

**Kurzbeschreibungen der Dissertationsprojekte
und
Post-Doc-Projekte**

Projektgruppe A: Aero-thermodynamische Fragestellungen

Projekt A1: Experimentelle Untersuchungen zum Transitionsverhalten der Grenzschicht im Zuströmbereich eines Doppelrampeneinlaufes

Betreuer: E. Krämer, W. Schröder

Motivation:

Bei Flugkörpern für den hohen Über- und Hyperschallbereich wird der überwiegende Teil des Auftriebs von der Flugkörperunterseite durch Kompressionsvorgänge geliefert. Speziell bei Scramjet-Antrieben dient dies gleichzeitig auch der externen Vorkompression der zur Verbrennung und letztendlich zur Schuberzeugung notwendigen Triebwerkszuströmung. Bei einem reinen Triebwerksdemonstrator muss dieser Teil der externen Vorverdichtung durch eine lokal konzentrierte Kompressionsströmung über Verdichtungsrampen unmittelbar vor dem Fangquerschnitt des eigentlichen Triebwerkseinlaufs erzeugt werden.

Entsprechend dieser Anforderung ist die genaue Kenntnis des jeweiligen Zustandes der Rampenströmung, insbesondere die Transitionslage laminar-turbulent, außerordentlich wichtig. Die Strömungsvorgänge in der Grenzschicht beeinflussen den Widerstand und die Stabilität genauso maßgeblich wie die thermische Belastung der entsprechenden Struktur. In erster Linie jedoch bestimmen sie die Verdichtung sowie die Zuströmrandbedingungen für die gesamte Innendurchströmung des Triebwerks, was sowohl für die experimentelle als auch numerische Behandlung aller stromab stattfindenden Vorgänge von sehr großer Bedeutung ist.

Stand der Forschung und eigene Vorarbeiten:

In den letzten Jahren wurden international große Anstrengungen unternommen, um ein luftatmendes Antriebssystem, basierend auf einem Scramjet, zu entwickeln und zu fliegen. Der Zuströmung zum Triebwerk kommt hierbei zweifelsohne eine besondere Bedeutung zu. Infolge dessen wurden bei allen Projekten Untersuchungen zum Themenkomplex „Vorkörpertransition“ in sehr großem Umfang durchgeführt [1]. Unterstrichen wird die Bedeutung dieser Thematik dadurch, dass speziell bei den Untersuchungen zum amerikanischen X-43 Programm auch Methoden zur aktiven Grenzschichtbeeinflussung am Vorkörper bzw. an der Zuströmung zum Fangquerschnitt des Triebwerks durchgeführt wurden. [2] Im Rahmen der Untersuchungen zu Problemen der Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung an entsprechenden Flugkörpergeometrien wurden am IAG Untersuchungen an 2D und 3D Sektionsmodellen durchgeführt, um die Zuströmrandbedingungen zu den Rampen bzw. auf den Rampen genau definieren zu können. Hierzu erfolgten Messungen mit unterschiedlichen Diagnoseverfahren sowie flächige Druckverteilungsmessungen auf den Körpern. Diese experimentellen Arbeiten wurden aufgrund der realisierbaren großen Modelle alle im sog. „großen Stoßwindkanal“ (SWK), mit einem Messkammerquerschnitt von $0.8 \times 1.2 \text{ m}^2$ bei möglichen Machzahlen von $M=1.75, 2.54, 3.59, 4.51$, sowie entsprechenden Einheits-Reynoldszahlen von $R/m=30 \times 10^6 \div 80 \times 10^6$ durchgeführt [3].

Darüber hinaus muss zur Modellierung der Grenzschichtentwicklung die Strömungsqualität im Windkanal genau bekannt sein. Insbesondere die Transition steht unter starkem Einfluss von Störfeldern, die der Windkanalströmung überlagert sein können und deshalb unbedingt mit bestimmt werden müssen. Hierbei sind insbesondere Größen von Interesse, die die Turbulenz der Strömung genauer beschreiben, wie die Fluktuation des Druckes, der Massenstromdichte und der Totaltemperatur. Entsprechend dieser Vorgaben wurden am IAG sehr umfangreiche Messungen zur Bestimmung der vorhandenen Störfelder in der Messkammer des SWK durchgeführt [4].

Wissenschaftliche Fragestellung und Projektziele:

Das wesentliche Ziel des vorliegenden Projekts besteht in der detaillierten experimentellen Untersuchungen der Transitionslage zur genauen Bestimmung des Charakters der Rampen- / Einlauf Zuströmung unter besonderer Berücksichtigung der Erfordernisse eines Scramjet-Antriebsystems bzw. speziell eines Scramjet-Demonstratortriebwerks im „off-design“ Bereich an 1:1 Modellen im SWK. In diesem Zusammenhang sind verschiedene Einlaufgeometrien denkbar. Entsprechend soll zunächst der zweidimensionale, keilförmige Rampen-Grundkörper mit senkrechten Seitenwänden untersucht werden, der entsprechend des Einlaufdesigns der ersten Förderperiode als Doppelrampeneinlauf ausgeführt ist. Grundsätzlich kommt es bei der Verwendung von geraden Seitenwänden, die der seitlichen Begrenzung der Rampenflächen dienen, infolge der sich ausbildenden Eckenströmungen und instationären Eckenwirbeln zusätzlich zu 3D-Effekten, die das Transitionsverhalten der Grenzschicht auf den eigentlichen 2D Rampen wesentlich verändern. Im weiteren Gang des Projektes ist geplant, einen 3D-Einlauf zu entwickeln (siehe Projekt A3), bei dem die Seitenwände als aktive Kompressionsflächen ausgebildet sind. Hierbei entsteht ein sehr komplexes dreidimensionales Stoßsystem, dessen Einfluss auf das Grenzschichtverhalten ebenfalls analysiert werden muss.

Im Einzelnen bedeutet dies für die Untersuchungen:

- Detailliertere Untersuchungen der natürlichen Transitionslage zur genauen Bestimmung des Charakters der Rampen- / Einlauf Zuströmung mit und ohne Seitenwand unter Berücksichtigung der 3D-Effekte (Querstrom-Instabilitäten, Eckenstörungen, Wirbelbildung) und deren Einfluss auf das allgemeine Grenzschichtverhalten insbesondere auf der ersten Rampe.
- Gezielte Störeingabe auf der ersten Rampe, um durch kontrollierte Experimente eine exakte Analyse des Transitionsverhaltens durchführen zu können (Messtechnik wird am IAG aufgebaut, ist dann aber auch mobil verwendbar).

Als besondere Mess- bzw. Analysetechnik wird die von Frau Lenz im Rahmen ihrer Promotion während der ersten Förderperiode erarbeitete und weiterentwickelte Methodik der vollständigen Modalanalyse in einer Grenzschicht zum Einsatz kommen (Hitzdraht Anemometrie). Als Sensorik stehen hier weiterhin eine Anlage zur Messung statischer Drücke, Miniatur-Einzeldrucksensoren für oberflächenbündigen Einbau, aber auch zum Einbau in selbstentwickelte feinst verstellbare Pitot-Sonden, Atomlagen-Thermosäulen zur direkten stationären und instationären Messung von Wärmeströmen, Piezo-Folienaufnehmer sowie optische Visualisierungsmethoden (Interferenz- und Schlierenmethoden) zur Verfügung. Die numerische Behandlung der Grenzschichten soll im Rahmen einer Kooperation mit dem Teilprojekt A6 erfolgen.

Die hierbei verwendete Mess- / Störtechnik sowie Teile des Modells, insbesondere zu Transitionsdetektion, sollen derart modular aufgebaut werden, dass Versuche sowohl am SWK, H2K (DLR Köln, Dr. Gülhan) und am SWL (RWTH – Aachen, Prof. Olivier) durchgeführt werden können, um einen sehr weiten Mach- und Reynoldszahlbereich (T_0 -Bereich) abzudecken.

Literatur:

- [1] Schneider, S.P., Matsumura, S., Rufer, S., Skoch, C., Swanson, E.: *Hypersonic Stability and Transition Experiments on Blunt Cones and a Generic Scramjet Forebody*, 41st Aerospace Sciences meeting & Exhibit, 6-9, 2003, Reno, Nevada.
- [2] Horvath, T.J.; Berry, S.A.; Merski, N.R.: *Hypersonic Boundary/Shear Layer Transition for Blunt to Slender Configurations – A NASA Langley Experimental Perspective*, RTO-RSM-AVT-111, Prag 2004.
- [3] Gaisbauer, U.; Knauss, H.; Wagner, S.: *Experimental Investigation about External Compression of Highly Integrated Airbreathing Propulsion Systems*, Basic Research and Technologies for Two-Stage-to-Orbit Vehicles, Wiley-VCH, 2005.
- [4] Weiss, J., Knauss, H., Wagner, S., Kosinov, A.D. (ITAM): *Constant Temperature Hot Wire Measurements in a Short Duration Supersonic Wind Tunnel*, The Aeronautical Journal, 105 (1050), 2001.

Projekt A2: Exp. Untersuchungen zu Phänomenen der Stoß-Grenzschicht Wechselwirkung an einem Doppelrampen-Einlauf bei unterschiedlichen Zuströmbedingungen

Betreuer: E. Krämer, H. Olivier

Motivation:

Bei einer Scramjet-Antriebskonfiguration wird ein Großteil der zur Verbrennung benötigten Luft über Verdichtungsflächen unmittelbar vor dem Triebwerkseinlauf extern vorverdichtet. Dies geschieht in aller Regel über Rampenströmungen durch entsprechend erzeugte Stoßsysteme. Eine der wesentlichen Eigenschaften der entstehenden Verdichtungsstöße ist ihr instationärer Charakter, dahingehend, dass sie um ihre durch die Rampenwinkel definierte Lage Oszillationen aufweisen. Die letztendlich für diese Schwankungsbewegung ursächlichen physikalischen Mechanismen sind nach wie vor nicht vollständig verstanden. Entsprechend ergeben sich in diesem Zusammenhang spezielle Fragestellungen hinsichtlich der Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung, d.h. der speziell instationären Interaktion des Stoßsystems mit der ankommenden (Rampen-) Grenzschicht (2D/3D) unter Berücksichtigung der besonderen geometrischen Gegebenheiten.

Das physikalische Phänomen der Stoßoszillation infolge Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung tritt jedoch nicht nur isoliert am Einlauf auf, sondern kann auch bei der Interaktion der Stöße des „shock train“ im Isolator und in der Brennkammer festgestellt werden [1]. Der Untersuchung ursächlicher Mechanismen kommt daher eine zentrale Bedeutung nicht nur für die Gestaltung des Einlaufs sondern auch für das Verständnis der stromab stattfindenden Prozesse im Scramjet, z.B. dem Startverhalten, zu.

Stand der Forschung und eigene Vorarbeiten:

In den letzten 50 Jahren wurden sehr umfangreiche Forschungsarbeiten auf dem Gebiet der Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung in Über- und Hyperschallgrenzschichten zum besseren Verständnis dieses sehr komplexen Phänomens durchgeführt [1]. Speziell die Erforschung der Stoßoszillation als Folge der Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung wird international mit großer Anstrengung teilweise sehr kontrovers vorangetrieben, allerdings bisher ohne endgültige Klärung der ursächlichen physikalischen Mechanismen. Zum einen wird hier der instationäre Charakter der Ablöseblase und zum anderen werden Strukturen in der ankommenden, meist turbulenten, Grenzschicht als Ursache angeführt [2], [3].

Am IAG wurden in den letzten Jahren sehr umfangreiche Arbeiten auf dem Themengebiet der Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung in Überschallgrenzschichten durchgeführt. Hierbei wurden in erster Linie Variationen der geometrischen Parameter wie Rampenwinkel sowie Lauflänge auf den Rampen, bei unterschiedlichen strömungsphysikalischen Zuström-Randbedingungen durchgeführt. Diese Untersuchungen wurden in drei verschiedenen Überschallwindkanälen des IAG, insbesondere jedoch im sog. großen Stoßwindkanal mit einem Messkammerquerschnitt von $0.8 \times 1.2 \text{ m}^2$, möglichen Machzahlen von $M=1.75, 2.54, 3.59, 4.51$, sowie entsprechenden Einheits-Reynoldszahlen von $R/m=30 \times 10^6 \div 80 \times 10^6$. durchgeführt.

Um den Einfluss der in einer Überschallgrenzschicht enthaltenen Schwankungsgrößen auf die Dynamik schräger Verdichtungsstöße analysieren zu können, wurde in der ersten Förderperiode die Methodik der vollständigen Modalanalyse zur Anwendung in einer Überschallgrenzschicht erarbeitet und dahingehend weiterentwickelt, dass bereits erste entsprechende Korrelationen und Aussagen nach Windkanalversuchen möglich wurden [4].

Wissenschaftliche Fragestellung und Projektziele:

Das Hauptziel des vorliegenden Projekts besteht in der grundlegenden experimentellen Untersuchung des Phänomens der Oszillation von Schrägstößen unter den gegebenen Einlaufbedingungen und die Auswirkungen auf die Gesamtströmungssituation im Einlauf eines Scramjets. Zunächst soll hierbei der zweidimensionale, keilförmige Rampen-Grundkörper mit senkrechten Seitenwänden untersucht werden, der entsprechend des Einlaufdesigns der ersten Förderperiode als Doppelrampeneinlauf ausgeführt ist. In diesem Zusammenhang ist insbesondere der Stoß zwischen Rampe 1 und Rampe 2 zu analysieren,

da hierbei bereits durch die lange erste Rampe und deren Frontstoß eine Grenzschichtzuströmung mit Druckgradient erfolgt.

Im weiteren Gang des Projektes ist geplant, einen 3D-Einlauf zu entwickeln (siehe Projekt A3), bei dem die Seitenwände als aktive Kompressionsflächen ausgebildet sind. Hierbei entsteht ein komplexes dreidimensionales Stoßsystem, dessen Instationarität und der damit verbundene Einfluss auf das Gesamtverhalten des Einlaufs ebenfalls analysiert werden soll. Diese grundlegenden Messaufgaben sollen an Sektionsmodellen, die aufgrund der Messkammergröße des SWK entsprechend dimensioniert werden können, aber auch an Gesamtmodellen verschiedener Geometrie zur Simulation unterschiedlicher Zuström-Randbedingungen (2D/3D-Grenzschicht) durchgeführt werden.

Im Einzelnen ergeben sich hieraus folgende Arbeitspunkte:

- Untersuchung der Oszillation des Stoßsystems durch Bestimmung der Frequenz und deren Abhängigkeit von den Anströmbedingungen wie Grenzschichtzustand, Grad der Turbulenz (Massenstromdichte- und Totaltemperaturschwankungen), Einheits-Reynolds- und Machzahl, 2D/3D-Grenzschichteffekte. Dies soll zunächst am Doppelrampeneinlauf am Übergang zwischen Rampe 1 und Rampe 2 erfolgen.
- Grundlegende Betrachtungen zur Ursache der Oszillation und deren Kopplung an den Charakter der ankommenden Grenzschicht bzw. an die entstehende Ablöseblase infolge der Strömungsumlenkung und des damit verbundenen Druckgradienten.
- Mögliche Erweiterung der sog. „Theorie der freien Wechselwirkungen“ um die mittlere Erstreckung der Schwingungsamplitude als neu zu definierendes Maß der Stromauf-Wechselwirkungslänge.

Als besondere Mess- bzw. Analysetechnik wird die von Frau Lenz im Rahmen ihrer Promotion in der ersten Förderperiode erarbeitete und weiterentwickelte Methodik der vollständigen Modalanalyse in einer Grenzschicht zum Einsatz kommen (Hitzdraht Anemometrie).

Als Sensorik stehen hier weiterhin eine Anlage zur Messung statischer Drücke, Miniatur-Einzeldrucksensoren für oberflächenbündigen Einbau, aber auch zum Einbau in selbst entwickelte feinst-verstellbare Pitot-Sonden, Atomlagen-Thermosäulen zur direkten stationären und instationären Messung von Wärmeströmen, Piezo-Folienaufnehmer sowie optische Visualisierungsmethoden (Interferenz- und Hochgeschwindigkeits-Schlierenmethoden) zur Verfügung. Die numerische Behandlung des Problems der Stoßoszillation erfolgt im Teilprojekt A6. Die Experimente werden folglich auch dementsprechend in Absprache mit dem Teilprojekt konzipiert.

Literatur:

- [1] Wagner, J.L.; Valdivia, A.; Yuceil, K.B.; Clemens, N.T.; Dolling, D.S.: *An Experimental Investigation of Supersonic Inlet Unstart*, AIAA 2007-4352.
- [2] Ganapathisubramani, B; Clemens, N.T.; Dolling, D.S.: *Planar imaging measurements to study the effect of spanwise structure of upstream turbulent boundary layer on shock induced separation*, AIAA 2006-324.
- [3] Humble, R.A.; Scarano, F.; van Oudheusden, B.W.: *Particle image velocimetry of a shock wave/turbulent boundary layer interaction*, Exp. Fluids, 43: 173-183, 2007.
- [4] Lenz, B.: *Experimental Determination of Fluctuation Levels in Supersonic Boundary Layers via Hot-Wire Anemometry*, geplante Dissertation, Stuttgart 2008.

Projekt A3: Auslegung und Charakterisierung eines 3D-Einlaufs

Betreuer: A. Gülhan, E. Krämer

Motivation:

Bei realen luftatmenden Triebwerken werden verstärkt 3D-Einläufe benutzt. Der Einlauf kombiniert mit dem Isolator eines Scramjet-Antriebes muss der Brennkammer ausreichenden Gasmassenstrom bei für die Überschallverbrennung notwendigen Gasparametern liefern. Die Güte des Einlaufs ist einer der wichtigsten Parameter für die Leistungsfähigkeit des Gesamtantriebes. Daher ist das Hauptziel dieser Aktivität die Untersuchung des Betriebsverhaltens eines 3D-Einlaufs eines Hyperschallflugzeugs mit luftatmendem Antrieb und Überschallverbrennung. Dafür werden die in der ersten Phase des Graduierten-Kollegs erworbenen Erkenntnisse und Werkzeuge bzgl. der Auslegung und Qualifizierung eines 2D-Einlaufs als Basis dienen. Gegenstand der Untersuchungen ist daher der Einlaufbereich, d.h. der Bereich der Außen- und Innenverdichtung sowie des Isolators.

Stand der Forschung und eigene Vorarbeiten:

Auf Grund ihrer jahrzehntelangen Erfahrung im Hinblick auf die Auslegung und Qualifizierung von Ramjet- und Scramjet-Einläufen, kombiniert mit den in Europa zum Teil einmaligen Anlagen, bietet sich die DLR Abteilung Windkanäle Köln, für Untersuchungen zum Betriebsverhalten der Scramjet-Einläufe an. Über Jahrzehnte wurden hier industrielle Entwicklungsarbeiten und Forschungsvorhaben zu Unterschall- und Überschalleinläufen durchgeführt. In einem Sonderforschungsbereich durchgeführte Arbeiten zielten z.B. auf die Beeinflussung der Stoß/Grenzschicht-Interaktion in Einläufen ab und konzentrierten sich dabei auch auf die Verbesserung der Einlaufgeometrie [1,2]. In der ersten Phase des Graduierten-Kollegs wurden bemerkenswerte Fortschritte im Verständnis der physikalischen Phänomene im Einlauf und Isolator gemacht [3-6].

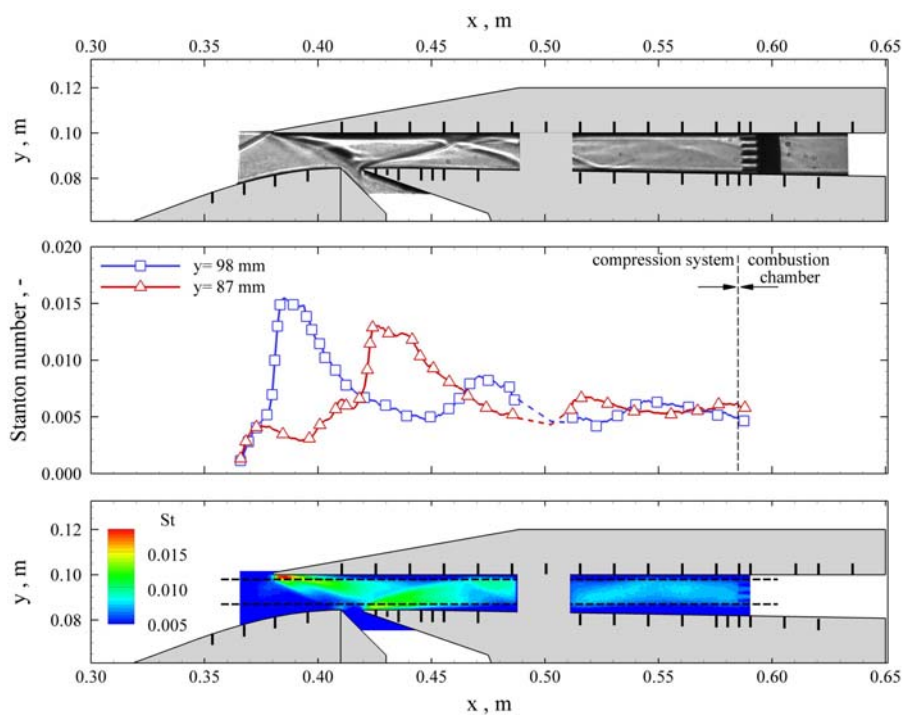


Abb.1: Gemessene Stantonzahlverteilung im Vergleich zu Schlierenbildern mit dem Einlaufmodell GK-01 der ersten GRK-Phase [3]

Wissenschaftliche Fragestellung und Projektziele:

Im Rahmen dieses Projektes soll ein 3D-Einlauf ausgelegt und im Hyperschallwindkanal H2K charakterisiert werden. Die Beeinflussung der Rampenströmung bzw. Stöße gehört auch zu den Inhalten dieses Teilprojektes. Ergänzend zu den Einlaufuntersuchungen wird auch die Wechselwirkung eines Injektordummies mit der Innenströmung studiert. Für einen effektiven Übergang soll zuerst das existierende 2D-Einlaufmodell der ersten Förderperiode für 3D-Effekte modifiziert und benutzt werden. Diese Daten werden bei der Auslegung des 3D-Einlaufs eine wichtige Rolle spielen. Die Rampenströmung und deren Einflüsse sollen anhand der Ölfilmtechnik und IR-Thermographie visualisiert werden. Mittels instationärer Druckmessungen und der Hochgeschwindigkeits-Schlierenmethode sollen die Stossoszillationen gemessen werden. Die einzelnen Arbeitsschritte sind:

- Modifizierung des existierenden 2D-Einlaufmodells der ersten Förderperiode zur Simulation einer 3D-Strömung im Einlauf und im Isolator. Diese Änderungen werden durch Anbringen verschiedener keilförmiger Teile am Modell realisiert. Die experimentelle Parameterstudie soll in erster Linie dem Verständnis der physikalischen Effekte und der Erstellung einer Datenbasis für die Auslegung des 3D-Einlaufs dienen.
- Entwicklung eines Auslegungstools für 3D-Einläufe und Auslegung, Konstruktion und Fertigung eines neuen 3D-Einlaufs. Dann sollen im Hyperschallwindkanal systematische experimentelle Untersuchungen im Vergleich zu den bereits durchgeführten 2D-Experimenten durchgeführt werden. Die Strömungsparameter der Anströmung werden exakt die gleichen sein.
- Der Einlauf wird entlang der Flugbahn sowohl bei unterschiedlichen Anströmgeschwindigkeiten als auch mit kleinen Änderungen von Anstell- und Schiebewinkeln betrieben. Durch Änderung in den Anströmbedingungen verändern sich die Stoßlagen auf den Rampen und führen zum Teil zu instationären Effekten. Stoßoszillationen und deren Auswirkungen auf die Einlaufleistung werden mittels instationärer Druckmessungen und der Hochgeschwindigkeits-Schlierenmethode untersucht. Die Strömungsvisualisierung und Wärmeflussverteilung auf den Rampen bzw. im Isolator wird mit der Ölfilmtechnik bzw. der IR-Thermographie realisiert.

Die Arbeiten sind eng vernetzt mit den Arbeiten der Teilprojekte A1, A2, A4 und A7. Auch wegen der Schnittstelle zwischen Isolator und Brennkammer ist eine enge Zusammenarbeit mit den Projekten B1 und B2 notwendig. Das Projekt C1 soll die flugrelevante Einlaufkonfiguration, die auch für dieses Teilprojekt notwendig ist, festlegen.

