkühlung von zwei Sekunden mit 40K kaltem flüssigen Wasserstoff angenommen. Anschließend beginnt eine 600 Sekunden lange Heißgasphase, bei der die Kopplung der SSW berücksichtigt wird. Das thermale Strukturfeld ist in BILD 12 nach 602 Sekunden aufgetragen. Das hohe Temperaturniveau am Einströmrand kommt durch homogene Einströmung und abgeschlossener Verbrennung zustande. Das Temperaturmaximum am Düsenhals stellt laut Literatur [11, 12] die primäre Versagensstelle des „dog house“-Effektes dar. Die Querschnittsverteilung verdeutlicht den Temperaturabfall innerhalb der Kühlkanalstruktur. Durch den während einer Analyse kalt bleibenden Nickelmantel wird das Kupfer permanent in Richtung Brennkammer kontrahiert. Die nach 602 Sekunden ausgebildete Schädigung der Kupferwand ist für den Bereich des Düsenhalses in BILD 13 aufgetragen. Die maximale Schädigung tritt bei der Annahme konstanter Filmkoeffizienten stromabwärts des Düsenhalses auf.

Es ist anzunehmen, dass bei zukünftigen Analysen unter Berücksichtigung der Kühlkanalströmung durch RANS Analysen innerhalb der Kopplungsmethodik, das Kühlmedium am Düsenhals weiter aufheizt und somit die maximale Schädigung in Richtung Düsenhals verschoben wird. Es ist eine effizientere Kopplungsmethodik durch reduzierte Verfahren geplant, so dass mehrere Zyklen, die für das Schädigungswachstum notwendig sind, analysiert werden können.

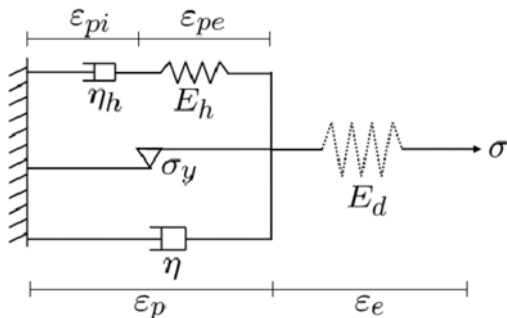


BILD 8. Erweiterung des Armstrong-Frederick kinematischen Verfestigungs Modells zu einem viskoplastischen Schädigungsmodell.

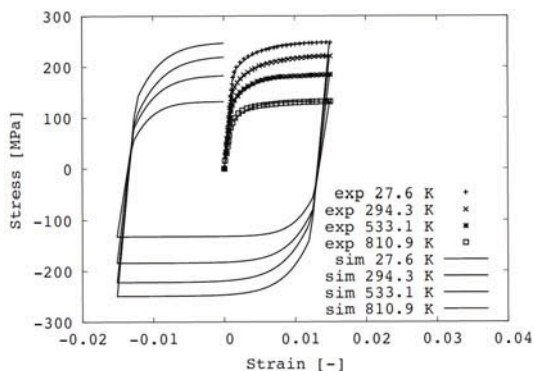


BILD 9. Spannungs-Dehnungskurven der Kupferlegierung NARloy-Z. Experimentelle Ergebnisse sind durch Symbole und Simulationsergebnisse durch durchgezogene Linien dargestellt.

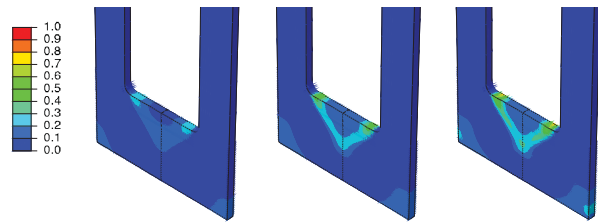


BILD 10. Schädigungsverteilung im Querschnitt der Kühlkanalstruktur.

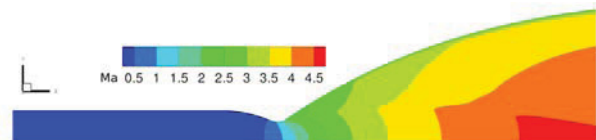


BILD 11. Machzahlverteilung innerhalb der Schubkammer.

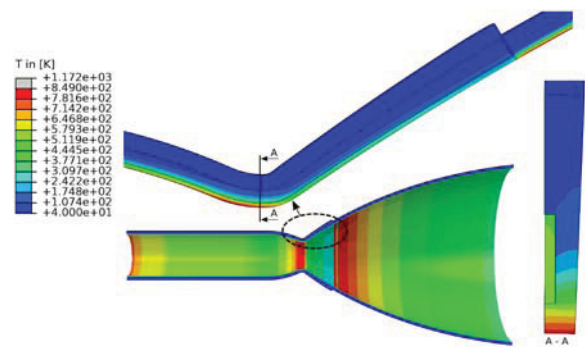


BILD 11. Ergebnis der transienten SSW-Analyse zwischen Heißgas und Struktur. Temperaturverteilung der Struktur bei t = 602 s.

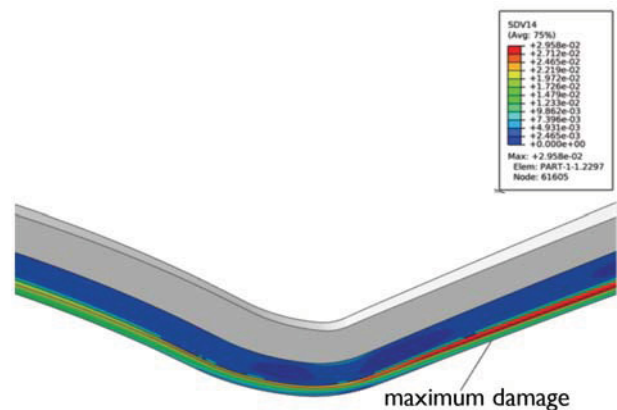


BILD 13. Ergebnis der transienten SSW-Analyse zwischen Heißgas und Struktur. Schädigungsverteilung der Struktur bei t = 602 s.

5. FLUID-STRUKTUR-INTERAKTION IN RAKETENSCHUBDÜSEN

Im Folgenden wird ein voll gekoppelter, effizienter Ansatz zur Analyse der Thermo-Struktur-Wechselwirkung (TSW) und eine Methode zur impliziten Large-Eddy Simulation (ILES) vorgestellt. Die ILES-Methode wird anhand von Experimenten, die innerhalb des SFB Transregio 40 durchgeführt wurden, validiert. Langfristig sollen die beiden Teilmodelle TSW und die ILES mit Blick auf hochfrequente Interaktionsphänomene miteinander gekoppelt werden. Das Gesamtmodell wird in der Lage sein, alle Arbeitsbereiche der Schubdüse abbilden zu können. Da eine experimentelle Validierung des Gesamtmodells nicht unmittelbar möglich ist, ist es entscheidend die Simulation aus gut validierten, effektiven und robusten Blöcken, wie den hier vorgestellten TSW- und ILES-Modellen aufzubauen.

5.1. Monolithischer Ansatz zur Lösung der Thermo-Struktur-Interaktionen

Zur Lösung gekoppelter Probleme sind partitionierte und monolithische Kopplungsverfahren möglich. Neueste Veröffentlichungen, wie z.B. [20], betonen, dass gut gestellte monolithische Algorithmen, selbst beschleunigten iterativ gestaffelten Ansätzen überlegen sind. Ein wesentlicher Aspekt für eine effiziente Lösung, insbesondere für großskalige Probleme, ist eine gute Vorkonditionierung. Verschiedene Vorkonditionierer, basierend auf algebraischen Mehrgitterverfahren (AMG), wurden in [20] für die monolithische Lösung von gekoppelten Problemen, wie z.B. Fluid-Struktur-Interaktion (FSI), vorgestellt. Im Folgenden werden monolithische Algorithmen unter Verwendung von Block-Gauss-Seidel Vorkonditionierern für das unsymmetrische TSW-System vorgestellt.

Für die Beschreibung der Deformation in Raketenschubdüsen infolge der oben genannten Belastungen werden das Verschiebungs- und das Temperaturfeld betrachtet. Das thermomechanische System ist ein voll gekoppeltes Problem, d.h. die Lösung des Temperaturfeldes ist abhängig vom Verschiebungsfeld und umgekehrt. Die Kopplung der beiden Felder wird durch das Materialmodell beschrieben, das Spannungsänderungen infolge Temperaturänderungen abbilden kann. Darüber hinaus können Temperaturänderungen infolge mechanischer Erwärmungen dargestellt werden. Der gesamte gekoppelte Ansatz wird hier zur Vereinfachung der Darstellung für den einfachsten linearen Fall vorgestellt. Das Strukturfeld wird durch die linear elastodynamische Gleichung beschrieben und das Temperaturfeld durch die stationäre Wärmeleitungsgleichung. Die beiden Felder werden räumlich mit der Finite-Element-Methode (FEM) und zeitlich mit der verallgemeinerten Trapezregel diskretisiert.

Das gekoppelte nichtlineare TSW-System $\mathbf{K}_{TSW} \mathbf{x} = -\mathbf{f}_{TSW}$ wird mit einem monolithischen Lösungsverfahren gelöst. Dabei werden alle Freiheitsgrade $\mathbf{x}$ des gekoppelten Systems, d.h. die Verschiebungs- und die Temperaturinkremente, gleichzeitig berechnet. Die Größe $\mathbf{K}_{TSW}$ beschreibt das Ergebnis der vollständigen Linearisierung. Zur Lösung großer Gleichungssysteme können direkte Löser nicht effektiv eingesetzt werden, so dass iterative Krylov-Methoden verwendet werden (vgl. [21]). Da die Eigenschaften der beiden Teilmatrizen Struktur und Temperatur sehr unterschiedlich sind, können Standard-

vorkonditionierer nicht eingesetzt werden. Alternativ dazu werden in [20] Blockvorkonditionierer, z.B. Algebraischen Mehrgitter (AMG) Blockvorkonditionierer für FSI, vorgeschlagen. Ein ähnlicher Ansatz wird hier für TSW entwickelt.

