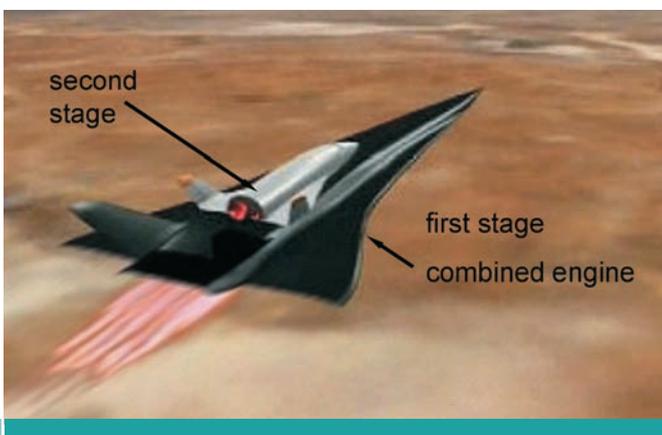


Aero-thermodynamische Auslegung eines Scramjet-Antriebssystems für zukünftige Raumtransportsysteme

Das Graduiertenkolleg (GRK) 1095

In den letzten Jahren wurden international große Anstrengungen unternommen, um für ein hyperschallschnelles Fluggerät ein luftatmendes Antriebssystem, basierend auf einem Scramjet (Supersonic combustion Ramjet), zu entwickeln. Bei diesem Gerät muss anders als bei einer Rakete der Oxidator nicht mehr mitgeführt werden, da der Luftsauerstoff für die Verbrennung benutzt werden kann. Dies führt bei hohen Fluggeschwindigkeiten dazu, dass in der Brennkammer Überschallströmung herrscht. Um die sehr aufwendige Technologie erproben zu können, werden weltweit entsprechende Untersuchungen an Demonstratoren durchgeführt.



01

Zweistufiges Raumtransporterkonzept mit scramjet-angetriebener Unterstufe.
© Deutsche Forschungsgemeinschaft (DFG)

1. EINLEITUNG

Zurzeit werden bei den Versuchen weltweit unterschiedliche Typen von Erprobungsträgern eingesetzt. Zum einen handelt es sich bezüglich des Designs um hyperschallschnelle Fluggeräte, die in aller Regel von einer konventionellen Rakete auf die entsprechende Flugmachzahl beschleunigt werden und danach mit Hilfe des eigenen Scramjet-Antriebes einen Flug durchführen sollen. Hier sind einerseits das amerikanische Hyper-X (X-43) Programm der NASA und das militärische X-51 Programm, andererseits das europäische Testprogramm LEA zu nennen. Zum anderen handelt es sich bei den Erprobungsträgern um reine Demonstrator Systeme wie beim russischen KHOLOD Hypersonic Flight Lab, einer Kombination aus rotationssymmetrischem Scramjet und Rakete, wobei es

hier nicht zur Trennung der beiden Systeme kommt, sondern die Rakete für die gesamte Flugzeit Schub erzeugt.

Eine weitere Versuchsmöglichkeit besteht aus einem reinen Scramjet-Demonstrator in Kombination mit einer Rakete. Damit wird der Demonstrator auf eine entsprechende Höhe gebracht, trennt sich im Scheitelpunkt der Flugparabel von der Rakete ab und beschleunigt alleine durch die Gravitation im freien Fall auf die zum Betrieb des Scramjets notwendige Geschwindigkeit. Diese Erprobungsmethode wurde z.B. im australischen HyShot-Projekt benutzt. Beim französischen PROMETHEE Programm handelt es sich um ein nationales, militärisches Hyperschall-Antriebskonzept. Erste Windkanaltest wurden in Frankreich und Russland (ITAM) durchgeführt, die Flugerprobung steht noch aus. Grundlegende Untersuchungen hierzu wurden im Rahmen des JAPHAR-Programms gemacht, bei dem neben der ONERA auch das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) beteiligt war. Die Auflistung der zur Zeit mit großem wissenschaftlichen und finanziellen Einsatz durchgeführten Projekte auf dem Gebiet der Scramjet-Technologie zeigt, welchen hohen internationalen Stellenwert die Forschung auf diesem Gebiet besitzt, insbesondere im Hinblick auf die Entwicklung eines zukünftigen hyperschallschnellen Fluggeräts, sei es als Unterstufe für ein modernes rückkehrfähiges Raumtransportsystem oder als Hyperschallflugzeug selbst (01). Auf dem Gebiet der Entwicklung eines Hyperschallflugzeugs ist das europäische Projekt LAPCAT besonders zu erwähnen.

Mit der Einrichtung des Graduiertenkollegs 1095 (GRK) „Aero-thermodynamische Auslegung eines Scramjet-Antriebssystems für zukünftige Raumtransportsysteme“ entstand in Deutschland im Jahr 2005 ein Arbeitsteam, das aufgrund der vorhandenen Expertise in der Lage ist, einen ganz entscheidenden Beitrag auf dem Gebiet der Scramjet-Antriebssysteme zu leisten. Die Basis dieser Qualifikation bildet das in früheren Sonderforschungsbereichen erarbeitete und in hohem Maße international anerkannte und geschätzte Grundlagenwissen sowie das bereits in starkem Maße vorhandene „wissenschaftliche Netzwerk“ zwischen der Universität Stuttgart, der RWTH Aachen, der TU München und

SUMMARY

For future, reusable space transportation systems, as well as for hypersonic flight vehicles the use of an air breathing propulsion system with supersonic combustion is the main problem to be solved concerning the design and the overall vehicle design. In this context only the use of a scramjet-propulsion system meets all the aerodynamic and gas dynamic requirements and offers a real alternative towards the classical rocket driven systems. Accordingly, the main scientific objective of all the projects networked within the Research Training Group is the design and the development of a scramjet demonstrator engine using necessarily different experimental and numerical procedures and tools, provided by the involved scientists. Several partly coupled problems on different scientific areas like aero- and gas dynamics, thermodynamics with focus on supersonic combustion and material research particularly to make fibre composites applicable for the highly thermal stressed combustion chamber. At the same time several projects are dealing with the analysis of the total system, enabling therefore the very complex integration of all single components of the scramjet demonstrator engine. One particularity of this Research Training Group is the involvement of three German universities as well as the DLR. Thus, scientists of the Universität Stuttgart, the RWTH Aachen, the TU München and the DLR Köln are working together on the scramjet field.

dem DLR. Dieser Sachverhalt bildet gleichzeitig auch den Hauptvorteil gegenüber den anderen internationalen Aktivitäten auf diesem Gebiet. Durch die erfolgreichen Vorarbeiten wurden hier „Werkzeuge“ und Vorkenntnisse geschaffen, deren Anwendung durch das vorliegende Graduiertenkolleg nun weiter konkretisiert wird. Zusätzlich ergibt sich die Möglichkeit, diese Grundlagen in die Ausbildung der Stipendiaten zu überführen und somit eine sehr positive Ausgangsbasis für weitere und tieferegehende Forschungsarbeiten zu schaffen.

