

DAS GRADUIERTENKOLLEG 1095/1:

"AERO-THERMODYNAMISCHE AUSLEGUNG EINES SCRAMJET - ANTRIEBSSYSTEMS FÜR ZUKÜNTIGE RAUMTRANSPORTSYSTEME"

B. Weigand*, U. Gaisbauer**, B. Reinartz***, H.-P. Kau****, W. Schröder*****

*Institut für Thermodynamik der Luft- und Raumfahrt, Universität Stuttgart,
Pfaffenwaldring 31, 70569 Stuttgart

**Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart,
Pfaffenwaldring 21, 70569 Stuttgart

*** Lehr- und Forschungsgebiet für Mechanik, RWTH Aachen,
Templergraben 64, 52062 Aachen

**** Lehrstuhl für Flugantriebe, Technische Universität München,
Boltzmannstrasse 15, 85748 Garching

***** Aerodynamisches Institut , RWTH Aachen,
Wüllnerstrasse zw. 5 u. 7, 52062 Aachen

ÜBERSICHT

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, bei dem alle Elemente eines kompletten Antriebssystems wie Vorkörper, Einlauf, Isolator, Brennkammer zur Überschallverbrennung und Schubdüse integriert und auf die konkrete Verwendung hin ausgerichtet sind, zu erarbeiten und seine Entwicklung zu ermöglichen. Hierzu werden Probleme auf den Gebieten der Aero- und Gasdynamik wie Vorkörperumströmung, Strömung an den Verdichtungsrampen mit besonderem Fokus auf die Stoß-Grenzschicht-Interaktion, Innenverdichtung und Schubdüse, 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 Gesamtssystemanalysen notwendig, ohne welche die sehr komplexe Integration der Einzelkomponenten zu einem funktionierenden Scramjet-Demonstrator nicht möglich wäre. Die hier vorliegende Beschreibung gibt einen Überblick über die geplanten Arbeiten und stellt erste Ergebnisse des Graduiertenkollegs dar. Eine Besonderheit bei diesem Graduiertenkolleg ist, dass die Antragsteller aus verschiedenen Universitäten in Deutschland kommen. Neben der Universität Stuttgart beteiligen sich Wissenschaftler der RWTH Aachen, der TU München und vom DLR an diesem Kolleg. Weitere detaillierte Hinweise zum Graduiertenkolleg sind unter www.uni-stuttgart.de/itlr/graduierten/ angegeben.

1. EINLEITUNG

In den letzten Jahren wurden international große Anstrengungen unternommen, um für ein

hyperschallschnelles Fluggerät ein luftatmendes Antriebssystem, basierend auf einem Scramjet, zu entwickeln. Um diese sehr aufwendige Technologie erproben zu können, werden entsprechende Untersuchungen an Scramjet-Demonstratoren durchgeführt. Zurzeit werden hierzu unterschiedliche Typen von Erprobungsträgern eingesetzt bzw. sind in der Planung. Zum einen handelt es sich bezüglich des Designs um hyperschallschnelle Fluggeräte mit einem Scramjet-Antrieb, die in aller Regel von einer konventionellen Rakete auf die entsprechende Flugmachzahl beschleunigt werden und danach mit Hilfe des eigenen Antriebes einen aerodynamischen Flug durchführen sollen. Hier ist einerseits das amerikanische Hyper-X Programm [1], andererseits das europäische Testprogramm LEA [2] zu nennen. Zum anderen handelt es sich bei den Erprobungsträgern um reine Scramjet-Demonstrator Systeme wie beim russischen KHOLOD Hypersonic Flight Lab [3], [4], [5], 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 klare Analyse der Funktionsweise des Scramjet-Antriebs ist daher nur sehr schwer möglich.

Eine weitere und zurzeit vielleicht sogar die erfolgreichste Art eines Erprobungsträgers besteht ebenfalls 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. Bei dieser Erprobungsmethode, wie sie im australischen HyShot-Projekt [6] Anwendung findet, konnten bisher erste Nachweise für die tatsächliche Funktionalität des Scramjets und insbesondere der darin integrierten Überschallverbrennung erbracht werden. Diese Art der Erprobung soll auch bei dem hier beantragten Graduiertenkolleg als integrierendes Leitkonzept Verwendung finden.

Beim französischen PROMETHEE Programm [7] handelt es sich um ein nationales, militärisches Hyperschall-Antriebskonzept. Das bisher gebaute und veröffentlichte Modell besteht aus einem einfachen Vorkörper (ebene

Platte), Einlauf, Brennkammer und einfacher Schubdüse. 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 DLR beteiligt war.

Die Aufstellung 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.

Durch das Graduiertenkolleg 1095/1 entstand in Deutschland in 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 den drei Hyperschall Sonderforschungsbereichen (SFB 253, 255 und 259) [8] und in einem Graduiertenkolleg (GRK 5/1-5/3) 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 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 tiefergehende 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 aber 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 GRADUIERENKOLLEG

2.1 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 Anwendungsfällen orientieren zu können, wurde eine Ausrichtung auf einen solchen Flugversuch bei der Auslegung des Demonstrators verwendet, wenngleich der konkrete Einsatz im Rahmen des Graduiertenkollegs nicht vorgesehen ist. Entsprechend werden flugmechanische Fragestellungen zur Stabilität und zur Lage-Bahnregelung nicht behandelt. Dennoch besteht so die Möglichkeit, ein für alle Projektpartner gültiges und gleichzeitig anwendungsorientiertes Leitkonzept zu definieren.

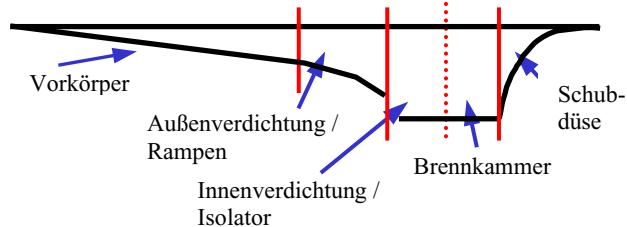


BILD 1. Grundkonzept des Scramjets

Als erster Auslegungsfall wurde zunächst ein stationärer Flugzustand in einer Höhe von ca. 30 km bei einer Flugmachzahl von $M=7$ angenommen. Bei dieser Anfangsauslegung wurden die Basisgeometrieparameter dadurch bestimmt, dass von den notwendigen Einströmzuständen zu der Überschallbrennkammer nach außen gerechnet wurde. Neben den beiden Zuströmgrößen Höhe und Geschwindigkeit wurde noch der in der Brennkammer benötigte Massenstrom mit $\dot{m}=1.45 \text{ kg/s}$ als Ausgangsgröße zugrunde gelegt.