Für eine effektive Vorkonditionierung muss sich die Vorkonditionierungsmatrix $\mathbf{M}_R$ bestmöglich der Steifigkeitsmatrix des gekoppelten TSW-Problems annähern, so dass $\mathbf{M}_R \approx \mathbf{K}_{TSW}$ gilt. Ein Krylov-Löser basiert auf einem wiederholten Matrix-Vektor Produkt $\mathbf{x} = \mathbf{M}_R^{-1} \mathbf{x}'$ zur Berechnung der exakten Lösung $\mathbf{x}$ unter Verwendung der Inversen der Vorkonditionierungsmatrix. Daher sollte die Vorkonditionierungsmatrix $\mathbf{M}_R$ leicht invertierbar sein, um einen effizienten Lösungsprozess zu ermöglichen. Für das TSW-System wird für jedes Feld eine Blockgleichung verwendet. Die Blockgleichungen des vorliegenden TSW-Systems werden nacheinander behandelt. Im ersten Schritt wird das Temperaturfeld betrachtet, so dass dieses das Strukturfelds unmittelbar beeinflusst, und die Rückkopplung erst in der nächsten Iteration berücksichtigt wird.

Um den vorgestellten monolithischen TSW-Ansatz zu validieren, werden die Ergebnisse mit einem voll gekoppelten partitionierten TSW-Algorithmus verglichen. Partitionierte Ansätze sind die in der Literatur am häufigsten verwendete Methode zur Lösung von TSW-Problemen (vgl. [22]). Zur Darstellung des Algorithmus wird das zweite Danilovskaya Problem verwendet [23]. Es soll das voll gekoppelte TSW-Problem simuliert werden, so dass keine Einschränkungen hinsichtlich Materialparameter oder Kopplungstermen vorgenommen werden. Um das vorgestellte Modell mit Ergebnissen aus der Literatur zu validieren, müssen jedoch Annahmen getroffen werden. So verwenden [22, 23] ein vereinfachtes TSW-System, in dem der thermomechanische Kopplungsterm in der Wärmeleitungsgleichung nicht von der absoluten Temperatur T , sondern von der konstanten Anfangstemperatur abhängt. Dies vereinfacht das thermische Teilproblem, da die Linearisierung dieses Terms nach T vernachlässigt werden kann. Der Kopplungsterm ist somit unabhängig von T und kann als externe Last interpretiert werden. BILD 14 links, zeigt die gute Übereinstimmung der Ergebnisse des monolithischen Algorithmus ("monolithic") im Vergleich zu dem partitionierten Ansatz ("partitioned") mit der vereinfachten Temperaturgleichung ("T0"). Im Gegensatz zur vereinfachten Temperaturgleichung tritt im vollgekoppelten TSW-System ein zusätzlicher reaktiver Term auf. Der monolithische TSW-Algorithmus konvergiert auch unter Berücksichtigung dieses numerisch instabilen reaktiven Terms. Wie erwartet unterscheiden sich die Ergebnisse im Vergleich zur vereinfachten Energiebilanz: deutlich geringere Temperatur- und Verschiebungsergebnisse werden beobachtet, vgl. BILD 14. Gravierende Probleme entstehen für den partitionierten TSW-Algorithmus in der Form starker Oszillationen und schlechter Konvergenz für die gegebenen Materialparameter. Der E-Modul beeinflusst das Verhalten stark. So können bei Reduktion des E-Moduls, um einen Faktor 100, stabile Ergebnisse für den partitionierten Algorithmus erzielt werden (vgl. BILD 14 rechts).

5.2. Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung

Die Wechselwirkung zwischen Stoß und turbulenter Grenzschicht (SWTBLI) ist ein seit langem, überwiegend experimentell untersuchtes Strömungsphänomen. Eine Zusammenfassung des Stands der experimentellen

Erkenntnisse und noch offene Fragestellungen ist in [24] gegeben. In jüngerer Zeit sind einige der offenen Fragen mittels numerischer Simulationen geklärt worden. Ansätze auf Basis der Reynolds gemittelten Gleichungen (RANS) haben keine repräsentative Ergebnisse des SWTBLI Phänomens ergeben. Zusammenfassend wurde in vorherigen Arbeiten gezeigt, dass RANS Ansätze mit klassischer Turbulenzmodellierung keine korrekte Vorhersage des Oberflächendrucks, der Wärmedurchgangsverteilung und der primären Ablösung im zweidimensionalen Fall mit ausgebildeten Rezirkulationszonen liefern. Vergleiche mit Experimenten zeigen, dass die RANS Ansätze sowohl bei der korrekten Vorhersage des Abschnitts der Ablösung als auch bei der instationären Voraussage der Stoß-Systeme versagen. Mit der Direkten Numerischen Simulation (DNS) als auch mit Large Eddy Simulationen (LES) wurden die experimentellen Daten gut reproduziert. Der LES Ansatz erlaubt eine Skalenseparation, bei der sowohl räumlich als auch zeitlich die Auflösung im Vergleich zur DNS eingeschränkt wird. Dabei wird der Mehraufwand in der Modellierung durch eine Reduktion der Rechenzeit kompensiert. Nichtsdestotrotz enthalten die großen Skalen alle zeitlichen als auch räumlichen Informationen bis zu den kleinsten aufgelösten Strukturen.

Im Rahmen des SFB Transregio 40 wurde SWTBLI experimentell und numerisch untersucht. Die experimentellen Arbeiten wurden im transsonischen Windkanal TMK des DLR in Köln durchgeführt. Die numerische Untersuchungen waren Gegenstand des Teilprojektes D4. Als Anströmbedingungen sind $T_\infty = 100 \text{ K}$, $p_\infty = 0.16 \text{ bar}$ und $U_\infty = 607 \text{ m/s}$ gegeben. Die Einheits-Reynolds-Zahl für dieses Experiment ist $Re_{1m} = 30.2 \cdot 10^6$.

Zunächst wurde eine RANS Rechnung durchgeführt, bei der das gesamte Rechengebiet berücksichtigt worden ist. Die Aussagekraft der RANS Rechnung wurde durch die zur Verfügung stehenden Messungen beurteilt. Die Ergebnisse wurden als Randbedingungen für die LES in das Teilgebiet übertragen. Als Referenzgröße wurde die in das Teilgebiet einlaufende Grenzschichtdicke (δ_0) gewählt. Der konvektive Fluss der dreidimensionalen, kompressiblen Navier-Stokes Gleichungen wurde durch die Adaptive Local Deconvolution Method (ALDM) [25] approximiert, während der diffusive Term durch ein Zentrales Differenzenschema zweiter Ordnung berechnet wurde. Ein Runge-Kutta Verfahren dritter Ordnung ermöglicht die Zeitintegration. In BILD 15 sind die experimentellen und numerischen Ergebnisse des Wanddruckes gegenübergestellt, wobei von einer guten Übereinstimmung im gesamten Gebiet ausgegangen werden kann. Der Druck steigt nach Stoßwechselwirkung und ein konstantes Gebiet ist für das Experiment und die Simulation erkennbar. Nach dem Druckmaxima sinkt der Verlauf wieder, was sich mit der Prandtl-Meyer Expansion erklären lässt, die durch den oberen Keil hervorgerufen wird, der zur Stoßerzeugung im Experiment verwendet worden ist.

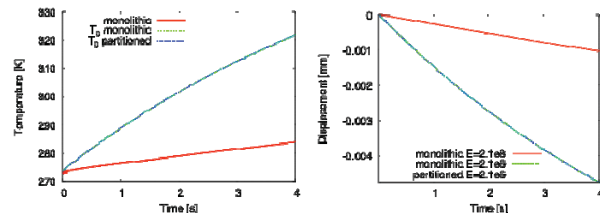


BILD 14. Temperatur – (links) und Verschiebung (rechts).

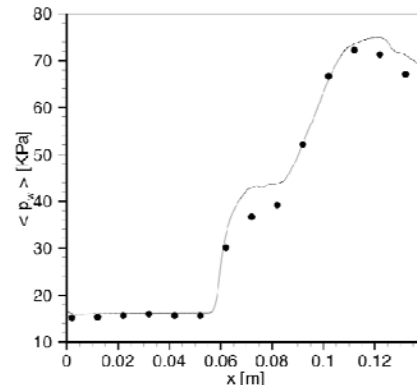


BILD 15. Wanddruckverlauf. Vergleich zwischen Experiment (Symbol) und LES (Linie).

6. EXPERIMENTE ZUR FLUID-STRUKTUR-INTERAKTION

Die in dünnwandigen überexpandierten Raketendüsen auftretenden mechanischen Kräfte können ein schwingungsfähiges oder selbstverstärkendes System ergeben und die dynamischen Lasten zu einem schnellen Versagen der Struktur führen. Das Verständnis der zugrundeliegenden Mechanismen sowie die Fähigkeit, diese in gekoppelten Simulationen nachzubilden, ist daher eine Grundvoraussetzung für die Entwicklung neuer leichter Triebwerke [26, 27].

6.1. Methoden

Für eine grundlegende Untersuchung des mechanischen Aspekts einer Fluid-Struktur-Interaktion wurde ein Modell, wie in BILD 16 gezeigt und in [28] beschrieben, entworfen. Es verbindet den Standardfall einer Stoß-Grenzschicht-Interaktion [29, 30] mit der Fluid-Struktur-Interaktion einer ebenen Platte [31]. In eine ebene quadratische Grundplatte ① mit 0,6 m Kantenlänge ist ein Rahmen mit einer elastischen Platte von 0,2 m mal 0,3 m eingelassen ②. Dabei ist die elastische Platte an den kurzen Seiten an den Rahmen genietet. Die Längsseiten sind frei beweglich aber nach unten mit dicken Streifen von Schaumgummi abgedichtet. Über der Grundplatte befindet sich ein Keil ③, der bei einer überschallschnellen Anströmung einen schrägen Verdichtungsstoß ④ erzeugt. Bei einer Anströmung mit Mach 3.0 trifft der Verdichtungsstoß die elastische Platte bei einem Drittel ihrer Länge. Die kurze Rampenlänge führt dazu, dass auf die Druckerhöhung durch den Verdichtungsstoß unmittelbar ein Druckabfall durch einen Expansionsfächer folgt. Die

Experimente wurden beim DLR in der Trisonischen Messstrecke Köln (TMK) durchgeführt [32].