Die im Rahmen eines Kollegs gegebene enge Zusammenarbeit der einzelnen Gebiete eröffnet auf hervorragende Art und Weise die Möglichkeit, Problemstellungen zu bearbeiten, die sich hinsichtlich der Konkretisierung des erworbenen Grundlagenwissens ergeben. Vordergründig können jedoch auch Fragen behandelt werden, die sich ergeben, wenn es zur Kombination der auf den einzelnen Teilgebieten erworbenen Ergebnisse kommt. Hierbei muss klar herausgestellt werden, dass es im Hinblick auf einen operationell arbeitenden Scramjet-Antrieb nicht möglich ist, Einzelkomponenten getrennt zu entwickeln. Sobald der Schritt von isolierten Simulationen und Laborversuchen hin zu einem konkreten Demonstrator gemacht wird, müssen alle Komponenten wie Zentralkörper, Einlauf, Isolator, Brennkammer und Schubdüse im engen Verbund, direkt

gekoppelt entwickelt werden. Diese von der technischen Seite her vorgegebene Integration wird von der Projektarbeit innerhalb des Graduiertenkollegs direkt aufgenommen und umgesetzt.

2. DAS GRADUIERTENKOLLEG

2.1 Das Grundkonzept

Die Basisauslegung des Scramjet-Antriebssystems sieht zunächst einen mehr zweidimensionalen Flugkörper vor, bestehend aus einem Vorkörper in der Form eines langgezogenen Doppelkeils, einem Doppelrampeneinlauf mit sehr moderaten Rampenwinkeln, einem sich anschließenden Strömungskanal (Isolator), einer Brennkammer zur Überschallverbrennung sowie einer Schubdüse. Als Schubdüse ist eine sogenannte SERN-Düse (single expansion ramp nozzle) vorgesehen. Die äußere geometrische Form sowie die Basisabmessungen ergeben sich aus der Anforderung, dass dieses Antriebskonzept als ferne Zielsetzung auf einer Rakete fliegen soll. Hierbei ist vorgesehen, dass der Flugkörper mit der Rakete auf eine entsprechende Höhe gebracht wird und sich im Scheitelpunkt der Flugbahnparabel von der Rakete trennt. Allein durch den freien Fall zurück zur Erdoberfläche erfolgt die Beschleunigung auf die zum Betrieb des Scramjets notwendige Geschwindigkeit. Sobald dann der notwendige Staudruck erreicht ist, erfolgt die Zündung. Die in der Brennkammer erzielte Überschallverbrennung dauert, je nach angestrebter Ausgangsflughöhe, einige Sekunden.

Um das Projekt möglichst nahe an einem konkreten Anwendungsfall orientieren zu können, wurde ein solcher Flugversuch bei der Auslegung des Demonstrators angezielt, wenngleich ein konkreter Einsatz im Rahmen des Graduiertenkollegs nicht vorgesehen ist. Entsprechend werden flugmechanische Fragestellungen zur Stabilität und zur Lage-Bahnregelung im Graduiertenkolleg nicht behandelt. Dennoch besteht so die Möglichkeit, ein für alle Projektpartner gültiges und gleichzeitig anwendungsorientiertes Leitkonzept zu definieren (01). Als erster Auslegungsfall wurde zunächst ein stationärer Flugzustand in einer Höhe von ca. 30 Kilometern bei einer Flugmachzahl von $M = 7$ angenommen.

2.2 Aufbau des Graduiertenkollegs

Die Hauptzielsetzung des Graduiertenkollegs ist die aero-thermodynamische Auslegung eines Scramjet-Antriebssystems, bei dem alle Elemente eines kompletten Antriebssystems wie Vorkörper, Einlauf, Isolator, Brennkammer und Schubdüse integriert und auf die konkrete Verwendung hin ausgerichtet sind. Zusätzlich werden thermomechanische Fragestellungen hinsichtlich eines geeigneten hochtemperaturfesten Brennkammermaterials sowie numerische Analysen des Gesamtsystems durchgeführt. Das beschriebene Scramjet-Antriebskonzept soll, wie bereits erwähnt, zunächst als eine Art „Leitkonzept“ dienen. Die Durchführung eines tatsächlichen Flugversuchs ist nicht Gegenstand dieses Graduiertenkollegs. Dennoch dient der mittels einer Rakete beschleunigte Demonstrator als gemeinsames Leitkonzept, um die Kräfte der einzelnen Teilprojekte innerhalb des Graduiertenkollegs am konkreten Anwendungsfall zu bündeln. Um dieses gemeinsame Vorhaben verwirklichen zu können, ergeben sich für die einzelnen Teilprojekte individuelle Ziele, die jedoch in hohem Maße miteinander in Wechselwirkung stehen und entsprechend gut miteinander abgestimmt wurden.

Im Bereich der Vorkörperumströmung muss auf experimentellem und numerischem Weg geklärt werden, welchen Einfluss die spezielle geometrische Form des Vorkörpers auf die Zuströmrandbedingungen des Einlaufes und somit auf die Luftzufuhr zum eigentlichen Triebwerk hat. Hierzu soll eine genaue Analyse des jeweiligen Grenzschichtzustandes unter Berücksichtigung der Strömungszustände bei geometrisch verschiedenen Vorkörpergeometrien und Anströmzuständen (Machzahl, Reynoldszahl) untersucht werden, um somit die Zuströmrandbedingungen für die räumlich konzentrierte Kompression an den sich anschließenden Verdichtungsrampen festlegen zu können, was sowohl für die experimentelle als auch numerische Behandlung aller stromab stattfindenden Vorgänge von sehr großer Bedeutung ist.

Die Schnittstelle zum eigentlichen Einlauf und dem sich direkt anschließenden Isolator ergibt sich aus der Fragestellung nach dem wechselseitigen, strömungsphysikalischen Einfluss der 3D-Zentralkörpergrenz-

schicht auf den Rampeneinlauf. Hierbei soll zunächst das Problem der Stabilität des sich bildenden Stoßsystems (Stoßoszillation) infolge der ankommenden 3D-Grenzschicht sowie die hier speziellen Fragestellungen hinsichtlich der Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung erforscht werden.

Der Einlauf selbst, bestehend aus Doppelrampe und Einlaufrippe, sowie der sich anschließende Isolator werden hinsichtlich eines optimalen Druckrückgewinns zur Erzielung eines für die Brennkammer günstigen Eintrittsdruckes sowie unter Berücksichtigung der speziellen Anforderungen des Demonstrators ausgelegt und optimiert. Maßgebende Forderungen sind hier die Untersuchung des Startverhaltens des Einlaufs, Veränderungen der Anströmzustände durch kleine Schiebe- und Anstellwinkel sowie Effekte, die den Massenstrom durch das Triebwerk betreffen (Spillage).