Literatur:

- [1] Schulte, D.; Henckels, A.; Wepler, U.: Reduction of Shock Induced Boundary Layer Separation in Hypersonic Inlets Using Bleed. Aerospace Science and Technology, Vol. 2, No. 4, pp. 231-239, 1998.
- [2] Schulte, D.; Henckels, A.; Neubacher, R.: Manipulation of Shock/Boundary Layer Interactions in Hypersonic Inlets. Journal of Propulsion and Power, Vol. 17, No. 3, pp. 585-590, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2001.
- [3] J. Häberle and A. Gülhan, „Investigation of the Performance of a Scramjet Inlet at Mach 6 with Boundary Layer Bleed“, 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA-2006-8139.
- [4] J. Häberle and A. Gülhan, „Investigation of the Flow Field of a 2D SCRAM-Jet Inlet at Mach 7 with optional Boundary Layer Bleed“, 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 8 - 11 July 2007, Cincinnati, OH, AIAA-2007-5068.
- [5] J. Häberle and A. Gülhan, „Internal Flowfield Investigation of a Hypersonic Inlet at Mach 6 with Bleed“, JOURNAL OF PROPULSION AND POWER, Vol. 23, No. 5, September–October 2007.
- [6] J. Häberle and A. Gülhan, „Investigation of a 2D Scramjet Inlet Flow Field at Mach 7“, JOURNAL OF PROPULSION AND POWER. angenommen.

Projekt A4: Exp. Untersuchung der Innenströmung eines Scramjet-Triebwerks

Betreuer: H. Olivier, E. Krämer

Motivation:

Die Leistungsfähigkeit eines Scramjet-Antriebs wird wesentlich durch die Eigenschaften der Einlaufströmung bestimmt, die sich in eine Außen- und eine Innenverdichtung aufteilt. Die Außenverdichtung hat als Hauptaufgabe die Strömung auf den benötigten Prozessdruck zu verdichten. Bei der Überschallverbrennung in der Brennkammer kommt es zu einem weiteren Druckanstieg, der sich durch die Wandgrenzschichten stromauf in den Einlauf ausbreiten kann. Diese Stromaufwirkung erzeugt einen so genannten Shock Train, ein komplexes Strömungsfeld mit Stoß-Grenzschicht Wechselwirkungen, die zu einem erhöhten Strömungswiderstand des Triebwerks und hohen lokalen Wärmelasten führen. Der Druckanstieg im Shock Train wird auch als Innenverdichtung bezeichnet und findet im geschlossenen Strömungskanal stromauf der Brennkammer statt – dem sogenannten Isolator. Wird dieser zu kurz ausgelegt, erreicht der Druckanstieg durch die Verbrennung den Einlauf und dieser blockiert. Dies führt zum Versagen des Triebwerks (Unstart).

Stand der Forschung und eigene Vorarbeiten:

Das Strömungsfeld im Isolator wird maßgeblich von den vorhandenen Grenzschichten an den benetzten Wänden und deren möglicher Ablösung bestimmt. Bisherige Untersuchungen an Isolatoren [1], [2] zeigen den Einfluss der Grenzschichtbeschaffenheit auf die Isolatorströmung. Ablösungen verändern die Lage und Ausprägung der Stöße und damit die benötigte Isolatorlänge, den erzielbaren Druckanstieg und das mögliche Auftreten eines Unstarts. Eine Aufdickung der Grenzschicht beim Eintritt in den Isolator führt zu einer Verringerung des erzielbaren Druckanstiegs ohne Störung der Einlaufströmung. Da sich bei einem Hyperschallflug die Strömungsoberflächen aufheizen und die Wandtemperatur einen großen Einfluss auf die Grenzschichtgrößen hat, muss dieser Wandtemperatureinfluss bei der Auslegung eines Scramjet-Triebwerks berücksichtigt werden. In den bisherigen Untersuchungen von Isolatoren wurde dieser Effekt noch nicht untersucht. Das Stoßwellenlabor verfügt über eine langjährige Erfahrung auf dem Gebiet der Hyperschallströmungen an aufgeheizten Kompressionsrampen [3], [4], [5]. Zur Messung der Druckverteilung an aufgeheizten Modellen wurde für die im Modell installierten Drucksonden eine spezielle Kühltechnik entwickelt, die Druckmessungen auch bei sehr hohen Wandtemperaturen erlaubt [4]. In der ersten Förderperiode des Graduiertenkollegs wurde am Stoßwellenlabor die Außenströmung eines Scramjet Einlaufes untersucht. Die Ergebnisse zeigen ein Anwachsen der Ablöseblase vor der Rampe mit zunehmendem Verhältnis von Wand- zu Totaltemperatur. Dabei wurde der Einfluss der Wandtemperatur und der Entropieschichten hervorgerufen durch Vorderkantenradien berücksichtigt [5], [7].

Wissenschaftliche Fragestellung und Projektziele:

Nachdem in der ersten Phase des GRK die Außenverdichtung mit dem erstellten beheizbaren Scramjet-Modell untersucht wurde, soll in der zweiten Phase die Innenströmung Gegenstand der geplanten Arbeiten sein. Ziel dieses Teilprojektes ist die Charakterisierung und physikalische Beschreibung der Innenströmung eines Scramjets, wobei insbesondere die Ausbildung des Shock Trains im Isolator und dessen Abhängigkeit von den relevanten strömungsmechanischen Parametern im Vordergrund steht. Hierzu dienen sowohl Experimente als auch physikalische Modelle zur Beschreibung der Innenströmung. Dabei sollen insbesondere folgende Einflussgrößen detailliert untersucht werden:

- Am Ende des Isolators wird über einen Zentralkörper der *Brennkammergegendruck* simuliert, wobei hier der maximal zulässige Drosselgrad, bei dem die Einlaufströmung noch nicht gestört wird, von Interesse ist.
- Zur Untersuchung des Wandtemperatureinflusses mit Hilfe der installierten Modellheizung wird das Verhältnis von Wand- zu statischer Temperatur variiert. Außerdem soll bei konstantem Verhältnis von Wand- zu statischer Temperatur (realisiert durch Modellheizung) die Staupunkttemperatur variiert werden, um den Einfluss dieses

Parameters zu beschreiben. Dies ist insbesondere für den Vergleich mit Versuchen aus Windkanälen wichtig, die keine hohen Staupunkttemperaturen simulieren können.

- In realen Einläufen sind bedingt durch die hohen Wärmelasten runde Vorderkanten unvermeidlich. Der Einfluss der durch die runden Vorderkanten entstehenden Entropieschichten auf die Innenströmung soll ebenfalls untersucht werden.

Die experimentellen Daten sind mit theoretischen Ansätzen und Korrelationsfunktionen [6] zu vergleichen. Das während der ersten Förderperiode des GRK gebaute und bis 1000 K beheizbare Modell wird für Messungen im Bereich der Innenströmung entsprechend umgerüstet und erweitert. Da keine Veränderungen im Bereich der Außenströmung vorgenommen werden, kann die Strömung in diesem Bereich als bekannt angenommen werden. Wie im Fall der Untersuchung der Außenströmung geben Druck- und Wärmestrommessungen entlang des Isolators sowie Farbschlieraufnahmen Aufschluss über das Strömungsverhalten. Zusätzlich sollen in einer weiteren Versuchsreihe Totaldruckmessungen an verschiedenen Positionen im Strömungsfeld des Isolators durchgeführt werden um die Charakterisierung der Strömung zu vervollständigen. Totaldruckmessungen in der Austrittsebene der Innenverdichtung erlauben die Bestimmung des Einlaufwirkungsgrades. Um weitere Erkenntnisse über das Betriebsverhalten zu gewinnen, soll eine Massenstrommessung im Austritt der Innenverdichtung realisiert werden. Die Ablöseblase am zweiten Rampenknicke soll mit Hilfe einer noch zu realisierenden Absaugung im Einlaufbereich beeinflusst werden. Die Versuche werden im Stoßwellenkanal TH2 durchgeführt, wobei die Auslegung des Triebwerks für 30 km Höhe und eine Flugmachzahl von $Ma=7$ erfolgt. Dies entspricht einer Stautemperatur von 2500 K und einer Einheits-Reynoldszahl von $Re = 3,6 \cdot 10^6/m$ und erlaubt somit die Einhaltung dieser Ähnlichkeitszahlen für den Flugfall. Aufgrund der kurzen Messzeit ist jedoch in einem Versuch nur die Untersuchung des Verhaltens in einem Betriebspunkt möglich. Hier ergänzen sich die geplanten Arbeiten mit denjenigen am H2K, DLR Köln (Teilprojekt A3), da diese Anlage lange Messzeiten ermöglicht und damit die Untersuchung des Verhaltens bei Änderung des Betriebszustandes erlaubt, wobei jedoch nur maximale Stautemperaturen im Bereich von 800 bis 900 K realisiert werden können. Die Arbeiten werden begleitet durch numerische Simulationen mit einem kommerziellen Code. Aus bereits durchgeführten Rechnungen für die Außenströmung kann das Einlaufprofil für die Innenströmung bestimmt werden, was die Berechnung des Strömungsfeldes im Isolator vereinfacht [7].

Literatur:

- [1] Waltrup, P.J.; Billig, F.S.: Structure of shock waves in cylindrical ducts. AIAA J. Vol. 11, No. 10, 1973, S.1404-1408
- [2] Emami, S.; Trexler, C.A.; Auslender, A.H.; Weidner, J.P.: Experimental investigation of inlet-combustor isolators for a dual-mode scramjet at a Mach number of 4. NASA TP 3502, 1995
- [3] Olivier, H.; Habermann, M.; Bleilebens, M.: Use of shock tunnels for hypersonic prop. testing. 35th AIAA Joint Prop. Conf., Los Angeles, 1999, AIAA Paper 99-2447
- [4] Bleilebens, M.; Olivier, H.: On the influence of elevated surface temperatures on hypersonic shock wave/boundary layer interaction at a heated ramp model. Shock Waves, Vol. 15, No. 5, 2006, S. 301-312
- [5] Neuenhahn, T.; Olivier, H.: Influence of the wall temperature and the entropy layer effects on the double wedge shock boundary layer interactions. AIAA Paper 2006-8136, 14th AIAA/AHI Space Planes Conf. and Hyp. Systems Con., Canberra 2006
- [6] Billig, F.S.: Research on supersonic combustion. Journal of Propulsion and Power, Vol. 9, No. 4, 1993, AIAA Paper 92-0001
- [7] Neuenhahn, T.; Olivier, H.: Numerical study of wall temperature and entropy layer effects on transitional double wedge shock wave/boundary layer interactions. 26th International Symposium on Shock Waves, Göttingen, 2007

Projekt A5: Untersuchung dreidimensionaler Strömungsstrukturen hervorgerufen durch Seitenwandeffekte an einem Scramjet-Triebwerk

Betreuer: H. Olivier, M. Behr

Motivation:

Die Leistungsfähigkeit eines Scramjet-Antriebs wird wesentlich durch die Eigenschaften der Einlaufströmung bestimmt, die sich in eine Außen- und eine Innenverdichtung aufteilt. Die Außenverdichtung hat als Hauptaufgabe, die Strömung auf den benötigten Prozessdruck zu verdichten. Aerodynamisch bedingte Verluste, wie sie z.B. durch starke Stöße und Grenzschichtablösungen auftreten, sollten dabei möglichst minimiert werden. Erhebliche Störungen der Einlaufströmung können durch Seitenwände hervorgerufen werden. Hierbei ist insbesondere die sich ausbildende komplexe Eckenströmung von Interesse, die zu erheblichen Druckverlusten und Wärmelasten führen kann.

Stand der Forschung und eigene Vorarbeiten:

Mit dem zweiten Flug innerhalb des HyShot Scramjet Programms gelang der erste erfolgreiche Nachweis der Überschallverbrennung im Flugexperiment [1]. Zahlreiche Vorversuche, die in Stoßwellenkanälen durchgeführt wurden [2, 3], zeigen die Leistungsfähigkeit dieser Anlagen besonders im Hinblick auf Scramjet-Untersuchungen, da diese die Einhaltung aller hierfür wichtigen Parameter wie Machzahl, Ruheenthalpie, Anströmdichte und Anströmdruck erlauben. Der große Vorteil, den diese Anlagen bieten, im Experiment die realen Anströmbedingungen des Hyperschallfluges zu erzeugen, soll auch in diesem Forschungsprojekt genutzt werden. Das Stoßwellenlabor verfügt über eine langjährige Erfahrung auf dem Gebiet der Hyperschallströmungen an Kompressionsrampen [4]. Innerhalb des Sonderforschungsbereichs 253 „Grundlagen des Entwurfs von Raumfahrzeugen“ wurde die Strömung an Einzel- als auch an Mehrfachrampen untersucht. In der ersten Phase des GRK wurde ein beheizbares Einlaufmodell entwickelt und untersucht.

Existierende Untersuchungen [5] zeigen, dass durch dreidimensionale Eckenströmungen sehr hohe Wärmelasten entstehen können, deren Höhe maßgeblich von dem „hypersonic viscous interaction Parameter“ bestimmt wird, in dem sich über die Chapman-Rubesin Parameter das Verhältnis von Wand- zu Strömungstemperatur wiederfindet. Mit steigendem Verhältnis erhöht sich auch die Verdrängungsschichtdicke der Grenzschichten [6], wodurch ein noch größerer Einfluss auf die Strömung entsteht.

In den bisherigen Untersuchungen weichen die Wandtemperaturen erheblich von denjenigen im Flugfall ab. Bei einem Hyperschallflug von langer Dauer treten an den Einlaufwänden sehr hohe Oberflächentemperaturen auf, weshalb die Wandtemperatureinflüsse auf die Grenzschichtstruktur und die Ausbildung dreidimensionaler Strömungsstrukturen von großer Bedeutung sind und bei der Auslegung eines Scramjet-Triebwerks berücksichtigt werden müssen.

An den Vorderkanten der Seitenwände können sich Eckenwirbel erheblichen Ausmaßes bilden [6]. Erste Versuche mit dem kompletten Einlaufmodell zeigen, dass für die gegebene Geometrie die Eckenwirbel relevante Ausmaße im Verhältnis zur Einlaufbreite erreichen, was zu einer erheblichen Reduzierung des Einlaufwirkungsgrades führen kann.

Wissenschaftliche Fragestellung und Projektziele:

An dem vorhandenen Scramjet-Modell sollen Untersuchungen zum Einfluss der Seitenwände auf die Einlauf- und Innenströmung erfolgen. Dies geschieht durch Vergleichsmessungen mit und ohne Seitenwände, wobei hierfür sowohl Druck- und Wärmestrommessungen als auch Strömungsvisualisierung mittels Schlierenaufnahmen eingesetzt werden. Die Eckenwirbel selbst sollen mittels Infrarotthermographie auf den optisch zugänglichen Teilen der Einlaufwannen visualisiert werden. Messungen mit nur einer Seitenwand ermöglichen die Messung der Wärmeströme auf deren Innenseite mittels Infrarotthermographie.

Totaldruckmessungen in der Austrittsebene der Innenverdichtung, sowie die Messung des Massenstroms, geben Aufschluss auf die Wirkung der Seitenwände auf den Einlaufwirkungsgrad. Durch Totaldruckmessungen auf der ersten Rampe, die im Bereich einer Seitenwand durchgeführt werden, soll der Eckenwirbel charakterisiert werden, um die Entwicklung und Interaktion mit den Grenzschichten zu untersuchen. Weiterhin soll untersucht werden, wie sich unter realen Strömungsbedingungen die Eckenwirbel und ihr Einfluss auf die Strömung bei Variation der Wandtemperatur durch Aufheizen entwickeln. Durch Änderung des Schiebewinkels wird die Reaktion der Einlaufströmung auf etwaige Fluglageänderungen simuliert.

Im vorhandenen Modell befindet sich die Vorderkante der Seitenwände stromauf der Einlauf-rampenvorderkante, um auch einen durch die abgerundete Vorderkante abgelösten Frontstoß einfangen zu können. Durch das Anbringen neuer Seitenwandkonfigurationen soll untersucht werden, ob und wie die Druckverluste durch Seitenwandeffekte reduziert werden können. Dabei soll z.B. der Abstand von Seitenwandvorderkante zu Rampenvorderkante variiert werden, um die Wechselwirkung der Eckenwirbel mit dem Vorderkantenstoß zu untersuchen.

Diese Arbeiten werden begleitet durch entsprechende numerische Simulationen mit einem kommerziellen Programm. Zur Auslegung neuer Konfigurationen sind hochauflösende numerische Simulationen eines kleinen Bereiches in Vorderkantennähe vorgesehen.

Die Versuche sollen im Stoßwellenkanal TH2 durchgeführt werden, wobei die Auslegung des Triebwerks für 30 km Höhe und eine Flugmachzahl von $Ma=7$ erfolgt. Dies entspricht einer Stautemperatur von 2500 K und einer Einheits-Reynoldszahl von $Re = 3,6 \cdot 10^6/m$. Der Stoßwellenkanal erlaubt im Experiment die Einhaltung der Machzahl und für ein Demonstratortriebwerk geringer Abmessung die der Reynoldszahl sowie der Stautemperatur, was insbesondere für die Zuströmbedingungen der Brennkammer von Bedeutung ist. Aufgrund der kurzen Messzeit in diesen Anlagen ist jedoch in einem Versuch nur die Untersuchung des Verhaltens in einem Betriebspunkt möglich, nicht jedoch das Verhalten bei Änderung des Betriebszustands. Hier ergänzen sich die geplanten Arbeiten mit denjenigen am H2K, DLR Köln, da diese Anlage lange Messzeiten und damit die Untersuchung des Verhaltens bei Änderung des Betriebszustandes erlaubt, allerdings nur für maximale Stautemperaturen im Bereich von 800 bis 900 K.

Literatur:

- [1] Boyce, R.R.; Frost, M.; Paull, A.: Combustor and Nozzle CFD Calculations for the HyShot Scramjet flight experiment. Paper AIAA-2002-5268
- [2] Odam, J.; Paull, A.: Internal Combustor Scramjet Pressure Measurements in the T4 Shock tunnel. Paper AIAA-2002-5244
- [3] Rogers, R.C.; Shih, A.T.; Tsai, C.-Y.; Foelsche, R.O.: Scramjet Tests in a Shock Tunnel at Flight Mach 7, 10, and 15 Conditions. Paper AIAA-2001-3241
- [4] Olivier, H.; Habermann, M.; Bleilebens, M.: Use of Shock Tunnels for Hypersonic Propulsion Testing. 35th AIAA Joint Propulsion Conference, Los Angeles, June 1999, AIAA Paper 99-2447
- [5] Korkegi, R.H.: Survey of Viscous Interactions Associated with High Mach Number Flight. AIAA Journal Vol. 9, No. 5, 1971, S. 771 – 784
- [6] van Driest, E.R.: Investigation of Laminar Boundary Layer In Compressible Fluids Using The Crocco Method. NACA Technical Note 2597, 1952
- [7] Alvi, F.S.; Settles, G.S.: Physical Model of the Swept Shock Wave/Boundary-Layer Interaction Flowfield. AIAA Journal Vol. 30, No. 9, 1992 S. 2252-2258

Projekt A6: Numerische Simulation der instationären Effekte an einem Scramjet-Einlauf

Betreuer: C.-D. Munz, P. Gerlinger

Motivation:

Die numerische Simulation von Einlaufströmungen im Über- und Hyperschall ist ein schwieriges Problem. Zum einen muss das numerische Verfahren die auftretenden Verdichtungsstöße robust approximieren können, zum anderen spielt die Wechselwirkung mit der wandgebundenen Strömung eine wichtige Rolle. Eine numerische Simulation für ein solches Problem lässt sich über eine stationäre RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes) Rechnung durchführen. Die benutzten numerischen Verfahren sind dabei Shock-Capturing-Verfahren von 2. Ordnung mit einer impliziten Zeitdiskretisierung. Mit diesen Methoden ist allerdings eine höherwertige Simulation, die auch instationäre Effekte aufzeigt, nicht möglich. Bei dem Einlauf einer Scramjet-Antriebskonfiguration erwartet man allerdings, dass instationäre Phänomene in der Einlaufströmung einen deutlichen Einfluss haben. Hierfür ist im Wesentlichen eine Oszillation der auftretenden Schrägstöße unter den gegebenen Einlaufbedingungen verantwortlich. Die durch die Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung auftretenden Oszillationen können hier Auswirkungen bis in den Fangquerschnitt zeigen. Um diese Zusammenhänge zu klären, wird in experimentellen Untersuchungen die Frequenz der Oszillationen und deren Abhängigkeit von den Anströmbedingungen untersucht. Instationäre numerische Simulationen können diese grundlegenden Betrachtungen unterstützen, um die Ursache der Oszillationen, deren Kopplung an die Schwingungen der Ablöseblase oder an die turbulenten Schwankungsbewegungen der ankommende Grenzschicht zu finden.

Stand der Forschung und eigene Vorarbeiten:

Die Entwicklung effizienter numerischer Methoden für Über- und Hyperschallströmungen begann mit der Entwicklung der sogenannten Shock-Capturing Finite-Volumen-Verfahren vor gut 20 Jahren. Mit diesen Verfahren hat man inzwischen sehr gute Erfahrungen gemacht, eine Übersicht ist z.B. in [1], [2] enthalten. Diese Verfahren sind heute in den gängigen Rechenprogrammen der Luft- und Raumfahrt implementiert. Turbulente Strömungen für reale Anwendungen lassen sich dabei mit Hilfe von Turbulenzmodellen in der Form der Approximation der zeitlich gemittelten Lösung beschreiben. Eine Auflösung instationärer turbulenter Fluktuationen, z.B. in der Form einer LES (Large Eddy Simulation) lässt sich auf Grund der hohen Rechenzeiten im Allgemeinen nicht durchführen.

Die Arbeitsgruppe von Prof. Munz arbeitet in dem Bereich der Konstruktion von Verfahren hoher Ordnung, insbesondere zur Approximation von instationären kompressiblen Strömungen. Die numerischen Verfahren sind Raum-Zeit Discontinuous Galerkin (DG) Verfahren, welche auf unstrukturierten Gittern laufen und damit eine einfache adaptive Gitterverfeinerung erlauben. Sie können als eine Kombination eines Finite-Volumen-Verfahrens und eines Finite-Elemente-Verfahrens betrachtet werden.

Im Rahmen der ersten Förderungsperiode wurde das STE-DG (Space-Time Expansion Discontinuous Galerkin) Verfahren entwickelt, welches für instationäre Probleme optimiert ist und stationäre Lösungen nur sehr ineffizient liefert ([3], [4], [5]). Dieser Ansatz gibt dann aber Raum für eine explizite Zeitapproximation. Das Verfahren kann auf Lösungen mit lokal unterschiedlichem Verhalten sehr flexibel reagieren. Es ist lokal adaptiv in Raum und Zeit. So kann in den Bereichen mit starken Gradienten lokal verfeinert und so eine exzellente Auflösung von Stoßwellen erzeugt werden, während in den glatten Bereichen die hohe Ordnung sehr genaue Ergebnisse mit relativ wenig Gitterzellen liefert. Ziel mit diesen Verfahren ist die LES oder eine direkte Simulation von turbulenten Strömungen.

Wissenschaftliche Fragestellung und Projektziele:

Die numerische Simulation der komplexen stoßbehafteten instationären Einlaufströmung in der Scramjet-Geometrie, wie sie in dem Graduiertenkolleg vorgeschlagen wurde, ist eine Herausforderung für das wissenschaftliche Rechnen. Für den keilförmigen Zentralkörper mit ebenen Seitenwänden, wie er in dem Scramjet-Demonstrator vorgesehen ist, kommt es zu

einem Druckgradienten in Querrichtung und damit zu einer vollen dreidimensionalen Strömung mit Ablösung. Durch Schwingungen der Ablöseblase oder durch turbulente Schwankungsbewegungen der ankommenden Grenzschicht erwartet man zudem, dass Instationaritäten in der Einlaufströmung auftreten und diese einen deutlichen Einfluss auf die Strömung nehmen. Dieses Projekt stellt das numerische Gegenstück zu den experimentellen Untersuchungen in den Projekten A1 und A2 dar. In enger Kooperation mit diesen experimentellen Projekten werden numerische Simulationen durchgeführt, welche die Interpretation und die Analyse der experimentellen Ergebnisse unterstützen.

Wie oben beschrieben wurde in der ersten Förderungsperiode ein numerisches Verfahren entwickelt und implementiert, welches bei Beginn der 2. Förderperiode in der folgenden Form vorliegt: Dreidimensional, instationär mit der Möglichkeit zur adaptiven Anpassung von Gitter und Genauigkeitsordnung. In der zweiten Periode geht es darum, das Rechenprogramm für konkrete Simulationen der Einlaufströmung bereitzustellen und anzuwenden, um das instationäre Verhalten der Einlaufströmung zu untersuchen. Die Herausforderung bei diesen Simulationen sind die Verdichtungsstöße sowie die Auflösung der Grenzschicht einschließlich der Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung. Das numerische Verfahren ist dabei in der Lage, mit lokalen Gitterverfeinerungen und Erhöhung der Genauigkeit auf das lokale Verhalten der Lösung zu reagieren. Lokale Gitterverfeinerungen werden in Bereichen der Strömung eingesetzt, in denen Stoßwellen oder starke Gradienten auftreten. In Wandnähe wird man die Approximationen hoher Ordnung einsetzen, welche die Chance liefern, die Grenzschicht über relativ wenige Gitterzellen zu erfassen.