Die Verformung der elastischen Platte wird durch zwei Lasertriangulationssensoren und einen kapazitiven Abstandssensor gemessen, die an verschiedenen Positionen unterhalb der Platte platziert werden können. Der Druck vor, hinter und unter der elastischen Platte wird mittels Kulite-Sensoren erfasst. Die Lage und Bewegung der Stöße wird durch Highspeed-Schlieren-Aufnahmen dokumentiert [33]. Mit Hilfe der Ölfilmtechnik [34] wurde bei ausgewählten Experimenten die Strömungstopologie auf der Oberfläche visualisiert. Des Weiteren wurden zur genauen Bestimmung des Turbulenzgrades der Einströmung und der Grenzschichtdicke ein L2F-Velocimeter [35] beziehungsweise ein Miniatur-Pitot-Rechen eingesetzt. Eine vollturbulente Grenzschicht wird durch ein geeignetes Tripping an der Plattenvorderkante garantiert.

Die Stoß-Grenzschicht-Interaktion und die Strukturdeformation wurden auch getrennt voneinander untersucht. Zur genaueren Messung der Druckverteilung bei der Stoß-Grenzschicht-Interaktion wurde ein Einsatz mit einer steifen Platte und zwei Reihen von Druckbohrungen verwendet werden. Bei der reinen Strukturdeformation wurde die elastische Platte einer stationären gleichmäßigen Drucklast ausgesetzt. Zur Unterstützung der Auswertung und Interpretation der Messungen wurden sowohl Strömungssimulationen mit TAU als auch Struktursimulationen mit Ansys durchgeführt. [36, 37].

Der Vergleich zwischen der reinen Struktursimulation und den Messungen bei gleichmäßiger Druckbelastung zeigen, dass einerseits nichtlineare Effekte wie geometrische Versteifung berücksichtigt werden müssen und dass andererseits die Einspannungen nicht als ideal steif angenommen werden können. Es ist allerdings möglich durch eine einfache Modifikation die Balkentheorie zweiter Ordnung als erste Approximation für die Verformungen zu verwenden [28]. Dreidimensionale Simulationen der elastischen Platte inklusive des Rahmens dienen auch zur Bestimmung der Normalfrequenzen für verschiedene Verformungszustände. Die Benennung der Normalmoden erfolgt, wie allgemein üblich, über die Anzahl der Halbwellen. Die erste Zahl gibt somit die Anzahl der Neutrallinien (Knotenlinien mit Ausnahme der Einspannungen) in Längsrichtung (X-Achse) und die zweite Zahl die Anzahl der Neutrallinien in Querrichtung (Y-Achse) an. BILD 17 zeigt die Normalmode (1;2) bei Druckbelastung von 30 kPa, dabei beträgt Normalfrequenz 552 Hz.

6.2. Ergebnisse

In einem Schlierenbild der Stoß-Grenzschicht-Interaktion (BILD 18) ist der einfallende Schrägstoß vom Stoßgenerator ① deutlich zu erkennen. Sichtbar sind aber auch leichte Störungen von der Plattenvorderkante ②, dem Tripping ③ und den Nietköpfen ④. Der reflektierte Stoß ⑤ beginnt bereits vor dem Eintreffpunkt des Schrägstoßes, da sich dort eine Ablöseblase ⑥ bildet. Deutlich ist auch eine Aufdickung der Grenzschicht nach dem Stoß zu erkennen ⑦. Die gemessene (Punkte) und simulierte (Linien) Druckverteilung der reinen Stoß-Grenzschicht-Interaktion für verschiedene Machzahlen zeigt BILD 19. Dort sieht man den steilen Druckanstieg auf Grund des auftreffenden Stoßes und davor einen kleineren durch die

Ablöseblase bzw. den Ablösestoß. Letzterer ist mit steigender Machzahl weniger stark ausgeprägt. Für Mach 3.0 ist auch eine Messung mit Ejektor also bei vermindertem Druckniveau und demzufolge verringerter Reynoldszahl eingetragen. Die mit dem statischen Druck der Anströmung skalierte Druckverteilung zeigt dabei praktisch keine Veränderung. Zu beachten ist, dass mit steigender Machzahl zwar der relative Druckanstieg über den Stoß zunimmt aber der absolute Druckanstieg auf Grund des niedrigeren statischen Drucks abnimmt.

Bei den Versuchen mit reiner Stoß-Grenzschicht-Interaktion zeigt sich auch, dass der Stoß quer zur Strömungsrichtung (Y-Achse) deutlich gekrümmt ist. Dies ist gut auf dem Ölfilmbild in BILD 20 (auf der linken Seite) zu sehen. Bei Versuchen mit der elastischen Platte entstehen Eckenwirbel an der Stufe zwischen der elastischen Platte und der Grundplatte, die zu einer Begradigung der Stoßfront führen. Auch die Größe und Form des Ablösebereiches lässt sich anhand der Ölfilmbilder bestimmen. Auf der elastischen Platte ist das Ablösegebiet größer.

Die Durchbiegung der elastischen Platte bei den Versuchen zur Fluid-Struktur-Interaktion setzt sich aus einem großen statischen Anteil und einem kleinen dynamischen Anteil zusammen. Die statische Komponente der Durchbiegung wird vor allem durch den absoluten Wert des Druckanstieges über den Stoß und der Position seines Auftreffpunktes bestimmt. In zwei Versuchsreihen wurden die Auswirkungen einer Verringerung des Druckniveaus und einer Verschiebung des Stoßgenerators und damit einer Verschiebung des Auftreffpunktes untersucht. Denn eine Erhöhung der Machzahl geht sowohl mit einer Verringerung des Druckniveaus als auch mit einer Verschiebung des Stoßauf-treffpunktes stromab einher. Zusammen führt dies einer Abnahme der maximalen Deformation und einer Verschiebung ihrer Position stromab mit steigender Machzahl (BILD 21).

BILD 22 zeigt verschiedene Spektren der dynamischen Komponente der Durchbiegung und es sind die Frequenzen der ersten Normalmoden markiert. Betrachtet man zunächst das Spektrum für den Fall mit Keil und dem Sensor auf Position $x = 145 \text{ mm}$ und $y = 0 \text{ mm}$, so erkennt man, dass fast alle signifikanten Peaks mit einer Normalfrequenz zusammenfallen. Andererseits sind aber bei der Mehrzahl der Normalfrequenzen keine Peaks vorhanden. Da der Abstandssensor aber fast genau in der Mitte der elastischen Platte sitzt, kann er keine Normalmode detektieren, bei denen die Anzahl der Halbwellen für mindestens eine Richtung ungerade ist. Für alle solche Moden verläuft eine Neutrallinie (Knotenlinie) durch den Mittelpunkt. Die verbleibenden Moden sind genau diejenigen, die auch mit den Peaks übereinstimmen. Zusätzlich gestützt wird diese Interpretation durch den Vergleich mit dem Spektrum, dass bei gleichen Versuchsbedingungen allerdings an der Position $x = 225 \text{ mm}$ und $y = 0 \text{ mm}$ aufgenommen wurde. Die bereits bekannten Moden werden quasi genauso auch dort gemessen. Hinzu kommen dagegen Peaks bei den Moden, die eine ungerade Halbwellenzahl in Längs- aber nicht in Querrichtung haben, da diese dort keine Neutrallinie haben und somit detektierbar sind. Eine Ausnahme von der Erklärung ist der Peak bei 1,04 kHz, der möglicherweise durch eine erzwungene Schwingung

erzeugt wird. Diese These lässt sich stützen durch den Vergleich mit dem gemessenen Spektrum bei einem Versuch ohne Keil. Alle anderen Maximalwerte treten dort mit gleicher Frequenz aber geringerer Amplitude auf, da die Anregung durch die oszillierende Ablöseblase in diesem Fall fehlt.

Zusammenfassend lässt sich festhalten, dass die Experimente durch eine sehr einfache Geometrie eine Grundlage für Theorie- und Modellbildung für Fluid-Struktur-Interaktion im Überschall bieten. Durch eine genaue Bestimmung der Randbedingungen ermöglichen sie auch die Verifizierung von hochwertigen gekoppelten Simulationen. Allerdings hat sich herausgestellt, dass sich die Strömung nicht als zweidimensionales Problem behandeln lässt und dass für die Struktursimulation eine genauere Modellierung der Randbedingungen notwendig ist. Eine Fluid-Struktur-Interaktion ist qualitativ und quantitativ auf Strömungs- und Strukturseite messbar, auch wenn die dynamische Komponente geringer als erwartet/erhofft ausfällt. Für die Zukunft sind insbesondere bei der Hochgeschwindigkeitsmesstechnik für die Strömungscharakterisierung noch Verbesserungen geplant. Des Weiteren soll durch einen geänderten Einsatz die Strukturschwingungen bei den Experimenten vergrößert werden und es sind Mechanismen für erzwungene Schwingungen geplant.

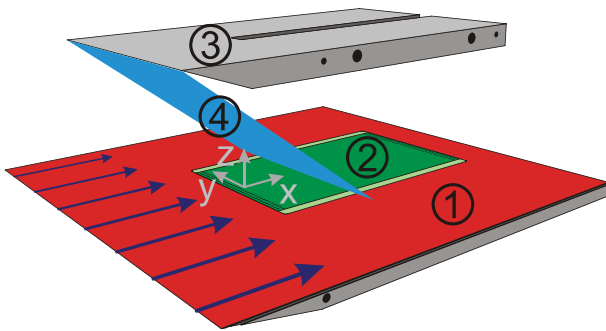


BILD 16. Modellskizze

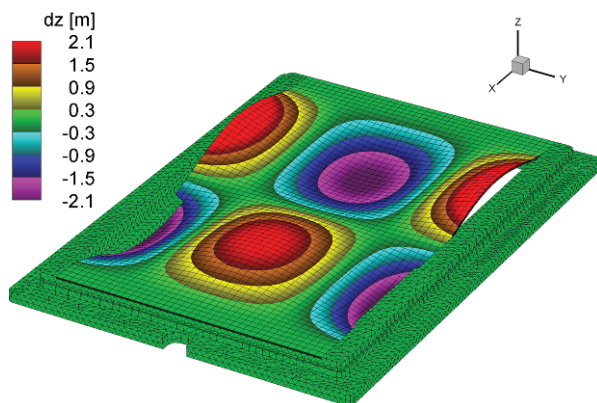


BILD 17. Normalmode (1;2) bei einer Druckbelastung von 30 kPa.