Anströmdaten:

Höhe: $H=30 \text{ km}$

Geschwindigkeit: $M=7$

Druck: $p_\infty=11.7 \text{ hPa}$

Temperatur: $T_\infty=226.7 \text{ K}$

Dichte: $\rho_\infty=1.801 \cdot 10^{-2} \text{ kg/m}^3$

Massenstrom: $\dot{m}=1.45 \text{ kg/s}$

Geometrie:

Rampenwinkel 1: $\alpha_1 \approx 11^\circ$

Rampenwinkel 2: $\alpha_2 \approx 9^\circ$

Breite: $b \approx 300 \text{ mm}$

Halbhöhe: $h=127 \text{ mm}$

Vorkörper: $L_V=450 \div 500 \text{ mm}$

Gesamtlänge: $L_{\text{ges}} > 1000 \text{ mm}$

Tab 1. Basisdaten des Leitkonzepts

2.2 Aufbau des Graduiertenkollegs

Die Hauptzielsetzung des Graduiertenkollegs ist die aerothermodynamische 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 Flugversuches soll nicht Gegenstand dieses Graduiertenkollegs sein. Dennoch dient der mittels einer Rakete beschleunigte Demonstrator als gemeinsames Objekt, um die Kräfte der einzelnen Teilprojekte innerhalb des Graduiertenkollegs am konkreten Anwendungsfall zu bündeln und zu vereinen. 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 Anströmwänden (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-Zentralkörperrandgrenzschicht auf den Rampeneinlauf. Hierbei soll zunächst das Problem der Stabilität des sich bildenden Stoßsystems (Stoßoszillation) infolge der ankommenen 3D-Grenzschicht sowie die hier speziellen Fragestellungen hinsichtlich der Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung erforscht werden.

Der Einlauf selbst, bestehend aus Doppelrampe und Einlauflippe, 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 Anströmwandzustände 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 hierbei ist 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. Entsprechend den hier vorliegenden Erfordernissen soll eine Brennkammer mit variabel verstellbaren Wänden aus thermisch hochfesten Faserkeramiken systemanalytisch und materialtechnisch ausgelegt und in einem späteren Beantragungszeitraum realisiert werden. Die Untersuchungen zur Überschallverbrennung sind sehr vielfältiger Natur. Hierbei sollen der Einfluss der Turbulenz-Chemie Interaktion auf das Zündverhalten sowie numerische Untersuchungen zur Flammstabilisierung in der Überschallflamme erfolgen.

Gleichzeitig werden aber auch Probleme der Wärmeübertragung an Zentralkörpern innerhalb der Brennkammer untersucht. Schließlich sollen noch Möglichkeiten der Verwendung zum Wasserstoff alternativer Brennstoffe erarbeitet werden. Die Verwendung von Kerosin als Treibstoff hingegen ist in der ersten Antragsphase noch nicht vorgesehen, soll aber in einer eventuellen zweiten Projektphase auf Machbarkeit hin überprüft werden.

Schließlich soll die Schubdüse entsprechend den durch die Brennkammer vorgegebenen Randbedingungen hinsichtlich der Schuberzeugung an einem realen Flugkörper angepasst sowie experimentell und numerisch optimiert werden. Die alternative Schubbestimmung durch Druckmessungen sowie Untersuchungen zur thermischen Belastung als Datenbasis zur Auslegung einer effektiven Wärmeisolation sind Kernbestandteile der durchzuführenden Arbeiten. 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-thermodyn. Fragestellungen“,
- Projektgruppe B: „Verbrennung“,
- Projektgruppe C: „Abströmung und Systemanalyse“.

Die drei Projektgruppen werden aus den im Folgenden aufgelisteten Projekten gebildet.

Projektgruppe A: Aero-thermodynamische Fragestellungen

- A1: Experimentelle Untersuchungen an Zentralkörpern
- A2: Numerische Untersuchungen an einer Doppelrampe bei unterschiedlichen Zuströmbedingungen
- A3: Untersuchungen zum Betriebsverhalten des Triebwerkseinlaufs eines Scramjets
- A4: Experimentelle Untersuchungen der Außen- und Innenströmung eines Scramjet Triebwerks
- A5: Einfluss der erhöhten Wandtemperatur auf die Außen- und Innenverdichtung eines Scramjet-Triebwerks
- A6: Konzepte zur numerischen Simulation von Überschallkeilströmungen
- A7: Numerische Untersuchung von Transitionseinflüssen in Hyperschalleinläufen
- A8: Auslegung eines Hyperschalleinlaufs mit gemischter Innen- und Außenverdichtung

Projektgruppe B: Verbrennung

- B1: Experimentelle Untersuchungen zur Auslegung einer Scramjet-Brennkammer
- B2: Temperatur- und Geschwindigkeitsmessungen in einer Überschallflamme und Überschallbrennkammer
- B3: Experimentelle Untersuchung zur Wärmeübertragung an Zentralkörpern einer Scramjet-Brennkammer
- B4: Numerische Untersuchungen zur Flammenstabilisierung in Überschallbrennkammern
- B5: Untersuchung von Überschallbrennkammern in einem weiten Machzahlbereich
- B6: Einfluss der Turbulenz-Chemie Interaktion auf das Zündverhalten schwach stabilisierter Überschallflammen
- B7: LES turbulenten Verbrennung bei Wasserstoffeinspritzung in eine Überschallströmung
- B8: Anwendung und Vergleich versch. Brennstoffe für die Verbrennung in einer Überschallströmung

- Projektgruppe C: Abströmung und Systemanalyse
- C1: Experimentelle Untersuchungen zur Düsen- und Heckströmung eines Scramjets
 - C2: Num. Simulation der Wechselwirkung der turbulenten Düsenströmung mit dem äußeren Strömungsfeld
 - C3: Experimentelle Untersuchung der Expansionsströmung eines luftansaugenden Triebwerks
 - C4: Mehrfeld-Formulierung für gradiente Hochtemperatur-Werkstoffe
 - C5: Designwerkzeug zur systematischen Strukturbewertung von Scramjets
 - C6: Auslegung und Betriebsverhalten von Scramjet-Kombinationsantrieben für Raumtransporter-Hyperschallflugzeuge
 - C7: Probabilistische Auslegung und instationäres Betriebsverhalten von Scramjet – Kombinationsantrieben

Die Zusammenarbeit zwischen den einzelnen Projekten ist in dem folgenden Bild schematisch gezeigt:

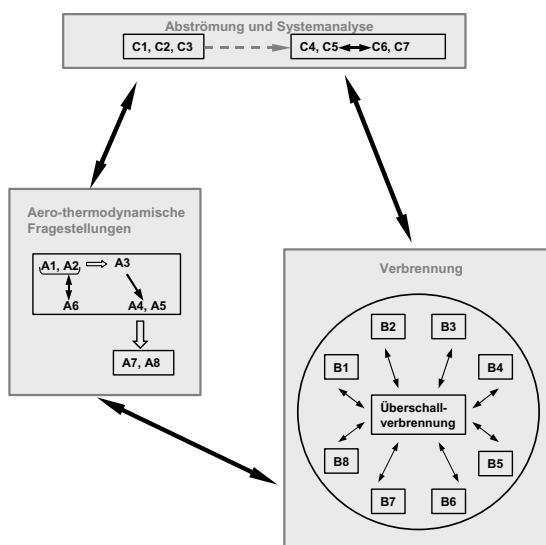


BILD 2. Zusammenarbeit der Projekte im GRK 1095/1

2.3 Studienprogramm

Gestützt durch eine gezielte Themenstellung zugunsten einer kürzeren Promotionsdauer orientiert sich das Studienprogramm an den Zielsetzungen des Antrages und verfolgt zwei globale Ziele. Zum einen soll eine zu starke Spezialisierung durch 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 gleichzeitig der Anwendungsbezug erhalten bleibt. Zum anderen soll ein gezieltes Ausbildungsprogramm eine Reduktion der Promotionsdauer von bisher 5 auf 3 Jahre ermöglichen.