Die Brennkammer stellt den Kern des Projekts dar. Das Hauptziel ist hierbei die Auslegung einer Brennkammer zur Überschallverbrennung unter den geometrischen Gegebenheiten des Scramjet-Antriebssystems. Es soll gezeigt werden, dass es möglich ist, eine stabile und technisch einwandfreie Überschallverbrennung auch außerhalb optimaler Laborbedingungen zu realisieren. Hierzu werden sowohl experimentelle als auch numerische Untersuchungen durchgeführt. Die Untersuchungen zur Überschallverbrennung sind sehr vielfältiger Natur. Hierbei werden der Einfluss der Turbulenz-Chemie Interaktion auf das Zündverhalten sowie numerische Untersuchungen zur Flammstabilisierung in der Überschallflamme untersucht. Gleichzeitig werden aber auch Probleme der Wärmeübertragung an Zentralkörpern innerhalb der Brennkammer untersucht.

Schließlich wird die Schubdüse entsprechend den durch die Brennkammer vorgegebenen Randbedingungen hinsichtlich der Schuberzeugung an einem realen Flugkörper angepasst sowie experimentell und numerisch optimiert. Als integrierendes Element über alle Teilprojekte wird eine Gesamtsystemanalyse durchgeführt und andauernd erweitert und aktualisiert, die das Bindeglied zwischen allen behandelten Einzelfragestellungen darstellt.

Um die vorgegebenen Ziele erreichen zu können, aber auch um zu handhabbaren

Verbundstrukturen zu gelangen, war es zweckmäßig, die Projekte des Graduiertenkollegs in drei Gruppen einzuteilen, die sich an den unterschiedlichen Schwerpunkten des Forschungsprogramms orientieren:

- Projektgruppe A: „Aero-thermodynamische Fragestellungen“ (mit acht Teilprojekten),
- Projektgruppe B: „Verbrennung“ (mit acht Teilprojekten),
- Projektgruppe C: „Abströmung und Systemanalyse“ (mit sieben Teilprojekten).

Die Zusammenarbeit zwischen den einzelnen Projekten ist äußerst eng, da wegen der extrem nichtlinearen Kopplung aller Teile eines Scramjets nur gemeinsam ein funktionsfähiges Gesamtsystem erzeugt werden kann.

2.3 Studienprogramm

Das GRK 1095 verfolgt zwei globale Ziele, um eine kürzere Promotionsdauer zu erreichen. Zum einen soll eine zu starke Spezialisierung durch die Integration interdisziplinärer Elemente vermieden und damit die Ausbildungsqualität verbessert werden. Es wird besonderes Gewicht auf die Vermittlung von modernem Grundlagenwissen aus den Bereichen der Ingenieur- und Naturwissenschaften sowie der Mathematik gelegt, wobei der Anwendungsbezug erhalten bleibt. Zum anderen soll durch ein gezieltes Ausbildungsprogramm eine Reduktion der Promotionsdauer von bisher fünf auf drei Jahre ermöglicht werden. Das Studienprogramm berücksichtigt dabei die Erfahrungen früherer Graduiertenkollegs, schreibt sie fort und ergänzt sie um neue Elemente, die zum einen der verschärften Wettbewerbssituation um exzellente Absolventen Rechnung trägt und zum anderen die steigende Bedeutung von Auslandserfahrung berücksichtigt. Besonderer Wert wird auf folgende Elemente gelegt:

- Individuelles Ausbildungsprogramm mit vertiefenden Lehrveranstaltungen,
- Ringvorlesungen der am Kolleg beteiligten Wissenschaftler und Gäste,
- Blockkurse und Summerschools,
- Vorträge auswärtiger Dozenten,
- Doktorandenkolloquien,
- Klausurtagungen.

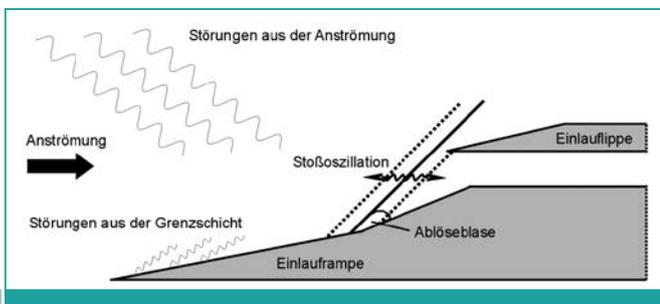
Diese bewährten Elemente werden um vier neue Elemente ergänzt:

- Für alle Stipendiaten wird ein etwa halbjähriger individuell konzipierter Auslandsaufenthalt angestrebt.
- Durch die Kollegiaten zu organisierende Studienprogrammemente zur Förderung der Selbständigkeit (Seminartage, Internet-Kommunikations-Elemente).
- Einrichtung eines beratenden Industrieforums.
- Einbindung eines externen Patentanwaltes, der Verwertungsmöglichkeiten aufzeigt.

Die Betreuer des Kollegs stammen von der Universität Stuttgart (M. Aigner, P. Gerlinger, E. Krämer, B. Kröplin, C.D. Munz, S. Staudacher, J. von Wolfersdorf, B. Weigand), der RWTH Aachen (H. Olivier, W. Schröder, M. Behr), der TU München (H.P. Kau, T. Sattelmayer, N. Adams) und dem DLR Köln (A. Gülhan). Es findet eine intensive web-basierte Kommunikation statt. Eine besondere Bedeutung kommen in dem Graduiertenkolleg den Postdoc Stellen zu. Diese Personen übernehmen eine stark koordinierende Funktion innerhalb des Graduiertenkollegs.

Wechselwirkung an einem Doppelrampen-Einlauf bei unterschiedlichen Zuströmbedingungen (M. Krause, E. Krämer, *Institut für Aerodynamik und Gasdynamik*)

Bei einer Scramjet-Antriebskonfiguration wird ein Großteil der zur Verbrennung benötigten Luft unmittelbar vor dem Triebwerkseinlauf, also noch außerhalb des eigentlichen Motors, verdichtet. Dies geschieht in aller Regel über Rampenströmungen, bei denen durch entsprechend erzeugte schräge Verdichtungsstöße die Luft schlagartig komprimiert wird. Eine der wesentlichen Eigenschaften dieser Verdichtungsstöße ist ihr instationärer Charakter, d.h., dass sie um ihre durch den Rampenknick definierte Lage hin und her schwanken. Die letztendlich für diese Schwankungsbewegung ursächlichen physikalischen Mechanismen (02) sind nach wie vor nicht vollständig erklärt. Entsprechend ergeben sich in diesem Zusammenhang spezielle Fragestellungen hinsichtlich der Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung, d.h. der in diesem Fall instationären Interaktion der Stöße mit der ankommenden körpernahen Strömung unter Berücksichtigung der besonderen geometrischen Gegebenheiten. Das physikalische Phänomen der oszillierenden Verdichtungsstöße tritt jedoch nicht nur am Einlauf auf, sondern kann auch bei Verdichtungsvorgängen innerhalb des Triebwerkes und in der Brennkammer festgestellt werden. 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 zu. Hierzu werden im Rahmen des Projekts A2 Interaktionsvorgänge einer ankommenden turbulenten Grenzschicht mit Einfach- und Doppelrampen untersucht. Durchgeführt wurden diese Untersuchungen bei 2,5-facher Schallgeschwindigkeit. Zur messtechnischen Erfassung dieser instationären Vorgänge kommen neben zeitlich hochauflösenden Druckaufnehmern und optischen Verfahren insbesondere die Hitzdrahtanemometrie, bei der die variierende Wärmeabgabe eines beheizten, sehr dünnen Drahtelements unter verschiedenen Anströmbedingungen als Messsignal ausgewertet wird, zum Einsatz. Hierzu wurde eigens ein zeitlich sehr



Schematische Darstellung der Stoßoszillation an einem Scramjet-Einlauf.