Diese Adaptivität wird an Teilproblemen validiert, wie an der Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung und der Ablösung. Zur LES Simulation wird die Variational-Multiscale-Methode eingesetzt, welche die Kopplung der aufgelösten Skalen mit der Modellierung der sub-grid scale Effekte in einer schwachen Form in der Variationsformulierung enthält. Bei den dreidimensionalen Rechnungen müssen dabei alle Aspekte des Hochleistungsrechnens wie Parallelisierung und Load-Balancing untersucht und das Programm entsprechend erweitert werden. In Zusammenarbeit mit A1 und A2 werden die numerischen Simulationen konzipiert und interpretiert.

Literatur:

- [1] C. Hirsch: Numerical Computation of Internal and External Flows Volume 1, 2, Wiley and Sons 1990
- [2] C. Laney: Computational Gas Dynamics, Cambridge University Press 1998
- [3] F. Lörcher, G. Gassner, C.-D. Munz: A discontinuous Galerkin scheme based on a space-time expansion. I. Inviscid compressible flow in one space dimension, Journal of Scientific Computing 32 (2007), 175-199
- [4] G. Gassner, F. Lörcher, C.-D. Munz: A discontinuous Galerkin scheme based on a space-time expansion. II. Viscous compressible flow in multi space dimensions, to appear in Journal of Scientific Computing 2008
- [5] F. Lörcher, G. Gassner, C.-D. Munz: An explicit discontinuous Galerkin scheme with local time-stepping for general unsteady diffusion equations, to appear in J. Comput. Phys. 2008

Projekt A7: Numerische Untersuchungen zur Relaminarisierung in Hyperschalleinläufen

Betreuer: M. Behr, N. Adams

Motivation:

Einlaufströmungen von Hyperschalltriebwerken sind durch sehr komplexe Strömungsphänomene, wie Stoß-Stoß- und Stoß-Grenzschicht-Interaktionen, gekennzeichnet. Dabei sind hypersonische Grenzschichten generell extrem dick und in diesem speziellen Anwendungsfall durch Entropieschichten, wie sie sich aufgrund abgelöster Kopfwellen an runden Vorderkanten ergeben, überlagert. Aufgrund der Interaktion der Hauptströmung mit der Grenzschicht, können der lokale Grenzschichtzustand und das dadurch veränderte Ablöseverhalten große Auswirkungen auf die gesamte Einlaufströmung haben. Insbesondere bei der numerischen Simulation von Hyperschallexperimenten ist die korrekte Modellierung des Grenzschichtzustands von zentraler Bedeutung, da sich die Grenzschicht aufgrund der skalierten Modellbauängen im Transitionsbereich befindet und somit sowohl laminare als auch turbulente Grenzschichten und deren Zwischenzustände erfasst werden müssen. In diesem Zusammenhang muss insbesondere die numerische Simulation von relaminarisierenden Hyperschallströmungen als noch nicht gelöst betrachtet werden.

Stand der Forschung und eigene Vorarbeiten:

Die Modellierung der Transition von einer laminaren zu einer turbulenten Strömung ist seit vielen Jahren Gegenstand von wissenschaftlichen Untersuchungen, wobei die entwickelten Modelle bisher kaum Einsatz im Bereich von Hyperschallströmungen fanden [1,2]. Die vorangegangenen experimentellen und numerischen Untersuchungen von hypersonischen Rampenströmungen sowie von kompletten Hyperschalleinläufen haben gezeigt, dass die genaue Modellierung von transitionellen Effekten für die Berechnung von Einlaufströmungen von größter Bedeutung ist [3,4]. Zum einen konnte nachgewiesen werden, dass die sich an den externen Kompressionsrampen ausbildende Grenzschicht für den graduiertenkollegsrelevanten Auslegungspunkt im Bereich des Rampenknicks ablöst und nachfolgend umschlägt. Zum anderen zeigte sich, dass die Grenzschichten im Bereich der Innenverdichtung starken Expansionen ausgesetzt sind, die zur Relaminarisierung der Strömung führen können, wodurch sich das Ablöseverhalten der Grenzschicht drastisch ändert. Im ungünstigsten Fall verursacht der auf die expandierende Rampengrenzschicht einfallende Haubenstoß eine Blockierung des Einlaufs. Im Rahmen der ersten Antragsphase des Graduiertenkollegs wurden daher zwei Transitionsmodelle, die auf der Basis einer Transportgleichung für den *intermittency factor* den laminar-turbulenten Umschlag simulieren, in den Strömungslöser QUADFLOW integriert und mit Hilfe der experimentellen Teilprojekte A3 und A5 für den Bereich der laminar-turbulenten Transition im Rampenknick validiert [5]. Dabei konnte nachgewiesen werden, dass die Überlagerung mit der Entropieschicht einen entscheidenden Einfluss auf den Grenzschichtcharakter hat. Des Weiteren ergaben die Untersuchungen eine extreme Gittersensitivität bei hypersonischen Strömungen. Abbildung 1 zeigt mit einem Transitionsmodell berechnete Ergebnisse für ein mit Mach 6.85 angeströmtes Rampenmodell. Im oberen Bild ist der Verlauf des Reibungsbeiwertes rein laminaren bzw. voll turbulenten Verläufen gegenübergestellt. Man erkennt deutlich den Einfluss der Turbulenz auf die Größe der Ablöseblase sowie den Wiederanlegungspunkt der Grenzschicht. Erste Ergebnisse im Bereich der Eckenströmung bestätigen den turbulenzverringenden Effekt der Expansion, wodurch sich der transitionell berechnete Reibungsbeiwert von einem anfänglich turbulenten Wert auf einen laminaren Verlauf verringert.

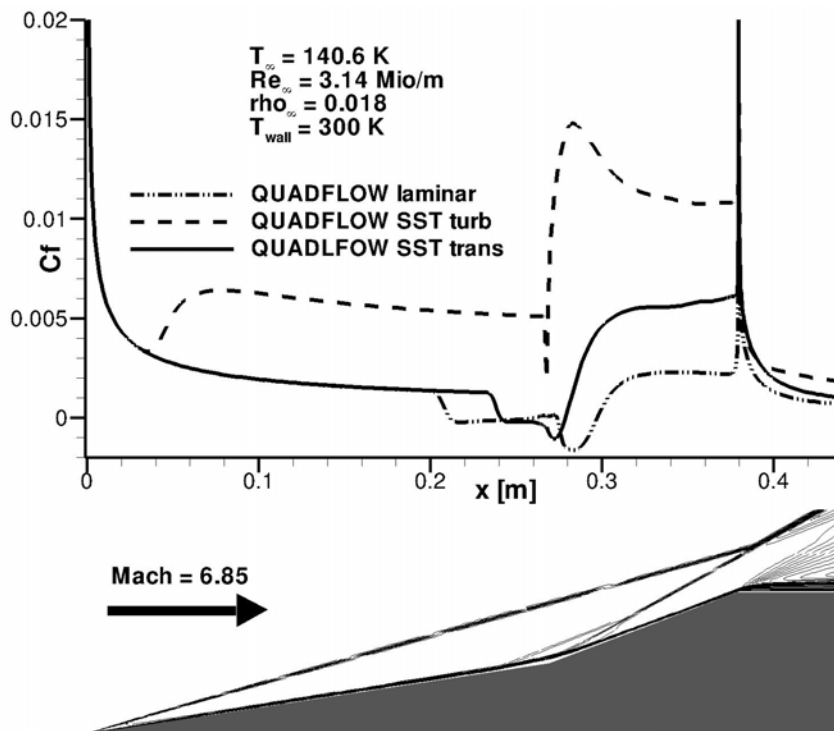


Abb.1: Reibungsbeiwert und Machzahlisolinien einer hypersonischen Doppelrampenströmung mit anschließender Expansion. Dargestellt sind Ergebnisse für eine laminare, eine voll turbulente und eine transitionelle Rechnung mit dem Strömungslöser QUADFLOW.

Wissenschaftliche Fragestellung und Projektziele:

Im Rahmen des vorgeschlagenen Teilprojektes soll aufbauend auf die bereits implementierten Transitionsmodelle eine genauere Untersuchung des Relaminarisierungsprozesses erfolgen. Zu diesem Zweck sollen höherwertige Turbulenzmodelle, wie z.B. Reynoldsspannungsmodelle, mit den Transitionsmodellen gekoppelt werden. Bisher basieren die implementierten Transitionsmodelle auf dem Zwei-Gleichungs-SST Turbulenzmodell, das für die Simulation von Hyperschallströmungen nur bedingt geeignet ist. Die so erweiterten Modelle sollen dann in enger Zusammenarbeit mit den experimentellen Teilprojekten des Bereichs A zur Simulation von hypersonischen Eckenströmungen und Einlaufinnenströmung herangezogen werden. Zur Reduzierung des Einflusses der Gitterqualität auf die Lösung sollen vermehrt multiskalen-basierte Gitteradaptionsverfahren zum Einsatz kommen, die lokal eine genauere räumliche Auflösung ermöglichen.

Literatur:

- [1] Menter, F., Langtry, R.: A Correlation-Based Transition Model Using Local Variables Part I – Model Formulation, Proceedings of ASME Turbo Expo, 2004.
- [2] Lodefier, K., Dick, E.: Modeling of Unsteady Transition in Low-Pressure Turbine Blade Flows with Two Dynamic Intermittency Equations, Journal of Flow, Turbulence and Combustion, Nr. 76, pp. 103-132, 2005.
- [3] Reinartz, B., Ballmann, J., Brown, L. Fischer, Ch., Boyce, R.: Shock Wave / Boundary Layer Interaction in Hypersonic Intake Flows, 2nd European Conference on Aero-Space Sciences (EUCASS), Brussels, Belgium, 1-6 July 2007.
- [4] Neuenhahn, Th., Olivier, H.: Influence of the wall temperature and the entropy layer effects on double wedge shock boundary layer interactions, AIAA Paper 2006-8136, 2006.
- [5] Krause, M., Reinartz, B., Ballmann, J.: Numerical Investigation and Simulation of Transitional Effects in Hypersonic Intake Flows, High Performance Computing in Science and Engineering '06, Springer, pp. 391-406, 2007.

Projekt A8: Numerische Untersuchungen von Sensitivitäten bei der Auslegung eines Hyperschalleinlaufs

Betreuer: M. Behr, H. Olivier

Motivation:

Die aerodynamische Auslegung des Hyperschalleinlaufs mit nachfolgendem Isolator ist ein entscheidendes Kriterium für die Gesamtleistungsfähigkeit eines luftatmenden Antriebssystems. Von zentraler Bedeutung ist dabei vor allem die Integration des Einlaufs in das Gesamttriebwerk und die sorgfältige Abstimmung mit den vor- bzw. nachgeschalteten Triebwerkskomponenten. In diesem Zusammenhang ist eine Sensitivitätsanalyse im Hinblick auf das Verhalten des Einlaufs zum Einen bei geringen Änderungen in der Zuströmung, zum Anderen bei Änderungen des Brennkammergegendrucks am Isolatoraustritt geplant. Da Scramjet-Triebwerke aufgrund ihrer Funktionsweise sehr sensibel gegenüber derartigen Änderungen sind, stellt diese Analyse ein wichtiges Hilfsmittel für die Gesamtauslegung des Einlaufs dar. Des Weiteren sollen die Ergebnisse der Sensitivitätsanalyse bei der Instrumentierung von Windkanalmodellen Eingang finden.

Stand der Forschung und eigene Vorarbeiten:

Im Rahmen einer Sensitivitätsanalyse wird die Reaktion eines oder mehrerer Ergebnisgrößen in Abhängigkeit von der Variation der Eingabegrößen untersucht und damit die Empfindlichkeit des Ergebnisses bestimmt. Mathematisch lässt sich diese Empfindlichkeit als lokale Ableitung der Ergebnisgröße nach der Eingabegröße ausdrücken. Zur Bestimmung dieser lokalen Ableitungen kann zum einen das numerische Differenzenverfahren (*divided differences*) zur Anwendung kommen, bei dem ausgehend von einem beschränkten Ergebnispool mit entsprechenden Eingabewerten Polynomkoeffizienten mit Hilfe der Division von Differenzen ermittelt werden und im Weiteren zur Approximation der Ableitungen Verwendung finden. Diese Verfahren haben einen sehr geringen programmtechnischen Aufwand, erfordern aber die Durchführung mehrerer Simulationen. Bei gradientenbasierten Verfahren, z.B. automatischem Differenzieren (AD), werden dagegen die gesuchten Ableitungen mit Hilfe der beschreibenden Modellgleichungen (z.B. den Navier-Stokes Gleichungen) exakt bestimmt und nachfolgend gelöst. Dadurch ergeben sich die gesuchten Sensitivitäten als Teil des Ergebnisses einer jeden Simulation. Nachteilig ist, dass vorangehend der Löser entsprechend erweitert werden muss, indem entweder die Ableitungen von Hand einprogrammiert werden oder aber entsprechende Direktiven für das AD Tool eingefügt werden müssen. Am CATS besteht bereits eine große Erfahrung bei der Anwendung von gradientenbasierten Verfahren zur Geometrieoptimierung [1] sowie erste Erfahrungen mit dem AD Tool ADIFOR in Zusammenhang mit dem Strömungslöser QUADFLOW [2].

Im Rahmen der ersten Förderperiode wurden umfangreiche numerische Simulationen von Einlaufströmungen im Über- und Hyperschall durchgeführt [3]. Dabei umfassen die bisher untersuchten Konfigurationen Triebwerkseinläufe mit reiner Außenverdichtung (Kompressionsrampen) mit und ohne Berücksichtigung des Seitenwandeinflusses sowie auch Einläufe mit gemischter Innen- und Außenverdichtung für einen großen Machzahlbereich. Die Turbulenzmodellierung zeigt sich dabei als ein limitierender Faktor für die Einsatzmöglichkeiten der numerischen Simulationen. Aus zwei Gründen kamen dabei Turbulenzmodelle zur Grobstruktur-Simulation (LES) noch nicht zum Einsatz. Zum einen besteht bei Hochgeschwindigkeitsströmungen das Problem der Stoßerkennung, da die Stoßbreite im Bereich von wenigen mittleren freien Weglängen liegt, wogegen die Kolmogorov-Länge ein bis zwei Größenordnungen größer ist. In diesem Bereich hat es in den letzten Jahren eine starke Entwicklung gegeben, so dass heute Rekonstruktionen hoher Ordnung (WENO) für die Stoßerkennung eingesetzt werden [4]. Zum anderen ist die Strömung in einem Hyperschalleinlauf dominiert von der hypersonischen Grenzschicht und ihrer Interaktion mit auftreffenden Stößen. Gerade im Bereich der Grenzschicht sind LES Verfahren aber nicht effizient anwendbar aufgrund des rechnerischen Aufwands. Neuerdings kommen hier verstärkt hybride RANS/LES Verfahren zum Einsatz, bei denen die

Lösung der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes Gleichungen im Bereich der Grenzschicht mit der Lösung der gefilterten Navier-Stokes Gleichungen im äußeren Bereich kombiniert werden [5]. Aufgrund dieser Entwicklungen ist der Einsatz der physikalisch genaueren Grobstruktur-Turbulenzsimulation auch für hypersonische Innenströmungen anwendbar.

Wissenschaftliche Fragestellung und Projektziele:

Das wesentliche Ziel des vorliegenden Projekts besteht in der numerischen Sensitivitätsanalyse der charakterisierenden Einlaufgrößen in Abhängigkeit der Anströmwerte. Insbesondere sind der Einfluss der Machzahl, des Anstellwinkels sowie des Gierwinkels auf den Triebwerksmassenstrom und den sich ergebenden Eintrittsdaten der Brennkammer (z.B. Machzahl und Temperatur) zu untersuchen. Weiterhin ist zur Auslegung des Isolators der Einfluss des Gegendrucks der Brennkammer auf die Länge des sich einstellenden *shock trains* von besonderer Bedeutung. Daher soll auch diese Abhängigkeit im Rahmen einer Sensitivitätsanalyse untersucht werden. Zur Berechnung der Sensitivitäten sollen in einem ersten Schritt numerische Differenzenverfahren (*divided differences*) herangezogen werden, die jedoch gegebenenfalls eine große Abhängigkeit von der gewählten Schrittweite aufweisen. Daher sollen in einem nächsten Schritt Werkzeuge des automatischen Differenzierens verwendet werden, die eine exakte Berechnung der Gradienten ermöglichen. Dabei wird der existierende Strömungslöser so erweitert, dass neben den ursprünglichen Ausgabegrößen auch deren Ableitungen nach beliebigen Eingangsgrößen simultan berechnet werden.

Darüber hinaus soll ein Turbulenzmodell zur Grobstruktur-Simulation (LES) in den Strömungslöser integriert werden. In diesem Zusammenhang eignet sich der zum Einsatz kommende Strömungslöser QUADFLOW besonders, da im Rahmen der Weiterentwicklung des Löser die Änderung der Rekonstruktionsformulierung von zweiter auf höhere Ordnung bereits geplant ist, so dass der Einbau eines LES-Verfahrens sich gut bewerkstelligen lässt. Der Bereich der wandgebundenen Turbulenz soll weiterhin mit einem bereits im Strömungslöser integrierten RANS-Modell simuliert werden. Ein hybrides RANS/LES Verfahren könnte in diesem Zusammenhang nach dem Konzept der *detached eddy simulation* (DES) auf dem Spalart-Allmaras Turbulenzmodell basieren oder aber, zur Erfassung der wandgebundenen Turbulenz in hypersonischen Grenzschichten besser geeignet, auf einem höherwertigen Reynoldsspannungsmodell aufbauen.

Mit dem so erweiterten Löser sollen dann begleitend zu den in Projektgruppe A durchgeführten Experimenten numerische Simulationen der Einlauf- und Isolatormodelle sowie grundlegende Rechnungen für die Auslegung des Demonstratortriebwerks erfolgen.

Literatur:

- [1] Abraham, F., Behr, M., Heinkenschloss, M.: Shape Optimization in Unsteady Blood Flow: A Numerical Study of Non-Newtonian Effects, *Computer Methods in Biomechanics and Biomedical Engineering*, Vol. 8, pp. 201–212, 2005.
- [2] Bramkamp, F., Bücker, H., Rasch, A.: Using Exact Jacobians in an Implicit Newton-Krylov Method. *Computers & Fluids*, 35(10):1063-1073, 2006.
- [3] Reinartz, B., Ballmann, J., Behr, M.: Computational Analysis of a 3D Hypersonic Intake for Experimental Testing at Mach 8, 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Dayton, OH, USA, 28 April-1 May 2008.
- [4] Martin M.: Shock-capturing in LES of high-speed flows, Center of Turbulence Research, Annual Research Briefs 2000, pp. 193-198, 2000.
- [5] Piomelli, U.: Wall layer models for LES, AIAA Paper 2008-0603, 2008.

Projektgruppe B: Verbrennung

Projekt B1: Experimentelle Untersuchungen zur Brennstoffeinmischung und Stabilität einer Scramjet- Brennkammer

Betreuer: B. Weigand, T. Sattelmayer

Motivation:

Die mit Überschall durchströmte Brennkammer ist der zentrale Teil eines Scramjet-Antriebs. In der Brennkammer muss der Brennstoff mit der anströmenden Luft schnell, effizient und ohne große Totaldruckverluste vermischt, gezündet und möglichst vollständig verbrannt werden. Der Stabilitätsbereich der dort ablaufenden Überschallverbrennung muss genügend Spielraum für Änderungen der Anströmparameter und für eine Variation der Brennstoffmenge zulassen. Dabei ist die Brennkammerlänge und Brennkammergeometrie von entscheidender Bedeutung. Ein aussichtsreiches Konzept zur Brennstoffeinbringung in Scramjet-Brennkammern besteht in der Anwendung von Zentralkörpern, welche in der Brennkammer im Hauptströmungspfad angeordnet sind. Dies gilt besonders für die hier verfolgte zivile Nutzung von Scramjet-Antrieben, da diese über große Brennkammerquerschnitte verfügen, bei denen eine reine Wandeinblasung nicht zielführend ist.

Stand der Forschung und eigene Vorarbeiten:

Auf dem Gebiet der Untersuchung von Scramjet-Brennkammern hat das ITLR eine lange Tradition [1]. So wurden z.B. im Teilprojekt „Vergleichende theoretische und experimentelle Untersuchungen zu Mischung, Zündung und Verbrennung in Staustrahltriebwerken für den Hyperschallflug“ des SFB 259 eine Reihe von Kenntnissen und Erfahrungen auf dem Gebiet der Überschallverbrennung erarbeitet. Hier wurden umfangreiche Wasserstoff/Luft-Mischungsuntersuchungen in Überschallströmungen mit ebenen und wellenförmigen Zentralkörper [2, 3] sowie Untersuchungen zur Wasserstoff/Luft-Überschallverbrennung mit Flammenstabilisierung unter Verwendung ebener und wellenförmiger Zentralkörper [4] durchgeführt. In Brennversuchen mit dem wellenförmigen Zentralkörper konnte im Vergleich mit einem ebenen Zentralkörper die 2,5-fache Menge an Wasserstoff in die Überschallströmung eingebracht werden, ohne dass die Strömung in der Brennkammer blockierte. Ferner wurde eine Wasserstoff/Luft-Überschallflamme mit koaxialer Wasserstoffeinblasung [4] untersucht. Bei den experimentellen Arbeiten wurden berührungslose Messtechniken wie spontane Ramanspektroskopie [5], Rayleighstreuung, laserinduzierte Fluoreszenz (LIF), Emissionspektroskopie und Coherent Antistokes Raman Scattering (CARS) und neuerdings auch Laser Induced Thermal Acoustics (LITA) eingesetzt [6]. Während der letzten Jahre wurden Modifikationen an der Brennkammer am ITLR vorgenommen (z.B. eine Verlängerung der Brennkammer die nun bessere Studien zum Flammumschlag ermöglicht). Weiterhin wurden Untersuchungen zu verschiedenen Moden der Verbrennung in einer Überschallbrennkammer durchgeführt (weak und strong combustion) und es wurde ein weiterer Kanal aufgebaut, der es ermöglicht bei niederen Temperaturen die Einmischung des Brennstoffs in die Strömung besonders gut zu beobachten [7].

Wissenschaftliche Fragestellung und Projektziele:

Das Ziel der geplanten Untersuchungen betrifft die Untersuchung der Brennstoffeinbringung in eine Brennkammer für den Scramjet-Antrieb. Dafür sind experimentelle Untersuchungen an der ITLR – Überschallverbrennungsanlage vorgesehen. Die Untersuchungen zielen vor allem auf die folgenden beiden Bereiche:

- **Brennkammergeometrie:** Die Geometrie der Brennkammer hat einen großen Einfluss auf die ablaufenden Prozesse und damit auf die Betriebs- und Leistungsparameter eines Staustrahltriebwerks. Wie bisher durchgeführte Untersuchungen gezeigt haben, sind stabile Betriebszustände über einen größeren Parameterbereich nur mittels einer

Brennkammer mit variabler Geometrie zu erhalten. Hier ist auch von besonderem Interesse ein Zusammenspiel verschiedener Brennstoffinjektionskonzepte (z.B. Zentralkörper und zusätzliche Rampeneinmischungen) zu untersuchen. Diese Untersuchungen sollen eng durch numerische Simulationen begleitet (Verknüpfung z.B. mit Projekten B2, B4, B5, B6, B8) und gestützt werden, um verschiedene Konzepte und Betriebszustände bewerten zu können, die mit der ITLR Brennversuchsanlage nicht erreichbar sind (z.B. höhere Flugmachzahlen). Ferner sollen dadurch Voraussagen für Demonstratortests und zur Integration in das Gesamttriebwerk ermöglicht werden (Verknüpfung mit C5, C6, C7).

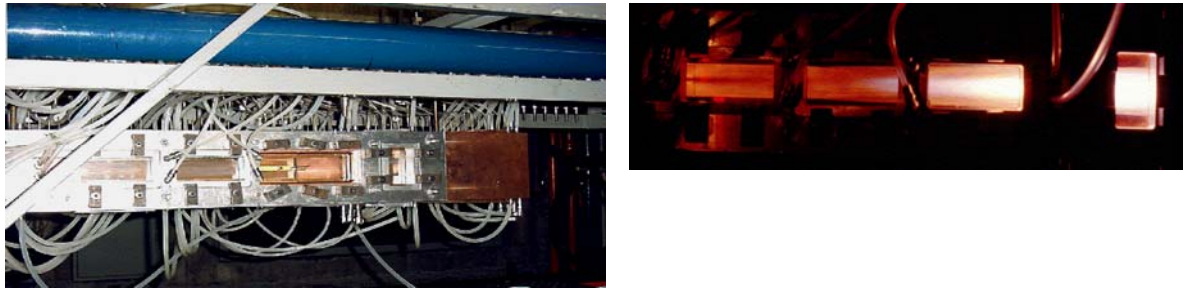


Abb. 1: ITLR Brennkammer (links) und Experiment für $T_0=1353\text{ K}$, $p_0=3,5\text{ bar}$ (rechts).