Das Studienprogramm berücksichtigt 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. Dabei wird besonderer Wert 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 weitere neue Elemente ergänzt:

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

Die Betreuer des Kollegs stammen von der Universität Stuttgart, der RWTH Aachen, der TU München und dem DLR. Es findet eine intensive web-basierte Kommunikation statt. Daten der Forschungsprojekte können über einen großen RAID Server an der Universität Stuttgart einfach archiviert und ausgetauscht werden. Einer besonderen Bedeutung kommen in dem Graduiertenkolleg den Postdoc Stellen zu. Diese Personen übernehmen eine stark koordinierende Funktion innerhalb des Graduiertenkollegs.

3. ERSTE ERGEBNISSE

Im Folgenden werden einige erste Ergebnisse des Graduiertenkollegs 1095/1 vorgestellt. Die Beschreibung der Ergebnisse beinhaltet jeweils die Bezeichnung des Projekts und die Angabe des Stipendiaten. Die beschriebenen Ergebnisse sind in die drei Projektgruppen untergliedert:

Projektgruppe A: Aero-thermodynamische Fragestellungen

A1 (Birgit Lenz, Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart)

Fluktuationen in der Grenzschicht des Einlaufs eines Scramjet-Triebwerks können zu möglicherweise kritischen Störungen der Strömung im Triebwerk führen. Mit dem Ziel, Anfangswerte für numerische Berechnungen definieren zu können, und um mehr Informationen über den Effekt der Stoßoszillation zu erhalten, soll daher das Fluktuationsniveau mittels Hitzdrahtanemometrie experimentell bestimmt werden. Die gemessenen Schwankungswerte werden

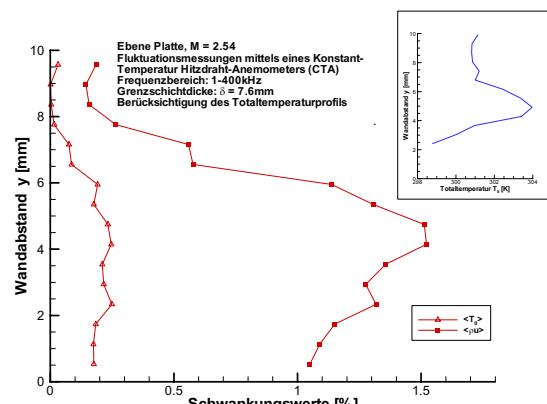


BILD 3. Fluktuationen in der Grenzschicht einer ebenen Platte ($M=2.54$).

daraufhin mittels der auf Kovászny zurückgehenden Modalanalyse in verschiedene Kategorien (z.B. Massenstrom- und Totaltemperaturschwankungen) unterteilt. Dabei wird auch das nicht-konstante Verhalten der Totaltemperatur in der Grenzschicht berücksichtigt. Erste Messungen wurden an einer ebenen Platte durchgeführt, um die Messvorrichtungen optimal einzustellen, und die Datenauswertungstechniken zu verfeinern. Weitere Experimente an einer Doppelrampenkonfiguration sind geplant. Zur Korrektur der Ausgangsdaten ist die simultane Aufnahme der Totaltemperatur zu den Schwankungswerten bei gleichem Wandabstand erforderlich. Sie erfolgt über einen "kalten" Draht; zur Bestimmung des Geschwindigkeitsprofils wird zudem eine Pitotsonde verwendet.

A2 (Irina Fedorchenko, Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart)

Die in diesem Teilprojekt durchgeführten Berechnungen werden mit einem Finite-Differenzen-Code erstellt, der auf einer RANS-Beschreibung der turbulenten Strömungsmodellierung basiert. Das am Institute of Theoretical and Applied Mechanics, ITAM, Novosibirsk, entwickelte und auf die vorliegenden Erfordernisse angepasste numerischen Verfahren wurde mit entsprechenden experimentellen Daten validiert. Momentan werden Berechnungen einer Gesamt-Einlaufkonfiguration bei $M=7$ vorgenommen, wobei hier der Hauptschwerpunkt auf der Untersuchung des instationären Stoßverhaltens liegt. Hierzu wird versucht, durch Implementierung eines SST-Turbulenzmodells die experimentell messbare Stoßoszillation zu simulieren.

A3 (Jürgen Häberle, DLR, Abteilung Windkanäle des Instituts für Aerodynamik und Strömungstechnik)

Vorbereitend zu den Untersuchungen an dem im Rahmen des Graduiertenkollegs neu konstruierten Modells wurde ein vorhandenes Einlaufmodell (SCR-02) modifiziert und für erste Untersuchungen sowie zur Erweiterung der Messtechnik verwendet. Da bei den vorangegangenen Messungen festgestellt wurde, dass sich eine große Ablöseblase im Halsbereich des Einlaufes bildet, wurde eine passive Absaugung in diesem Bereich integriert. Hierdurch konnte das Entstehen dieser Ablöseblase verhindert werden. Durch den aufgeprägten Gegendruck dickt die Grenzschicht im Isolator stark auf und es bildet sich ein so genannter „shock-train“. Um diesen Vorgang der stark aufdickenden Grenzschicht an der Unterseite des Isolators zu untersuchen, wurden Pitotmessungen und Schlierenaufnahmen angefertigt. Im Bereich erweitert eingesetzter Messtechnik konnte erstmals die IR-Thermographie zur Bestimmung des Wärmeübergangs auf die Isolatorseitenwände im DLR Hyperschallwindkanal H2K erfolgreich eingesetzt werden. Die gemessenen Temperaturverläufe für einzelne Pixel konnten mit analytischen Ansätzen für die ebene Platte mit einer Randedingung 3. Art nachgebildet werden und zumindest die Stanton Zahlen am Ende der Messung stimmen gut mit der Analytik überein. In Bild 4 ist zum einen die zweidimensionale Stantonzahl Verteilung zu sehen und zum anderen der zeitliche Verlauf von Temperatur und Stantonzahl für die vier gekennzeichneten Pixel. Anhand der unterschiedlichen Wärmeflussbelastung ist die vorhandene Stoßstruktur im Halsbereich des Einlaufes zu erkennen. Die IR-Thermographie wurde ebenfalls bei unterschiedlichen Gegendrücken während eines Versuches angewendet, wodurch die sich ändernden Wärmeübergangskoeffizienten sichtbar gemacht werden konnte.