02

3. AUSGEWÄHLTE ERGEBNISSE

Im Folgenden werden einige ausgewählte Ergebnisse des GRK 1095 vorgestellt. Die Beschreibung der Ergebnisse beinhaltet jeweils die Bezeichnung des Projekts und die Angabe der Stipendiaten und Betreuer. Hierbei werden aus den zahlreichen Ergebnissen nur einige ausgewählt, die an der Universität Stuttgart erzielt wurden. Detailliertere Angaben zum GRK 1095 findet der Leser unter www.uni-stuttgart.de/itlr/graduierten bzw. in Publikationen zum Graduiertenkolleg [1, 2].

Projekt A2

- Experimentelle Untersuchungen zu Phänomenen der Stoß-Grenzschicht

hochfrequent arbeitendes Konstant-Temperatur-Anemometer entwickelt, welches es ermöglicht, innerhalb weniger Millisekunden die Drahttemperatur regelungstechnisch stabil zu variieren.

Messungen mit Hitzdrahtsonden wurden stromauf und stromab des Stoßsystems sowohl in der Grenzschicht als auch in der freien Strömung durchgeführt, so dass Korrelationen zwischen ankommenden Störungen, der Bewegungen der an Rampen typischen Ablöseblase und der Stoßfrequenz abgeleitet werden können.

Projekt A6

- **Numerische Simulation der instationären Effekte am Einlauf** (M. Atak, C.D. Munz, *Institut für Aerodynamik und Gasdynamik*)

Anders als bei konventionellen Raketenantrieben wird bei einem Scramjet-Antriebssystem die für die effiziente Verbrennung in der Brennkammer erforderliche Luft nicht mittels mechanischer Elemente, wie etwa über einen Verdichter, komprimiert. Hier wird vielmehr die hohe Flugeschwindigkeit und die Geometrie des Einlaufes genutzt, um ein System aus Verdichtungsstößen zu erzeugen, das für die Kompression der Luft zuständig ist. Der Einlauf eines luftatmenden Hyperschallflugkörpers erfüllt dabei nicht nur die Aufgabe der Bereitstellung der komprimierten Luft, sie ist auch gleichzeitig der Schauplatz von wichtigen aero-thermodynamischen Phänomenen, die eine angemessene Berücksichtigung und Untersuchung im Zusammenhang der Designstudien verlangen. So kommt es beispielsweise am Rampenfuß zur Ablösung der Strömung und es treten Interaktionen zwischen den schrägen Verdichtungsstößen und den sich an den Wänden bildenden Grenzschichten auf, die das gesamte Strömungsbild im Einlauf entscheidend beeinflussen. Besonders die Folgen der Stoß-Grenzschicht-Interaktion können verheerende Ausmaße bis hin zum Materialversagen infolge extrem starker Wärmelasten annehmen und sind mitunter ausschlaggebende Faktoren für die Auslegung des sicheren Betriebsbereiches. Darüber hinaus haben zahlreiche Experimente und numerische Untersuchungen zu Stoß-Grenzschicht-Interaktionen aufgezeigt, dass sowohl die Ablöseblase, als auch der schräge Verdichtungsstoß in der

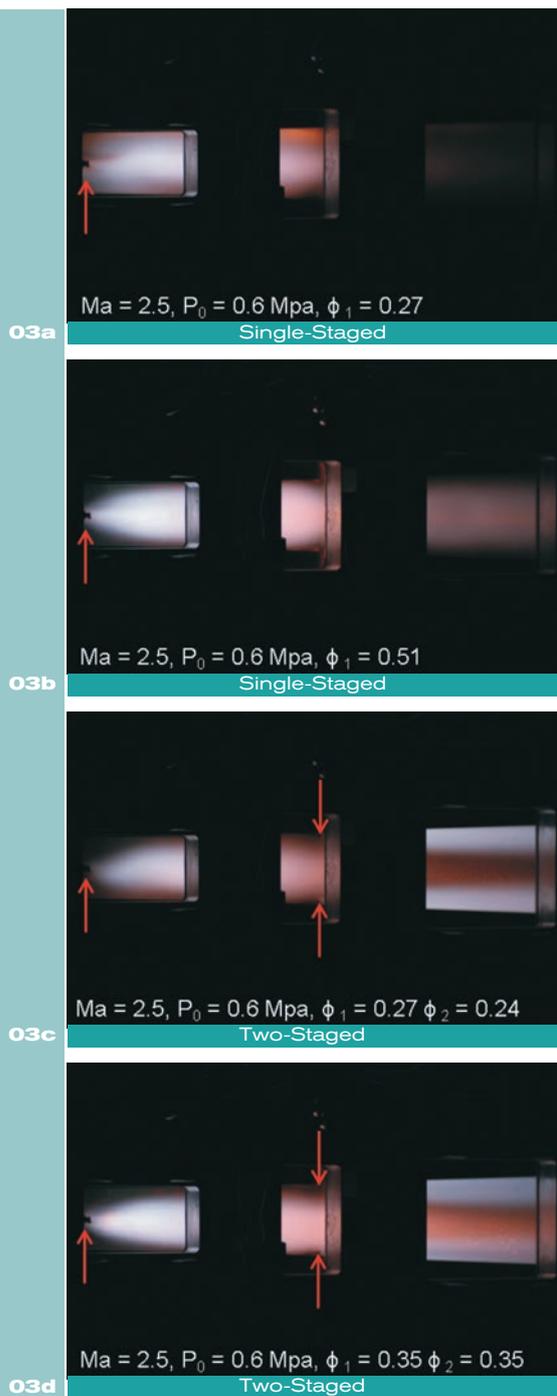
unmittelbaren Umgebung der Rampe oszillieren. Die Auswirkungen der Oszillationen können dabei selbst auf Höhe des Fangquerschnitts registriert werden.

Im Rahmen des GRKs verfolgt dieses Projekt das Ziel, den Scramjeteinlauf numerisch zu untersuchen, um so eine detaillierte Einsicht in die Strömungsphänomene zu erhalten. Das den Untersuchungen zugrunde liegende numerische Verfahren muss dabei sehr hohen Ansprüchen genügen: Zum einen muss das Verfahren in der Lage sein, die auftretenden Verdichtungsstöße robust zu approximieren und zum anderen wird ein hohes zeitliches Auflösungsvermögen zur Erfassung der instationären Effekte verlangt. Ein vielversprechender Ansatz, der diesen Anforderungen gerecht wird, sind Verfahren hoher Ordnung, wie beispielsweise das sogenannte Discontinuous-Galerkin (DG)-Verfahren, das als ein hybrider Ansatz verstanden werden darf, der das Finite-Volumen-Verfahren mit dem Finite-Elemente-Verfahren kombiniert und von diesen das robuste Stoßauflösungsvermögen (das sogenannte „shock-capturing“), sowie die hohe Ordnung erbt. Eine weitere wichtige Eigenschaft des DG-Verfahrens besteht in der Kompatibilität mit unstrukturierten Gittern, die selbst die Berechnung komplizierter Geometrien ermöglicht. Mit diesem Verfahren, das über ausgezeichnete Parallelisierungseigenschaften verfügt und somit prädestiniert ist für Höchstleistungsrechnungen auf mehreren Tausend CPUs, ist es möglich, höherwertige numerische Untersuchungen, wie LES- („Large Eddy Simulation“) bzw. DNS („Direkte Numerische Simulation“)-Rechnungen durchzuführen, die einen tieferen Einblick in die komplexen Vorgänge am Einlauf gewähren.