- Mischungs- und Stabilisierungsuntersuchungen:** Hier soll die Effizienz der Brennstoffvermischung mit der Luft bei hohen Geschwindigkeiten untersucht werden. Dabei soll die Verbrennung möglichst vollständig über geringe axiale Erstreckungen ablaufen. Es sollen die bestehenden Einblaskonzepte mit wellenförmigen Zentralkörpern als Grundlage verwendet und Möglichkeiten von Erweiterungen durch zusätzliche Einblasungen im Wandbereich untersucht werden. Diese Einblaskonzepte sollen so realisiert werden, dass sie mit effizienten Kühlmethoden für die Einblaskörper kombiniert werden können (Verknüpfung z.B. mit B6). Neben dem Mischkonzept sind weiterhin Untersuchungen zur Stabilisierung der Überschallverbrennung in der Brennkammer vorgesehen. Bei Änderung der Betriebsparameter (z.B. bei hohem Brennstoffdurchsatz) kann es hier zum Blockieren der Überschallströmung kommen, was im Realfall eine Zerstörung des Triebwerks zur Folge haben könnte.

Literatur:

- [1] P. Kasal, J. Algermissen, Temperature measurements by Raman spectroscopy in hydrogen air supersonic flames induced by oblique shocks, ZFW **13**:399-404, 1989.
- [2] Gerlinger, P., Kasal, P., Boltz, J., and Brüggemann, D.: Numerical Investigation of Hydrogen Strut Injection into Supersonic Air, AIAA-paper 98-3424, 1998.
- [3] P. Gerlinger, P. Kasal, F. Schneider, J. von Wolfersdorf, B. Weigand, M. Aigner: Experimental and numerical investigation of lobed strut injectors for supersonic combustion. Basic Research and Technologies for Two-Stage-to-Orbit Vehicles (D. Jacob, G. Sachs, S. Wagner, eds.), Wiley-VCH Verlag GmbH & Co KGaA, S. 365-382, 2005.
- [4] Kasal, P., Gerlinger, P., Walther, R., von Wolfersdorf, J., Weigand, B.: Supersonic Combustion: Fundamental Investigation of Aerothermodynamic Key Problems, AIAA-paper 2002-5119, 2002.
- [5] Kasal, P., Boltz, J., Gerlinger, P., and Brüggemann, D.: Raman Measurements of Supersonic Hydrogen/Air Mixing, Laser Applications to Chemical and Environmental Analysis, OSA Technical Digest, Vol.3, pp. 95-97, 1998.
- [6] S. Schlamp, T. Rösigen, P. Kasal, B. Weigand: Experimental considerations for laser-induced thermal acoustics (LITA) in compressible turbulent flows, 33rd AIAA Fluid Dyn. Conf. and Exhibit, Orlando, 2003.
- [7] J. Chun, T. Scheuermann, J. von Wolfersdorf, B. Weigand: Experimental study on combustion mode transition in a Scramjet with parallel injection, AIAA/AHI Conference, Canberra, Australia, 2006.

Projekt B2: Numerische Untersuchung einer Scramjet-Brennkammer für verschiedene Flugbedingungen

Betreuer: B. Weigand, N. Adams

Motivation:

Die mit Überschall durchströmte Brennkammer ist der zentrale Teil eines Scramjet-Antriebs. In der Brennkammer muss der Brennstoff mit der einströmenden Luft schnell, effizient und ohne große Totaldruckverluste vermischt, gezündet und möglichst vollständig verbrannt werden. Die hierzu zur Verfügung stehende Zeit liegt in der Größenordnung von Millisekunden, was eine große Herausforderung an die technische Umsetzung solcher Systeme stellt. Für die Einbringung des Brennstoffs können vielfältig ausgestaltete Injektoren eingesetzt werden. Hier können auch Konzepte mit Zentraleinblasung und Rampeneinblasung des Brennstoffs kombiniert auftreten. Weiterhin weist die Geometrie der Brennkammer eine Vielzahl von Gestaltungsmöglichkeiten auf, die rein experimentell praktisch nicht zu untersuchen sind. Dies ist der Grund dafür, dass numerische Untersuchungen der Vermischung, der Verbrennung, der Flammstabilität und der Betriebsbereiche von Scramjet-Brennkammern eine große Rolle spielen. Hiermit ist es möglich, verschiedenste Variationen der Einbringung des Brennstoffs zu berechnen und zu bewerten. Weiterhin erlaubt die numerische Simulation die realen Flugbedingungen abzubilden, die vielfach nicht oder aber nur zum Teil im Experiment realisiert werden können. Hierzu ist allerdings die numerische Simulation hinsichtlich ihrer Genauigkeit zunächst an Messungen zu validieren. Dies ist in verschiedenen Projekten in der ersten Förderperiode des Graduiertenkollegs schon geschehen.

Stand der Forschung und eigene Vorarbeiten:

Auf dem Gebiet der Untersuchung von Scramjet-Brennkammern hat das ITLR eine lange Tradition [1]. Das Institut für Thermodynamik der Luft- und Raumfahrt (ITLR) der Universität Stuttgart verfügt über eine große Versuchseinrichtung zur Untersuchung der Überschallverbrennung, bestehend aus einem 600 kW Schraubenkompressor (1.45 kg/s , $\Delta p = 9.5 \text{ bar}$) und zwei elektrischen Heizern (1 MW , $T_{\text{max}} = 1500 \text{ K}$). Hierbei wird eine Überschallbrennkammer mit einer Wasserstoffeinspritzung versorgt (eine Beschreibung der Anlage ist z. B. in Kasal und Algermissen [1] gegeben). Die Anlage kann kontinuierlich betrieben werden. Die Brenndauer ist nur durch die Menge des zur Verfügung stehenden Wasserstoffs begrenzt. Die erreichbaren Strömungsbedingungen entsprechen einer Flugmachzahl von ungefähr sieben. In der Vergangenheit wurden z.B. im Teilprojekt „Vergleichende theoretische und experimentelle Untersuchungen zu Mischung, Zündung und Verbrennung in Staustrahltriebwerken für den Hyperschallflug“ des SFB 259 eine Reihe von Erkenntnissen und Erfahrungen auf dem Gebiet der Überschallverbrennung erarbeitet. Hierbei wurden umfangreiche Wasserstoff/Luft-Mischungsuntersuchungen in Überschallströmungen mit ebenen und wellenförmigen Zentralkörpern [1, 2], sowie Untersuchungen zur Wasserstoff/Luft-Überschallverbrennung mit Flammenstabilisierung unter Verwendung ebener und wellenförmiger Zentralkörper [3] durchgeführt. In Brennversuchen mit dem wellenförmigen Zentralkörper konnte, gegenüber einem ebenen Zentralkörper, die zweieinhalb fache Menge an Wasserstoff in die Überschallströmung eingebracht werden, ohne dass die Strömung in der Brennkammer blockierte. Dies konnte durch numerische Studien bestätigt werden. Ferner wurde eine Wasserstoff/Luft-Überschallflamme mit koaxialer Wasserstoffeinblasung [3] untersucht. In der ersten Förderphase des Graduiertenkollegs wurden die experimentellen Untersuchungen zur Brennstoffeinmischung am ITLR fortgeführt. Besonderes Augenmerk lag hierbei auf der geometrischen Ausgestaltung der Brennkammer und der unterschiedlichen Einbringung des Brennstoffs. Diese Arbeiten werden im Projekt B1 in der zweiten Förderperiode weitergeführt. In der ersten Förderperiode des Graduiertenkollegs erfolgten außerdem vielfältige numerische Untersuchungen mit dem kommerziellen CFD Programm CFD++. Begonnen wurde dabei mit ausführlichen Konvergenz- und Gitterstudien um zu einer

Einschätzung der Güte der numerischen Lösungen zu kommen. Vergleiche mit den experimentellen Daten zeigten, dass diese sowohl qualitativ als auch quantitativ gut reproduziert werden können. Probleme bei der Vorhersage entstehen jedoch in Bereichen starker Strömungsablösungen. Dies ist eventuell auf die Verwendung von Wandfunktionen zurückzuführen. Weiterhin wurden zahlreiche Parametervariationen durchgeführt um den Einfluss einzelner Rand- und Strömungsbedingungen auf die Gesamtlösung zu untersuchen. Die vier verschiedenen im Experiment vorkommenden Verbrennungsformen konnten dabei alle reproduziert werden. Die numerischen Lösungen erlauben eine genaue Untersuchung der im Kanal auftretenden Strömungsphänomene und trugen entscheidend zum Verständnis der dort ablaufenden physikalischen Vorgänge bei. Beispiele hierfür sind das Entstehen von Ablöseblasen und Shock Trains, Mischungsverhalten und Versperrungswirkung der Zentralkörper, Stoßlagen, Ausbrenngrade, Auftreten von instationären Effekten, uvm. Die Untersuchungen werden derzeit komplementär zu den experimentellen Arbeiten fortgeführt. Dabei war und ist es stets wichtig, die Rechenzeiten soweit wie möglich zu limitieren um verschiedene Geometrievarianten in überschaubarer Zeit rechnen und beurteilen zu können. Weiterhin erfolgen momentan numerische Simulationen [4] zur Unterstützung erster Demonstratortests am ITAM in Novosibirsk. Diese sind Teil eines assoziierten DFG Projekts (GA1332-1) und sollen einzelne Bausteine des im Graduiertenkolleg verfolgten Konzepts auf ihre Wirksamkeit unter realen Flugbedingungen hin testen.

Wissenschaftliche Fragestellung und Projektziele:

Das Ziel der in der zweiten Förderperiode geplanten Untersuchungen betrifft die numerische Untersuchung der Geometrievariationen und der Brennstoffeinemischung in der Scramjet-Brennkammer. Ziel ist es die experimentellen Arbeiten mit Hilfe der numerischen Untersuchungen zu unterstützen. Letztere sollen hierbei zur gezielten Vorauswahl von unterschiedlichen Geometrievarianten der Brennkammer und Injektorkonzepte eingesetzt werden. Dazu werden die aus anderen Projekten der ersten Förderperiode erhaltenen Modelle (z.B. Module für die Turbulenz-Chemie Interaktion aus B6 und B4) in dem kommerziellen Code verwendet. Bei diesem Projekt liegt der Schwerpunkt also auf Berechnungen mittels RANS oder vereinzelt URANS. Diese Modellierung der Vorgänge kann dann immer wieder mit den genaueren Verfahren aus B5 und B6 abgeglichen werden. Mit diesem Vorgehen soll es gelingen die große Anzahl der experimentellen Untersuchungen in überschaubaren Grenzen zu halten. Weiterhin sollen mehrere detaillierte numerische Rechnungen für den geplanten Demonstrator durchgeführt werden. Es sollen Berechnungen für verschiedene Flugzustände erfolgen. Besonderes Augenmerk soll bei diesen Untersuchungen auch auf die Stabilität der Verbrennung und die möglichen auftretenden Verbrennungsmoden gelegt werden. Diese numerischen Untersuchungen sind besonders wichtig im Hinblick auf die Betrachtung des Gesamtkonzepts im Projekt C5, wo unter anderem auch die Belastungen im Brennkammerbereich eine zentrale Rolle spielen.

Literatur:

- [1] P. Kasal, J. Algermissen, Temperature measurements by Raman spectroscopy in hydrogen air supersonic flames induced by oblique shocks, ZFW 13:399-404, 1989.
- [2] Gerlinger, P., Kasal, P., Boltz, J., and Brüggemann, D.: Numerical Investigation of Hydrogen Strut Injection into Supersonic Air, AIAA-paper 98-3424, 1998.
- [3] P. Gerlinger, P. Kasal, F. Schneider, J. von Wolfersdorf, B. Weigand, M. Aigner: Experimental and numerical investigation of lobed strut injectors for supersonic combustion. Basic Research and Technologies for Two-Stage-to-Orbit Vehicles (D. Jacob, G. Sachs, S. Wagner, eds.), Wiley-VCH Verlag GmbH & Co KGaA, S. 365-382, 2005.
- [4] M.C. Banica et al.: Numerische Untersuchung der Strömungsverhältnisse in der Überschallbrennkammer des ITLR und Vergleich mit experimentellen Daten, DGLR Jahrestagung, Darmstadt, 2008.

Projekt B3: Thermische und mechanische Betrachtungen für Zentralkörper in einer Scramjet-Brennkammer

Betreuer: J. von Wolfersdorf, H.-P. Kau

Motivation:

Ein aussichtsreiches Konzept zur Brennstoffeinbringung in Scramjet-Brennkammern besteht in der Anwendung von Zentralkörpern, welche in der Brennkammer im Hauptströmungspfad angeordnet sind. Diese Zentralkörper sind hohen thermischen und mechanischen Belastungen ausgesetzt und müssen daher entsprechend gekühlt und ausgelegt werden. Dabei ist in der Regel eine Innenkühlung mit Brennstoff (Wasserstoff) vorgesehen. Dies betrifft insbesondere den schlanken Anströmungsbereich, der zusätzlich durch auftretende schräge Stöße hohen Belastungen ausgesetzt ist. Weiterhin ist die mechanische Belastung aufgrund der sich einstellenden Druckverteilungen auf dem Zentralkörper ein wichtiger Aspekt, um bei den vorgesehenen dünnwandigen Bauteilen Verformungen aufgrund von Druckunterschieden zwischen Brennstoffdruck und statischem Druck auf der Außenfläche bei den gegebenen thermischen Belastungen Rechnung tragen zu können. Über die thermomechanische Belastung und effiziente Kühlstrukturen für die stromlinienförmigen Zentralkörper sind derzeit jedoch kaum Informationen bekannt.

Stand der Forschung und eigene Vorarbeiten:

Für die Realisierung eines Scramjet-Antriebs sind neben den Strömungs- und Verbrennungsproblemen die strukturmechanischen und thermischen Aufgabenstellungen zu lösen. Dabei müssen aktive Kühlmethoden eingesetzt werden. Für die Brennkammerwandungen werden u.a. konvektive Kühlkonzepte mittels Brennstoff betrachtet, wobei für Kohlenwasserstoffe auch endotherme Prozesse in Betracht gezogen werden. Die Kühlung von Zentralkörpern ist aufgrund der oftmals nur kurzen Testzeiten in Versuchseinrichtungen und der damit verbundenen geringeren thermischen Belastungen im Versuch bisher wenig betrachtet oder nur vereinfacht realisiert worden (z.B. [1]).

Experimente bei kontinuierlichem Betrieb, wie sie am ITLR u.a. im Rahmen des Graduiertenkollegs 1095 durchgeführt wurden (z.B. [2]-[4]), haben die hohen thermischen Belastungen an den verwendeten Zentralkörpern und die damit verbundenen Probleme der Zeitstandfestigkeit deutlich aufgezeigt. Daher wurden serpentinenförmige Kühlkonfigurationen in den Zentralkörpern realisiert (Abb.1, links), welche jedoch bei Langzeitbetrieb und wiederholten Experimenten noch keine ausreichende Kühlung gewährleisten konnten (Abb.1, rechts).

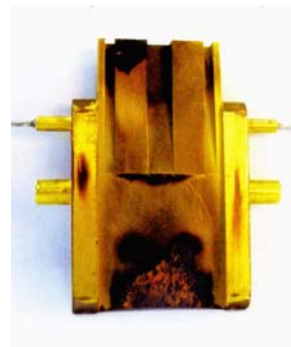
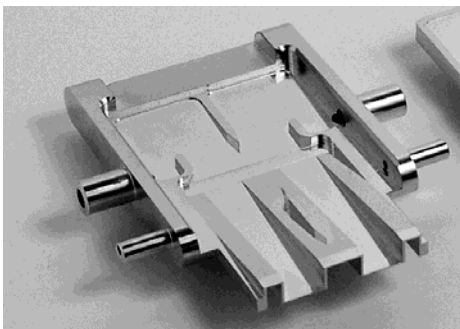


Abb. 1: Innenkonfiguration eines Zentralkörpers (links) und Zentralkörper nach Langzeitbetrieb in einer Scramjet-Brennkammer (rechts).

Verbesserte Kühlkonfigurationen benötigen daher genauere Kenntnisse über die auftretenden thermischen und mechanischen Belastungen. Zur detaillierten, flächenhaften Bestimmung der thermomechanischen Belastungen an Körpern in Überschallströmungen können verschiedene Messverfahren herangezogen werden. Für Untersuchungen bezüglich der Temperaturbelastung aufgrund von Dissipationseffekten (Bestimmung der Recovery-Temperatur) können thermochromatische Flüssigkristalle (TLC) bei geringen

Strömungstemperaturen eingesetzt werden (z.B. [5]). Dieses Messverfahren wird seit vielen Jahren am ITLR für verschiedenste Untersuchungen angewandt (z.B. [6]). Mechanische Lasten aufgrund von Druckdifferenzen können flächenhaft und berührungsfrei durch drucksensitive Farben (Pressure Sensitive Paints - PSP) experimentell ermittelt werden. Dabei wird die Druckabhängigkeit der Fluoreszenz von Luminophoren nach einer Photonenanregung zur Ermittlung des statischen Druckes an überströmten Oberflächen genutzt ([7], [8]). Untersuchungen bei hohen Temperaturen können mittels Infrarot-Thermografie vorgenommen werden. Diese Messtechnik ist am ITLR vorhanden und wird u.a. zur Untersuchung von Transpirations- und Filmkühlungsvorgängen [9] eingesetzt. Zur Bewertung der Messergebnisse stehen numerische Verfahren (CFD, FEM) für konjugierte Datenanalysen (Bewertung thermische Außenbelastung, Wärmeleitung im Bauteil und Innenkühlung) zur Verfügung.

Wissenschaftliche Fragestellung und Projektziele:

Das wesentliche Ziel des vorgeschlagenen Projektes besteht in der thermomechanischen Charakterisierung von Zentralkörpern als Brennstoffinjektoren in einer Überschallströmung für Scramjets. Dabei stehen die messtechnische Erfassung der thermischen und mechanischen Belastungen und die daraus zu entwickelnden Kühlkonzepte im Vordergrund. Das Wärmeübergangsverhalten auf der Zentralkörperoberfläche soll in Kaltversuchen mittels TLC (thermochromatische Flüssigkristalle) für unterschiedliche Anströmungsbedingungen experimentell untersucht werden. Diese Ergebnisse dienen als Randbedingungen für eine gesamthafte thermische Modellbildung und der Erarbeitung von Kühlkonzepten. Die mechanische Belastung aufgrund von Druckkräften soll durch optische Messungen mittels PSP (drucksensitive Farben) ermittelt werden. Die zu erarbeitenden Kühlkonzepte sollen anschließend unter Hochtemperaturbedingungen experimentell mittels Infrarot-Thermografie bewertet werden, wobei numerische Methoden zur gekoppelten thermomechanischen Datenanalyse heranzuziehen sind. Neben der Qualifizierung von Kühlkonzepten soll damit eine Datenbasis für die thermomechanische Auslegung und Bewertung von Zentralkörpern in einer Scramjet-Brennkammer erstellt werden.

Literatur:

- [1] Kanda, T.; Sunami, T.; Tomioka, S.; Tani, K.; Mitani, T.: Mach 8 Testing of a Scramjet Engine Model, *Journal of Propulsion and Power*, Vol.17, No.1, 2001, 132-138
- [2] Chun, J.; Scheuermann, T.; von Wolfersdorf, J.; Weigand, B.: Experimental Study on Combustion Mode Transition in a Scramjet with Parallel Injection, AIAA-2006-8064.
- [3] Hannemann, K.; Ciezki, H.K.; Haidn, O.J.; von Wolfersdorf, J.; Rocci Denis, S.: German Test Fac. for High Speed Air Breathing Prop., EUCASS, Brussels, 2007.
- [4] Gerlinger, P.; Kasal, P.; Schneider, F.; von Wolfersdorf, J.; Weigand, B.; Aigner, M.: Experimental and Numerical Investigation of Lobed Strut Injectors for Supersonic Combustion, in: "Basic Research and Technologies for Two-Stage-to-Orbit Vehicles: Collaborative Research Centres", D. Jacob, G. Sachs, S. Wagner (Ed.), 365-382.
- [5] Mee, D.J., Chiu, H.S., Ireland, P.T.: Techniques for detailed heat transfer measurements in cold supersonic blowdown tunnels using thermochromic liquid crystals, *Int. J. Heat and Mass Transfer*, 45, 2002, 3287-3297.
- [6] Poser, R.; von Wolfersdorf, J.; Lutum, E.: Advanced Evaluation of Transient Heat Transfer Experiments Using Thermochromic Liquid Crystals, *Proc. IMechE*, Vol. 221 Part A: J. Power and Energy, 2007, 793-801.
- [7] Bell, J.H., Schairer, E.T., Hand, L.A. & Mehta, R.D., Surface pressure measurements using luminescent coatings. *Annual Review of Fluid Mechanics*, **33**, 155-206, 2001.
- [8] von Wolfersdorf, J.; Ott, P.; Weigand, B.: Temperature and Pressure Sensitive Coatings, in: *Flow Phenomena in Nature*, R. Liebe (ed.), WIT, ISBN 1-84564-001-2, Vol. 2, 2006, 747-766.
- [9] Brauckmann, D.; von Wolfersdorf, J.: Application of Steady State and Transient IR-Thermography Measurements to Film Cooling Experiments for a Row of Shaped Holes, ASME GT2005-68035.

Projekt B4: Numerische Untersuchungen zur Turbulenz-Chemie-Interaktion und zur Schadstoffbildung in Scramjet-Brennkammern

Betreuer: P. Gerlinger, T. Sattelmayer

Motivation:

Die Entwicklung zukünftiger Raumfahrtantriebe mit Überschallverbrennung war bisher überwiegend von den großen technischen Herausforderungen in der Realisierung solcher Antriebe geprägt. Damit verbundene Umweltproblematiken wurden weitgehend ausgeklammert. Dabei ruft selbst die Verbrennung von Wasserstoff Probleme hervor: Zum einen stellt freigesetzter Wasserdampf in großen Höhen ein Klimaproblem dar und zum anderen verursachen die hohen Brennkammertemperaturen in Scramjet-Triebwerken hohe Ausstöße an Stickoxiden (NO_x). Letzteres lässt sich jedoch minimieren.

Im Gegensatz zur Unterschallverbrennung treten in Überschallbrennkammern deutlich höhere turbulente Temperatur- und Komponentenfluktuationen auf. Beides beeinflusst den Verbrennungsablauf und die Schadstoffbildung. Wegen der ohnehin schon sehr langen Rechenzeiten werden bei 3D-Scramjet-Brennkammerberechnungen meist vereinfachte Ansätze zur Modellierung der Turbulenz/Chemie-Interaktion verwendet. Dies kann bei der Vorhersage des Zündverhalten, der Flammenstabilisierung und insbesondere auch des Schadstoffaustosses zu großen Fehlern führen. Daher ist es notwendig, effizientere und zuverlässigere Modelle zur Berücksichtigung der Turbulenz/Chemie-Interaktion zu entwickeln.

Stand der Forschung und eigene Vorarbeiten:

Die reaktionskinetischen Vorgänge zur Bildung von Stickoxiden sind relativ gut erforscht. Von den unterschiedlichen Pfaden, die in Scramjet-Brennkammern zu NO_x führen, dürfte vor allem die thermische NO_x-Bildung (Zeldovich-Mechanismus) von Bedeutung sein. Im Gegensatz zu Flugtriebwerksbrennkammern treten in Scramjet-Brennkammern deutlich höhere Brennkammereintrittstemperaturen auf. Thermisches NO_x ist wiederum äußerst sensitiv in Hinblick selbst auf relativ geringe Temperaturänderungen. In Überschallbrennkammern mit turbulenter Strömung heißt das, dass die Temperaturfluktuationen, in geringerem Maß auch die Komponentenfluktuationen (O und OH) sehr genau vorhergesagt werden müssen, um die NO_x-Konzentrationen zumindest einigermaßen genau zu erfassen. Das wiederum erfordert verlässliche Modelle zur Berücksichtigung der Turbulenz/Chemie Interaktion.

In Kombination mit detaillierter chemischer Kinetik lassen sich „assumed-“ [1] und Transportgleichungs-PDF-Verfahren [2] zur Berücksichtigung der Turbulenz-Chemie-Interaktion nutzen. Beide Ansätze werden am Institut für Verbrennungstechnik der Luft- und Raumfahrt (IVLR) untersucht. Insbesondere bei kompressiblen Strömungen besteht in beiden Fällen noch relativ großer Forschungs- und Entwicklungsbedarf. Das gilt insbesondere für verlässliche Vorhersagen der Schadstoffbildung. Der physikalisch fundiertere Transportgleichungs-PDF-Ansatz erfordert sehr viel Rechenzeit und ist damit bei 3D-Brennkammerstudien zur Schadstoffberechnung kaum einsetzbar. Der in Hinblick auf Rechenzeit effizientere assumed-PDF-Ansatz unterliegt wiederum Einschränkungen, die aus Annahmen bei der Modellierung hervorgehen. So wird die Komponenten-PDF gewöhnlich nur aus der Spur des Komponentenvarianzentensors bestimmt und Komponenten-Temperatur-Korrelationen werden meist vernachlässigt. Beides ruft Fehler hervor, wie in [4,5] gezeigt wird. Darüber hinaus enthalten die Varianzgleichungen teilweise sehr einfach modellierte oder ganz vernachlässigte Terme. Durch den Vergleich mit Resultaten von Transportgleichungs-PDF-Verfahren können einzelne Terme detailliert untersucht und verbesserte Modellansätze gefunden werden. Alle genannten Gebiete werden vom Antragsteller seit langem bearbeitet.