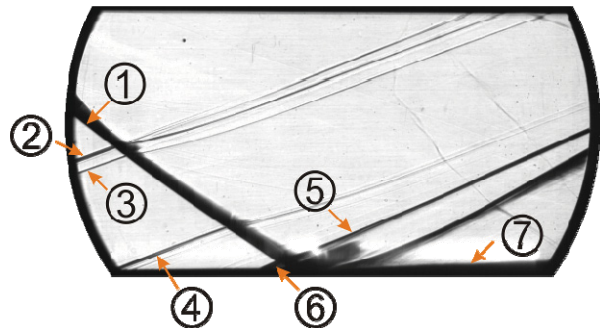


BILD 18. Schlierenbild der Stoß-Grenzschicht-Interaktion.

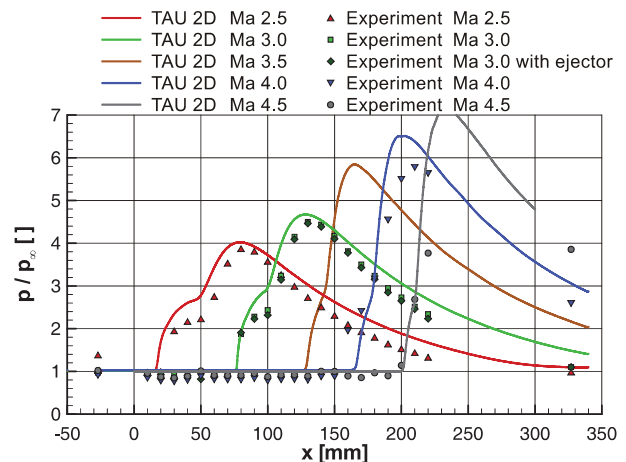


BILD 19. Druckverteilung der Stoß-Grenzschicht-Interaktion für verschiedene Machzahlen.

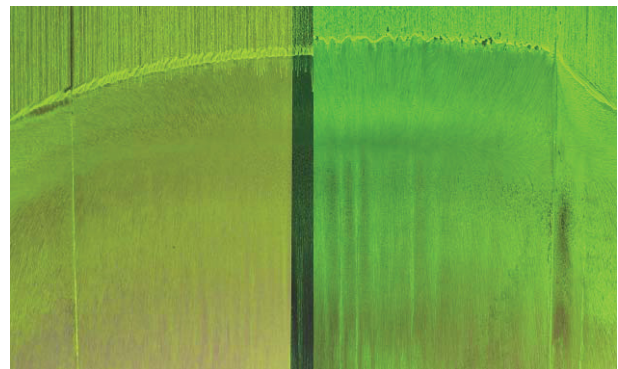


BILD 20. Ölfilm bild auf der steifen (links) und der elastischen Platte (rechts).

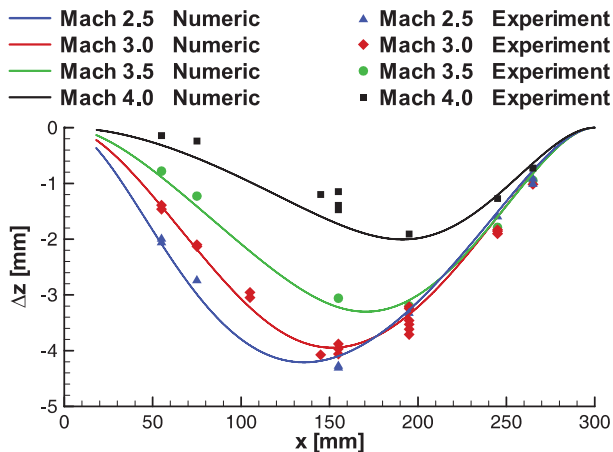


BILD 21. Statische Deformation der elastischen Platte für verschiedene Machzahlen.

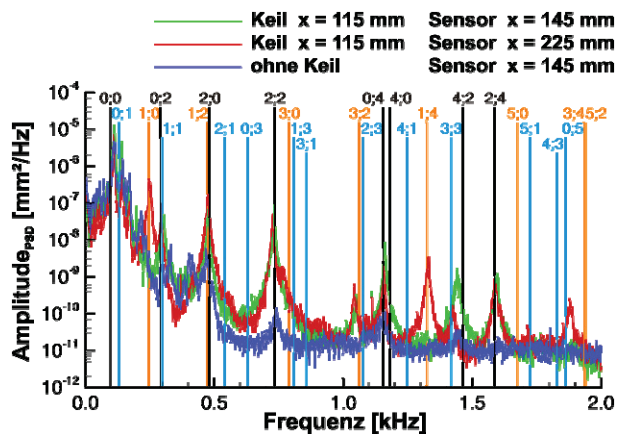


BILD 22. Frequenzspektrum der dynamischen Komponente der Panel-Deformation.

7. ANALYSE DER GEKOPPELTEN THERMO-MECHANISCHEN SCHÄDIGUNG

Das mechanische Verhalten von Tragwerken wird heutzutage mit der numerischen Methode der Finiten-Elemente (FEM) vorhergesagt. Das Schädigungsverhalten von den zur Anwendung kommenden Werkstoffen kann teilweise durch die neu entwickelten FEM-Programme mit den Ansätzen der erweiterten Finite Elemente Methode XFEM (Extended Finite Element Method) und FE^2 beschrieben werden [38, 39]. Neben diesen beiden neueren Methoden gibt es die Diskrete-Elemente-Methode (DEM), welche älter als die FEM ist. Mit der DEM lassen sich auf einfache Art und Weise Vorhersagen über das Bruchbild, die Ermüdung und die Lebensdauer machen, nicht nur in homogenen und inhomogenen Werkstoffen, sondern auch in Faserverbundstrukturen [40, 41, 42, 43]. Die DEM wurde bisher lediglich auf 2D Felder angewandt, aber die aktuelle Forschung wendet diese Methode auch auf 3D Probleme an [44]. Jedoch sind nach wie vor sehr viele Fragen offen geblieben, von denen einige im SFB-Transregio 40 bearbeitet werden.

Bisher wurde die DEM lediglich zur Darstellung von Rissbildern in spröden Werkstoffen mit inhomogener Zusammensetzung angewandt. Bevor die Methode der Diskreten Elemente in dem gekoppelten thermomechanischen Feld einer Raketendüsenstruktur zur Anwendung kommen kann, muss gezeigt werden, dass sich mit der DEM homogene und inhomogene Werkstoffe unter mechanischer und thermischer Last [45, 46] modellieren lassen.

7.1. Methoden und Ergebnisse

In der Diskreten-Elemente-Methode wird das Gebiet in hexagonale Elemente, die sogenannten diskreten Elemente, aufgeteilt. Der Fluss des physikalischen Feldes durch das gesamte diskretisierte Gebiet bewirkt die Verteilung der Feldgröße über das gesamte Gebiet, also über alle diskreten Elemente verteilt, derart, dass das Minimum der potentiellen Energie gewahrt wird. Die Schwerpunkte der diskreten Elemente repräsentieren die Knotenpunkte des Feldes bzw. des Netzes. Verbindet man die Knotenpunkte des Gebietes mit Stäben, so lässt sich im übertragenen Sinn der gesamte Fluss ebenso durch die Stäbe, anstatt durch die diskreten Elemente leiten. Der Querschnitt der Stäbe leitet sich aus der Randfläche der diskreten Elemente ab. D.h. bei der DEM handelt es sich um eine Methode, in der die Verteilung der physikalischen Feldgrößen durch ein Stabgitterverfahren bestimmt wird. Der Nachweis über die Zulässigkeit der DEM im mechanischen Feld erfolgt dadurch, dass sich die Stabspannungen innerhalb einer Einheitszelle mittels dem Kräftegleichgewicht und der Finite Differenzenmethode in die Airysche Spannungsfunktion überführen lassen [45]. Im thermischen Feld ergibt das Gleichgewicht der Wärmeflüsse an einem Knoten den Finite Differenzenstern der Wärmeleitungsgleichung [46].

Eines der Resultate aus den mathematischen Beweisen ist, dass die Differentialgleichung des mechanischen Feldes auch dann erfüllt wird, wenn das Modell das Fließverhalten im Werkstoff abbilden soll. Ebenso wird die Differentialgleichung erfüllt, wenn das diskrete Element eine Form hat, die von der regelmäßigen hexagonalen Gestalt abweicht, also ein Voronoi-Polygon bildet. Im thermischen Feld ergibt sich, dass die Feldgleichung erfüllt wird, wenn das Hexagon regelmäßig oder unregelmäßig ist. Weiterhin gilt, dass sich der Querschnitt der einzelnen Stäbe aus der Seitenfläche des zugehörigen Hexagons ergibt. Somit lässt sich anhand der Länge und des Querschnitts der Stäbe der Grad der Diskretisierung ablesen. Alle anderen numerischen Parameter des Werkstoffs entsprechen den echten physikalischen Werkstoffparametern, so wie es auch bei der FEM der Fall ist.

Die DEM ist durchaus auch in der Lage, das Spannungsbild von homogenen isotropen Werkstoffen im mechanischen Feld wieder zu geben [45]. Die Normalspannungen und Schubspannungen im Werkstoff lassen sich an den diskreten Knotenpunkten aus dem Gleichgewicht der Stabspannungen ermitteln. Ein inhomogenes isotropes Werkstoffverhalten lässt sich darstellen, indem das Gebiet in Voronoi-Polygone zerlegt wird. Je feiner das Netz wird, desto mehr nähert sich das elastische Verhalten und das Spannungs-Dehnungsverhalten dem eines homogenen isotropen Werkstoffs an. Weiterhin können Rissbilder von spröden und duktilen Werkstoffen abgebildet werden, indem die Festigkeiten der einzelnen Stäbe Weibull verteilt

werden [47], siehe BILD 23.

Im thermischen Feld, ebenso wie im mechanischen Feld, lässt sich das homogene isotrope Werkstoffverhalten durch reguläre Hexagone abbilden. Inhomogene isotrope Werkstoffe werden durch Voronoi-Polygone modelliert. Es zeigt sich auch hier, dass wenn ein inhomogener isotroper Werkstoff fein diskretisiert wird, sich die Temperaturverteilung der analytischen Lösung nähert. Das thermische Verhalten von homogenen anisotropen und inhomogenen anisotropen Werkstoffen lässt sich ebenso mit der DEM vorhersagen [46]. Dies wird erreicht, indem den diagonalen Stäben eine andere Wärmeleitung als den vertikalen Stäben zugeordnet wird. Wärmequellen in einem 2D-Gebiet finden in den Beispielen ebenso Berücksichtigung [46].