Projekt B1

- **Experimentelle Untersuchung der Treibstoffeinblasung, Mischung und Stabilität in einer Überschallbrennkammer** (N. Dröske, J. Vellaramkalayil, J. von Wolfersdorf, *Institut für Thermodynamik der Luft- und Raumfahrt*)

Eine der größten Herausforderungen bei der Entwicklung eines Scramjet-Antriebs ist es, genug Wärmefreisetzung in einer Überschallströmung zu erzielen, um positiven Schub erzeugen zu können. Hohe Wärme-



Fotografische Aufnahmen der Verbrennungsversuche bei ein- und zweistufiger Verbrennung.

freisetzung wird allerdings meist von hohen Druckgradienten begleitet, die zu thermischen Sperrungen in der Brennkammer führen können. Um thermische Sperrungen zu vermeiden, sind die Brennkammergeometrie und das Konzept zur Brennstoffeinbringung von entscheidender Bedeutung. Eines der vielversprechendsten Konzepte, um bei hoher Wärmefreisetzung thermisches Blockieren zu vermeiden, besteht darin, den Brennstoff über mehrere axiale Positionen verteilt in den Brennraum einzubringen. Mehrstufige Brennkammern haben allerdings den Nachteil, dass die Länge der Brennkammer zunimmt, da der zusätzlich an mehreren axialen Positionen eingebrachte Brennstoff noch in der Brennkammer ausreichend vermischt und verbrannt werden muss. Um die axiale Erstreckung der Brennkammer durch zusätzliche Stufen so gering wie möglich zu halten, muss die Effizienz der Vermischung des eingebrachten Brennstoffs mit der Überschallströmung möglichst groß sein. Im Teilprojekt B1 wurden daher verschiedene Einspritzkonzepte untersucht, welche auf einer zweistufigen Einmischung des Wasserstoffes in die Brennkammer beruhen. Hierzu wurden zunächst mittels numerischer Voruntersuchungen verschiedene Konzepte und Geometrien betrachtet. Dabei wurden unter anderem Rampenhöhe, -länge und -winkel aber auch Position und Einspritzwinkel variiert. Es wurde eine Datenbasis geschaffen, mit der verschiedene Einflüsse der unterschiedlichen Parameter untersucht und evaluiert werden können. Sowohl die Experimente als auch die Simulationen haben gezeigt, dass die einstufige

Einspritzung im Gegensatz zu den zweistufigen Konzepten nicht in der Lage ist bei größeren Brennstoffmassenströmen den eingebrachten Brennstoff vollständig zur Reaktion zu bringen. Dies liegt an der unzureichenden Vermischung des Brennstoffes mit dem umgebenden Sauerstoff speziell in den wandnahen Bereichen. Die numerischen Voruntersuchungen haben gezeigt, dass sich der meiste Restsauerstoff im einstufigen Fall während des Verbrennungsvorgangs in Wandnähe befindet. **(03)** zeigt fotografische Aufnahmen der Verbrennungsversuche für den ein- und zweistufigen Fall bei verschiedenen Brennstoffmassenströmen. Dabei weisen die roten Pfeile auf die Position der Einspritzung des Wasserstoffes hin. Die Bilder zeigen, dass für den einstufigen Fall mit hohem Äquivalenzverhältnis **(03b)** die Flamme sehr weit aufgeht und somit fast die komplette Brennkammerhöhe einnimmt. Dies führt im einstufigen Fall zum teilweisen Blockieren der Strömung, was sehr starke Totaldruckverluste zur Folge hat. Für die zweistufige Einspritzung **(03c, 03d)** erkennt man, dass noch genug Sauerstoff in Wandnähe vorhanden ist, um eine stabile Reaktion des Wasserstoffes zu ermöglichen.

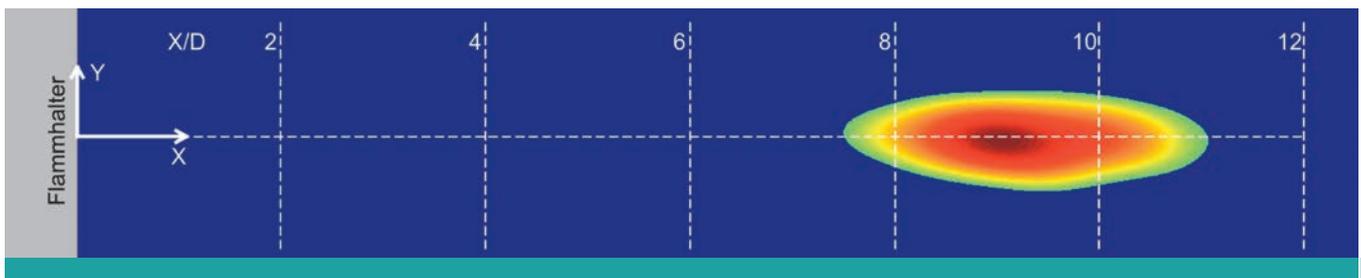
Projekt B2

• Temperatur- und Geschwindigkeitsmessungen in einer Überschallflamme und Überschallbrennkammer

(F. Förster, A. Hell, B. Weigand, *Institut für Thermodynamik der Luft- und Raumfahrt*)

Bei der Entwicklung eines Scramjet Antriebssystems stehen das Verständnis und die Beherrschbarkeit der Überschallverbrennung im Mittelpunkt. Aus diesem Grund ist die Erstellung experimentell gewonnener Datensätze notwendig. Diese tragen zu einem besseren Verständnis von Mischungs- und Verbrennungsvorgängen in einer Überschallströmung bei. Darüber hinaus werden die experimentellen Datensätze zur Verifizierung numerischer Modelle verwendet.