Wissenschaftliche Fragestellung und Projektziele:

Im vorliegenden Forschungsprojekt sollen die folgenden Ziele verfolgt werden:

- Weiterentwicklung des bereits eingesetzten und verlässlich arbeitenden multi-variaten assumed-PDF-Ansatzes,
- Untersuchung der Stickoxidbildung in Scramjet-Brennkammern,
- Untersuchung von Maßnahmen zur Minimierung der Stickoxide.

Auf Grund seiner hohen Effizienz bei 3D-Simulationen soll der bisher verwendete assumed-PDF-Ansatz weiter genutzt werden. Allerdings wird angestrebt, diesen an mehreren Punkten zu verbessern. Diese betreffen einige verhältnismäßig einfach modellierte Terme und eine bessere Beschreibung der PDF-Struktur.

In Hinblick auf die NO_x-Bildung ist zunächst die Genauigkeit der verfügbaren Reaktionsmechanismen zu überprüfen. Da im Bereich von Überschallflammen keine experimentellen Daten zur Stickoxidbildung vorliegen, soll das an Hand von Unterschallflammen geschehen. Hierzu bietet sich beispielsweise die H₃-Flamme des TNF- (Turbulent Nonpremixed Flames) Work-shops an. Um die Vergleichbarkeit mit Scramjet-Brennkammern zu gewährleisten, sollen Wasserstoffflammen mit möglichst hohen Temperaturen gewählt werden. Anschließend ist eine numerische Studie zum Niveau des NO_x Ausstoßes in experimentell untersuchten (allerdings ohne Stickoxidaten) Scramjet-Brennkammern geplant. Dafür vorgesehen ist die HyShot-Brennkammer sowie die am ITLR untersuchten Brennkammerkonfigurationen mit wellenförmigem Zentralinjektor. Diese Simulationen sollen darüber Aufschluss geben, mit welchem Schadstoffausstoß in Überschallbrennkammern zu rechnen ist.

Die folgenden Arbeitsschritte befassen sich dann mit Maßnahmen, die eine Schadstoffminderung bewirken. Erste Untersuchungen am IVLR für Zentralkörpereinblasungen haben NO-Werte von mehreren hundert ppm erbracht. Dabei war die Flugmachzahl und damit die Brennkammereintrittstemperatur noch relativ gering. Bei höheren Machzahlen ist hier mit noch höheren NO-Werten zu rechnen. Dieser Schadstoffausstoß liegt weit über dem heutiger Fluggasturbinen und muss deutlich gesenkt werden. Allerdings sind die meisten der in Gasturbinen verwendeten Ansätze zur NO_x-Minderung in Überschallbrennkammern nicht umsetzbar. Die Anforderungen werden noch dadurch erhöht, dass diese Konzepte über einen weiten Machzahlbereich hinweg zuverlässig arbeiten müssen. Im vorliegenden Forschungsvorhaben ist geplant, eine Scramjet-Brennkammer bei unterschiedlichen Flug-Machzahlen in Hinblick auf die NO_x-Produktion zu untersuchen. Ferner soll geklärt werden, in wie weit sich gängige Maßnahmen zur NO_x-Minderung wie

- magere Verbrennung,
- und eine homogene Vormischung

in Scramjet-Brennkammern auf die NO_x-Produktion auswirken. Wesentlich ist in diesem Zusammenhang vor allem die Art der Wasserstoffeinbringung. Daher ist auch vorgesehen, unterschiedliche Konzepte wie Wand- und Zentralkörpereinblasung gegenüberzustellen.

Wesentlich ist ferner, dass die Schadstoffbildung nicht isoliert von anderen Parametern wie Effizienz der Verbrennung, Totaldruckverlust und Schub gesehen wird. Soweit möglich sollen auch diese Faktoren in Betracht gezogen werden.

Literatur:

- [1] Gerlinger, P.: Investigation of an Assumed PDF Approach for Finite-Rate Chemistry, *Combustion Science and Technology*, 175, pp. 841-872, 2003.
- [2] Möbus, H., Gerlinger, P., Brüggemann, D.: Scalar and Joint Scalar-Velocity-Frequency Monte-Carlo PDF Simulation of Supersonic Combustion, *Combustion and Flame*, 132, pp. 3-24, 2003.
- [3] Gerlinger, P., Stoll, P., Kindler, M., Schneider, F., Aigner, M.: Numerical Investigation of Mixing and Combustion Enhancement in Supersonic Combustors by Strut Induced Streamwise Vorticity. *Aerospace Science and Technology*, 12, pp. 159-168, 2008.
- [4] Gerlinger, P., Schneider, F., Aigner M.: Multi-Variate Assumed PDF Modeling of Turbulent Sub- and Supersonic Combustion, ISABE-2007-1315, 2007.
- [5] Gerlinger, P., Nold, K., Aigner, M.: Investigation of Hydrogen-Air Reaction Mechanisms for Supersonic Combustion, AIAA paper 2008-4570, 2008.

Projekt B5: Instationäre Simulationen von Scramjet-Brennkammern

Betreuer: M. Aigner, C.-D. Munz

Motivation:

In den meisten Brennkammern mit Überschallverbrennung ist nicht davon auszugehen, dass sich ein stationäres Strömungsfeld ausbildet. Aus Rechenzeitgründen werden solche Probleme dennoch überwiegend stationär simuliert. Auf Grund der hohen Strömungsgeschwindigkeiten in Überschallbrennkammern liegen die chemischen und strömungsmechanischen Zeitskalen in der gleichen Größenordnung. Das hat zur Folge, dass die Verbrennung mit detaillierter chemischer Kinetik beschrieben werden sollte. Dies zieht wiederum steife Gleichungssysteme und zahlreiche Komponentengleichungen nach sich: der Rechenaufwand wird sehr hoch.

Das Rechenzeitproblem verschärft sich, wenn zeitgenau simuliert werden soll. Prinzipiell bieten sich hierfür URANS (Unsteady Reynolds Averaged Navier-Stokes) oder LES (Large Eddy Simulationen) an. Letzteres eignet sich (insbesondere mit Verbrennung) nur zur Untersuchung von Detailproblemen. Bisher wurden solche Techniken auch überwiegend dazu verwendet, eine exaktere Beschreibung des mittleren Strömungsfeldes zu erreichen. Stark instationäre Vorgänge wie Zündproblematiken oder ein instationäres Flammenverhalten wurden dagegen im Überschallbereich bisher kaum untersucht.

Stand der Forschung und eigene Vorarbeiten:

Instationäre Simulationen (URANS, LES sowie Hybrid-Verfahren) für technische Systeme sind im Unterschall inzwischen weit verbreitet. Allerdings erfordern sie nach wie vor einen hohen Rechenaufwand und sind daher in Parameterstudien nur schwer einzusetzen. Des Weiteren erfordern entsprechende Verbrennungssimulationen einen nochmals höheren Aufwand oder sie basieren auf sehr einfachen und meist fehlerhaften Verbrennungsmodellen. Inzwischen gibt es zwar einige LES für Scramjet-Brennkammern, allerdings werden dabei meist nur Detailprobleme untersucht. Im Vergleich zur Unterschallverbrennung stellt die Berechnung von Scramjet-Brennkammern wesentlich höhere Anforderungen in Hinblick auf Gitter und Rechenzeit. Diese resultieren aus

- der sehr wichtigen Stoß/Wand-Wechselwirkung, die im Wandbereich zu Rechengittern mit einem Seitenverhältnis von 1:10000 und mehr führt. Dies macht reine LES im Wandbereich unmöglich,
- den sehr feinen Rechengittern im Wandbereich, die bei konstanter CFL-Zahl stark unterschiedliche Zeitschritte nach sich ziehen. Bei zeitgenauen Simulationen ist der maximal mögliche Zeitschritt daher sehr klein,
- der erforderlichen detaillierten chemischen Kinetik, da einfache Verbrennungsmodelle wie Bruttoreaktionen nicht in der Lage sind, den in Scramjet-Brennkammern auftretenden Zündverzug korrekt vorherzusagen,
- den hohen Reynoldszahlen, die Rechengitter und Zeitschritt beeinflussen.

Damit bleibt festzustellen, dass zwar ein Bedarf an zeitaufgelösten Simulationen besteht, reine LES für komplexere Strömungen im Überschall jedoch schwierig handhabbar sind. Damit verbleiben URANS oder Hybrid LES/RANS-Verfahren. Das am IVLR entwickelte und seit Jahren im Scramjet-Bereich erprobte Programm TASCUM-3D (Turbulent All-Speed Combustion Multigrid Solver) [1] ermöglicht zeitgenaue Simulationen von 2. und 3. zeitlicher Ordnung. Bisher wurde das Programm jedoch überwiegend für stationäre Rechnungen genutzt. Es verfügt über eine AUSM+ TVD-Diskretisierung für die konvektiven Flüsse, assumed-PDF-Modellierung [2] für die Turbulenz/Chemie-Interaktion und Mehrgittertechnik [3] zur Konvergenzbeschleunigung. Zur Turbulenzmodellierung dient ein low-Reynolds-Number $q-\omega$ Turbulenzmodell das gute Resultate im Wandbereich erzielt, dazu aber entsprechend feine Rechengitter ($y_1^+ < 1$) erfordert.

Wissenschaftliche Fragestellung und Projektziele:

Die Ziele des vorliegenden Forschungsprojekts betreffen zwei Punkte:

- Verbesserung des Konvergenzverhaltens bei zeitgenauen Simulationen um den Rechenaufwand in Grenzen zu halten,
- Durchführung zeitaufgelöster Simulationen bei statistisch stationären Fällen im Bereich der Überschallverbrennung,
- Durchführung zeitgenauer Simulationen für instationäre Verbrennungsvorgänge im hohen Mach-Zahl-Bereich.

Dabei soll der Schwerpunkt im Bereich von URANS-Simulationen liegen. Ferner ist jedoch auch die Option von hybriden LES/RANS-Kopplungen zu untersuchen, da diese auf längere Sicht auch bei komplexeren Brennkammerkonfigurationen eingesetzt werden können. Alle bisher am Institut zu Scramjet-Brennkammern durchgeführten Arbeiten hatten zum Ziel, die Verbrennung und die Turbulenz/Chemie-Interaktion möglichst gut zu beschreiben. Dies hat zur Folge, dass in der Strömungssimulation Abstriche gemacht werden müssen (URANS an Stelle von LES/RANS). Im Rahmen des Forschungsprojekts soll geklärt werden, welche Fehler bzw. welche Rechenzeiterparnis daraus resultieren.

Am Institut bestehen langjährige Erfahrungen mit der Mehrgittertechnik als Methode zur Konvergenzbeschleunigung. Dies gilt insbesondere für Überschallströmungen mit Verdichtungsstößen, Turbulenz [4] und Verbrennung [1,2,5]. Alle bisher entwickelten Mehrgittertechniken hatten jedoch die schnelle Bestimmung des stationären Strömungsfeldes zum Ziel. Im Forschungsvorhaben soll die Mehrgittertechnik nun zur Simulation instationärer Prozesse genutzt werden. Auf Grund der geringeren Änderungen von Zeitschritt zu Zeitschritt könnten die dabei auftretenden Probleme sogar geringer sein als im stationären Fall. Allerdings ist das zu erwartende Beschleunigungspotential auch kleiner.

Im Bereich der Überschallverbrennung ist zunächst vorgesehen, einige komplexe abgehobene Wasserstoffflammen instationär zu simulieren, um ein gegebenenfalls vorliegendes instationäres Verhalten zu identifizieren. Die daraus hervorgehenden gemittelten Resultate sind mit denen stationärer Simulationen zu vergleichen.

Des Weiteren sollen instationäre Experimente (z.B. Lehr) zur vorgemischten Wasserstoffverbrennung simuliert und analysiert werden. An diesen Versuchen lässt sich gut feststellen, ob der Verbrennungscode in der Lage ist, die Frequenz der auftretenden Verbrennungssoszillationen exakt wiederzugeben. Dies ist eine Voraussetzung um Zünd- oder Lastwechselvorgänge in Überschallbrennkammern untersuchen zu können. Eine der großen Herausforderungen bei der Auslegung eines Scramjets wird darin liegen, solch ein Triebwerk für den Flug über einen hohen Mach-Zahl-Bereich hinweg auszulegen. Das kann dazu führen, dass die Flamme bei niedrigen Mach-Zahlen anders liegt, als bei hohen. Solch wechselnden Flammenstabilisierungen lassen sich nur simulieren, wenn die heutigen Verfahren in mehreren Bereichen weiterentwickelt werden. Die Beherrschung instationärer Vorgänge ist einer davon.

Literatur:

- [1] Gerlinger, P., Möbus, H., Brüggemann, D.: An Implicit Multigrid Method for Turbulent Combustion, *Journal of Computational Physics*, 167, pp. 247-276, 2001.
- [2] Gerlinger, P.: Investigation of an Assumed PDF Approach for Finite-Rate Chemistry, *Combustion Science and Technology*, 175, pp. 841-872, 2003.
- [3] Gerlinger, P., Aigner M.: Multigrid Simulations of Detached Shock, *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, 44, pp. 1045-1061, 2004.
- [4] Gerlinger, P., Brüggemann, D.: An Implicit Multigrid Scheme for the Compressible Navier-Stokes Equations with Low-Reynolds-Number Turbulence Closure, *Journal of Fluids Engineering*, 120, pp. 257-262, 1998.
- [5] Gerlinger, P.: An Evaluation of Multigrid Methods for the Simulation of Turbulent Combustion, AIAA paper 2005-4869, 2005.

Projekt B6: Entwicklung eines numerisch effizienten Verbrennungsmodells mit Turbulenz-Chemie Interaktion für LES

Betreuer: T. Sattelmayer, M. Aigner

Motivation:

Bei der Simulation von Überschallflammen spielen die Zündgrenzen und der Löschabstand eine zentrale Rolle. Dafür ist die detaillierte Betrachtung der Chemie unabdingbar. Das korrekte Zündverhalten wird nicht nur allein durch alle relevanten Spezies bestimmt, sondern in turbulenten Strömungen auch durch die Fluktuationen von Spezies und Temperatur. Im Überschall kommt noch die Dichte-Fluktuation hinzu. Für die ersten beiden dieser Fluktuationen wurden in der Vergangenheit RANS-Modelle entwickelt um die turbulente Verbrennung z.B. mit einem assumed-PDF Ansatz zu simulieren. Da die Fluktuationen einen großen Einfluss auf den Ablauf der Verbrennung besitzen, sollten diese möglichst genau vorher gesagt werden. Dies ist aber durch die Modellierung in RANS nur rudimentär möglich. Durch den Einsatz von LES ist ein Quantensprung in der Simulation der Fluktuationen zu erwarten. Die Auflösung der Grobstruktur erlaubt es, viele wichtige Effekte, wie z.B. die Intermittenz, darzustellen. Die Aufgabenstellung dieses Projekts wird es sein, ein bestehendes RANS-Modell auf die Large Eddy Simulation zu übertragen.

Stand der Forschung und eigene Vorarbeiten:

Die numerisch effiziente Modellierung von Überschallbrennkammern wurde am Lehrstuhl für Thermodynamik schon im SFB 255 untersucht. Lyubar [1] entwickelte ein Tabellarisierungs-Tool für detaillierte H₂-Luft Verbrennung und konnte damit die Simulationszeit stark reduzieren. Zusammen mit Sander [2] entwarf er einen Zweistrom-Injektor zur radikal stabilisierten Überschallverbrennung. Aufbauend auf den Ergebnissen von Lyubar wurde von Förster [3] das Tabellarisierungs-Tool um einen assumed-PDF Ansatz erweitert. Dabei wurde das von Gerlinger [4, 5] verwendete Verfahren implementiert. Dieses besteht aus einer Gauß-Verteilung für die Temperatur und einer multivariate β -Verteilung für die Spezies. Trotz dieses effektiven PDF-Verfahrens ist dessen Anwendung, besonders in Kombination mit detaillierter Kinetik, ein sehr rechenintensives Modell, was die Anwendung einer Tabelle noch einmal unterstreicht. Für den beschriebenen PDF-Ansatz wurde unter Verwendung eines Null-dimensionalen Reaktors der Einfluss der beiden Turbulenz-Parameter untersucht. Es wurden Turbulenz-Karten erstellt, die den Einfluss der Parameter Temperatur-Varianz und Spezies-Varianz auf die Zündverzugszeit quantitativ darstellen. Mittels dieser Informationen und einem kalten Strömungsfeld mit berechneten Transportgleichungen für die Fluktuationen lassen sich qualitative Aussagen treffen, welche Auswirkungen die Turbulenz-Chemie Interaktion haben wird. Neben den Auswirkungen der Temperatur- und Spezies-Schwankungen wurde außerdem der für die Überschallverbrennung wichtige Einfluss der Dichte-Schwankungen untersucht. Aus DNS-Rechnungen [6] ergibt sich eine starke Korrelation der Dichte- und Temperatur-Schwankungen, verursacht durch Verbrennung und gasdynamische Zusammenhänge. Dieser Ansatz kann nur durch die Tabellarisierung der Chemie realisiert werden, da eine zusätzliche Betrachtung der Dichte-Schwankungen das oben beschriebene Verbrennungsmodell stark verlangsamt. Da sich alle Fluktuationen in nicht-linearer Weise auf die Reaktionsraten der detaillierten Chemie auswirken, und damit die Zündverzugszeit stark beeinflussen, ist eine genaue Kenntnis deren Größe von großem Interesse. Die Reynolds-gemittelten Transportgleichungen der Fluktuationen geben aber nur einen groben zeitlichen Mittelwert wider, und sind somit nicht sehr genau. Auch wenn die Verbrennung eigentlich in der nicht aufgelösten Feinstruktur stattfindet, sind die aufgelösten Grobstrukturen der LES eine wertvolle Information. Wegen des hohen numerischen Aufwands wird die LES mit Verbrennung erst seit einem guten Jahrzehnt betrieben, hat allerdings schon zahlreiche Verbrennungsmodelle hervor gebracht. Die meisten dieser Modelle basieren auf stark vereinfachten Reaktionsmechanismen bzw. unendlich schneller Chemie, oder auch dem Flamelet-Ansatz [6]. Letzterer ist aber im Regime der Überschallverbrennung, wo von lokal gerührtem Zustand ausgegangen wird,

nicht mehr anwendbar. Da der numerische Aufwand durch das bestehende Tabellarisierungs-Tool sehr klein gehalten werden kann, ist eine Implementierung von oben beschriebener detaillierter Chemie in eine LES mit vertretbarem Aufwand machbar.

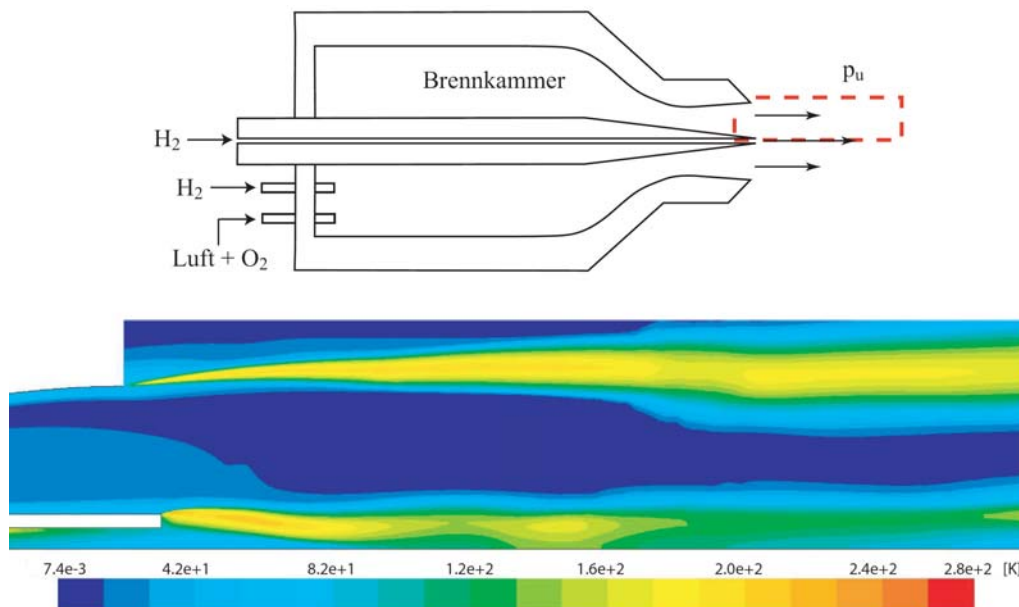


Abb. 1: Skizze des Experiments von Cheng [7] (oben). Der rote Bereich kennzeichnet den Teil der Simulation im unteren Bild, in welchem Temperatur-Fluktuationen dargestellt sind.

Wissenschaftliche Fragestellungen und Projektziele:

Ziel des Projekts ist es das am Lehrstuhl für RANS-Anwendungen entwickelte Verbrennungsmodell auf LES zu exportieren. Dabei ist als erster Schritt die numerisch effiziente Tabellarisierung ohne Turbulenz-Chemie Interaktion zu implementieren. Es soll untersucht werden, ob ein SGS-Modell für die Turbulenz-Chemie Interaktion entwickelt werden muss, oder ob mit der Annahme der „gerührten Chemie“ ein detaillierter Arrhenius-Ansatz gute Ergebnisse liefert. Desweiteren soll das Verbrennungs-Modell auf andere Brennstoff-Luft Gemische umgestellt werden. Dazu wird es notwendig sein, einen geeigneten reduzierten Reaktionsmechanismus zu finden oder einen vorhandenen Mechanismus auf die für die Überschall-Verbrennung notwendigen Spezies zu reduzieren. Ein für dieses Projekt geeigneter LES-Solver ist noch zu bestimmen.

Literatur:

- [1] Lyubar, A.: Numerisch effiziente Modellierung von Überschallbrennkammern mit detaillierter Kinetik, Diss. TU-München 2004.
- [2] Sander, T.: Verlustarme Pilotierung von Überschallflammen durch gasdynamisch optimierte Nebenstrom-Injektoren, Diss. TU-München 2003.
- [3] Förster, H.; Sattelmayer, T.: Computationally efficient tabulation of H₂-air combustion with turbulence-chemistry interaction, 14th AIAA/AHI Int. Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Canberra, 2006.
- [4] Gerlinger, P.: Investigation of an assumed PDF approach for finite-rate chemistry, Combust. Sci. and Technologies, Vol. 175, pages 841-872, 2003.
- [5] Girimaji, S.: Assumed β -PDF model for turbulent mixing: validation and extension to multiple scalar mixing, Combust. Sci. and Technologies, Vol. 78, pages 177-196, 1991.
- [6] Mahle, I.: Direct and large eddy simulation of inert and reacting compressible turbulent shear layers, Diss. TU-München, 2007.
- [7] Cheng, T.; Wehrmeyer, J.; Pitz, R.; Jarret, O.; Northam, G.: Raman Measurement of Mixing and Finite-Rate Chemistry in a Supersonic Hydrogen-Air Diffusion Flame, Combustion and Flame, Vol. 99, pages 157-173, 1994

Projekt B7: Stoß-Turbulenz-Wechselwirkung in reagierenden Strömungen

Betreuer: N. A. Adams, P. Gerlinger

Motivation:

Die Kraftstoffeinspritzung in SCRAMJET-Triebwerken erfolgt je nach Konzept direkt durch Wandöffnungen oder an Einbauten, die gleichzeitig für eine bessere Vermischung und Flammstabilisierung sorgen. In beiden Fällen entstehen komplexe Wechselwirkungen zwischen Verdichtungsstößen, Expansionszonen, turbulenter Scherströmung, und großskaligen Wirbelstrukturen. Insbesondere die Wechselwirkung zwischen Stößen und turbulenter Scherströmung führt zu einer Erhöhung des Turbulenzgrades infolge linearer Mechanismen. In unseren Vorarbeiten haben wir aber auch festgestellt, daß die dabei auftretende Stoßbewegung einen weiteren Turbulenzproduktionsmechanismus darstellt, der auf räumlichen und zeitlichen Skalen von der Größenordnung der integralen turbulenten Skalen operiert. Ein solcher Produktionsmechanismus kann daher auch durch gezielte Anregung von Stoßbewegungen zur Mischungsbeeinflussung genutzt werden. Um eine solche Strömungsbeeinflussung vorherzusagen, muß aber die Stoß-Turbulenz-Wechselwirkung in einer komplexen, zum Teil abgelösten Scherströmung genau berechnet werden. In reagierenden Strömungen kommen die Beeinflussung der Verbrennung durch diese Wechselwirkung infolge Änderung der Gemischeigenschaften und die Beeinflussung der Strömung durch Wärmequellen hinzu.