Die mechanischen und thermischen Felder lassen sich in einem gemeinsamen Netz koppeln, nachdem die DEM für jedes einzelne Feld sehr gute und brauchbare Ergebnisse geliefert hat. Mathematisch-physikalische Überlegungen zeigen jedoch, dass die beiden Felder lediglich einseitig gekoppelt werden müssen. Diese Vereinfachung ergibt sich aus dem physikalischen Gesetz nach *Weber*, welches besagt, dass die Temperatur eines Werkstoffs, welcher unter Zugbelastung ohne Plastifizierung steht, abnimmt. Nicht reversible Wärme entsteht erst, wenn das Material plastifiziert, wobei die Wärmemenge von der Spannungsrate $\dot{\sigma}$ bzw. von der Dehnungsrate $\dot{\epsilon}$, im plastischen Bereich abhängt. Bei langsamer Plastifizierung sind die Werte marginal. Die Temperaturdifferenz beträgt, egal ob mit oder ohne Plastifizierung, lediglich wenige Kelvin. Diese geringe Temperaturdifferenz fällt bei dem in der Düse anliegenden Temperaturgradienten zwischen Kühlkanal und Düseninnenraum bzw. Brennkammerinnenraum jedoch nicht ins Gewicht, weshalb sich der numerische Prozess erheblich vereinfacht, da nun zuerst die thermischen und danach die mechanischen Freiwerte bestimmt werden können. Dadurch fallen numerische Instabilitäten aufgrund einer schlecht konditionierten Matrix weg. In der Formulierung des gekoppelten Feldes lassen sich temperaturabhängige Materialparameter, lokale Verfestigungen oder Schwachstellen mit einbeziehen, wodurch realistische Simulationen möglich werden.

Die DEM soll auf keramische Faserverbundstrukturen angewendet werden. Eine Düsenstruktur aus keramischem Verbund hätte den Vorteil, dass diese nicht mehr aktiv gekühlt werden muss. Mit der DEM lassen sich auch in diesem Werkstoff Wärme flüsse und Spannungen, sowohl in den Schichten als auch zwischen den Schichten berechnen. Hierzu muss die bisher gebildete Modellvorstellung aber modifiziert und auf Faserverbundstrukturen angepasst werden, siehe BILD 24. Entsprechende Vorstudien zur Anwendung der DEM wurden an Geweben durchgeführt [48]. Dieses numerische Modell für Faserverbundstrukturen besteht im Gegensatz zu den obigen Ausführungen nicht mehr aus Stäben, sondern aus Biege-Torsionsbalken.

Momentan wird die DEM im mechanischen Feld erweitert, um Lebensdauervorhersagen an Proben unter einachsiger Last und letztendlich auch an Bauteilen unter mehrachsigen mechanischen Lasten durchführen zu können. Dieses mechanische Modell soll im Folgeschritt

mit dem thermischen Modell gekoppelt werden. Somit können danach auch Lebensdauervorhersagen an Strukturen vorgenommen werden, welche unter mechanischer und thermischer Last stehen. Ein solches gekoppeltes Modell kann sowohl Fragen zu den aktuellen Problemen an den Kühlkanälen, z.B. der Raketendüse des Vulcain 2, beantworten als auch Problemstellungen in neuartigen faserverkeramischen Düsen untersuchen.

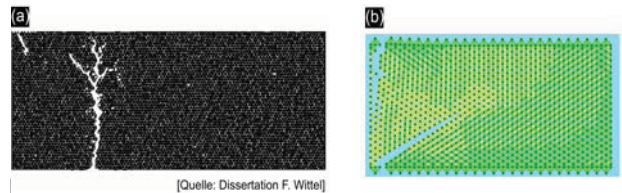


Bild 23. Werkstoffs (b). Die gelben Stäbe repräsentieren plastisches Fließen und die grünen Stäbe geben an, dass dieser Bereich noch im linear elastischen Bereich verblieben ist.

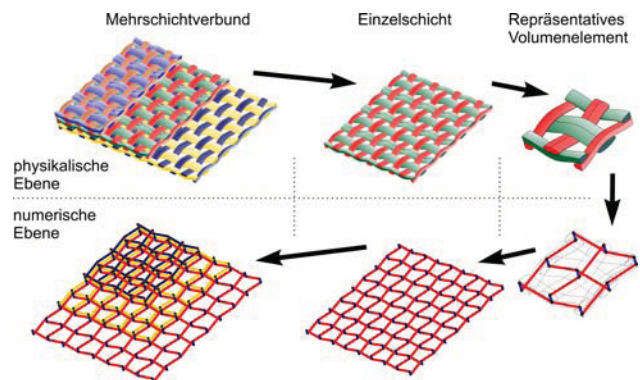


Bild 24. Diskretisierung von Faserverbundstrukturen mit diskreten Elementen. Die Modellierung eines Verbundes erfolgt über repräsentative Volumenelemente.

8. ENTWICKLUNG FASERKERAMISCHER WERKSTOFFE FÜR HÖHENADAPTIVE DÜSEN

Die folgenden Arbeiten beschäftigen sich mit der Werkstoffentwicklung von hochtemperaturbeständigen faserverstärkten keramischen Verbundwerkstoffen (CMC) für den Einsatz in Düsen mit Dual-Bell-Geometrie, die im Kapitel 9 bearbeitet werden.

Derzeitig sind hauptsächlich Düsen im Einsatz, welche aus schweren Superlegierungen ($\rho \approx 8-9 \text{ g/cm}^3$) gefertigt werden. Durch die Verwendung von faserverkeramischen Verbundwerkstoffen ($\rho \approx 2 \text{ g/cm}^3$) ist eine deutliche Gewichtseinsparung bei Düsen zu erwarten [49]. Darüber hinaus soll im Vergleich zu metallischen Düsen, die eine aufwändige Kühlung erfordern, soll bei faserverkeramischen Düsen auf eine aktive Kühlung verzichtet werden.

8.1. Methoden und Ergebnisse

Der Fokus der Arbeiten ist die Entwicklung und Charakterisierung von neuartigen C/C-SiC Faserkeramiken. Bei der Herstellung dieser CMC-Werkstoffe wird das am DLR vorhandene Flüssigsilicivverfahren (Liquid Silicon Infiltration LSI) genutzt [50, 51]. Der neue Ansatz hinsichtlich der entwickelten C/C-SiC Verbundwerkstoffe ist die Verwendung von effizienten Herstellungstechniken der Faserpreformen wie das Wickel- und Flechtverfahren. Die Kombination aus Wickel- bzw. Flechttechnik und dem LSI-Verfahren bilden die Grundlage bei der Entwicklung von dichten, hochtemperaturbeständigen C/C-SiC Keramiken, die an die speziellen Anforderungen von rotationssymmetrischen Düsenstrukturen angepasst werden.

Bei der Herstellung von C/C-SiC Keramiken über das LSI-Verfahren ist es von essentieller Bedeutung, dass die eingebetteten C-Fasern vor einem Angriff mit flüssigem Silizium geschützt werden. Nur so kann eine Quasi-Duktilität mit schadens-tolerantem Werkstoffverhalten erzielt werden. Das Ziel bei der Herstellung von schadens-toleranten C/C-SiC Werkstoffen ist die Generierung eines porösen C/C-Vorkörpers mit einer definierten Kanalstruktur und segmentierten, dichten C/C-Bündeln während der Pyrolyse.

In einer ersten Versuchreihe wurden C/C-SiC Keramiken über das Nasswickelverfahren hergestellt und mechanisch charakterisiert. Dabei wurden unterschiedliche C-Fasern verwendet, um den Einfluss der verschiedenen Fasereigenschaften auf die resultierenden C/C-SiC Kennwerte zu untersuchen. Des Weiteren wurde eine Variation der Faserorientierung vorgenommen, um auch hier den Einfluss auf die sich bildende Mikrostruktur und das Werkstoffverhalten im C/C-SiC Zustand zu analysieren [52]. In BILD 25 ist die Entwicklung der Zugfestigkeiten über verschiedene Faserorientierungen für unterschiedliche C/C-SiC Werkstoffe dargestellt. Aus dem Diagramm ist die qualitative Steigerung der Festigkeiten mit zunehmender Ausrichtung der Fasern in Belastungsrichtung zu erkennen. Das Werkstoffverhalten ist bei Faserorientierungen von $\alpha > 45^\circ$ hauptsächlich matrix-dominant, bei Faserorientierungen von $\alpha < 45^\circ$ faser-dominant. Zusätzlich sind qualitative Unterschiede zwischen den unterschiedlichen C/C-SiC Keramiken zu erkennen. Die Gegenüberstellung der Fasereigenschaften und der resultierenden Mikrostrukturen im C/C-SiC Zustand können die qualitativen Unterschiede erklären. In BILD 26 sind charakteristische Mikrostrukturen der hergestellten C/C-SiC Keramiken dargestellt. Die Mikrostrukturen der Werkstoffe mit HTA und T800 C-Fasern zeigen die erforderliche Segmentierung in dichte C/C-Bündel. In diesem Fall wird ein Großteil der C-Faser geschützt. Vergleicht man die Werkstoffvariante HTA mit der von T800, ist zu erkennen, dass die Verbundfestigkeiten von C/C-SiC (T800) höher sind. Die Erklärung ist die deutlich höhere Faserfestigkeit der T800 gegenüber der HTA C-Faser ($\sigma_{Faser}(HTA)=4000 \text{ MPa}$; $\sigma_{Faser}(T800)=5600 \text{ MPa}$). Die Werkstoffvariante mit der IMS Faser zeigt im Gegensatz zu den beiden anderen Werkstoffvarianten einen hohen Anteil an Einzelfasersilizierungen (Faserdegradation), welches die Verbundfestigkeit drastisch schwächt. Dies führte dazu, dass diese Werkstoffvariante die durchschnittlich niedrigsten Verbundfestigkeiten zeigte, obwohl die Faserfestigkeit auf dem Niveau der T800

C-Faser liegt. Das Fazit dieser Untersuchungen ist, dass die Werkstoffvariante C/C-SiC mit T800 C-Faser das größte Potential bezüglich hoher Verbundfestigkeiten besitzt. Alle weiteren Entwicklungen werden mit dieser Werkstoffvariante durchgeführt.