Das Messen in einer chemisch reagierenden Überschallströmung stellt besondere Herausforderungen an die Messtechnik. Sondenmesstechniken sind intrusiv und können somit zu einer lokalen Beeinflussung der Verbrennung führen. Dies geschieht hauptsächlich durch Strömungsbeeinflussung, lokales Abkühlen der Strömung und



04

OH* Verteilung in einer Überschallflamme.

katalytische Effekte an der Sondenoberfläche. Daher empfiehlt sich der Einsatz von Lasermesstechniken. Hier wird zwischen linearen (z. B. Laser-Induzierte Fluoreszenz (LIF), Raman Streuung und Particle Image Velocimetry (PIV)) und nicht-linearen Messtechniken (z. B. Coherent Anti-Stokes Raman Spectroscopy (CARS)) unterschieden. Im Vergleich zu den linearen Messtechniken, bei denen das Signal aus diffus gestreutem Licht besteht, zeichnen sich nicht-lineare Messtechniken durch hohe Signalintensität aus. Diese ist darin begründet, dass der Signalstrahl in Phase (kohärent) mit dem Auslesestrahl und somit ein gerichteter, laser-ähnlicher Strahl mit geringer Divergenz ist. Nachteilig an den nicht-linearen Techniken ist allerdings der komplexe optische Aufbau. Umwelteinflüsse wie z. B. Vibrationen, die durch die Testanlage induziert werden, können daher zum Versagen des hochsensiblen optischen Aufbaus führen. Aus diesen Gründen eignet sich insbesondere die nicht-lineare Messtechnik Laser-Induzierte Thermische Akustik (LITA) für die Vermessung von Überschallflammen. Diese zeichnet sich durch einen vergleichsweise einfachen und somit robusteren optischen Aufbau aus. Mit LITA wird direkt die lokale Schallgeschwindigkeit in einem Testvolumen gemessen.

Bisher wurde LITA für den Einsatz an der Überschallverbrennungsanlage des Instituts für Thermodynamik der Luft- und Raumfahrt (ITLR) validiert. Dies geschah durch Untersuchung verschiedener Referenzfälle wie Messungen in vorgemischten, laminaren, flachen Flammen und turbulenten Überschallfreistrahlen mit unterschiedlichen Totaltemperaturen bis zu einer Temperatur von $T_t = 1.300$ K. Bei dem Vergleich der LITA Messungen mit konventionellen Messtechniken und Angaben aus der Literatur konnte eine sehr gute Übereinstimmung festgestellt werden. Außerdem wurden erste Messungen

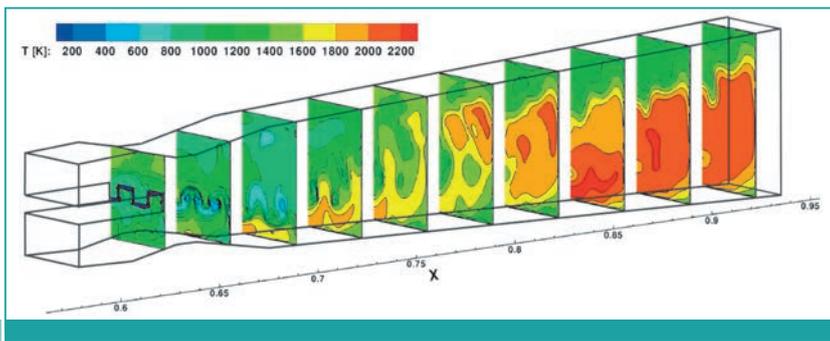
in einem rotationssymmetrischen, chemisch reagierenden Überschallfreistrahldurchgeführt. Ein solcher Freistrahlgilt als Referenzfall für die Überschallverbrennung. Zudem zeichnet er sich durch sehr gute optische Zugänglichkeit aus und die Anzahl der Messpunkte kann, bedingt durch die Symmetrie, verringert werden. Messungen wurden entlang der Freistrahlachse und in mehreren Ebenen senkrecht zur Freistrahlachse vorgenommen. Die mit LITA gemessenen Schallgeschwindigkeitsverläufe geben die Flammposition, die aus OH* (Hydroxyl-Radikale) Chemilumineszenzaufnahmen (04) ermittelt wurde, sehr gut wieder.

Zukünftig sind LITA Messungen in einer Scramjet Brennkammer, die momentan am ITLR erforscht wird, geplant. Bei Messungen in einer Brennkammer kommt erschwerend die eingeschränkte optische Zugänglichkeit hinzu. Um eine Beschädigung der Fenster durch die fokussierten Laserstrahlen zu vermeiden, ist eine Strahlbeeinflussung notwendig. Durch Vergrößerung des Laserstrahldurchmessers können zum einen die Zonen hoher Energie aus dem Bereich der Fenster bewegt werden und zum anderen wird die Signalintensität gesteigert. Eine weitere geplante Modifikation des optischen LITA Aufbaus wird die simultane Messung von Schallgeschwindigkeit und Strömungsgeschwindigkeit ermöglichen.

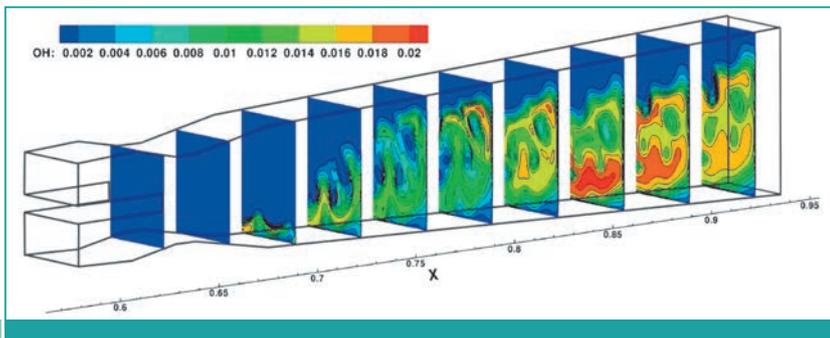
Projekt B4

- **Numerische Untersuchung der Flammenstabilität in Überschallbrennkammern** (Y. Simson, P. Gerlinger, M. Aigner, *Institut für Verbrennungstechnik der Luft- und Raumfahrt*)

Dieses Teilprojekt widmet sich der numerischen Untersuchung und Auslegung von Überschallbrennkammern mit zentraler Brennstoffinjektion. Dabei wird gasförmiger Wasserstoff über einen wellenförmigen



05a



05b

Berechnete Temperatur- (a, oben) und OH-Verteilungen (b, unten) an verschiedenen Schnitten in der Brennkammer.

Zentralkörper eingeblasen, der durch seine Geometrie gegenläufig rotierende Wirbelpaare erzeugt und dadurch sehr gute Mischungseigenschaften aufweist. Die Simulationen werden mit dem hierfür entwickelten Programm TASCUM3D (Turbulent All Speed Combustion Multigrad Solver) durchgeführt. Es löst die dreidimensionalen, kompressiblen Erhaltungsgleichungen unter Verwendung detaillierter Chemie. Die zeitliche Genauigkeit ist von 3. Ordnung und die räumliche von 6. Ordnung.

Zur Vorbereitung und Begleitung einer Testkampagne in Novosibirsk (Russland) wurde ein Scramjet-Demonstrator-Modell unter Flugbedingungen numerisch untersucht. Das Teilprojekt war mit der Auslegung der Brennkammer betraut. Mischungsverhalten, Selbstzündung und Flammenstabilität wurden analysiert. Aufgrund des verwendeten 3D-Einlaufs herrscht am Brennkammereintritt ein stark dreidimensionales, inhomogenes Strömungsfeld mit einem relativ niedrigen Temperaturniveau und hohen Machzahlen. Ohne weitere Maßnahmen war so keine stabile Zündung zu erreichen. Daher wurde die Verwendung von Zündkeilen untersucht. Die durch die Keile generierten Stöße bewirken lokal eine Erhöhung der Temperatur und führen so sowohl in der Simulation als auch im Experiment zur gewünschten Selbstzündung.