Stand der Forschung und eigene Vorarbeiten:

Die erste Förderperiode des Projektes im GRK konzentrierte sich auf grundsätzliche Fragestellungen der Turbulenzstruktur beim Einspritzen eines Treibstoffstrahls in eine Überschallströmung und bei der Berücksichtigung von aktiven Skalaren und chemischen Reaktionen. Grundlegende Untersuchungen anhand direkter numerischer Simulationen und Large-Eddy-Simulationen turbulenter Überschall-Kanalströmungen mit Skalartransport und reagierenden Scherströmungen [1,2] konnten den Einfluß der Kompressibilität auf die Struktur des Reynoldsschen Spannungstensors und des turbulenten Skalarflusses klären [3]. Mit einem zu diesem Zweck neu entwickelten numerischen Verfahren [4] gelang die erste direkte numerische Simulation der Wechselwirkung zwischen Stoß und turbulenter Grenzschicht an einer Kompressionsrampe [5]. Anhand der detaillierten Simulationsdaten wurde festgestellt, dass explizite Kompressibilitätseffekte nur in der unmittelbaren Nachbarschaft des Stoßfußes auftreten. Für die Instationarität des Stoß-Ablösung-Systems konnte die experimentell ermittelte Hypothese, daß sie durch die integralen Skalen der ankommenden Turbulenz angetrieben wird, bestätigt werden. Zum ersten mal gelang es dann auch, ein vorliegendes Experiment direkt und im Rahmen der experimentellen Meßgenauigkeit genau mit einer LES wiederzugeben [6]. Bei der untersuchten Konfiguration handelt es sich um eine Kompressionsrampe, auf die eine um den gleichen (negativen) Winkel geneigte Dekompressionsrampe folgt. Es wurden sowohl kleinskalige als auch großskalige Stoßbewegungen reproduziert. Längswirbel konnten aus dem Strömungsfeld extrahiert werden. Die im Experiment überraschend hohen Massenstrom- und Dichtefluktuationen im Außenbereich der wiederanlegenden Grenzschicht konnten durch im Nachlauf des Wiederanlegestoßes entstehende schwache, wandernde Stöße erklärt werden. Diese erhöhten Fluktuationen im Außenbereich der Grenzschicht setzen sich über die Dekompression hin fort, sodass Turbulenz im Außenbereich der Grenzschicht grundsätzlich anders relaxiert als innerhalb der Grenzschicht, wo nach der Dekompression nahezu Fluktuationenwerte der ungestörten ankommenden Grenzschicht erreicht werden. In den letzten Jahren wurde in unserer Forschungsgruppe ein neuartiges implizites Feinstrukturmodell ALDM [7,8] entwickelt, das sich dadurch auszeichnet, dass Diskretisierung und Feinstrukturmodell vollkommen verschmolzen sind und daher keine explizite Berechnung von Modelltermen nötig ist. Die Diskretisierung wird, basierend auf theoretischen Ergebnissen, so konstruiert, dass sie, bei Vorliegen einer turbulenten Strömung, den korrekten Energietransfer modelliert. Der Nachweis wurde für verschiedene

generische Strömungen geführt [9,10]. Diese Methode wurde auch auf die Darstellung des turbulenten Skalartransports übertragen [11] und soll daher auch die Grundlage der LES in diesem Projekt liefern. Derzeit wird die Methode von der ursprünglichen inkompressiblen auf die kompressible Strömung erweitert [12], was für die Bearbeitung des vorliegenden Projektes notwendig ist.

Wissenschaftliche Fragestellung und Projektziele:

Zusammen mit der in der ersten Förderperiode bearbeiteten Modellierung reagierender turbulenter Strömungen bildet das vorliegende Projekt den notwendigen Baustein zu einer numerischen Gesamtbeschreibung der reagierenden Treibstoffeinspritzung an einem Injektor. Hierzu ist die numerische Beschreibung der Wechselwirkung von zum Teil abgelösten turbulenten Scherströmungen mit Stößen und Wärmequellen notwendig. Bisherige Ansätze zur LES turbulenter Strömungen mit Stößen haben entweder Shock-Capturing-Verfahren mit klassischen Feinstrukturmodellen gekoppelt, oder die Feinstrukturmodellierung rein empirisch behandelt (MILES), oder explizite Filterung der Stöße durchgeführt. Mit dem ALDM Ansatz zur impliziten LES Modellierung liegt prinzipiell auch ein vollständiger Shock-Capturing-Mechanismus vor, und die Kopplung kann auf natürliche Weise durch Anpassen des Glattheitsmaßes erfolgen, welches die Art der auftretenden Feinstruktur, Turbulenz oder Stoß, detektiert. Auch für den Transport eines zunächst passiven Skalars soll der vorliegende ALDM Ansatz auf eine kompressible Strömung erweitert werden. Mit diesem angepaßten und erweiterten Verfahren sollen dann Berechnungen für generische Injektor-Konfigurationen durchgeführt werden. Die Beeinflussung der Vermischung durch Stöße bzw. Stoß-Instationarität soll untersucht werden. Durch den mit dem transportierten Skalarfeld verbundenen Wärmeeintrag wird der Effekt einer reagierenden Strömung auf die Strömungs- und Turbulenzstruktur analysiert, jedoch zunächst ohne Berücksichtigung der Rückkopplung dieser Effekte auf die Reaktion. Weiterhin soll untersucht werden, inwieweit sich ein gezielter Wärmeeintrag stromauf der Hauptstöße zur Vermischungsverbesserung einsetzen läßt.

Literatur:

- [1] Foysi, H., Sarkar, S., Friedrich, R. (2003a). On Reynolds stress anisotropy in compressible channel flow. Proc. 3rd Int. Symp. "Turbulence and Shear Flow Phenomena", Sendai, Japan, June 25-27, 2003.
- [2] Mahle I., Foysi H., Sarkar S., Friedrich R., On the turbulence structure in inert and reacting compressible mixing layers J. Fluid Mech., vol. 593, pp. 171-180, 2007.
- [3] Foysi, H., Sarkar, S. & Friedrich, R. (2004). Compressibility effects and turbulence scalings in supersonic channel flow. J. Fluid Mech., vol. 509, pp. 207-216, 2004
- [4] Adams, N.A., Shariff K., A high-resolution hybrid compact-ENO scheme for shock turbulence interaction problems. Journal of Computational Physics, 127:27-51, 1996.
- [5] Adams, N.A., Direct simulation of the turbulent boundary layer along a compression ramp at $M=3$ and $Re_{\theta}=1685$. J. Fluid Mech., 420:47-83, 2000.
- [6] Loginov, M., Adams, N.A., and Zheltovodov, A., Large-Eddy Simulation of Shock-Wave/Turbulent-Boundary-Layer Interaction. J. Fluid Mech., 565: 135-169, 2006.
- [7] Adams, N.A., S. Hickel, and S. Franz, Implicit subgrid-scale modeling by adaptive deconvolution. Journal of Computational Physics, 200: 412-431, 2004.
- [8] Hickel, S., N.A. Adams, and J.A. Domaradzki, An adaptive local deconvolution method for implicit LES. Journal of Computational Physics, 213:412-436, 2006.
- [9] Hickel S., Adams N.A., 2007, On implicit subgrid-scale modeling in wall-bounded flows, Phys. Fluids 19:105106
- [10] Hickel S., Adams N.A., 2008 Implicit LES applied to zero-pressure-gradient and adverse-pressure gradient boundary-layer turbulence, Int. J. Heat Fluid Flow, to appear
- [11] Hickel S., Adams N.A., Mansour N., 2007 Implicit subgrid-scale modeling for large-eddy simulation of passive-scalar mixing, Phys. Fluids 19:095102
- [12] Hickel S., Adams N.A., 2008, Projekt "Compressible implicit LES based on ALDM", Projekt am 2008 CTR Summer Program, Stanford, CA.

Projekt B8: Vermeidung von thermischem Blockieren in stöchiometrisch betriebenen Überschallbrennkammern durch sequenzielle Injektion

Betreuer: H.-P. Kau, B. Weigand

Motivation:

Injektionssysteme in Überschallbrennkammern müssen neben der Zuführung des Brennstoffes eine gute Vermischung, eine stabile Verbrennung und einen hohen Ausbrand gewährleisten. Andererseits soll die Strömung durch die Kammer nur wenig aerodynamisch beeinflusst werden. Hierbei kommt der Kombination eines Zentralinjektors mit einer Rampeneinblasung eine besondere Bedeutung zu. Diese sogenannte gestufte Injektion hat mehrere Vorteile. Sie wirkt sowohl dem Problem der Einmischhöhe als auch dem Risiko der thermischen Blockade entgegen und erhöht somit die Leistung der Brennkammer entscheidend.

Stand der Forschung und eigene Vorarbeiten:

Seit längerem werden am Lehrstuhl für Flugantriebe an der Technischen Universität München experimentelle Untersuchungen zur Verbrennung von Wasserstoff in Überschallströmungen durchgeführt. Mit dem Ziel einer zuverlässigen Zündung und verbesserten Flammenstabilisierung über einen variablen Betriebsbereich wurden zunächst verschiedene Rampeninjektoren analysiert [1]. Später wurden diese durch ein Injektionssystem ersetzt, welches aus einem Zentralkörper und einem zur Stabilisierung notwendigen Flammenhalter bestand [2-4]. Mit diesem System konnte auch die Realisierbarkeit einer stabilen Verbrennung von Methan gezeigt werden [5]. Eine weitere Optimierung der aerodynamischen Eigenschaften des Injektionssystems führte zu den derzeit untersuchten Konfigurationen. Diese bestehen aus einem Zentralkörper mit einem Vorderkanten-Keilwinkel von 15° und ermöglichen die Stabilisierung einer Pilotflamme ohne Hilfe eines Flammhalters, was wiederum zu geringeren Totaldruckverlusten in der Brennkammer führt. Der Hauptbrennstoff wird mit Schallgeschwindigkeit an der Ober- und Unterseite des Injektors senkrecht zur Überschallströmung zugeführt und durch die Pilotflamme an der Injektorhinterkante gezündet. Aufbauend auf diesen Erfolgen und den veröffentlichten Ergebnissen anderer internationaler Forschungsarbeiten [6] wurden am Lehrstuhl für Flugantriebe bereits erste Untersuchungen mit sequenzieller Brennstoffinjektion durchgeführt [7]. Hierfür wurde ein Zentralkörperinjektor in Verbindung mit einem Kavitäteninjektor eingesetzt (vgl. Abb. 1) und damit eine gestufte Verbrennung unter Verwendung von Methan als Brennstoff realisiert. Diese Art der Verbrennung verspricht eine deutliche Anhebung des Wirkungsgrades und der Leistungsfreisetzung in der Brennkammer, was die essenzielle Grundlage eines effizienten Antriebskonzeptes im Hyperschall darstellt.

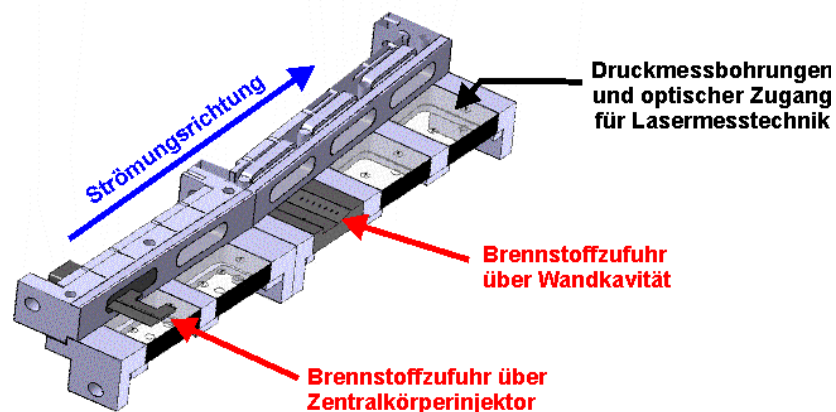


Abb. 1: Schnittdarstellung der Versuchs Brennkammer mit sequenzieller Brennstoffinjektion.

Wissenschaftliche Fragestellung und Projektziele:

Um eine hohe Leistungsumsetzung in der Brennkammer zu erreichen, muss der Brennstoff über einen großen Strömungsquerschnitt zugeführt werden. Um die damit einhergehende Erhöhung der aerodynamischen Verluste und das Risiko einer thermischen Blockade zu verringern, müssen neue Einspritzkonzepte untersucht werden. Ein vielversprechender Ansatz hierzu ist die sequenzielle Injektion, bei der der Brennstoff axial versetzt in mehreren Stufen der Strömung kombiniert durch Zentral- und Wandeinblasung zugeführt wird. Weiterführende Untersuchungen sollen Optimierungsmöglichkeiten eines solchen Systems detailliert aufzeigen. So soll vor allem auf folgende Punkte näher eingegangen werden:

- Unterschiedliche Injektorgeometrien und deren Kombination (Zentralkörper als Basis in Kombination mit einfacher Wandeinspritzung, Rampen oder Kavitäten),
- Variation der Zahl an Einspritzstufen (zwei bis vier) zur verbesserten Ausnutzung der gesamten Brennkammerlänge,
- Einfluss der Position und Abstände der Einspritzstufen bei gleichzeitiger Berücksichtigung des Divergenzwinkels der Brennkammer,
- Variation des Injektionswinkels, insbesondere beim Einsatz von Kavitäten und Rampen.

Zur Untersuchung der Auswirkungen auf die Brennkammerleistung sollen mittels geeigneter Messtechniken die Verbrennungszonen und wesentliche Größen wie die Druckverteilung innerhalb der Brennkammer sowie der Ausbrand und die Totalgrößen am Austritt der Brennkammer erfasst werden.

Literatur:

- [1] R. Hönig, D. Theisen, R. Fink, R. Lachner, G. Kappler, D. Rist, P. Andersen, "Experimental Investigation of a Scramjet Model Combustor with Injection through a Swept Ramp Using Laser-Induced Fluorescence with Tunable Excimer Lasers", Twenty-Sixth Symposium (International) on Combustion/The Combustion Institute, pp.2949-2956, 1996.
- [2] S. Rocci Denis, A. Brandstetter, H.-P. Kau: "Experimental Study on Transition between Ramjet and Scramjet Modes in a Dual-Mode Combustor", AIAA 12th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Norfolk, VA, AIAA Paper 2003-7048, 2003.
- [3] S. Rocci Denis, A. Brandstetter, H.-P. Kau: "Combustion Stability of a Dual-Mode Scramjet Configuration with Strut Injector", in Abschlussbericht des Sonderforschungsbereich 255 "Transatmosphärische Flugsysteme", 2003.
- [4] A. Brandstetter, S. Rocci Denis, H.-P. Kau, D. Rist: "Flame Stabilization in Supersonic Combustion", AIAA/AAAF 11th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Orléans (F), AIAA Paper 2002-5224, 2002.
- [5] S. Rocci-Denis, D. Maier, W. Erhard and H.-P. Kau: "Free Stream Investigations on Methane Combustion in a Supersonic Air Flow", 13th AIAA/CIRA International Conference, Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, Capua, Italy; AIAA-2005-3314, 2005.
- [6] S. Tomioka, K. Kobayashi, K. Kudo, A. Murakami, "Distributed Fuel Injection for Performance Improvement of Staged Supersonic Combustor", Journal of Propulsion and Power, Vol. 21(4), 2005.
- [7] S. Rocci-Denis, D. Maier, H.-P. Kau, "Staged Injection in a Dual-Mode Combustor for an Airbreathing Engine", Accepted at 15th AIAA International Conference, Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, Dayton, Ohio, USA, 2008.

Projektgruppe C: Abströmung und Systemanalyse

Projekt C1: Aerodynamische Auslegung der Flugkonfiguration und deren Instrumentierung

Betreuer: A. Gülhan, W. Schröder

Motivation:

Im Rahmen dieses Teilprojektes wird eine Scramjet-Flugkonfiguration definiert und bezüglich ihrer aerodynamischen Eigenschaften experimentell im Windkanal optimiert. Hier steht der Einfluss des nicht rotationssymmetrischen Scramjet-Vorkörpers auf die aerodynamische Stabilität der Gesamtkonfiguration und eine zuverlässige Instrumentierung zur Messung der aerothermodynamischen Parameter beim Flug im Vordergrund. Besonders die beim Freiflug durch die Einlauf- und Düsenströmung entstehenden asymmetrischen Kräfte stellen eine große Herausforderung bei der Gewährleistung der Flugstabilität dar. Ein weiterer Schwerpunkt dieses Teilprojektes wird die Definition und Qualifizierung der Instrumentierung für eine Flugkonfiguration sein. Dabei wird die Flugmesstechnik zur Messung der aerodynamischen Parameter sowohl im Einlaufbereich (inklusive Flash Air Data System, FADS) als auch in der Brennkammer entwickelt und in Bodenanlagen (Windkanälen und Brennkammerprüfständen) qualifiziert.

Stand der Forschung und eigene Vorarbeiten:

Um kostengünstige und zuverlässige Hyperschalltransportflugzeuge basierend auf Scramjet-Antrieben in absehbarer Zukunft zu realisieren, sind ein besseres Verständnis der technologischen Grundlagen der Antriebseinheit und die Demonstration einiger Technologien in Bodenanlagen absolut notwendig. Obwohl die Bodenexperimente für die Erstellung einer breiten Datenbank der aerodynamischen und aerothermischen Eigenschaften von Raumfahrzeugen sehr wichtig sind, ist eine exakte Simulation der Flugparameter meistens nicht möglich. Da auch die CFD-Verfahren in vielen Bereichen noch signifikante Defizite aufweisen und die komplette Physik nicht erfassen, sind Flugexperimente am Ende der Entwicklungsphase eines Hyperschallflugzeugs bzw. dessen Komponenten wie des Antriebs von großer Bedeutung. Das Umfeld eines Hyperschallflugexperiments ist sehr komplex und der Hyperschallflug hat wegen kurzer Flugzeiten bedingt durch limitierte Technologien einen instationären Charakter. Diese Probleme wurden auch bei den bereits durchgeführten Scramjet-Flugexperimenten HyShot and X-43 festgestellt [1, 2]. Um die Datenbank der Hyperschallflugphysik zu ergänzen und neue facettierte Hitzeschutzsysteme zu qualifizieren, führte das DLR im Jahr 2005 das Flugexperiment SHEFEX durch [3]. Die DLR Abteilung Windkanäle war für die komplette Instrumentierung des Flugexperiments und Qualifizierung von Sensor- bzw. Hitzeschutzeinheiten zuständig [4].

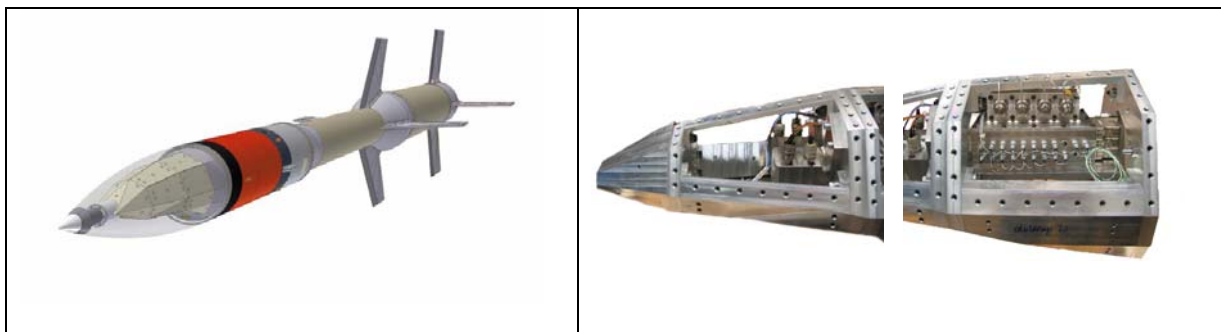


Abb.1: Sharp Edge Flight Experiment SHEFEX auf einer zweistufigen Raketenkonfiguration und die Instrumentierung

Wissenschaftliche Fragestellung und Projektziele:

Im Rahmen dieses Projektes soll zuerst eine Gesamtkonfiguration zur Demonstration einer Überschallverbrennung während eines Hyperschallfluges definiert werden. Die Scramjet-Einheit müsste mit einer zweistufigen Rakete auf eine Machzahl von mindestens 7 beschleunigt werden, damit in der Brennkammer die richtigen Verhältnisse für die Überschallverbrennung herrschen können. Der nicht rotationssymmetrische Vorkörper stellt für die Beibehaltung der aerodynamischen Stabilität der Flugkonfiguration ein Problem dar. Daher muss zuerst die aerodynamische Wechselwirkung des Experiments mit den Kontrollflächen der Rakete genau untersucht werden. Die aerodynamische Auslegung wird anhand der Windkanalmessungen verifiziert. Weiterhin sind die Definition, Entwicklung und Integration zuverlässiger Sensoren zur Messung der wichtigsten aerothermodynamischen Parameter beim Flug sehr wichtig. Hier spielt eine richtige Modellierung der Sensorumgebung für die Thermalanalyse eine große Rolle. Die einzelnen Arbeitsschritte dieses Teilprojektes sind:

- Definition der Flugbahn, Flugkonfiguration und aerothermodynamischen Lasten unter Berücksichtigung der für ein Scramjet-Flugexperiment geeigneten Raketenstufen. Dabei sollen vorwiegend die Erfahrungen des SHEFEX-Flugexperiments und die Daten des Scramjet-Flugexperiments Hyshot zugrunde gelegt werden. Dann soll die aerodynamische Stabilität der Hyperschallflugkonfiguration anhand der Windkanalexperimente im Hyperschallwindkanal H2K überprüft und optimiert werden. Die Schnittstelle zwischen dem Experiment und der Rakete, besonders die Umlenkung der Düsenströmung wird eines der wichtigen Auslegungskriterien sein [5].
- Als nächster Schritt wird ein Instrumentierungskonzept zur Erfassung wichtigster aerothermodynamischer Parameter während des Fluges erstellt. Im Vorkörper- bzw. Einlaufbereich werden Drucksensoren zur Bestimmung der Anstell-, Schiebe-, und Rollwinkel (FADS-System) integriert. Die Charakterisierung dieses Systems und die Entwicklung eines Auswertalgorithmus werden durch Experimente im H2K unterstützt. Weitere Wärmefluss- und Temperatursensoren, besonders im Brennkammerbereich, werden in Zusammenarbeit mit den Projekten der Gruppe B ausgewählt und qualifiziert.
- Ausgehend von den ersten groben aerothermodynamischen Lasten und den Geometrien einzelner Sensoreinheiten wird die Sensorumgebung mit einer detaillierten Thermal- und Strukturanalyse untersucht. Diese Analyse wird auch die Fluid-Struktur-Wechselwirkung berücksichtigen. Diese Rechnungen werden durch Bodenexperimente an Sensoreinheiten im lichtbogenbeheizten Windkanal LBK und Brennkammerprüfständen der Projektgruppe B verifiziert.

Durch seinen übergreifenden Charakter hat dieses Projekt einen starken Bezug zu allen Teilprojekten. Dabei ist eine enge Zusammenarbeit mit den Projekten A8, C5, C6, C7 geplant.

Literatur:

- [1] Hass, N.E.; Smart, M.; Allen, P.; Flight data analysis of the HYSHOT Flight #2, AIAA-2005-3354.
- [2] Rausch, V.; McClinton, C.; Sitz, J.; Hyper-X Program Overview, ISABE 99-7213, 1999, Volland, R.T.; Rock, K.E.; et al.; Hyper-X Engine Design and Ground Test Program, AIAA-1998-1532, 1998..
- [3] Gülhan, A., et al; The Sharp Edge Flight Experiment SHEFEX I, A Mission Overview. 5th European Workshop on Thermal Protection Systems and Hot Structures, , Noordwijk, Niederlande, 17.-19.5.2006, ESA SP-631, 2006.
- [4] Siebe, F.; Gülhan, A.; Barth, T.; Measurement Techniques to Study Flow Phenomena on SHEFEX I, ODAS-Conference in Göttingen, 17.– 19.10.2007.
- [5] Hirschen, C.; Gülhan, A.; Beck, W.; Henne, U.; *Experimental Study of the Interaction between Internal and External Flows of a Scramjet Nozzle using Various Diagnostic Techniques*. Proceedings of the 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. Exhibit, Cincinnati, USA, 8.7. bis 11.7.2007, AIAA-2007-5088, 2007.

Projekt C2: Numerische Analyse der gekühlten Expansionsströmung einer Scramjet-Düse

Betreuer: W. Schröder, E. Krämer

Motivation:

Schubdüsen von Hochleistungsantrieben zukünftiger Raumtransportsysteme sind extremen thermischen Belastungen ausgesetzt. Die Wärmebelastungen erfordern entweder neue Materialien, die die außergewöhnlichen flächenspezifischen Wärmeströme aushalten, oder verbesserte regenerativ gekühlte Systeme. Sofern auf ausschließlich konvektiv gekühlte Systeme zurückgegriffen wird, muss den gestiegenen Wärmebelastungen mit erhöhten Kühlgeschwindigkeiten und einer Kombination von veränderten Werkstoffen mit gesteigertem Impulsstrom des Kühlfluids begegnet werden. Jedoch sind in den letzten Jahren auch neue Kühlkonzepte wie die Transpirations- und Effusionskühlung im Rahmen der Brennkammer- und Schaufelkühlung im Turbinenbau untersucht worden, die auch neue Wege bei der Kühlung von Scramjetdüsen aufzeigen. Diese grundlegenden Ideen werden in dem vorliegenden Projekt verfolgt.