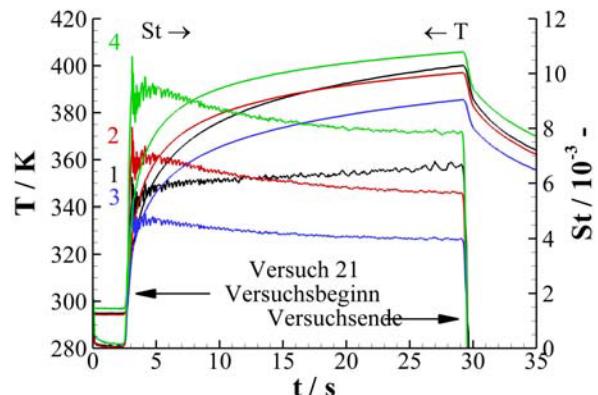
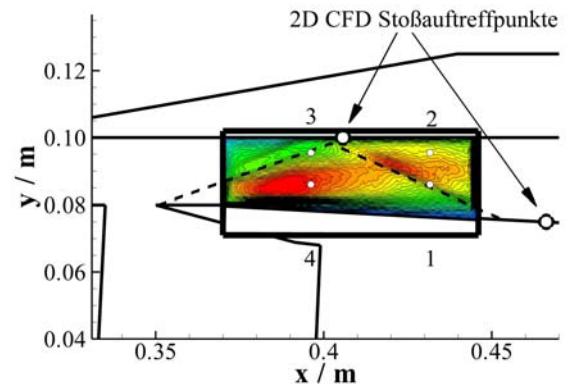


BILD 4. Gemessene zweidimensionale Stantonzahl Verteilungen (oben) und zeitlicher Verlauf von Temperatur und Stantonzahl für die vier gekennzeichneten Pixel (unten).

A5 (Thomas Neuenhahn, Stoßwellenlabor, RWTH Aachen)

Erste Ergebnisse dieses Teilprojektes sind Untersuchungen an einer beheizbaren Doppelrampe mit den Umlenkwinkeln des GRK Einlaufes. Das Schlierenbild zeigt die Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung zwischen 1. und 2. Einlauframpe. Als Untersuchungsparameter werden der Vorderkantenradius und die Wandtemperatur variiert. Die Zunahme des Vorderkantenradius – stumpfere Vorderkante – und der Wandtemperatur hat eine Zunahme der Grenzschichtdicke zur Folge. Da die Ablöseblase im Rampenknick mit der Grenzschichtdicke skaliert, vergrößert sich die Ablöseblase mit beiden Einflüssen. Neben der Zunahme der Grenzschichtdicke wird durch die stumpfe Vorderkante eine Entropie-Grenzschicht erzeugt, die weitergehend untersucht wird.

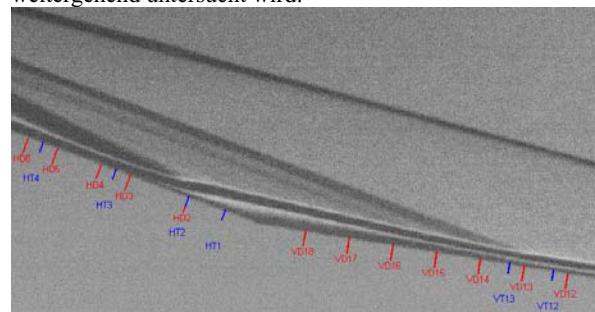


BILD 5. Stoß-Grenzschicht Wechselwirkung an einem Rampenknick bei $Ma = 8,3$

A6 (Frieder Lörcher, Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart)

Ziel dieses Projekts ist die Entwicklung und Implementierung eines numerischen Verfahrens, mit dem die Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung für den Einlauf des Scramjet-Demonstrators simuliert werden kann. Die Anforderungen an das Verfahren sind hoch, da sowohl starke Diskontinuitäten aufgelöst werden müssen (shock capturing), aber auch glatte Bereiche mit großen Gradienten (Grenzschicht) akkurat simuliert werden müssen. Außerdem muss das Verfahren geeignet sein für Turbulenzmodellierung (LES).

Bisher wurde ein instationäres Verfahren basierend auf einer Discontinuous Galerkin (DG) Raumdiskretisierung beliebiger Ordnung für die Lösung der laminaren Navier-Stokes Gleichungen entwickelt und implementiert. Die Netztopologie und die lokale Ordnung des Verfahrens kann automatisch, abhängig von den lokalen Lösungseigenschaften, angepasst werden. Eine Besonderheit des DG-Verfahrens ist es, daß die Ordnung der lokalen Polynome, mit denen die Lösungsfunktion dargestellt wird, von Element zu Element variieren kann.

Eine weitere besondere Eigenschaft des neuen Verfahrens ist die Möglichkeit, zeitechtes, explizites „Local Time Stepping“ ohne Rechenzeit-Overhead zu verwenden. Das heißt, jedes Element kann mit lokalem Zeitschritt (typischerweise dem oberen lokalen Stabilitätslimit) in der Zeit voranschreiten. Dies ist ein bedeutender Vorteil, da der maximale Zeitschritt stark von der lokalen Elementgröße, Polynomordnung und Lösungsfunktion abhängt. Insbesondere für den Einlauf des Scramjet-Demonstrators entstehen stark unterschiedliche lokale Zeitschritte.

Der größte Vorteil DG basierter Verfahren ist die Möglichkeit einer einfachen und effizienten Parallelisierung. Nächstes Ziel ist die Parallelisierung des Codes, um damit sehr aufwendige LES- Rechnungen (bis zu 10k Prozessoren) machen zu können

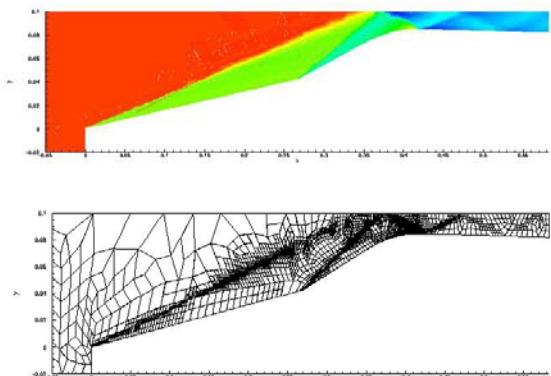


BILD 6. Machzahlkonturen und automatisch adaptives Gitter für eine Umströmung eines Überschallkeils.