Zusätzlich werden ausgewählte C/C-SiC Strukturen auf deren Erosions- sowie Oxidationsbeständigkeit auf anderen Prüfständen untersucht. Es werden gekrümmte C/C-SiC Paneele im lichtbogenbeheizten Windkanal im Hinblick auf die thermische Strömungs-Struktur-Kopplung charakterisiert. BILD 27 zeigt den Versuchsaufbau einer der zu testenden C/C-SiC Strukturkonfigurationen im Windkanal.

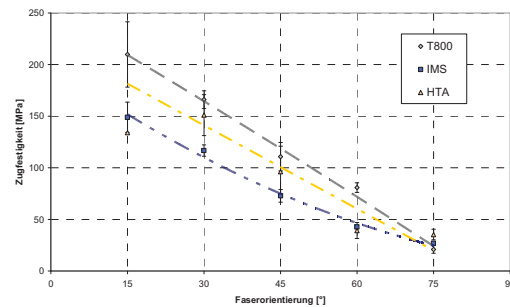


Bild 25. Zugfestigkeiten von C/C-SiC Faserkeramiken mit unterschiedlicher C-Faser für verschiedene Faserorientierungen.

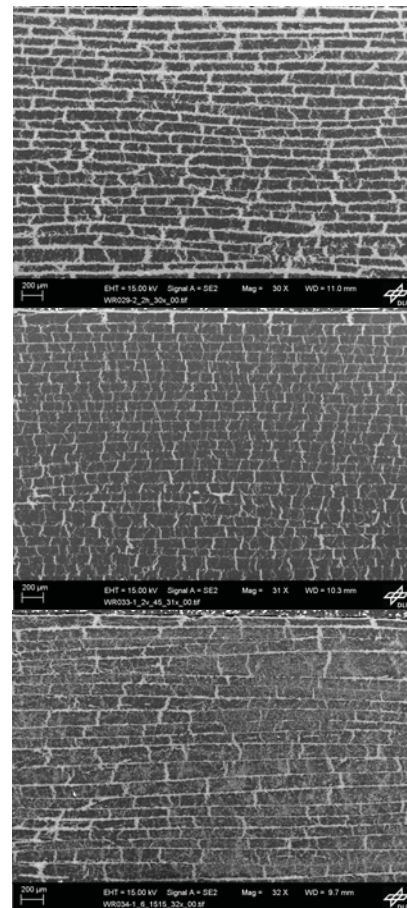


BILD 26. Typische Mikrostruktur von C/C-SiC Keramiken hergestellt via Nasswickelverfahren und LSI mit unterschiedlicher C-Faser (oben: HTA, Mitte: T800, unten: IMS).



BILD 27. Versuchsaufbau einer C/C-SiC Struktur zur Untersuchung der thermischen Stabilität und thermischen Strömungs-Struktur-Kopplung.

9. GEOMETRIEOPTIMIERUNG VON DUAL-BELL-DÜSEN

Um einen sicheren Start zu gewährleisten, wird das Hauptstufentriebwerk Vulcain 2 der Ariane 5 bereits am Boden gezündet und folglich einem weiten Bereich von Außenbedingungen ausgesetzt. Während des Starts wird die Strömung innerhalb der Düse des Triebwerks bedingt durch den hohen Außendruck, überexpandiert, in der Höhe jedoch stark unterexpandiert betrieben. Über wie auch Unterexpansion führen zu Leistungsverlusten im Vergleich zu einer angepassten Expansion der heißen Gase. Das Flächenverhältnis der Düse, d. h. Düsenaustritts- zu Düsenhalsfläche, das maßgeblich den Grad der Expansion bestimmt, muss jedoch begrenzt werden, um eine Ablösung der Heißgasströmung in der Düse zu verhindern. Eine unkontrollierte Strömungsablösung führt zu hohen Seitenlasten, die das Triebwerk selbst, die Struktur der Rakete und nicht zuletzt die Nutzlast gefährden. Die integrale Schubgenerierung ist daher limitiert. Um die Begrenzung durch das Flächenverhältnis aufzuheben, wurden in der Vergangenheit verschiedene höhenadaptive Düsenkonzepte vorgeschlagen. Höhenadaptive Düsen sind nicht mehr an nur eine einzige Flughöhe optimal angepasst. Dabei hat sich die Dual-Bell-Düse als das vielversprechendste Konzepte herausgestellt, da mit ihr, bedingt durch den Verzicht jeglicher beweglichen Teile, existierende Raketentriebwerke leicht nachgerüstet werden können. Hauptmerkmal der Dual-Bell ist eine abrupte Änderung des Wandkonturwinkels, der die Strömung zu einer symmetrischen und kontrollierten Ablösung in Bodenmodus zwingt und die Generierung von Seitenkräften so begrenzt. Das verkleinerte Flächenverhältnis am Ende der Basisdüse führt zudem zu einem erhöhten Schub in niedriger Flughöhe. Sinkt der Umgebungsdruck unter ein charakteristisches Druckverhältnis ($\text{NPR} = p_0/p_a$) findet eine Transition zum Höhenmodus der Düse statt. Die Strömung liegt schlagartig in der Düsen-erweiterung an. Die Düse ist nun vollfließend und bietet der Heißgasströmung das gesamte Flächenverhältnis zur optimierten Höhenschubgenerierung. BILD 28 zeigt eine Prinzipskizze der Dual-Bell-Düse.

Der Vorschlag eines Konturknicks zur Kontrolle der Ablöseposition wird erstmalig in einer Studie von Foster und Cowles [53] im Jahre 1949 erwähnt. Experimentell wurde

die Dual-Bell-Düse erst in den USA von Horn und Fisher [54] und in Europa von Immich et al. [55] oder Hagemann et al. [56]) untersucht. Zugehörige Machbarkeitsstudien zeigen den potenziellen Schubgewinn über die Flugdauer auf. Weitere experimentelle [57] und numerische [58] Untersuchungen wurden seitdem durchgeführt.

9.1. Methode

Anhand einer fundamentalen experimentellen Studie wurden die Strömungszustände der Dual-Bell-Düse untersucht. Drei Düsenmodelle wurden ausgelegt, gefertigt und am Kaltgasprüfstand P6.2 in Lampoldshausen getestet. Als Strömungsmedium diente trockener Stickstoff, um Kondensationseffekte zu vermeiden. Unter Außenbedingungen wurden die Düsen mit veränderbarem Vordruck versorgt. Druckmessungen mit hohen Abtastraten ermöglichten es, die Transitionsfront innerhalb der Düse zu folgen. Entstehende Seitenkräfte wurden mit Hilfe von Dehnungsmessstreifen (DMS) gemessen, die auf einem dünnwandigen Rohr stromauf des konvergent-divergenten Düsenhalses aufgebracht wurden.

Die Düsenmodelle weisen verschiedene geometrische Parameter auf (BILD 29). Das erste Modell wurde als Referenz benutzt. Seine Basisdüse wurde als eine gekürzte ideale Düse (TIC) ausgelegt. Die Kontur der Düsen-erweiterung liegt auf einer Isobaren, um einen konstanten Wanddruck zu gewährleisten und so eine schnelle Transition von einem Betriebsmodus zum anderen zu erzielen. Die grundlegende Kontur der Basisdüse der weiteren Modelle unterscheidet sich nicht von der Referenz. Modell 2 besitzt einen kleineren Wandknickwinkel (5° statt $7,2^\circ$ für Modell 1 und 3) und Modell 3 lediglich eine verkürzte Basisdüse ($L_b/R_{th} = 5,2$, statt $6,2$ für Modell 1 und 2). Im Verlauf der Untersuchungen wurde die Düsen-erweiterung der drei Modelle schrittweise gekürzt und unter denselben Versuchsbedingungen getestet, um den Einfluss der Erweiterungs-länge auf das Strömungs- und Seitenkraftverhalten zu bestimmen.

9.2. Ergebnisse

BILD 30 zeigt einen typischen Testverlauf. Der NPR wird über die Versuchsdauer rampenförmig erhöht und anschließend erniedrigt. Dabei kommt es zur Transition wie auch zur Retransition. Ebenfalls abgebildet sind die resultierenden Seitenkräfte. Sie zeigen einen hohen Spitzenwert während der Änderung des Betriebsmodus. Der NPR der Transition (NPR_{tr}) ist deutlich höher als der der Retransition (NPR_{retr}). Diese Hysterese stellt sicher, dass die Transition stabil gegenüber kleinen NPR-Variationen ist, die z.B. durch Verbrennungsinstabilitäten oder Außendruckfluktuationen während der Buffetingphase der Rakete verursacht werden können. Die Transitionsstabilität eines Düsenmodells wird mit der Hysteresespanne $= (\text{NPR}_{tr} - \text{NPR}_{retr}) / \text{NPR}_{tr}$ beschrieben. Dabei zeigt die Erweiterungs-länge einen bedeutenden Einfluss auf die Hysterese. Die normierte Länge L^* wurde definiert als die Länge der Erweiterung über die gesamte supersonische Länge des Düsenmodells. BILD 31 zeigt das lineare Verhalten des Verhältnisses von L^* und Hysterese aller Modelle in ihren Kürzungsvariationen.

Die Transitionsdauer wird durch die Zeit definiert, die die Ablösefront der Strömung benötigt, um die Strecke zwischen der ersten und der letzten Druckmessposition in

der Erweiterung zu überwinden. Sie nimmt mit steigendem NPR-Gradienten ($dp_0/(p_a \cdot dt)$) linear ab. Anders als erwartet, nimmt die Transitionsdauer mit zunehmender Erweiterungsgröße ebenfalls ab, so dass Stabilität und Dauer der Transition mit großen Erweiterungsgrößen optimiert werden können. Andere geometrische Parameter wie Basislänge und Konturknickwinkel haben keinen deutlichen Einfluss auf Hysterese oder Transitionsdauer.