Stand der Forschung und eigene Vorarbeiten:

Zur aktiven Kühlung in Überschallströmungen sind in den 60er und 70er Jahren zahlreiche Untersuchungen durchgeführt worden. Entweder wurde aus tangential zur Oberfläche angeordneten Schlitzen [1, 2] oder durch poröse Materialien bei stumpfen Körpern ausgeblasen [3, 4, 5]. Die fundamentalen Analysen führten zu Erkenntnissen, die vergleichbar mit den Ergebnissen bei der Turbinenschaufelkühlung sind, nämlich dass die Ausblasung die Wärmelasten deutlich reduziert und dass durch eine Erhöhung der Ausblasrate in einem physikalisch sinnvollen Rahmen die Kühlwirkung verbessert wird. Die Variation des Kühlgases bei diesen Untersuchungen zeigte, dass Helium ein effektiveres Kühlfluid als Luft oder CO₂ darstellt. Dieses Ergebnis wird auch durch numerische Untersuchungen bestätigt [6]. Neben den klassischen Kühlkonzepten befassen sich jüngere Forschungen auch mit der transpirativen Kühlung, die durch deutlich geringere Ausblasraten geprägt ist [7].

Am Aerodynamischen Institut werden seit Jahren numerische und experimentelle Untersuchungen auf der Basis der Grobstruktursimulation zur Filmkühlung durchgeführt [8]. Die Arbeiten beziehen sich sowohl auf den Einfluss der Bohrungsneigung gegenüber der umströmten Oberfläche, der Bohrungsgeometrie [9], des Dichte- bzw. Temperaturgradienten zwischen Kühlfluid und zu kühlender Außenströmung, der Impulsrate [10, 11] als auch auf den Effekt der Oberflächenkontur in der Nähe der Kühlbohrung [12]. Es konnten instationäre Wärmespitzen in den Bohrungen nachgewiesen werden, die in der integralen Auswirkung beim Entwurf von Kühlungen zu berücksichtigen sind (Abb. 1).

Wissenschaftliche Fragestellung und Projektziele:

Im Rahmen dieses Projektes werden grundlagenorientierte Untersuchungen zur Kühlung der Scramjetdüse durchgeführt. Das Ziel dieser Analysen ist zum einen die Bewertung der lokalen Kühleffektivität, zum anderen die gemittelte Berechnung des gesamten Strömungsfeldes durch den gekühlten Expansionsteil der Düse. Die Komplexität der Geometrie und strömungsphysikalischen Randbedingungen wird schrittweise erhöht, um eine gesicherte Validierung der Zwischenergebnisse vornehmen zu können. Zur Bearbeitung der Fragestellung wird auf ein Large-Eddy Simulations-Verfahren zurückgegriffen, das sowohl für Luft-Luft als auch für Luft-CO₂ Kühlungen entwickelt worden ist, so dass fundamentale Entwicklungsarbeiten bezüglich des Strömungslösers nicht mehr zu vollziehen sind. Insgesamt sollen in dem Projekt die folgenden Arbeitspakete behandelt werden.

- Zunächst sind Simulationen für die parallel angeordneten Bohrungen auf einer überschallumströmten Platte vorgesehen. Darauf aufbauend sind flächig angeordnete Bohrungen zu untersuchen, wobei auch die Ausblasraten und die Temperaturgradienten zwischen Kühl- und Hauptströmung zu variieren sind.

- Im nächsten Schritt sind die parallel angeordneten Bohrungen mit einer beschleunigten Außenströmung zu analysieren, um den negativen Druckgradienten in der Düsenströmung zu simulieren. Diese Rechnungen sind auf flächige Anordnungen zu erweitern. Anschließend ist ebenfalls der Wärmeeintrag in die Wand zu berechnen, um eine lokale Kühleffizienz zu bestimmen.
- Basierend auf der lokalen Kühleffizienz ist eine Wandmodellierung zu entwickeln, die es gestattet, die Strömung im gesamten Expansionsteil der Scramjetdüse zu berechnen.

Die Arbeiten sind in Ergänzung zur ersten Förderphase vernetzt mit den numerischen und experimentellen Teilprojekten A7, B1, C1 und C6.

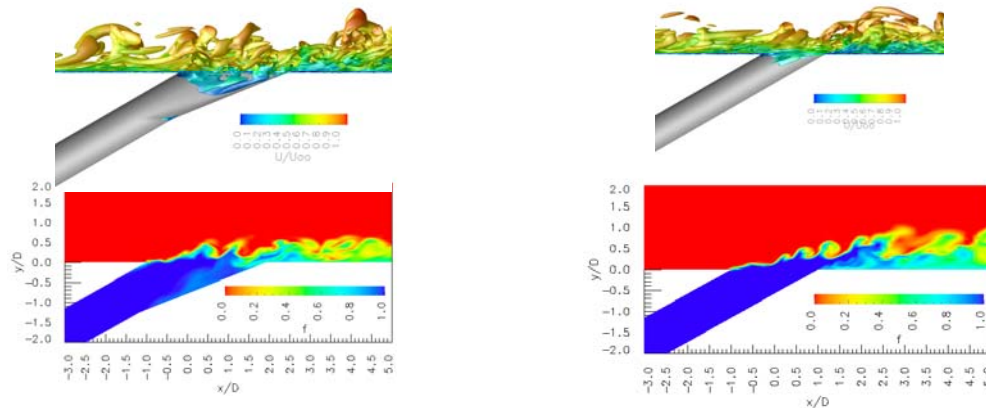


Abb. 1: Wirbelstrukturen im instationären Strömungsfeld mit Konturierung (oben links) und ohne (oben rechts); Schnitt durch die Konzentrationsverteilung in der Symmetrieebene der Strömung mit Konturierung (unten links) und ohne (unten rechts); $VR=0.28$ und $DR=1.53$

Literatur:

- [1] Cary M.C., Hefner J.N.: Film-cooling effectiveness and skin friction in hypersonic turbulent flow, AIAA Journal, Vol. 10, No.9:1188-1193, 1972
- [2] Richards B.E., Stollery J.L.: Laminar film cooling experiments in hypersonic flow, AIAA Journal, Vol. 16, No.3:177-181, 1979
- [3] Cresci J.R., Libby P.A.: The downstream influence of mass transfer at the nose of a slender cone, Journal of the Aerospace Sciences 29: 815-826, 1962
- [4] Gollnick A. F. Jr.: Thermal effects on a transpiration cooled hemisphere, Journal of the Aerospace Sciences 29: 583-595, 1962
- [5] Fox H., Libby P.A.: Helium injection into the boundary layer at an axisymmetric stagnation point, Journal of the Aerospace Sciences 29: 921-934, 1962
- [6] Kulkarni P.S., Ravi B.R., Reddy K.P.J.: Two-dimensional Navier Stokes solutions for transpiration cooling at hypersonic Mach numbers, Shock Waves 13: 497-500, 2004
- [7] Chen F., Bowman W.J., Bowersox R.: Effect of transpiration cooling on nozzle heat transfer, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 33: No.3, 453-455, 1996
- [8] Guo X, Schröder W., Meinke M.: Large-Eddy simulations of film cooling flows, Computers & Fluids, Vol. 35: 587-606, 2006
- [9] Renze P., Schröder W., Meinke M.: LES of turbulent mixing in film cooling flows, to be published in Flow, Turbulence and Combustion, 2007
- [10] Renze P., Schröder W., Meinke M.: LES of film cooling for different jet fluids, Journal of Aerospace Power, Vol. 22, No.4: 521-530, 2007
- [11] Renze P., Schröder W., Meinke, M.: Large-Eddy simulation of film cooling flows at density gradients, to be published in Int. J. Heat and Fluid Flow, 2007
- [12] Renze P., Jessen W., Schröder W.: Numerical and experimental analysis of cylindrical film cooling holes in a shallow cavity, AIAA Paper 2008-0570, 2008

Projekt C3: Experimentelle Untersuchung der Düsenströmung eines Scramjets unter Berücksichtigung des Temperaturgradienten zwischen Freistrahle und Außenströmung

Betreuer: W. Schröder, H.-P.Kau

Motivation:

Einlaufströmungen sind bereits vielfältig experimentell und theoretisch untersucht worden [1]. Im Allgemeinen wird jedoch die Beeinflussung der Einlaufströmung durch die ankommende Grenzschicht nur unzureichend oder gar nicht berücksichtigt. Eine vergleichbare Problematik stellt sich auch bei der Untersuchung von Düsenströmungen ein. Obwohl der Einfluss der Außenströmung auf den Freistrahle des Düsenmodells betrachtet wird, kann die Expansionsströmung nur idealisiert dargestellt werden. Insbesondere bei der Untersuchung einer Single-Expansion Ramp Nozzle (SERN), bei deren Geometrie die fehlende strukturelle Expansionsrampe durch die Interaktion zwischen Freistrahle und Außenströmung gebildet wird, ist für die Bestimmung von realen Ergebnissen die Abbildung der Außenaerodynamik von wesentlicher Bedeutung. Weiterhin ist zu bedenken, dass sich das ausbildende Strömungsmuster ebenfalls von dem Temperaturgradienten zwischen Düsenstrahl und Außenströmung abhängt. Die Lage der sich einstellenden Verdichtungsstoßstruktur und somit der Schubvektor werden durch das Temperaturfeld bestimmt. Diese Fragestellung soll in diesem Projekt bearbeitet werden.

Stand der Forschung und eigene Vorarbeiten:

Single Expansion Ramp Düsen als Teil eines Scramjet Antriebs sind mit einer Gewichtersparnis verbunden. Detaillierte Untersuchungen hinsichtlich der Verhältnisse der Einlaufströmungen wurden von Stollery [2] vorgestellt. Komplexere Einlaufdiffusoren wurden von Goldfeld [3] sowie von Grotowsky et al. [4] diskutiert. Experimentelle Analysen mit Blick auf die Düsenströmung wurden von Zeutzius und Beylich in [5] erläutert. Obwohl in [5] der Einfluss der Außenströmung näherungsweise berücksichtigt wird, werden die Wechselwirkungen zwischen Düsenstrahl und Außenströmung nicht realistisch erfasst.

Erste Arbeiten, die es ermöglichen, beide Strömungsfelder gleichzeitig und in Wechselwirkung experimentell zu realisieren, gehen auf Schmitz et al. [6] zurück. Die Triebwerksströmung wurde durch kalte Ausblasung mit sechs Triebwerken für die umströmte Gesamtkonfiguration simuliert. Die statistischen Wanddrücke im Einlauf sowie die Pitotdrücke in der Düsenströmung wurden gemessen und optische Verfahren zur Visualisierung der Strömung eingesetzt. Die vornehmlich qualitativen Analysen zeigten, dass im Windkanal eine gleichzeitige Simulation der Strahlströmung und der Außenströmung sowie deren Interaktion möglich ist.

Wissenschaftliche Fragestellung und Projektziele:

Ziel des Projektes ist die experimentelle Untersuchung der Wechselwirkung zwischen Düsenströmung und der Außenströmung des Raumfahrzeugs für kalte und heiße Strahlströmungen im Trisonik Windkanal des Aerodynamischen Instituts in Aachen. Um sowohl einen kalten als auch einen heißen Triebwerksstrahl zu simulieren, wird aufbauend auf einem existierenden Modell eine neue Konfiguration mit Zuführungen im Inneren des Triebwerks entworfen und gefertigt, die es gestattet kalte und heiße Luftströmungen zu führen.

Zunächst sollen für die kalte Triebwerksströmung, die als Referenzströmung analysiert wird, die Ablöse- und Wiederanlegebereiche sowie die Stoßlagen anhand der Ölanstrichmethode identifiziert werden. Weitere Differentialinterferometrie- und Farbschlierenaufnahmen sollen die Stoßsysteme, Expansionsfächer und Ablösegebiete verdeutlichen. Anhand von Kraft- und Momentmessungen, die mit einer 6-Komponenten DMS-Windkanalwaage durchgeführt werden, sollen die aerodynamischen Beiwerte bestimmt werden. Die Ergebnisse dienen einerseits der detaillierten Analyse z.B. der Abhängigkeit des Schubvektorwinkels von dem

Verhältnis des Strahlimpulses zum Impuls der Außenströmung und andererseits der Bereitstellung von Daten zur Validierung von numerischen Untersuchungen. Die numerischen Verfahren können im nächsten Schritt verwendet werden, um Strömungen in dem technisch relevanten höheren Reynoldszahlbereich durchzuführen.

Ergänzend zu den Experimenten der kalten Triebwerkströmung wird anschließend die heiße Düsenströmung vermessen. Zur Wärmestrommessung werden Thermolemente eingesetzt. Aufgrund des Temperaturgradienten stellen sich Wärmeleitungseffekte im Fluid ein, die eine andere Vermischung bzw. Wechselwirkung mit der Außenströmung zur Folge haben. Dementsprechend werden sich die Stoßlagen und Stoßstrukturen ändern, die wiederum einen Einfluss auf den Schubvektor haben. Um diesen Schubvektor sowie dessen qualitative Abhängigkeit von dem Impulsverhältnis zwischen Strahl- und Außenströmung auch bei Berücksichtigung des Temperaturgradienten vorhersagen zu können, sollen die angestrebten Untersuchungen für die Heißgasströmungen durchgeführt werden.

Literatur:

- [1] AGARD-AR-270: Air Intakes for High Speed Vehicles, North Atlantic Treaty Organization, Neuilly sur Seine, France, Sep. 1991
- [2] Stollery, J.L.: Some Aspects of Shock-Wave Boundary Layer Interaction Relevant to Intake Flows. AGARD-CP-479: Hypersonic Combined Cycle Propulsion, North Atlantic Treaty Organization, Neuilly sur Seine, France, June 1990
- [3] Goldfeld, M.A.: Experimental Study of 3 D Inlets for High Supersonic Flight Velocities. Science Report No. 5-94, ITAM, Russian Academy of Sciences, Novosibirsk, 1994
- [4] Grotowsky, I.M.G., Ballmann, J., Rüggeberg, T., Koschel, W.: Ein Beitrag zu theoretischen und experimentellen Untersuchungen von Hyperschall-Triebwerkseinläufen, DGLR-Jahrestagung Göttingen, Band III, 1993
- [5] Zeutzius, M., Beylich, A.E.: Experimental investigation of asymmetric nozzles for advanced hypersonic space planes – Structure of nozzle jets and thrust vector control. Z. Flugwiss. Weltraumforsch. 17, 1993
- [6] Schmitz, E., Henze, A., Schröder, W.: Investigation of the flow field of the TSTO concept FSSC-12T at subsonic Mach numbers. Proceedings of the 12th European Aerospace Conference, Paris, France, Nov.-Dec. 1999

Projekt C4: Mehrfeld-Formulierung für gradierte Hochtemperatur-Werkstoffe

Betreuer: B. Kröplin, C.-D. Munz

Motivation:

Die Lebensdauerabschätzung von Scramjet-Zentralkörper und -brennkammer wird durch die Überlagerung von thermischer, chemischer und mechanischer Beanspruchung erschwert. Bestehende, auf makroskopischer Beobachtung basierende Ansätze, berücksichtigen die Interaktion der Einflussfaktoren nur ungenügend und verfügen über einen sehr eingeschränkten Anwendungsbereich.

Um das Lebensdauerverhalten unter komplexen Beanspruchungssituationen abschätzen zu können, soll in diesem Teilprojekt das lokale Schädigungsverhalten basierend auf der thermomechanischen Formulierung für gradierte Werkstoffe [1], die in der ersten Phase des Graduiertenkollegs entwickelt wurde - in Abhängigkeit von gegebenen Strömungs- und Temperaturbelastungen - modelliert und im Hinblick auf die Lebensdauer vorhersage untersucht werden. Hierbei werden physikalisch und mikromechanisch motivierte Modellierungsstrategien entwickelt und auf Faserkeramiken angewendet. Es erfolgt eine hierarchische Modellierung über mehrere Skalen hinweg, wobei mikromechanische Beobachtungen in Regeln gefasst und in mesoskopische Modelle eingebracht werden. Die homogenisierten Eigenschaften entsprechen dann dem makroskopischen Materialverhalten des geschädigten Werkstoffs.

Stand der Forschung und eigene Vorarbeiten:

Im Zuge der Wiederverwendbarkeit zeitgemäßer Antriebssysteme steigt die geforderte Einsatzdauer auf das Mehrfache an. Lebensdauerabschätzungen sind aufgrund von extremen thermischen, chemischen und mechanischen Belastungen sehr aufwendig, meist empirisch und abhängig von der gewählten Konfiguration und somit nicht allgemein übertragbar. Für den Entwurfsprozess stehen diese deshalb bisher nicht zur Verfügung. Neue, physikalisch motivierte Ansätze versuchen, die komplexen makroskopischen Phänomene als Interaktion einfacherer Mechanismen auf feineren Skalen zu erklären.

Neuartige Hochtemperaturwerkstoffe, wie kohlenstofffaserverstärkte Siliciumcarbid-Keramik (C/C-SiC), versprechen viele Vorteile. Zurzeit weisen Bauteile aus Faserkeramiken makroskopisch homogene Eigenschaften in Dickenrichtung auf und haben zumeist eine Antioxidationsschicht. Das Potenzial dieser Werkstoffe, durch gezielten Aufbau mit funktioneller Gradierung in Dickenrichtung Materialeigenschaften auf lokale Belastungen zu adaptieren, ist jedoch noch weitgehend unausgeschöpft. Durch die funktionelle Gradierung können Spannungsspitzen in geschichteten Materialien reduziert werden, womit sich die Gefahr von Delaminationen verringert, die rasch zum katastrophalen Versagen und Verlust des Systems führen kann [2,3]. Voraussetzung für den Einsatz beanspruchungsspezifisch optimierter Materialien ist ein Werkstoffmodell, das neben Festigkeits- auch Lebensdauer- und Degradationsaspekte erfasst und über einen ausreichend großen Gültigkeitsbereich verfügt.

Im Rahmen dieses Projektes werden neuartige Modelle zur Abschätzung der Lebensdauer unter komplexen Beanspruchungssituationen entwickelt. Grundlegender Gedanke ist die hierarchische Modellierung über mehrere Skalen hinweg. Diese Methode lässt sich skalenübergreifend einsetzen, indem mikromechanische Beobachtungen in Regeln gefasst und in mesoskopische Modelle eingebracht werden. Ihre homogenisierten Eigenschaften entsprechen dann dem makroskopischen Materialverhalten. Die Vielzahl überlagerter makroskopischer Einflussgrößen (wie z.B. Zug-, Druck-, Schubspannungen) reduziert sich auf der betrachteten Modellierungsskala auf viele einfache Interaktionen. Das verwendete System kann damit die makroskopische Komplexität wiedergeben. Durch diese Vorgehensweise reduziert sich der experimentelle Kalibrierungsaufwand extrem und die Werkstoffmodelle verfügen über einen weiteren Gültigkeitsbereich. Dadurch können bereits im Auslegungsprozess Lebensdauer- und Degradationsaspekte berücksichtigt werden und

eine gezielte Werkstoffoptimierung durchgeführt werden – beispielsweise hinsichtlich der Gefügeeigenschaften, des Verbundaufbaus oder der Gradierung.

Zur Beschreibung von Schädigungsmechanismen, die auf kleinen Skalen wirksam sind, wird seit einigen Jahren erfolgreich auf die skalenübergreifende Modellierung zurückgegriffen. So entstanden für C/C-SiC phänomenologische Schädigungsbeschreibungen mittels Grenzflächen- und mechanismenbasierter Werkstoffmodelle. Ausgehend von früheren statistischen Arbeiten wurden die makroskopischen Eigenschaften mittels probabilistischer Ansätze über Partikelmethode gewonnen. Hierzu wurden Diskrete-Elemente- (DE) Modelle entwickelt [4], bei denen das abzubildende Medium auf interagierende Massepunkte reduziert wird. Diskrete Elemente haben sich mittlerweile auch als Träger der mesoskopischen Eigenschaften von Gewebewerkstoffen bewährt [5] und ihre allgemeine Eignung zur effizienten Abbildung physikalischer und mikromechanischer Vorgänge bewiesen. Demzufolge kommen sie auch zur Homogenisierung der lokalen Eigenschaften von funktionell gradierten Werkstoffen zum Einsatz.

Wissenschaftliche Fragestellung und Projektziele

Innerhalb des Projekts soll die in der ersten Phase entwickelte gekoppelte Mehrfeldformulierung erweitert werden, so dass das Schädigungsverhalten mitbetrachtet werden kann. Hierzu werden hierarchische Modellierungsansätze für Faserkeramiken entwickelt und für gradierte Werkstoffe erweitert bzw. modifiziert und numerisch umgesetzt.

Im Einzelnen werden Erkenntnisse aus mikroskopischen DE-Simulationen in die mesoskopische Modellierung eingebracht und mit Hilfe der Partikelmodelle für die Degradationssimulationen implementiert. Des Weiteren werden Ansätze aus dem Bereich der gekoppelten Mehrfeldprobleme verwendet, und bereits implementierte Festigkeitsvorhersagen für Faserverbundwerkstoffe um Degradationsterme und variable Eigenschaften in Dickenrichtung (Gradierung) erweitert. Dabei wird auf eine im SFB 381 entwickelte ABAQUS-Toolbox, ein inzwischen kommerziell nutzbares Werkzeug in der Materialmodellierung, zurückgegriffen. Gegen Ende des Projekts soll auch die Kalibrierung der Schädigungs- und Degradationsmodelle an Hand von Literaturergebnissen [6] erfolgen. Grundsätzliches Ziel ist die Fertigstellung der mesoskopischen und makroskopischen Modellierung für Faserkeramiken auf der Materialskala. Durch die Implementierung der entstandenen Materialbeschreibungen in das kommerzielle FE-Programmpaket in ABAQUS steht ein umfassendes Entwurfswerkzeug zur Berechnung der Lebensdauer bzw. des Schädigungsverhaltens bei komplexen Triebwerks-Geometrien zur Verfügung.

Literatur:

- [1] S. Brischetto, R. Leetsch, E. Carrera, T. Wallmersperger, B. Kröplin, *Thermo-mechanical bending of functionally graded plates*, Journal of Thermal Stresses **31**, 286-308 (2008)
- [2] V. Birman, L. Byrd, *Modeling and analysis of functionally graded materials and structures*, Applied Mechanics Reviews **60**, 195-216 (2007)
- [3] Y. Oatao, Y. Tanigawa, O. Ishimaru, *Optimization of material composition of functionally graded plate for thermal stress relaxation using a genetic algorithm*, Journal of Thermal Stresses **23**, 257-271 (2000)
- [4] F. K. Wittel, *Diskrete Elemente - Modelle zur Bestimmung der Festigkeitsevolution in Verbundwerkstoffen*, Dissertation Universität Stuttgart (2006)
- [5] D. Ballhause, *Diskrete Modellierung des Verformungs- und Versagensverhaltens von Gewebemembranen*, Dissertation Universität Stuttgart (2007)
- [6] G. Busse, B. Kröplin, F. Wittel (Eds.), *Damage and its Evolution in Fiber-Composite Materials*, ISD-Verlag (2006)

Projekt C5: Gekoppelte Simulation zur systematischen Konstruktionsoptimierung von Scramjets

Betreuer: B. Kröplin, M. Behr

Motivation:

Scramjet-Systeme sind insgesamt von großer Komplexität. Insbesondere gilt es aber, die Anforderungen von Festigkeit und Temperatur durch geeignete geometrische Anordnung und Materialwahl zu befriedigen. Das geforderte geringe Systemgewicht bewirkt zudem, dass jenseits von klassischen Luftfahrtwerkstoffen auch verstärkt Faserkeramiken in Betracht gezogen werden.