A7 (Martin Krause, Lehr- und Forschungsgebiet für Mechanik; RWTH Aachen)

Bisher wurden mit den zwei vorhandenen Strömungslösern FLOWer (strukturierter Löser) und QUADFLOW (unstrukturierter Löser, Netzdaptation mittels Multiskalenanalyse) verschiedene 2D und 3D Strömungssimulationen durchgeführt. Beide Verfahren lösen die Reynoldsgemittelten Navier – Stokes Gleichungen für kompressible Strömungen mittels Finite - Volumen - Verfahren. Es kamen verschiedene Turbulenzmodelle zur Anwendung, beispielsweise Eingleichungsmodelle wie das Spalart - Allmaras Modell, Zweigleichungsmodelle wie das ω Modell und ein Reynoldsspannungsmodell von Sakar

und Gatski (SSG Modell). Die verschiedenen Simulationen zeigen u. a. deutliche Unterschiede im Strömungsverlauf, die nur auf die Art des jeweils verwendeten Turbulenzmodells zurückzuführen sind. So stellte sich heraus, dass die meisten Zweigleichungsmodelle nicht für die Simulation im

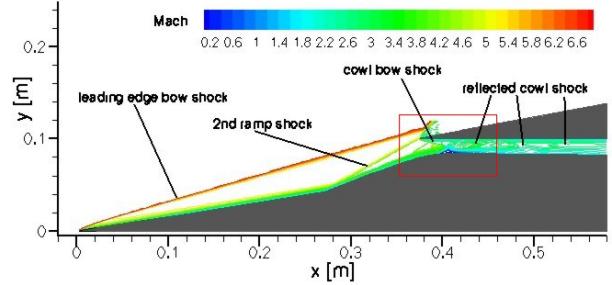


BILD 7. Machzahl für GRK 1095 Einlauf (FLOWer); isotherme Wand ($T_w = 300\text{K}$; $M_\infty = 7.0$)

Hyperschall geeignet sind. Die besten Ergebnisse wurden mit dem Reynoldsspannungsmodell erzielt. Bild 7 zeigt ein 2D Simulationsergebnis für den gesamten Einlauf. Man kann erkennen, dass die Ablösung im Bereich der Expansion am Isolatoreintritt diesen bis zu 40% blockiert. Durch diese Blockade entstehen Verluste von ca. 15% bei einer 2D und 19% bei einer 3D Simulation. Diese Unterschiede erklären sich durch veränderte Stoßlagen und 3D Effekte. Aufgrund der bisher erreichten Ergebnisse lässt sich feststellen, dass an der Einlaufgeometrie Veränderungen vorgenommen werden müssen, um die Verluste zu reduzieren.

A8 (Birgit Reinartz, Lehr- und Forschungsgebiet für Mechanik; RWTH Aachen)

Im Teilprojekt A8 erfolgt die numerische Simulation der dreidimensionalen und turbulenten Strömung in einem Hyperschalleinlauf im Hinblick auf die Auslegung eines Einlaufsystems für den Scramjet-Demonstrator. Für die numerische Simulation kommt dabei der DLR FLOWer Code zum Einsatz, der die Favre-gemittelten Navier-Stokes Gleichungen mit Hilfe eines Finite Volumen Verfahrens auf block-strukturierten Gittern löst. Dabei stellt FLOWer eine Reihe von Turbulenzmodellen zur Verfügung, die alle auf dem Wirbelviskositätsansatz beruhen und in unterschiedlichem Maße für die Berechnung von abgelösten Hyperschallströmungen erweitert worden sind. Erste zweidimensionale Testrechnungen für die Ausgangskonfiguration der Einlaufgeometrie des Graduiertenkollegs haben ergeben, dass verschiedene Maßnahmen zur Verringerung des Überlaufwiderstandes und zur Erhöhung des Massendurchsatzes erforderlich sind.

Projektgruppe B: Verbrennung

B1 (Tobias Scheuermann, Institut für Thermodynamik der Luft- und Raumfahrt, Universität Stuttgart)

In diesem Projekt soll eine neue Brennkammer für den im Graduiertenkolleg geplanten Scramjet ausgelegt und gebaut werden. Hierbei soll besonderer Wert auf die Einmischung des Brennstoffs gelegt werden. Die korrekte Auslegung der Brennkammer wird mit verschiedenen Messverfahren untersucht. Unter anderem werden die Schlierenmesstechnik und die Laser induzierte Fluoreszenz eingesetzt werden. Bild 8 zeigt eine Darstellung der geplanten, neuen Brennkammergeometrie. Weiterhin wurde im Rahmen dieses Projekts auch ein 1D Programm erstellt, das es erlaubt die Verhältnisse in der Brennkammer näherungsweise zu

berechnen. Das Programm basiert auf den eindimensionalen Erhaltungsgleichungen und wurde erfolgreich an bekannten Messungen validiert. Ein Vergleich hierzu ist in Bild 9 gezeigt.



BILD 8. Modifizierte Brennkammergeometrie für das Graduiertenkolleg

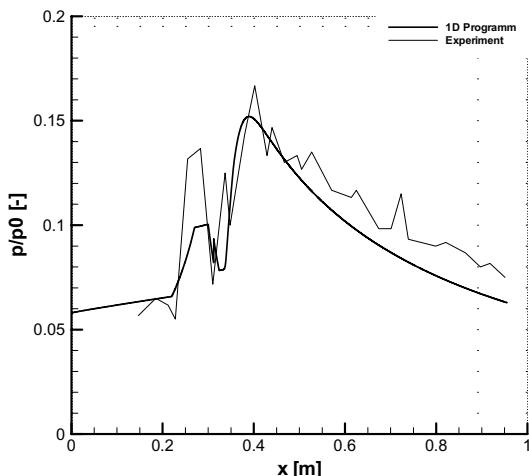


BILD 9. Experimentell ermittelte Wanddruckverteilung (AIAA 2002 – 5116) in der Brennkammer im Vergleich mit der Berechnung

B2 (Eduard Rosenko, Institut für Thermodynamik der Luft- und Raumfahrt, Universität Stuttgart)

Ziel dieser Arbeit ist die experimentelle Messung der Temperatur- und Geschwindigkeitsfelder in einer Freistrahlturbulenten Überschallflamme bzw. Überschallbrennkammer. Um eine Überschallflamme zu realisieren, wird am ITLR eine Freistrahldüse verwendet. Die Freistrahldüse besteht aus zwei rotationssymmetrischen Düsen: der äußeren Düse (für die heiße Luftströmung) und der inneren Düse (für den Brennstoff). Im anschließenden Flammenhalter wird der Brennstoff (Wasserstoff) mit der heißen Luft vermischt, tritt dann aus dem Flammenhalter in die Atmosphäre und zündet bei genügend hoher statischer Temperatur selbst. Um den Freistrahl vermessen zu können, ist es interessant zu wissen, welche Bedingungen am Austritt aus der Freistrahldüse vorliegen. Diese werden sowohl experimentell als auch numerisch bestimmt. Die Herausforderung liegt im Betrieb bei sehr hohen Temperaturen (ca. 1500 K), da hier die konventionellen Messverfahren versagen und man auf optische zurückgreifen muss. Durch die thermische Belastung des Materials verändern sich auch die relevanten Querschnitte der Freistrahldüse. Somit gestaltet sich eine Simulation der Strömungsvorgänge als schwierig. Zurzeit wird eine intensive Untersuchung der Einflussparameter auf die Durchströmung der Freistrahldüse und den sich anschließenden Freistrahl sowohl experimentell als auch numerisch durchgeführt.