(05) zeigt oben die berechnete Temperatur- und unten die entsprechende OH-Verteilung in einigen Schnitten durch die Brennkammer. Die Zündung erfolgt in der Nähe des unteren Keils nahe der Brennkammerwand, wo Wasserstoff und Luft schon hinreichend gut vermischt sind. Weiter stromab bildet sich eine inhomogene, aber stabile Flamme aus. Die Zündkeile wurden im Versuch in Novosibirsk eingesetzt und bewirkten auch in der Praxis eine stabile und zuverlässige Zündung.

Projekt C4

- **Mehrfeldformulierung für gradierte Hochtemperatur-Werkstoffe** (C. Messe, B. Kröplin, *Institut für Statik und Dynamik der Luft- und Raumfahrtkonstruktionen*)

Aufgrund der aerodynamischen Aufheizung und der Verbrennungsvorgänge unterliegt die Struktur (Hülle, Brennkammer und Düse) enormen thermomechanischen Belastungen, was letztendlich zu hoher Beanspruchung und somit zu einer fortschreitenden Schädigung der Struktur führen kann. Die Wahl eines geeigneten Materials in Kombination mit passendem Kühlkonzept ist daher von entscheidender Bedeutung. Innerhalb dieses Projekts wurde eine entsprechende gekoppelte Mehrfeldformulierung entwickelt, so dass neben den Materialeigenschaften auch das Schädigungsverhalten mitbetrachtet werden kann. Für die Betrachtung des Schädigungsverhaltens werden hierarchische Modellierungsansätze für Faserkeramiken entwickelt und für gradierte Werkstoffe erweitert bzw. modifiziert und numerisch umgesetzt.

Für die notwendige Diskretisierung der einzelnen Bauteile wurden zunächst die in Dickenrichtung veränderlichen Materialeigenschaften durch Finite Elemente, mit unterschiedlichen Verfahren in Dickenrichtung, beschrieben. Danach erfolgte die Gradierung in verschiedenen Richtungen, so dass die Finiten Elemente auch für komplexe Strukturen und Geometrien, wie beispielsweise abrupte Querschnittsänderungen bei Brennkammergeometrien eingesetzt werden können.

Da die Materialeigenschaften temperaturabhängig sind, muss das mechanische (Verschiebungs-) Feld in jedem Materialpunkt zusammen mit dem thermischen Feld numerisch gelöst werden. Im Rahmen der Schädigungssimulation werden im Einzel-

ZUSAMMENFASSUNG

Als Antriebssysteme zukünftiger, hyperschallschneller Fluggeräte aber auch von wiederverwendbaren Raumtransportsystemen stellen luftatmende, mit Verbrennung bei Überschall arbeitende, integrierte Triebwerke (Scramjets) im Machzahlbereich $M > 5$ eine Alternative zur klassischen Raketentechnologie dar. Das wissenschaftliche Ziel der in diesem Graduiertenkolleg vernetzten Projekte ist es, sowohl experimentell als auch numerisch die Grundlagen zu schaffen, um einen Scramjet-Demonstrator zu erarbeiten und seine Entwicklung zu ermöglichen. Hierzu werden Probleme auf den Gebieten der Aero- und Gasdynamik, der Thermodynamik mit besonderem Schwerpunkt im Bereich der Überschallverbrennung sowie der Materialforschung beim Einsatz hochfester Faserkeramiken im Bereich der Brennkammer untersucht. Gleichzeitig sind aber auch entsprechende Gesamtsystemanalysen notwendig. Eine Besonderheit bei diesem Graduiertenkolleg ist, dass die Wissenschaftler aus verschiedenen Universitäten in Deutschland kommen. Neben der Universität Stuttgart beteiligen sich Wissenschaftler der RWTH Aachen, der TU München und dem DLR Köln an diesem GRK.

nen die Erkenntnisse aus mikroskopischen Simulationen in die mesoskopische Modellierung eingebracht und 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.

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 ABAQUS steht ein umfassendes Entwurfswerkzeug zur Berechnung der Lebensdauer bzw. des Schädigungsverhaltens bei komplexen Triebwerks-Geometrien zur Verfügung.

Projekt C5

- **Eine Entwurfssprache zur systematischen thermomechanischen Konstruktionsoptimierung von Scramjets**

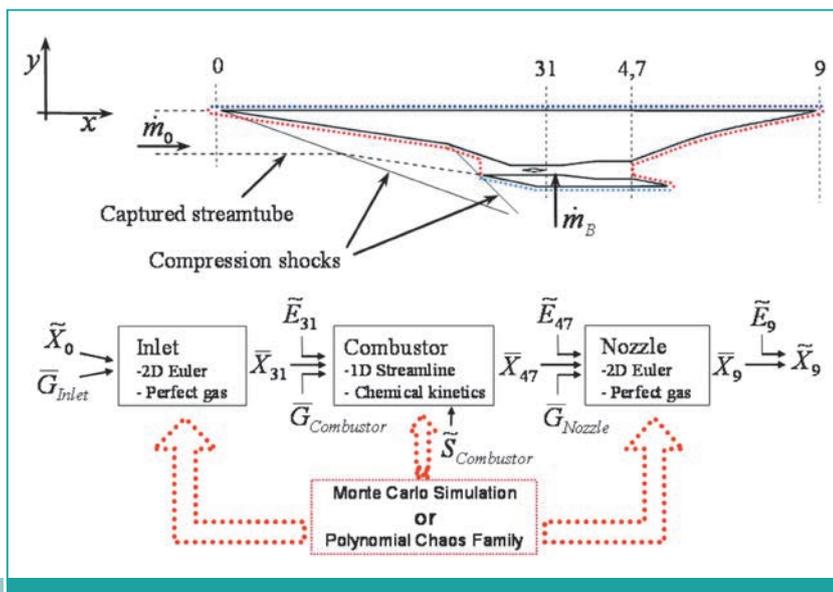
(J. Bürkle, S. Rudolph, B. Kröplin, *Institut für Statik und Dynamik der Luft- und Raumfahrtkonstruktionen*)

Ein Scramjet als luftatmendes Raumtransportsystem stellt nicht nur eine Herausforderung hinsichtlich der erforderlichen physikalischen Modellierung dar, sondern auch der Entwurf des Gesamtsystems selbst stellt durch die erfolgreiche Beherrschung der multidisziplinären Kopplungen der Subsysteme im Gesamtsystem „Scramjet“ eine Herausforderung dar. Diese Überlegungen machen klar, dass es sich beim Scramjet um ein komplexes, multidisziplinär gekoppeltes Gesamtsystem handelt, da viele Subsysteme miteinander hinsichtlich ihrer Auslegung interagieren und z.B. auch die Gestaltfindung der

äußeren Form die Leistung mit beeinflusst. Durch die Existenz derartiger Kopplungen, die sich mathematisch in einem gekoppelten nichtlinearen Gleichungssystem äußern, wird der Entwurf des Gesamtsystems deutlich erschwert. Als illustratives Beispiel wird hier im Folgenden kurz auf das Kühlungssystem eines Scramjet eingegangen.