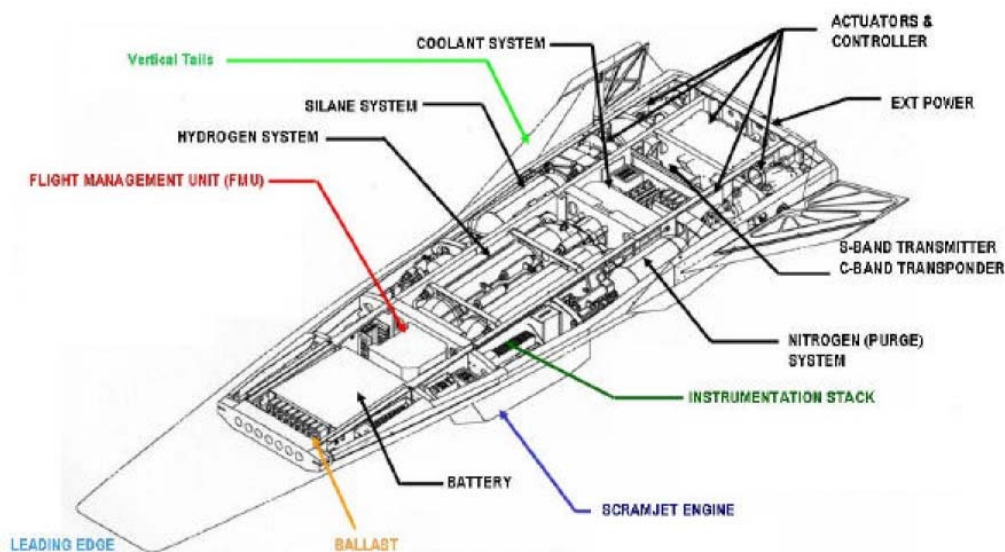


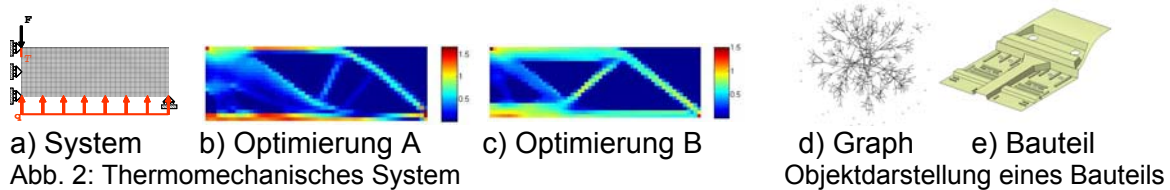
Abb.1: X-43A Fahrzeug Design and Fertigung, AIAA-2005-3334, P.Harsha, L.Keel, A. Castrogiovanni, R. Sherrill

Die in diesem Projekt gestellte Aufgabe besteht darin, Methoden für die optimale Auslegung für das im Graduiertenkolleg konzipierte Scramjet-Fahrzeug zu entwickeln. Dieses wird für eine Huckepackmission auf einer Rakete entworfen, wobei die thermischen und mechanischen Bedingungen berücksichtigt werden sollen. Die Strömungsergebnisse gehen über Randbedingungen ein. Es handelt sich somit um einen Systementwurf mit dem Schwerpunkt „thermomechanische Optimierung“. So müssen z.B. hohe Temperaturen sowie rasche Temperaturänderungen in der Brennkammer gekoppelt mit hohen mechanischen Belastungen beispielsweise beim plötzlichen Druckanstieg durch thermisches Blockieren der Strömung berücksichtigt werden. Gleichzeitig müssen alle Komponenten möglichst leicht ausgelegt sein um die Strukturmasse eines flugfähigen Antriebs gering zu halten. Dazu werden neue Materialien verarbeitet. Diese Problemstellung erfordert eine globale, gekoppelte Betrachtung des thermisch-mechanischen Gesamtsystems mit Berücksichtigung der Wärmeflüsse und Spannungen, bei der die ausgeführten Kopplungen der Komponenten im Rahmen der Auslegung berücksichtigt werden können.

Stand der Forschung und eigene Vorarbeiten:

Für die genannte Problemstellung gibt es zwei Zugänge. Zum einen kann aus einem fiktiven Kontinuum diejenige Werkstoffverteilung gesucht werden, die die Temperatur- und Spannungsrandbedingungen erfüllt und eine optimale Steifigkeit und einen optimalen Wärmefluss herstellt. Hier gibt es Arbeiten zum rein mechanischen Problem [1,2]. Zum anderen kann man mit gegebenen Werkstoffen, Halbzeugen und Anschlüssen modular ein Fahrzeug konstruieren, das dann schrittweise optimiert wird [3,4,5].

Zum ersten Zugang liegen bereits eigene Ergebnisse aus dem Vorgängerprojekt vor. Dort wurde gezeigt, dass es mit klassischen Optimierungsverfahren möglich ist, die Materialverteilung thermomechanisch optimal unter Maximierung der Steifigkeit zu gestalten, s. Fig. 2.a-c



Zum zweiten Zugang wurden regelbasierte Vorgehensweisen – ursprünglich eine Domäne der künstlichen Intelligenz (KI) - bereits auf verschiedenen Gebieten des Ingenieurentwurfs erfolgreich eingesetzt; eine umfassende Übersicht hierzu gibt [3]. Die am ISD auf diesem Gebiet verfolgten Arbeiten betonen in diesem Zusammenhang generische Aspekte des Systementwurfs [4]. Hierzu wurden Ansätze untersucht, die durch eine Trennung von Syntax und Semantik eine systematische Verarbeitung von Entwurfsprozessen auf formeller und damit automatisierbarer Ebene erlauben [5]. Die verarbeitbaren Entwurfsprozesse umfassen insbesondere die Synthese von Gesamtsystemen als interdisziplinäre Antwort auf disziplinäre Berechnungs- und Bewertungsergebnisse. Dies schließt Parametrisierung und Umkonfiguration (Topologieänderungen) mit ein.

Wissenschaftliche Fragestellung und Projektziele:

Beide Zugänge sind zurzeit disjunkt. In diesem Projekt soll der Ansatz verfolgt werden, die optimierten Werkstoffverteilungen mittels inverser Identifikation in Halbzeuge, Profile und Anschlüsse zu überführen so dass diese in dieser Objektdarstellung weiter optimiert werden können und einem Fertigungsprozess zugänglich werden. Die Abbildung geschieht dann als mehrdimensionales (semantisches) Netzwerk von interagierenden Objekten, s. Fig.2.d-e. Diese Darstellung erlaubt dann auch, die Diversifikation hinsichtlich moderner Werkstoffe (CFK, C/C-Sic) sowie weitergehende Schädigungs- und Lebensdauerbetrachtungen [7] anzustellen, die stark von der lokalen Geometriegestaltung abhängen. Dazu werden die verschiedenen Berechnungsprogramme an die Darstellung angeschlossen, so dass eine durchgängige Berechnungskette entsteht. Für die Gesamtbewertung können dann Bewertungstools [6] eingesetzt werden.

Literatur:

- [1] Bendsoe und Sigmund, *Topology Optimization: Theory, methods and Applications*, 2. Edition, Springer 2003
- [2] Choi und Kim, *Structural Sensitivity Analysis and Optimization 1*, Springer, 2005
- [3] Antonson E. Cagan J. (Eds.): *Formal Engineering Design Synthesis*, Cambridge University Press, Cambridge, 2001
- [4] R. Alber, S. Rudolph: "43" - A Generic Approach for Engineering Design Grammars, in: *Proceedings AAAI Spring Symposium 'Computational Synthesis'*, Stanford, CA, 24-26 März (2003)
- [5] R. Alber, S. Rudolph, B. Kröplin: On Formal Languages in Design Generation and Evolution, *Proceedings 5th World Congress on Computational Mechanics (WCCM V)*, University of Vienna, Vienna, Austria (2002)
- [6] Habbal, Petersson und Thellner, Multidisciplinary topology optimization solved as a Nash game, *Int. J. Numer. Meth. Engng*, Vol. 61, pp. 949-963, 2004
- [7] R. Krüger, M. König: Prediction of Delamination Growth Under Cyclic Loading, in: E.A. Armanios, (Ed.): *Composite Materials: Fatigue and Fracture (Sixth Volume)*, *ASTM STP 1285* (1997) S. 162-178

Projekt C6: Thermalhaushalt von Hyperschallantriebssystemen

Betreuer: H.-P. Kau, J. v. Wolfersdorf

Motivation:

Für die Auslegung eines luftatmenden Antriebssystems, das im Hyperschallregime operieren soll, existiert eine Vielzahl von Einflussgrößen. Eine der wichtigsten ist die enorme thermische Belastung der Struktur bei den hohen Fluggeschwindigkeiten. Durch den Aufstau der Luft am Fluggerät erwärmt sich, je nach Fluglage, das Gas auf Temperaturen von bis zu 2000-3000K. Die Brennkammersektionen werden dabei durch noch zusätzlich zugeführte Verbrennungsenergie am stärksten belastet. Eine genaue Untersuchung der Wärmeströme innerhalb der Struktur und gegebenenfalls deren Beeinflussung ist ein entscheidender Faktor für die Realisierung eines Scramjet-Triebwerks.

Stand der Forschung und eigene Vorarbeiten:

Bei jüngsten Flugtestkampagnen, wie dem Hyper-X Projekt der NASA oder dem US-australischen Gemeinschaftsprojekt HyCAUSE, um die bekanntesten zu nennen, wurden erfolgreich Scramjet-Demonstratoren im Flug untersucht [1, 2]. Die Testzeiten liegen hier in der Größenordnung von maximal einigen Sekunden. Die Flugobjekte sind durch den Einsatz modernster, keramischer Werkstoffe und neuester Fertigungstechnologien in der Lage den extremen thermischen Belastungen für diese relativ kurzen Betriebsdauern standzuhalten. Eine genaue Kenntnis der einerseits auftretenden Belastungen und der andererseits zu erwartenden Material- und Bauteilfestigkeiten ist Voraussetzung für eine erfolgreiche Mission. Oft werden spezielle Simulationsprogramme eingesetzt, die mit Hilfe von bodengebundenen Prüfständen entwickelt und validiert wurden, um diese Informationen frühzeitig zu erhalten. Am institutseigenen Subscale-Raketenbrennkammerprüfstand des LFA wurden bereits 2005 im Rahmen eines von der bayerischen Forschungsstiftung finanzierten Projektes keramische Bauteile solchen so genannten Heißgastests unterzogen (siehe Abbildung 1) [3].

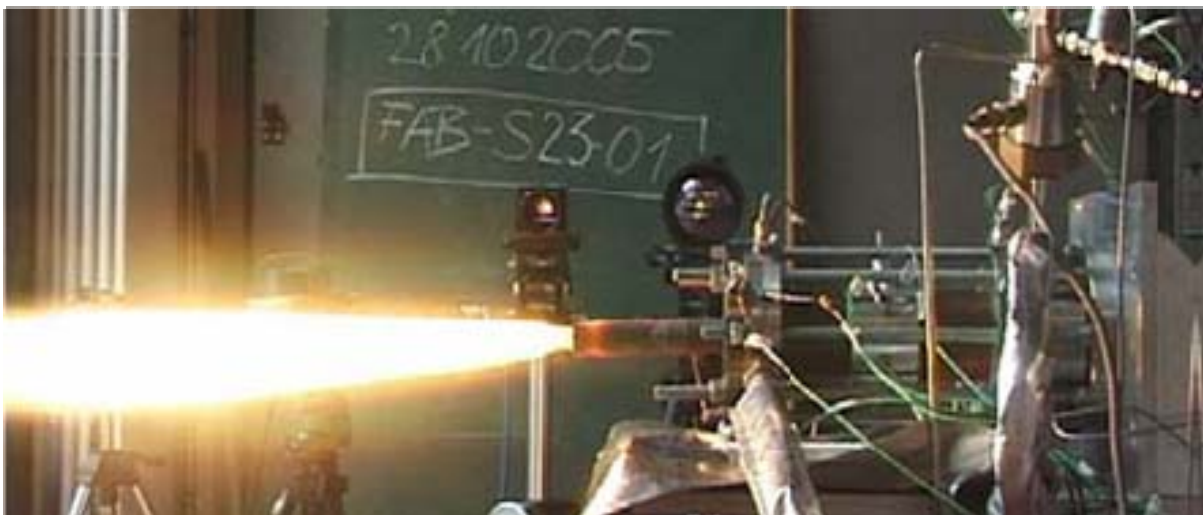


Abb. 2: Heißgastest einer keramischen Komponente.

Momentan werden als Teilprojekt des EU-Vorhabens ATLLAS (Aerodynamic and Thermal Load Interactions with Lightweight Advanced Materials for High Speed Flight), das sich mit der Machbarkeit eines Hyperschalltransportsystems beschäftigt, konvektiv und transpirativ gekühlte Keramikwerkstoffe für den Einsatz in Raketen und Hyperschalltriebwerken am Prüfstand des LFA untersucht. Das inhouse Tool „thermtest“, mit dessen Hilfe der Thermalhaushalt einer gekühlten Raketenbrennkammer transient berechnet werden kann, wurde hierbei weiterentwickelt [4]. Neben diesen Aktivitäten wurde parallel ein Programm speziell zur Leistungsvorhersage von Scramjet-Antrieben implementiert. Basis der

Simulationen sind hierbei Modelle, die mit Messdaten und Erfahrungen aus dem Graduiertenkollegs 1095 wie auch aus dem Sonderforschungsbereich 255 erstellt wurden. Die Daten aus den Verbrennungsuntersuchungen des Teilprojektes B8, das ebenfalls am LFA bearbeitet wurde, waren hier Ausgangspunkt für die rechnergestützte Simulation der Vorgänge in einer Überschallbrennkammer. Wichtige Beiträge wurden ebenfalls von anderen Teilprojekten des Graduiertenkollegs erbracht.

Wissenschaftliche Fragestellung und Projektziele:

Eine große zukünftige Herausforderung wird sein, die möglichen Betriebszeiten der Scramjet-Antriebe soweit zu verlängern, bis der als Fernziel angestrebte kontinuierliche Betrieb dieser Antriebsart möglich sein wird. Ein entscheidender Faktor ist dabei der interne Thermalhaushalt des Antriebssystems. Ziel dieses Projektes ist es, über die rein aerothermodynamische Auslegung des Gaskanals hinaus Lösungen für die leistungsoptimale Einbindung eines Systemwärmehaushalts zu erarbeiten, die einen kontinuierlichen Betrieb ermöglichen würden. Die Energierückführung in den Kreisprozess durch Verwendung des Brennstoffs als Kühlmedium ist dabei ein auf der Hand liegender Aspekt. Die Entwicklung ausgefeilter und komplexer Energieführungen innerhalb des Systems bedingt die Fähigkeit das Antriebskonzept zur Gänze simulieren zu können. Mit den beiden am LFA entwickelten Tools bestehen die Grundlagen für diese Aufgabe bereits. Eine Kombination beider Programme soll in der Lage sein, sowohl fundierte Leistungsvorhersagen für das mögliche Antriebssystem zu liefern als auch die thermischen Belastungen der eingesetzten Strukturen zu berechnen. Dies dient u.a. für die Projekte C4 und C5, die sich mit der detaillierten Schädigung des Systems befassen. Die eingesetzten Werkstoffe und Werkstoffkombinationen, der Strukturaufbau des Antriebs sowie die Gaskanalgeometrie müssen in enger Abstimmung mit den anderen Teilprojekten des Graduiertenkollegs entwickelt, ausgewählt und optimiert werden. Dieses Projekt kann deshalb eine integrative Stellung innerhalb des gesamten Kollegs einnehmen.

Literatur:

- [1] Ferlemenn, S.,McClinton, C.: Hyper-X Mach 7 Scramjet Design, Ground Test and Flight Results, AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, Capua, Italy, May 16-20, AIAA2005-3322, 2005.
- [2] Walker, S., Rodgers, F.: The Hypersonic Collaborative Australia/United States Experiment (HyCAUSE) AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, Capua, Italy, May 16-20, AIAA-2005-3254, 2005.
- [3] Bayerische Forschungsstiftung: Keramische Faserverbundwerkstoffe für Hochleistungsantriebe in der Raumfahrt, Jahresbericht der bayerischen Forschungsstiftung, 2005.
- [4] C. Kirchberger, R. Wagner, H.-P. Kau, S. Soller, P. Martin, M. Bouchez, C. Bonzom: Prediction and Analysis of Heat Transfer in Small Rocket Chambers. AIAA-2008-1260, 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, USA, January 7th-10th, 2008.

Projekt C7: Modellierung eines Scramjet – Antriebes: Auslegung eines Gesamtsystems bestehend aus Trägerrakete und Versuchsträger

Betreuer: S. Staudacher, H. P. Kau

Motivation:

Im Rahmen der Konfigurationsentwicklung des geplanten Scramjets werden auch Missionen diskutiert, die mit Hilfe von Trägerraketen durchgeführt werden könnten. Für die hierbei durchzuführenden interdisziplinären Untersuchungen ist notwendig, den Scramjet – Antrieb so zu modellieren, dass ein solches Modell als Teil einer effizienten Simulation der komplexen Gesamtkonfiguration einsetzbar ist. Die im Rahmen dieses Graduiertenkollegs geleisteten Vorarbeiten im Bereich der probabilistischen Auslegung haben gezeigt, dass die zur Auslegung eines Scramjets notwendigen höherwertigen Verfahren in einer integralen Beschreibung des Gesamtsystems auf Grund des damit verbundenen Rechenaufwandes derzeit noch schwer einsetzbar sind. Es muss daher angestrebt werden, die Ergebnisse höherwertiger Verfahren so aufzubereiten, dass diese in ein Auslegungsverfahren für das Gesamtsystem ergänzend integriert werden können und somit eine Auslegung des Gesamtsystems möglich wird.

Stand der Forschung und eigene Vorarbeiten:

Das Institut für Luftfahrtantriebe hat in eigenfinanzierten Arbeiten und in Arbeiten für den SFB 259 hochintegrierte Antriebssysteme für zweistufige, transatmosphärische Raumtransportsysteme mit neu entwickelten, modularen, multidisziplinären Rechenverfahren untersucht [1-4]. Mit diesen Verfahren wurden grundsätzliche Auslegungen der Antriebssysteme und Optimierungen für vorgegebene Transportsysteme und deren Missionen durchgeführt. Mehrere Konfigurationen kombinierter Antriebssysteme wurden dabei untersucht. Auf Basis dieser Vorarbeiten wurde am Institut für Luftfahrtantriebe ein System zur probabilistischen Auslegung eines Scramjet Antriebs geschaffen und erste mit diesem System erzielte Ergebnisse bereits publiziert [5, 6]. Diese Ergebnisse dokumentieren die hohe Nichtlinearität des auszulegenden Systems und dessen Sensitivität auf kleine Änderungen in den Anström - und Flugbedingungen. Darüber hinaus wird deutlich, dass Auslegungsvarianten mit hohen erwarteten Nettoschüben zu hohen Streuungen im erwarteten Ergebnis führen und darüber hinaus das Risiko thermischen Sperrrens erhöhen. Diese Vorarbeiten haben auch die Notwendigkeit zur Verwendung höherwertiger Verfahren im Rahmen einer sogenannten "Tip to Tail" Berechnung unterstrichen. Der mit einem solchen Rechenverfahren verbundene Aufwand an Rechenzeit ist bekannt. Zum jetzigen Zeitpunkt erscheint es nicht sinnvoll das existierende Verfahren im Rahmen einer Auslegung des Gesamtsystems bestehend aus Trägerrakete und Scramjet – Versuchsträger einzusetzen. Für diese Zwecke ist daher eine effizientere Modellbildung zu erarbeiten. Entsprechende Ansätze wurden am Institut für Luftfahrtantriebe schon als Vorarbeit geprüft.

Wissenschaftliche Fragestellung und Projektziele:

Das wesentliche Ziel des vorliegenden Projekts besteht in der Erarbeitung einer effizienten Modellbildung des Scramjet – Antriebs, welche sowohl zur effizienten numerischen Darstellung des multidimensionalen Auslegungsraumes eines Scramjet Antriebs als auch zur Nachrechnung geeignet ist. Es ist hierbei zu überprüfen, inwieweit auf die Verfahren der Triebwerksleistungsrechnung aufgebaut werden kann. Diese etablierten Rechenverfahren erlauben sowohl Auslegungsrechnungen als auch Nachrechnung und iterative Analysen von Triebwerken. Die dort verwendeten Methoden sind jedoch mit den zur "Tip to Tail" Rechnung erforderlichen höherwertigen Verfahren nur schwer zu koppeln. Erste Ansätze hierzu sind in [5] zu finden. Während für die Auslegung die Abbildung der Auslegungsräume der Komponenten über Methoden wie "Response Surface Modelling" (RSM) erfolgen könnte, muss die damit ermittelte Konfiguration über Ähnlichkeitskennfelder einer Nachrechnung zugänglich gemacht werden. Es entsteht somit ein hybrides Verfahren, das die Wechselwirkung zwischen Response Surface und Ähnlichkeitskennfeld abbilden muss. Die Gesamtoptimierung des auszulegenden Versuchsträgers und die dazu verwendeten

Verfahren werden die Wahl des Verfahrens wesentlich beeinflussen. Darüber hinaus sind die Möglichkeiten eines solchen Verfahrens an denen des vorhandenen "Tip to Tail" Verfahrens zu messen. Das gewählte Verfahren soll daher an einer Beispielkonfiguration demonstriert und mit dem existierenden "Tip to Tail" Verfahren verglichen werden (Abb. 1).

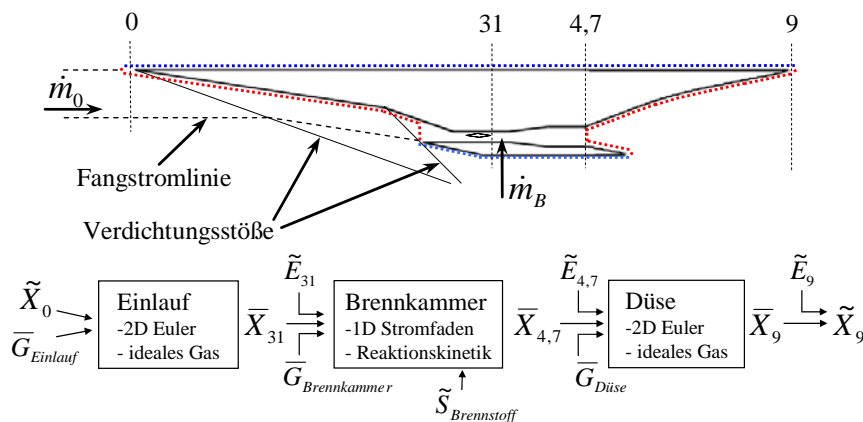


Abb. 1: Aufbau des existierenden "Tip to Tail" Verfahrens

Da ein solches Verfahren auch mit probabilistischen Methoden koppelbar ist wird damit angestrebt den Begriff des "Robust Design" vom Auslegungspunkt auf die gesamte Mission des Antriebes auszudehnen. Zur Schätzung der modellspezifischen (epistemischen) Unsicherheit sollen die "Polynomial Chaos"-Methode oder die "Stochastische Collocation"-Methode angewandt werden [7], [8]. Der "Polynomial Chaos"-Ansatz beruht auf einer spektralen Darstellung der stochastischen Antwortfunktion durch bestimmte Polynome. Diese Polynome entsprechen den Wahrscheinlichkeitsdichtefunktionen. Für eine gaussverteilte Größe ergibt sich beispielsweise ein Hermite-Polynom, dessen Koeffizienten sich durch eine Galerkin-Projektion iterativ berechnen lassen. Ebenso geeignet ist die "Stochastische Collocation"-Methode, die zwar ebenfalls auf einem spektralen Ansatz beruht, aber speziell für nichtlineare Problemstellungen anzuwenden ist. Diese Methode sieht die Nutzung von speziellen Punkten vor, in denen das Problem deterministisch gelöst wird. Für diese sog. "Collocation Points" würden sich hochwertige numerische Simulationen oder Windkanalexperimente aus den anderen Projekten anbieten. Durch die spektrale Darstellung der Parameter lässt sich theoretisch auch die zwar exakte, aber aufwändige Monte-Carlo-Methode ersetzen. Statt der derzeit erforderlichen 5000 Runs im Auslegungspunkt könnten dann wenige 100 ausreichend sein. Dies eröffnet die Möglichkeit die Untersuchung des Gesamtsystems über eine Flugmission durchzuführen.

Literatur:

- [1] Therkorn D.: Fortschrittliches Leistungs- Berechnungsverfahren für Luftatmende Turbotriebwerke, Dissertation, ILA Stuttgart, 1992.
- [2] Bareis B.: Beitrag zur Optimierung luftatmender Kombinationstriebwerke für eine Hyperschall-Beschleunigungsmission, VDI Fortschrittsb., 7, Nr. 323, 1997.
- [3] Riegler C.: Modulares Leistungsberechnungsverfahren für Turboflugtriebwerke mit Kennfelddarst. für Wärmeübertragungsvorg., VDI Fortschrittsb., 6, Nr. 373, 1997.
- [4] Schulte H.: Leistungsverhalten luftatmender Kombinationstriebwerke mit Zweistrom – Turbotriebwerk, Dissertation, ILA Stuttgart, 2004.
- [5] Schütte G., Staudacher S.: Non – Deterministic analysis of a scramjet propulsion system, CEAS 2007.
- [6] Schütte G., Staudacher S.: Probabilistic design analysis of scramjets, 10th AIAA Non – Deterministic Approaches Conference, 2008, AIAA – 2008 – 1811.
- [7] P.D.A. Platteeuw, G.J.A. Loeven, H. Bijl: Uncertainty Quantification Applied to the k-ε Model of Turbulence Using the Probabilistic Collocation Method, AIAA 2008-2150.
- [8] G.J.A. Loeven, J.A.S. Witteveen, H. Bijl: Probabilistic Collocation: An Efficient Non-Intrusive Approach For Arbitrarily, Distributed Parametric Uncert., AIAA 2007-317.