Die Seitenkräfte sind während beider Betriebsmoden sehr niedrig. Die kurzzeitige unsymmetrische Verteilung der Strömungsablösung in der Düsenverengung während Transition und Retransition führt jedoch zu hohen Seitenlastspitzen. Die Amplitude der Transitionslast ist dabei höher als die der Retransition. Modell 2 zeigte im Bodenmodus leicht höhere Seitenkräfte. Verantwortlich ist der verringerte Konturknickwinkel mit einem daraus resultierendem schmalen Rezirkulationsbereich, der empfindlicher gegenüber Instabilitäten ist. Im Höhenmodus sind keine Unterschiede in den Seitenkräften der Modelle messbar. Dennoch zeigt die Amplitude der Seitenkräfte eine Abhängigkeit von der Erweiterungsgröße. Eine längere Erweiterung bietet einen längeren Hebelarm und ist deshalb mit höheren Seitenkräften verbunden. Der Einfluss der relativen Erweiterungsgröße L' definiert als $L_{\text{basis}}/L_{\text{tot}}$, wobei L_{tot} die gesamte supersonische Länge der ungekürzten Düse bezeichnet, ist in BILD 32 auf die Amplitude der Seitenkräfte sowie auf die Transitionsdauer dargestellt. Ein linearer Zusammenhang verbindet L' und die maximale Seitenkraftspitze. Die angestrebte Optimierung der Geometrie einer Dual-Bell-Düse muss einen Kompromiss zwischen der Stabilität der Betriebsmoden und der Transitionsdauer auf der einen und der Amplitude der generierten Seitenkräfte auf der anderen Seite gewährleisten.

Die Ergebnisse der experimentellen Studie wurden genutzt, um in Kooperation mit EADS Astrium / Ottobrunn eine numerische Untersuchung der Düsenmodelle durchzuführen. Zur Illustration ist in BILD 33 die numerisch ermittelte Wanddruckverteilung innerhalb des Düsenmodells 1 dargestellt. Beide Betriebsmoden konnten numerisch sehr gut dargestellt werden. Die schnelle Transition vom Boden- zum Höhenmodus ist mit stationären Berechnungen jedoch nur schwer zu erfassen. Die weitere Zusammenarbeit soll einen besseren Einblick in das Verhalten der Strömung in Dual-Bell-Düsen erbringen.

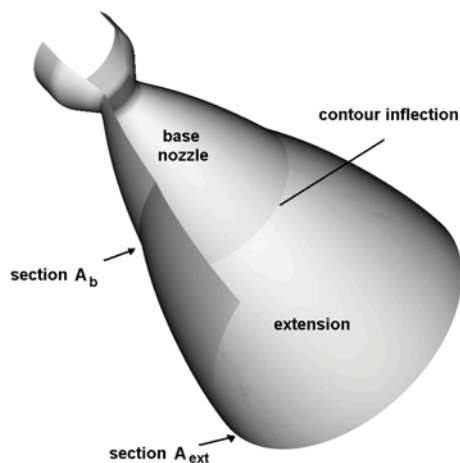


BILD 28. Prinzipskizze der Dual-Bell-Düse.

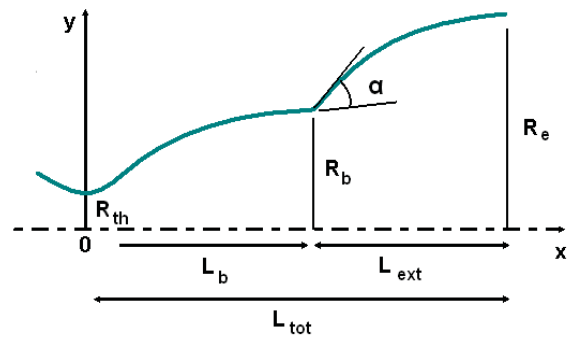


BILD 29. Geometrische Parameter.

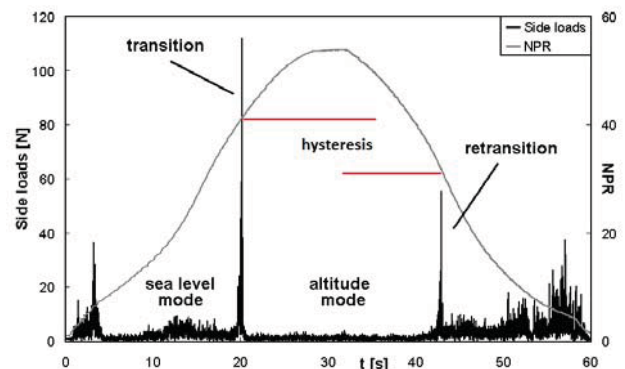


BILD 30. Seitenkraftverhalten der Dual-Bell.

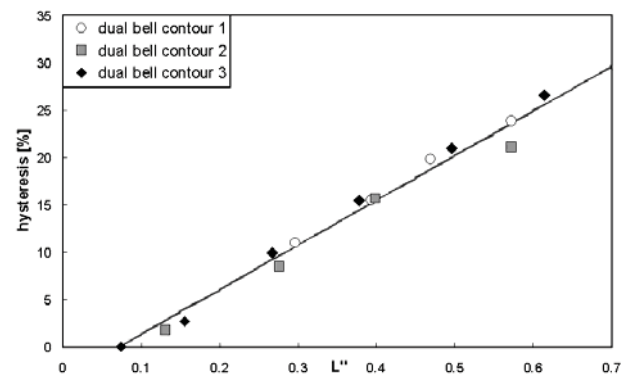


BILD 31. Hystereseeffekt als Funktion der Erweiterungsgröße.

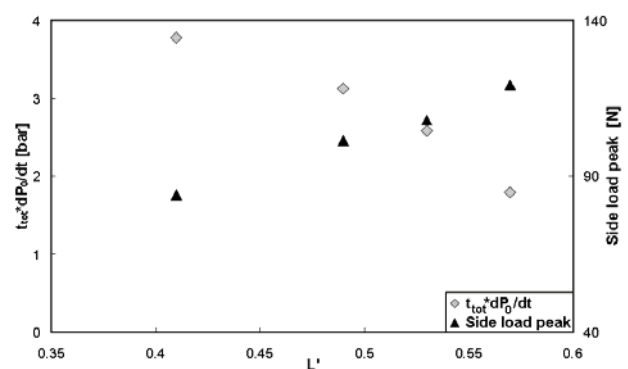


BILD 32. Transitionsdauer und Seitenkraftspitze als Funktion der Erweiterungslänge.

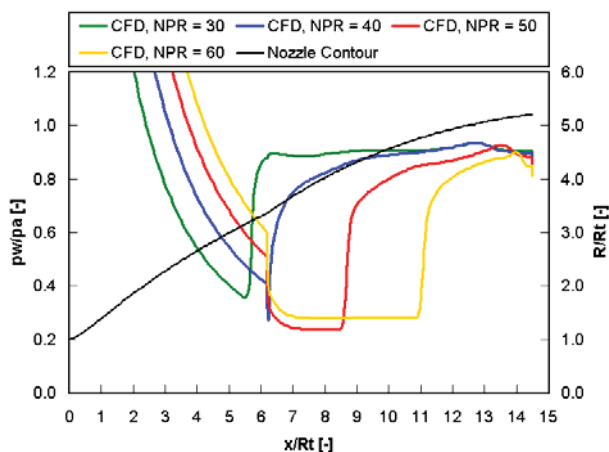


BILD 33. CFD-Kalkulation des Düsenmodells 1.

10. AUSBLICK

Die bisherigen Arbeiten zeigen einen deutlichen Fortschritt, der sich besonders auf die Methodenentwicklung sowohl in den separaten Teilen der Fluid- und Strukturmechanik als auch in der Kopplung der mechanischen und thermischen Lasten bezieht. Die Komplexität der zur Validierung der numerischen Verfahren der Fluid-Struktur-Interaktion definierten generischen aeroelastischen Experimente hatte eine intensive Auseinandersetzung mit den Messungen zur Folge, die letztendlich zu ersten erfolgreichen Messkampagnen geführt hat. Die Entwicklung der faserverkeramischen Werkstoffe sowie die Analyse des Strömungsfeldes der höhenadaptiven Dual-Bell-Düsen verdeutlichen die überzeugende Verbindung der Grundlagenkenntnisse mit der zukünftigen technologischen Anwendung.

In den weiteren Analysen hinsichtlich der Schubdüse rücken faserverkeramische Werkstoffe und das Versagensverhalten stärker in den Vordergrund. Weiterhin wird die Komplexität dahingehend erhöht, dass die kombinierte thermomechanische Belastung und deren Interaktion mit dem Strömungsfeld untersucht wird. Darüber hinaus wird der Parameterbereich stärker auf technologisch relevante Daten ausgedehnt.

11. DANKSAGUNG

Die referierten Ergebnisse entstanden im Rahmen des von der Deutschen Forschungsgemeinschaft geförderten SFB Transregio 40.

LITERATURVERZEICHNIS

- [1] N. Adams, R. Radespiel, W. Schröder, T. Sattelmayer, B. Weigand. SFR-Transregio 40; Technologische Grundlagen für den Entwurf thermisch und mechanisch hochbelasteter Komponenten zukünftiger Raumtransportsysteme – Motivation und Struktur. Proc. DGLR Tagung, Bremen 2011.
- [2] N. Hosters, M. Klaus, G. Schieffer, M. Behr, H.-G. Reimerdes. Towards Aerothermoelastic Simulations of Supersonic Flow through Nozzles. In Proceedings: 4th European Conference of Aerospace Sciences. St. Petersburg, 2011.
- [3] S. Müller. Adaptive Multiscale Schemes for Conservation Laws. Lecture Notes on Computational Science and Engineering. 27. Springer Verlag, 2002.
- [4] T. Gerhold. Overview of the Hybrid RANS Code TAU. Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design. Vol. 89, pp. 81–92. Springer, Heidelberg, 2005.
- [5] M. Meinel, G. O. Einarsson. The FlowSimulator framework for massively parallel CFD applications. In Para 2010 - State of the Art in Scientific and Parallel Computing, 2010.
- [6] A. Rittweger. Statik, Stabilität und Eigenschwingungen anisotroper Rotationsschalen beliebigen Meridians mit der Übertragungsmatrizen-Methode. Dissertation. RWTH Aachen, 1992.
- [7] A. Rittweger, T. Scherman, H.-G. Reimerdes, H. Öry. Influence of Geometric Imperfections on the Load Capacity of Orthotropic Stiffened and Composite Shells of Revolution with Arbitrary Meridians and Boundary Conditions. Thin-Walled Structures. Vol. 23, pp. 237-254, 1995.
- [8] H. Öry, H.-G. Reimerdes, T. Schmid, A. Rittweger, J. Gomez-Garcia. Imperfection sensitivity of an orthotropic spherical shell under external pressure. Int. J. of Non-Linear Mechanics. Vol. 37, pp. 669-689. 2002.
- [9] S. Takezono, K. Tao, T. Aoki, E. Inamura. Elasto/Visco-Plastic Deformation of Shells of Revolution under Thermal Loading due to Fluid. JSME International Journal. Vol. 38, pp. 185-193, 1995.
- [10] S. Willems, A. Gülhan, B. Esser. Shock induced fluid structure interaction on a flexible wall in supersonic turbulent flows. In Proceedings: 4th European Conference of Aerospace Sciences. St. Petersburg, 2011.
- [11] T. Daniel, Jr. Butler, M.-J. Pindera. Analysis of factors affecting the performance of rlv thrust cell liners. Technical report, NASA Glenn Research Center, 2004.
- [12] J.R. Riccius, O. Haidn, E.B. Zametaev. Influence of time dependent effects on the estimated life time of liquid rocket chamber walls. AIAA 2004-3670, 2004.
- [13] J. Schloesser, M. Bäker, J. Rösler, R. Pulz. Oxidation Behavior of Thermal Barrier Coatings on Copper Substrates. Advances in Science and Technology, CIMTEC 2010 - 12th International Ceramics Congress, 66, 74-79, 2010.
- [14] N.P. Padture, M. Gell, E.H. Jordan. Thermal Barrier Coatings for Gas-Turbine Engine Applications. Science, 296, 280-284, 2002.
- [15] V. Tini, S. Reese. A viscoplastic-damage model for the lifetime prediction of regeneratively cooled nozzle