B5 (Kai Jellinghaus, Institut für Verbrennungstechnik der Luft- und Raumfahrt, Universität Stuttgart)

Im Rahmen des Graduiertenkollegs werden in diesem Projekt numerische Programme entwickelt, mit denen sich die strömungsmechanischen und chemischen Vorgänge in Überschallbrennkammern simulieren lassen. Diese sind in der Lage, Brennkammern mit Überschallverbrennung dreidimensional mit detaillierter Chemie und einer beliebigen Anzahl an Spezies zu simulieren. Die Modellierung der Turbulenz-Chemie-Interaktion erfolgt mit einem multi-varianten assumed PDF Ansatz. Als Beispiel ist in Bild 10 eine simulierte Machzahlverteilung dargestellt, die sich bei einer Flugmachzahl von ca. 7 in der Brennkammer einstellt. Als Brennstoff wird gasförmiger Wasserstoff durch die Hinterkante eines wellenförmigen Zentralkörpers eingeblasen. Im GRK werden Untersuchungen zur Optimierung des Mischung- und Verbrennungsverhaltens durchgeführt. Um den Einfluss der Geometrie des Zentralkörpers auf die Mischung zu erforschen, wurde der hintere Teil des Zentralkörpers, der die alternierenden Rampen enthält, modifiziert. Diese Wellen sind für die Bildung von Längswirbeln verantwortlich und beeinflussen das Mischungsverhalten. Die Simulationen erfolgen mit bis zu 3,4 Millionen Gitterpunkten. Um die Rechenzeit in Grenzen zu halten, wird der vordere Teil der Brennkammer zweidimensional simuliert.

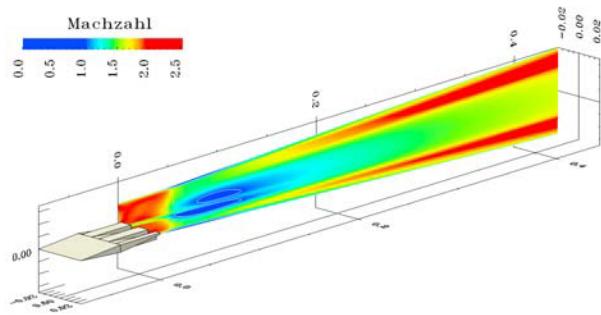


BILD 10. Machzahl-Verteilung in einer Scramjet-Brennkammer mit wellenförmigem Zentralkörper.

B6 (Henrik Förster, Lehrstuhl A für Thermodynamik, TU München)

Die Verbrennungsberechnung in Strömungen bei Verwendung von detaillierter Chemie ist eine anspruchsvolle

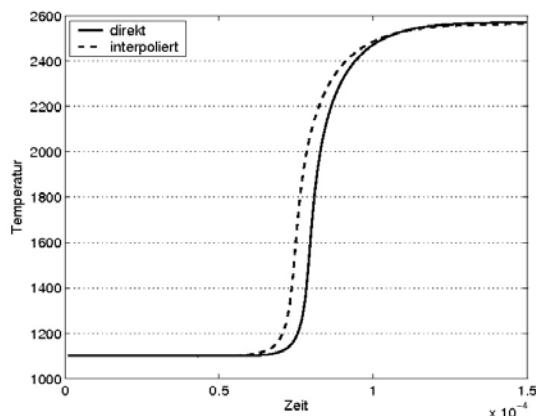


BILD 11. Zündverzug einer stöchiometrischen Wasserstoff-Luft Mischung, einmal direkt berechnet und einmal interpoliert aus nur 36 Zellen.

und rechenintensive Aufgabe. Dies gilt besonders in turbulenten Strömungen, wo die laminaren Formulierungen der detaillierten Chemie nicht mehr gültig sind und durch Ansätze ergänzt werden müssen, welche die Turbulenz-Chemie Interaktion berücksichtigen. Diese Ansätze erhöhen aber den Bedarf an Rechenzeit noch einmal deutlich. Ziel der Arbeit ist die Implementierung eines kostengünstigen assumed-PDF Ansatzes. Dies geschieht durch eine *in situ* Tabellarisierung der turbulenten Chemie in einer 10-dimensionalen Tabelle. In der Tabelle werden nur die Bereiche des Zustandsraumes gespeichert, die in der CFD-Rechnung benötigt werden, was die Größe der Tabelle stark reduziert und handhabbar macht. Die Verbrennungsdaten werden durch multi-lineare Interpolation ausgelesen, was wesentlich schneller ist, als in jeder Rechenzelle die komplette turbulente Chemie zu berechnen.

Projektgruppe C: Abströmung und Systemanalyse

C1 (Christian Hirschen, DLR, Abteilung Windkanäle des Instituts für Aerodynamik und Strömungstechnik)

In diesem Teilprojekt liegt der Schwerpunkt auf der experimentellen Analyse der Wechselwirkungen zwischen der Düsen- und der Heckströmung eines Scramjets. Dabei werden vor allem die auftretenden Temperatureffekte sowie der Einfluss des Isentropenexponenten und der Viskosität auf diese eingehend untersucht. Eine erste Messreihe wurde durchgeführt, um Aussagen zum Einfluss des

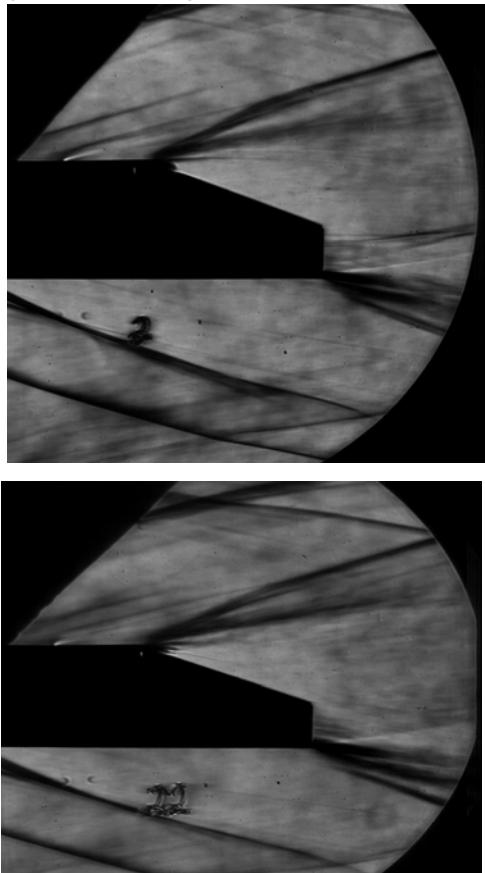


BILD 12. Schlierenaufnahmen mit Luft (oben) und Argon (unten) für $p_{0,D} = 3,2$ bar

Isentropenexponenten zu erhalten. Dazu wurden Gase mit unterschiedlichen Isentropenexponenten verwendet. Bei den eingesetzten Gasen handelte es sich um Luft ($\gamma = 1,4$) und

Argon ($\gamma = 1,667$). Beispielhaft sind im Folgenden Schlierenbilder für Luft und Argon bei einem Düsenausblasdruck $p_{0,D} = 3,2$ bar dargestellt. Deutlich sind die unterschiedlichen Strömungstopologien zu sehen, die sich aufgrund des veränderten Isentropenexponenten ergeben. Da das Flächenverhältnis konstant gehalten wird, ergibt sich in der Düse wegen des höheren Isentropenexponenten bei Argon eine größere Machzahl als bei Luft. Bei gleichem Ruhedruck müssen die statischen Drücke daher kleiner sein als bei Luft. In der nahen Zukunft sollen mit diesem Modell Pressure-Sensitive Paint (PSP) Messungen durchgeführt werden, um die Druckverteilung auf der gesamten Expansionsrampe zu erhalten. Zurzeit wird ein weiteres Düsenmodell konstruiert und gefertigt, mit dem die Temperatureffekte und der Einfluss der Viskosität untersucht werden sollen. Dieses Düsenmodell ist dafür ausgelegt, Ruhetemperaturen von bis zu 1000°C und Ruhedrücke bis zu 20 bar im Düsenstrahl zu simulieren. Dadurch ist es möglich, die realen Temperatur- und Viskositätsverhältnisse in den Scherschichten nachzubilden. Um den Wärmefluss auf der Expansionsrampe zu messen und mit numerischen Simulationen abzugleichen, wird eine Expansionsrampe aus dem Material PEEK gefertigt und zum Einsatz kommen.