Im Rahmen dieses Teilprojekts werden Methoden erforscht, das Entwurfsproblem durch Automatisierung und Anwendung von Konzepten aus dem Software Engineering zu beheben. Hierzu werden die einzelnen Systemkomponenten (z.B. Tank, Treibstoff) und ihre möglichen Beziehungen untereinander in der Unified Modeling Language (UML) modelliert und mit ihren jeweiligen Gleichungen hinterlegt. Dazu passend werden Regeln aufgestellt, wie die einzelnen (System-) Komponenten im Verlauf des (System-) Entwurfs dazukommen, verändert werden, wieder entfernt werden. Ein Compiler erzeugt aus dieser Beschreibung das aktuelle Systemmodell, das als Entwurfsgraph bezeichnet wird. Dieser Entwurfsgraph enthält damit das gesamte Systemmodell, d.h. alle Systemkomponenten und ihre Beziehungen.

Aus diesem Entwurfsgraphen und den für die einzelnen Komponenten hinterlegten Gleichungen kann anschließend automatisiert das (typischerweise nichtlineare) Gleichungssystem des Gesamtsystems erzeugt werden. Dieses wird dann automatisch in sequenziell zu lösende Teilgleichungssysteme zerlegt und gelöst. Man erhält dadurch nicht nur einen Parametersatz, der die Lösung darstellt, sondern kann auch Sensitivitäten für das Gesamtsystem erstellen. Durch diese Automatisierung können sehr schnell mittels Änderungen an den Regeln, die den Entwurfsgraph erzeugen, andere Auslegungspunkte des Gesamtsystems untersucht werden.



06

Systematischer Aufbau des Scramjet Gesamtsystems.

Zudem wird derzeit die Einbindung numerischer Modelle mit flexibler Input-Output-Zuweisung in die Systembeschreibung untersucht.

Projekt C7

- **Probabilistisches Design eines Scramjet Antriebssystems** (G. Schütte, V. Shevchuk, S. Staudacher, *Institut für Luftfahrtantriebe*)

Der Betrieb der einzelnen Komponenten im Überschall schränkt den Lösungsraum für das gesamte Scramjet Antriebssystem stark ein. Diese Limitierung wird durch die heute noch vorhandenen Unsicherheiten bei der Modellierung weiter verstärkt. Um

trotzdem ein System mit hoher Erfolgswahrscheinlichkeit auslegen zu können, ist den erforderlichen Annahmen und Vereinfachungen Rechnung zu tragen. Der stochastische Charakter der Eingangsdaten führt dabei zu einem Verlust an Genauigkeit und somit einem Verlust an Verlässlichkeit der Ergebnisse. Um diese Unsicherheiten bei der Modellierung eines derart komplexen Systems in die Berechnung zu integrieren, wurden die wesentlichen Parameter des Systems als stochastische Variablen interpretiert (06). Auf diese Weise enthält jeder Parameter neben seinem Erwartungswert eine zusätzliche Information über die erwartete Streuung. Diese Informationen wurden aus Vergleichen des vereinfachten Modells mit höherwertigen Methoden wie detaillierten numerischen Simulationen oder Windkanalexperimenten gewonnen. Die Berücksichtigung der spezifischen Unsicherheiten bei der Schubvorhersage lässt eine unzureichende Sicherheit für positiven Nettoschub bei niedrigen Äquivalenzverhältnissen erkennen. Eine Steigerung des Äquivalenzverhältnisses bewirkt zwar eine Erhöhung des Nettoschub und somit eine Erhöhung der Eintrittswahrscheinlichkeit eines positiven Nettoschubes, allerdings erhöht sich im Gegenzug das Risiko für einen thermisch blockierten Antrieb. Durch Änderungen der Konfiguration lassen sich diese Risiken beeinflussen, jedoch birgt die isolierte Optimierung einzelner Komponenten ebenfalls ein hohes Risiko.

Uwe Gaisbauer, Bernhard Weigand

DANKSAGUNG

Die Mitglieder des Graduiertenkollegs 1095 bedanken sich ganz herzlich bei der Deutschen Forschungsgemeinschaft (DFG) für die Finanzierung der Forschungsaktivitäten.

LITERATUR

- 1 U. Gaisbauer, B. Weigand, B. Reinartz, H.P. Kau, W. Schröder: *Research training group GRK 1095/1: „Aero-Thermodynamic Design of a Scramjet propulsion system, 18th Int. Symp. on Air Breathing Engines“*, ISABE, 2007, China.
- 2 B. Weigand, U. Gaisbauer: *An overview on the structure and work of the DFG Research Training Group GRK 1095: „Aero-thermodynamic design of a scramjet propulsion system“*, Proc. 16th AIAA/DLR/DGLR Int. Space Planes and Hypersonic Systems and Technol. Conf., 19.–22. Oct. 2009, Bremen, 2009.

Kontakt

Universität Stuttgart
 Institut für Thermodynamik der Luft- und Raumfahrt
 Pfaffenwaldring 31, D–70569 Stuttgart
 Tel. +49 (0) 711/685-62318
 Fax +49 (0) 711/685-62317
 E-Mail: itlr@itlr.uni-stuttgart.de
 Internet: <http://www.uni-stuttgart.de/itlr>

DIE AUTOREN

BERNHARD WEIGAND

wurde 1962 in Somborn (Hessen) geboren. Nach dem Studium des allgemeinen Maschinenbaus an der TU Darmstadt promovierte er im Fach Thermodynamik an der TU Darmstadt. 1992 wechselte er zur ABB Kraftwerke AG in Baden (Schweiz), wo er zunächst als Entwicklungsingenieur, später dann verantwortlich für die gesamte Kühlauslegung aller neuen Gasturbinenschaufeln und für die Grundlagenentwicklung auf dem Gebiet der Kühlung und der Wärmeübertragung war. Am 1.4.1999 übernahm er die Leitung des Instituts für Thermodynamik der Luft- und Raumfahrt an der Universität Stuttgart. Von 2002 bis 2006 war er Dekan der Fakultät Luft- und Raumfahrttechnik und Geodäsie und von 2006 bis 2009 war er Prorektor für Struktur an der Universität Stuttgart. Seit 2005 ist er der Sprecher des GRK 1095.



UWE GAISBAUER

wurde 1969 in Mannheim geboren. Nach dem Studium der Luft- und Raumfahrttechnik an der Universität Stuttgart promovierte er im Fach Strömungsmechanik an der Universität Stuttgart. Seit Februar 2006 leitet er die Abteilung Gasdynamische Versuchsanlagen am Institut für Aerodynamik und Gasdynamik an der Universität Stuttgart. Er war Mitinitiator des GRK 1095 und leitet das assoziierte DFG-Projekt „Windkanaluntersuchungen eines Scramjet-Demonstratortriebwerkes unter flugrelevanten Bedingungen“ im Rahmen dessen ein Triebwerksmodell unter entsprechenden Flugbedingungen in Novosibirsk (Russland) am ITAM erfolgreich getestet wurde.