- structures. *PAMM*, 10(1):709-710, 2010.
- [16] V. Tini, D. Kowollik, M. Haupt, S. Reese. Application of a viscoplastic damage model in a coupled 3D FSI analysis of the hot gas flow in a rocket thrust chamber. 4th European Conference for Aerospace Sciences, St. Petersburg (Russia), 2011.
- [17] J. Lemaitre. *A Course on Damage Mechanics*. Springer, Berlin, 1992.
- [18] M. C. Haupt, R. Niesner, R. Unger. Computational aero-structural coupling for hypersonic applications. In 9th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference, AIAA-2006-3252, 2006.
- [19] D. Kowollik, M. C. Haup, P. Horst. Three Domain Thermal and Mechanical Fluid-Structure Interaction Analysis Applied to Cooled Rocket Thrust Chambers. IV International Conference on Computational Methods for Coupled Problems in Science and Engineering, 2011.
- [20] M.W. Gee, U. Küttler, W.A. Wall. Truly monolithic algebraic multigrid for fluid-structure interaction. *Int. J. Numer. Methods Eng.* 85: 987–1016, 2011.
- [21] Y. Saad. *Iterative methods for sparse linear systems*. SIAM, Philadelphia, USA, 2003.
- [22] C. Farhat, K.C. Park, Y. Dubois-Pelerin. An unconditionally stable staggered algorithm for the transient finite-element analysis of coupled thermoelastic problems. *Comput. Methods Appl. Mech. Engrg.* 85: 349–365, 1991.
- [23] V.I. Danilovskaya. On a dynamical problem of thermoelasticity. *Prikl. Mat. Mekh.* 16: 341–344, 1952.
- [24] D.S. Dolling. Fifty years of shock-wave/boundary-layer interaction research: What next? *AIAA J.*, 39, 1517–1531, 2001.
- [25] M. Grilli, S. Hickel, N.A. Adams. 2011. Implicit Large Eddy Simulation of a supersonic turbulent boundary layer over a compression-expansion ramp. *Turbulence and Shear Flow Phenomena 7 (TSFP 7)*. Ottawa 28th-31st, 2011.
- [26] G. Hagemann. Shock pattern in the plume of rocket nozzles: needs for design consideration, in 26th International Symposium on Shock Waves, vol. 17, no. 6, 2009.
- [27] W. Koschel. Flight 157- Ariane 5 ECA. Report of the Inquiry Board. Arianespace, 2003.
- [28] S. Willems, A. Gülhan, B. Esser. Shock induced fluid structure interaction on a flexible wall in supersonic turbulent flow. In 4th European Conference for Aerospace Sciences, 2011.
- [29] D. S. Dolling. Fifty Years of Shock-Wave/Boundary-Layer Interaction Research: What Next?. *AIAA Journal*, vol. 39, no. 8, pp. 1517-1531, Aug. 2001.
- [30] P. Dupont, C. Haddad, J. F. Debiève. Space and time organization in a shock-induced separated boundary layer. *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 559, pp. 255-277, Jul. 2006.
- [31] V.V. Vedeneev, S.V. Guvernyuk, A.F. Zubkov, M. E. Kolotnikov. Experimental observation of single mode panel flutter in supersonic gas flow. *Journal of Fluids and Structures*, vol. 26, no. 5, pp. 764-779, Jul. 2010.
- [32] H. Esch. Die 0,6-m X 0,6-m-Trisonische Meßstrecke (TMK) der DFVLR in Köln-Porz (Stand 1986). Köln: Deutsche Forschungs- und Versuchsanstalt für Luft- und Ramfahrt e.V., 1986.
- [33] D. Estruch, N. J. Lawson, D. G. MacManus, K. P. Garry, J. L. Stollery. Measurement of shock wave unsteadiness using a high-speed schlieren system and digital image processing. *The Review of scientific instruments*, vol. 79, no. 12, p. 126108, Dec. 2008.
- [34] D. L. Loving, S. Katzoff. *The Fluorescent-Oil Film Method and Other Techniques for Boundary-Layer Flow Visualization*. 1959.
- [35] R. Schodl. Development of the laser two-focus method for non-intrusive measurement of flow vectors particularly in turbomachines. Paris (France), 1979.
- [36] T. Gerhold. Overview of the hybrid RANS code TAU. *Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design*, Vol. 89, pp. 81–92, 2002.
- [37] G. Schieffer, N. Hosters, M. Klaus, M. Behr, H.-G. Reimerdes Towards Aerothermoelastic Simulations of Supersonic Flow through Nozzles. In 4th European Conference for Aerospace Sciences, 2011.
- [38] T. Belytschko, C. Parimi, N. Moes, N. Sukumar, S. Usui. Structured Extended Finite Element Methods for Solids Defined by Implicit Surfaces *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, Vol. 56(4), pp. 609-635, 2003.
- [39] F. Feyel. A multilevel finite element method FE^2 to describe the response of highly non-linear structures using generalized continua *Computer Methods, Applied Mechanics and Engineering*, Vol. 192, pp. 3233-3244, 2003.
- [40] J. Kozicki, J. Teichman. 2D lattice model for fracture in brittle materials, *Archives of Hydro-Engineering and Environmental Mechanics*, Vol. 53(2), pp. 71-88, 2006.
- [41] E. Schlangen, J. G. M. van Mier. Simple lattice model for numerical simulation of fracture of concrete materials and structures, *Materials and Structures*, Vol. 25, pp. 534-542, 1992.
- [42] M. Ostoj-Starzewski. Lattice models in micromechanics, *Applied Mechanics Reviews*, Vol. 55(1), pp. 35-60, 2002.
- [43] D. Ballhause, M. König, B.-H. Kröplin. Modelling of woven fabrics with the Discrete Element Method. *Computers, Materials and Continua*, Vol. 4, pp. 21-30, 2006.
- [44] J. Kozicki, J. Teichman. Effect of steel fibres on concrete behavior in 2D and 3D simulations using lattice model. *Archives of Mechanics*, Vol. 60(6), pp. 465-492, 2010.
- [45] M. Hahn, T. Wallmersperger, B.-H. Kröplin. Discrete element representation of continua: Proof of concept

and determination of the material parameters, Computational Materials Science, Vol. 50(2), pp. 391-402, 2010.

- [46] M. Hahn, T. Wallmersperger, B.-H. Kröplin. Discrete Element Method for the Thermal Field: Proof of Concept and Determination of the Material Parameters, Computational Materials Science, Vol. 50(10), pp. 2771-2784, 2011.
- [47] F.K. Wittel. Diskrete Elemente - Modelle zur Bestimmung der Festigkeitsevolution in Verbundwerkstoffen, Dissertation, Universität Stuttgart, 2006.
- [48] D. Ballhause. Diskrete Modellierung des Verformungs- und Versagensverhaltens von Gewebemembranen, Dissertation, Universität Stuttgart, 2007.
- [49] W.B. Hillig. Making Ceramic Composites by Melt Infiltration. Amer. Ceram. Soc. Bulletin, 73(4), 56-62, 1994.
- [50] S. Beyer. et al. Advanced Composite Materials for Current and Future Propulsion and Industrial Applications. Advances in Science and Technology, Vol. 50, 174-181, 2006.
- [51] W. Krenkel. Carbon fiber reinforced CMC for high performance structures. Int. J. Appl. Ceram, Technol, 1, 188-200, 2004.
- [52] F. Breede et al. Mechanical properties and microstructures of C/C-SiC composite plates by wet filament winding technique, Proc. 7th Int. Conf. on High Temp. Ceram. Matrix Comp, HT-CMC7, 2010.
- [53] C. Foster, F. Cowles. Experimental Study of Gas-Flow separation in overexpanded exhaust nozzles for rocket motors. Progress Report, 4-103, Jet Propulsion Laboratory, 1949.
- [54] M. Horn, S. Fisher. Dual-Bell altitude compensating nozzles. Rocketdyne Division, NASA-CR-194719, 1994.
- [55] H. Immich, M. Caporicci. FESTIP Technology Developments in Liquid Rocket Propulsion for Reusable Launch Vehicles. In Proceedings of the 32nd AIAA Joint Propulsion Conference, Lake Buena Vista, FL, AIAA-1996-3113, 1996.
- [56] G. Hagemann, M. Frey, D. Manski. A critical Assessment of dual bell nozzles. In Proceedings of the 33rd AIAA Joint Propulsion Conference, Seattle, WA, AIAA-1997-3299, 1997.
- [57] C. Genin, R. Stark. Experimental Study on Flow Transition in Dual Bell Nozzles. Journal of Propulsion and Power, 26 (3), 497-502, 2010.
- [58] E. Martelli, F. Nasuti, M. Onofri. Numerical parametric analysis of dual-bell nozzle flows. AIAA Journal, 45 (3), 640-650, 2007.