C2 (Jan Hendrik Meiß, Aerodynamisches Institut, RWTH Aachen)

Zur numerischen Simulation der Wechselwirkung von Düsenströmungen mit dem äußeren Strömungsfeld wird in dem vorliegenden Projekt eine Large-Eddy Simulation (LES) durchgeführt, wobei die Feinstrukturmodellierung auf dem MILES-Ansatz (Monotone Integrated LES) beruht. Hierbei werden die großskaligen turbulenten Strukturen aufgelöst, während der Energieverlust in den durch das Gitter nicht mehr auflösbar kleinen Skalen implizit durch die numerische Dissipation modelliert wird.

In der ersten Projektpause wird der Löser mit Hilfe einer einfachen Raketengeometrie bestehend aus Kegel und Zylinder an die spezifischen Strömungsphänomene des Überschalls angepasst. Parallel zu den Simulationen werden am DLR in Köln experimentelle Untersuchungen des Körpers durchgeführt, anhand derer der Löser validiert wird.

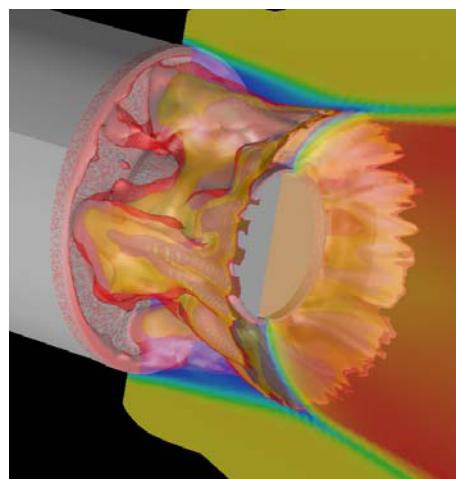


BILD 13. Isoflächen der Geschwindigkeitsverteilung im Niederdruckbereich / Schnitt durch das Geschwindigkeitsfeld im Nachlauf

Die Auswertungen zeigen, dass das Strömungsfeld im Niederdruckbereich zwischen Zentralkörper und Düse eine turbulente Geschwindigkeitsverteilung aufweist, die die

Flugeigenschaften der Rakete maßgeblich beeinflussen kann. Einhergehend mit diesem Geschwindigkeitsfeld ist die Druckverteilung auf der Raketenbasis, welche einen Großteil des Gesamtwiderstandes der Rakete ausmacht, ebenfalls instationär und nicht rotationssymmetrisch. Dabei sind Druckschwankungen von über 10% auszumachen.

Somit ist für eine realistische Wiedergabe des zeitabhängigen Strömungsfeldes eine Simulation des gesamten Bereiches erforderlich. Die Simulation, die sich auf einen Sektor des Umfangs bezieht, oder eine vereinfachte 2D Analyse können die Strukturen nicht wiedergeben.

Bei der Gegenüberstellung der numerischen Simulationen mit den Experimenten konnten bisher nur qualitative Vergleiche durchgeführt werden. Diese zeigen jedoch eine sehr gute Übereinstimmung der Strömungsbilder (Stoßlage, Plume).

C4 (Roland Leetsch, Institut für Statik und Dynamik der Luft- und Raumfahrtkonstruktionen, Universität Stuttgart)

Ziel des Vorhabens ist die Simulation des thermodynamischen Verhaltens von Brennkammerwänden mit hohen Temperaturen und großen Gradienten aus hochwarmfesten Materialien. Besonders aussichtsreich für diese Aufgabe sind Faserkeramiken, die hohe thermische Stabilität mit Schädigungstoleranz verknüpfen. Ein besonderes Problem stellt dabei der Oxidationsschutz dar, der wegen seiner Dehnungsunverträglichkeit zu Schädigungen an der Oberfläche führt. Die Dehnungsverträglichkeit wird durch Gradierung hergestellt, d.h., dass die Wand aus mehreren Schichten aufgebaut wird, deren Steifigkeit und Festigkeit so abgestimmt ist, dass interlaminare Rissbildung vermieden wird. Zur Modellierung solcher Wandsysteme bedarf es höherwertiger Schalenelemente, die über die Dicke gekoppelt werden können. Ein vielversprechender Ansatz zur Lösung des thermisch-mechanisch gekoppelten Problems findet sich in der Klasse der „Unified Formulation“ nach Carrera et al. Die verwendeten und zu entwickelnden Werkstoffgesetze müssen in der Lage sein, quasi spröde Schädigungsvorgänge mit Mikrorissbildung zu beschreiben.

C5 (Stefan Gehrig, Institut für Statik und Dynamik der Luft- und Raumfahrtkonstruktionen, Universität Stuttgart)

Im Rahmen dieses Teilprojekts erfolgt die Entwicklung eines Designwerkzeugs zur Modellierung eines Scramjet-Antriebs auf Basis des Ansatzes regelbasierter Entwurfssprachen.

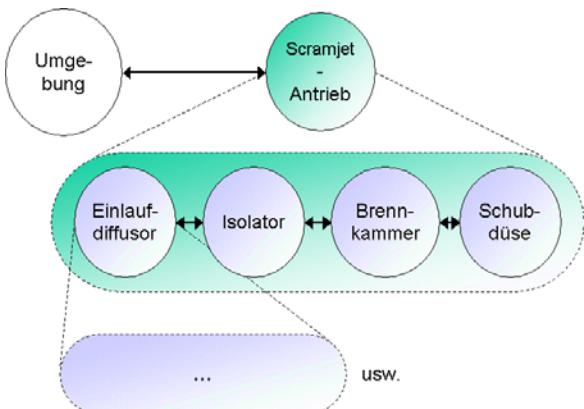


BILD 14. Graphenbasierte Darstellung eines computer-gestützten Entwurfs der Ausgangskonfiguration als Entwurfsgraph

Dazu wird die in der Arbeitsgruppe Ähnlichkeitsmechanik am Institut für Statik und Dynamik der Luft- und Raumfahrtkonstruktionen entwickelte graphenbasierte Entwurfsmethodik an die Scramjet-Erfordernisse angepasst. Dazu wird eine Entwurfsgrammatik (Bild 14) mit Erweiterungen der Anwendungsumgebung entwickelt, mit der eine Gesamtbetrachtung des Antriebssystems „Scramjet“ in unterschiedlichen Konfigurationen möglich gemacht werden soll. Hierzu werden neben zur Modellestellung geeigneter Vokabeln und Regeln für das System „Scramjet“ auch die erforderlichen Erweiterungen zur Integration nachfolgender multi-disziplinärer Prozessketten zur Berechnung verschiedenartigster geometrischer, physikalischer und sonstiger Eigenschaften bereitgestellt. Deren Berechnungsresultate sollen dann mittels entsprechender statistischer Methoden (sogenannte Response Surface Modelle) in geeignet nieder-dimensionale Parameterräume projiziert werden, die mit Methoden der Dimensionsanalyse identifiziert werden sollen, um die hochgradig nicht-linearen Vorgänge innerhalb eines Scramjet-Antriebs kompakt und doch ausreichend exakt zu modellieren. Spezieller Vorteil der graphenbasierten Vorgehensweise und der zunächst als sehr abstrakt erscheinenden graphenbasierten Modellierung in Form von Vokabeln und Regeln ist die erstmalig explizite Darstellung der Topologie und Parametrik des System-Entwurfs, da im Entwurfsgraphen nicht nur die einzelnen Vokabeln, sondern auch deren viel dimensionale Kopplungen multi-disziplinärer Natur (hier Geometrie, Physik, Material etc.) graphisch dargestellt werden können.

C7 (Geritt Schütte, Institut für Luftfahrtantriebe, Universität Stuttgart)

Bei der Entwicklung komplexer Antriebssysteme muss neben dem Betriebsverhalten der einzelnen Komponenten auch deren Zusammenspiel und Integration besondere Beachtung geschenkt werden. Über die reine Leistungsvorhersage hinaus soll auch die Robustheit des Gesamtsystems gegenüber Unsicherheiten in Konstitution und Betriebsverhalten analysiert werden. Zu diesem Zweck wird eine probabilistische Analyse des Antriebssystems durchgeführt. Nach abgeschlossener Modellbildungsphase wird derzeit an einem „Tip-To-Tail“-Simulationsprogramm entwickelt. Mithilfe dieses modular aufgebauten Programms wird es möglich sein, das Gesamtbetriebsverhalten des Antriebes zu beschreiben und dessen Stabilität zu bewerten. Da für eine probabilistische Analyse eine große Zahl von

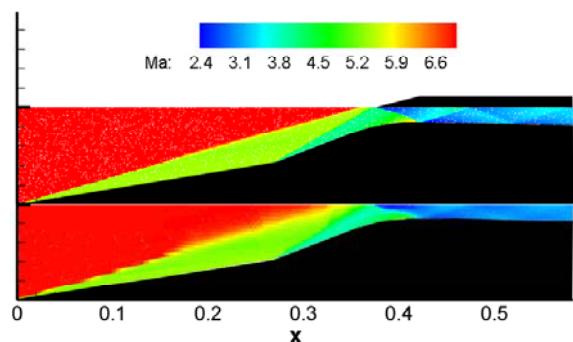


BILD 15. Machzahlverteilung für verschiedene Gitterkonfigurationen (oben feines Gitter mit 12 Std. Rechenzeit, unten grobes Gitter mit 20 min. Rechenzeit)

Variationsrechnungen durchgeführt werden muss, besteht derzeit eine der Hauptaufgaben darin, die Rechenzeit der einzelnen Module durch geeignete Maßnahmen zu reduzieren, ohne signifikante Einbußen hinsichtlich der Genauigkeit befürchten zu müssen. Ein unstrukturierter 2d-Euler Solver wird dementsprechend angepasst um die relevanten Gesichtspunkte der Einlaufströmung wiederzugeben. Es wurden bereits Referenzrechnungen auf dem Cluster des Instituts für Luftantriebe durchgeführt und deren Ergebnisse mit diversen Rechnungen reduzierter Genauigkeit verglichen. Die Rechenzeiten der gegeneinander dargestellten Ergebnisse betrugen 20 Minuten und ca. 12 Stunden. Es lassen sich trotz der drastisch reduzierten Rechenzeit kaum Unterschiede im Strömungsfeld ausmachen, lediglich die Stöße sind etwas verwischt. Im Austrittsquerschnitt treten ebenfalls nur geringe Abweichungen auf, insbesondere bei den gemittelten Größen, die an das Brennkammermodul übergeben werden, sind kaum Abweichungen festzustellen.

4. ZUSAMMENFASSUNG

Das hier beschriebene Graduiertenkolleg wurde 2005 bewilligt und hat nun seit rund einem Jahr seine Arbeit aufgenommen. Das GRK wird von der RWTH Aachen, dem DLR, der TU München und der Universität Stuttgart getragen. Ziel des Graduiertenkollegs ist die Aerothermodynamische Auslegung eines Scramjets für zukünftige Raumtransportsysteme. Durch die Ausgestaltung als ein Graduiertenkolleg erfolgt eine stark vernetzte Zusammenarbeit aller beteiligten Stipendiaten aus den oben angegebenen Standorten. Erste Ergebnisse des Graduiertenkollegs zeigen eindrucksvoll die Stärke dieses Vorgehens.

5. DANKSAGUNGEN

Die Mitglieder des Graduiertenkollegs 1095/1 bedanken sich bei der Deutschen Forschungsgemeinschaft (DFG) ganz herzlich für die Finanzierung der Forschungsaktivitäten.

6. LITERATUR

- [1] Rausch, V., McClinton, C., Sitz, J.: *Hyper-X program overview*. ISABE-99-7213, 1999.
- [2] Falempin, F., Serre, L.: *LEA Flight Test Program*. AIAA 2002-5249. 11th AIAA/AAAF Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, Orléans, France, 2002.
- [3] Roudakov, A.S., Schickmann, Y., Semenov, V.L., Novelli, P., Fourt, O.: *Flight Testing of an Axissymmetric Scramjet - Russian Recent Advantages*. IAF-93-S.4.485, Gratz, 1993.
- [4] Volant, R.T., Auslender, A.H., Smart, M.K., Roudakov, A.S., Semenov, V.L., Kopchenov, V.: *CIAM / NASA Mach 6.5 Scramjet Flight and Ground Test*. AIAA 99-4848. 11th AIAA/AAAF, Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, Orléans, France, 2002.
- [5] Bezin, L., Gouskov, O., Kopchenov, V., Laskin, L.: *CFD Support of the Development of Hypersonic Flight Laboratory and Model Scramjet*. AIAA 2002-5125. 11th AIAA/AAAF, Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, Orléans, France, 2002.
- [6] Paull, A.: *The HyShot flight program and how it was developed*. 11th AIAA/AAAF, Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, Orléans, France, 2002.

- [7] Serre, L., Falempin, F.: *PROMETHEE: the French military hypersonic propulsion program – status in 2002*. 11th AIAA/AAAF, Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, Orléans, France, 2002.
- [8] DFG: Basic Research and Technologies for Two-Stage-to-Orbit Vehicles. Final Report of the Collaborative Research Centres 253, 255, 259, Wiley-VCH Verlag, 2005.