

SFB TRANSREGIO 40: STRUKTURKÜHLUNG

- B. Weigand, T. Langener, Institut für Thermodynamik der Luft- und Raumfahrt,
Universität Stuttgart, Pfaffenwaldring 31, 70569 Stuttgart
- T. Gotzen, Institut für Geometrie und Praktische Mathematik, RWTH Aachen,
Templergraben 55, 52062 Aachen
- M. Hombsch, Stoßwellenlabor, Templergraben 55, 52062 Aachen
- A. Cardenas, Lehrstuhl für Thermodynamik, Technische Universität München,
Boltzmannstrasse 15, 85748 Garching
- M. Keller, Institut für Aerodynamik- und Gasdynamik, Universität Stuttgart,
Pfaffenwaldring 21, 70569 Stuttgart
- M. Selzer, DLR, Institut für Bauweisen- und Konstruktionsforschung,
Pfaffenwaldring 38-40, 70569 Stuttgart
- G. Schlieben, Lehrstuhl für Flugantriebe, Technische Universität München,
Boltzmannstrasse 15, 85748 Garching
- C. Höglauer, ASTRIUM Space Transportation GmbH, 81663 München

Zusammenfassung

Raumtransportsysteme der nächsten Generation werden chemische Raketenantriebe nutzen, da diese Antriebsart auf absehbare Zeit den besten Kompromiss zwischen Entwicklungs- und Herstellungsaufwand und Leistung bietet. Der SFB-TR 40 befasst sich mit den Hauptkomponenten chemischer Raketenantriebe und ihrer Integration in das Gesamtsystem. In diesem seit Juli 2008 durch die Deutsche Forschungsgemeinschaft geförderten transregionalen Sonderforschungsbereich haben sich fünf Universitätsstandorte mit Einrichtungen des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt und der Astrium Space Transportation GmbH zusammengeschlossen, um für diese Antriebstechnologie relevante Grundlagenforschung auf den Gebieten der Strukturkühlung, der Heckströmungen, der Thermofluidynamik und der Fluid-Struktur-Wechselwirkung gemeinsam voranzutreiben. Durch den Zusammenschluss im SFB-TR 40 soll die Position der beteiligten Einrichtungen im europäischen Wettbewerb um Forschung und Technologie nachhaltig gestärkt werden. Der Teilbereich A des SFB-TR 40 widmet sich der Strukturkühlung und besteht aus fünf Teilprojekten (TP-A1,...,TP-A5) und einem Kooperationsprojekt (TP-K1). Bei dem Themenbereich der Strukturkühlung spielen die Filmkühlung und die Effusionskühlung von verschiedenen Komponenten des Raketenantriebs eine wichtige Rolle. Hierzu werden im TP-A1 neue Multiskalentechniken für hochaufgelöste Wirbelstrukturen untersucht. Im TP-A2 werden experimentell Filmkühlungskonfigurationen für Raketendüsen genauer betrachtet. Das Projekt TP-A4 widmet sich der direkten numerischen Simulation der Filmkühlung in Grenzschichten. Diesen sehr grundlagenorientierten Projekten zur Film- und Effusionskühlung stehen Projekte gegenüber, die stärker anwendungsorientiert sind. Hierzu gehören das TP-A5, in dem eine effusionsgekühlte Raketenbrennkammer untersucht wird und auch das Projekt TP-K1, das sich der experimentellen und numerischen Untersuchung der Filmkühlung in einer Raketenbrennkammer widmet. Resonatoren spielen in Raketenbrennkammern eine wichtige Rolle zur Dämpfung der Druckschwingungen. Die Auswirkungen der erhöhten Wärmeübertragung bei oszillierender Strömung auf die thermische Belastung und Dämpfungsleistung von Resonatoren wird im TP-A3 theoretisch untersucht. Es werden Ergebnisse der einzelnen Projekte aus der ersten Förderphase vorgestellt und die Einbindung der Projekte aufgezeigt.

1. EINLEITUNG

Der autonome Zugang zum erdnahen Weltraum und die technologische Möglichkeit des sicheren und kostengünstigen Transports von Nutzlasten in den Erdbereich sind Voraussetzungen für die Realisierung zahlreicher Hochtechnologieentwicklungen [1]. Daher wird im deutschen Raumfahrtprogramm [2] die Erhaltung und Sicherung der europäischen Raumtransportfähigkeit als eines der wichtigsten Ziele genannt und betont, dass nur eine Teilnahme an den die Raumfahrt ermöglichenden Technologien in

europäischen Programmen eine signifikante Mitsprache und Mitgestaltung bei der Raumfahrtnutzung verspricht.

In der jüngeren Vergangenheit haben Rückschläge in der europäischen und amerikanischen Raumfahrt gezeigt, dass derzeitige Raumtransportsysteme, deren Konzepte vielfach auf technologischem Wissen der 60er und 70er Jahre beruhen, den aktuellen Forderungen nach Effizienz, Kostengünstigkeit und Sicherheit nicht mehr standhalten. Der Wettbewerb mit anderen Raumfahrtnationen, wie z.B. Russland und neuerdings China, die bewährte, aber technologisch

veraltete Systeme einsetzen, kann nur durch technologischen Vorsprung gewonnen werden.

Bei näherer Betrachtung der Untersuchungsergebnisse zu dem Unfall des amerikanischen Space Shuttle Columbia in 2003 [3] und zu dem Verlust einer leistungsgesteigerten Version der Ariane 5 [4] zeigt sich, dass in beiden Fällen ein gezielter Einsatz innovativer Materialien und Konzepte die Versagensursachen beheben hätte. Dies setzt aber eine quantitativ zuverlässige Vorhersage als Entwurfsgrundlage voraus, die bisher nicht möglich ist.

Genau dieses Ziel hat sich der SFB-TR 40 gesetzt, in dem er Arbeiten zu neuen Materialien, zur Strukturkühlung, zur Brennkammerströmung sowie zur Strömung-Struktur-Wechselwirkung vorantreibt, um durch die Erschließung neuer Technologien auf diesen Gebieten die Sicherheit und Effizienz von Raumtransportsystemen grundlegend zu erhöhen.

Direkter und indirekter technologischer Nutzen des Projekts sind über die Thematik des SFB-TR 40 hinaus auch für einen weiten Bereich von Hochtechnologiefeldern zu erwarten, insbesondere für solche, die sich mit Energieumwandlung, Hochtemperaturproblemen und Verbrennung auseinandersetzen.

In diesem Beitrag wird der Teilbereich A (Strukturkühlung) des SFB-TR 40 ausführlich beschrieben. Detaillierte Angaben zu der Gesamtstruktur des SFB-TR 40 und den einzelnen Teilbereichen findet man in [5].

2. DER TEILBEREICH A (TB-A) DES SFB-TR 40: STRUKTURKÜHLUNG

Der Entwicklung neuer Raumtransportsysteme kommt in der heutigen Zeit ein sehr hoher Stellenwert zu. Wachsende Anforderungen bezüglich gesteigerter Nutzlast, größerer Leistung und erhöhter Lebensdauer verlangen sowohl eine Steigerung des Schubs, als auch der zyklischen Belastbarkeit und Lebensdauer der Triebwerke. Ein Schlüssel zum Erreichen dieser Ziele ist eine bessere Beherrschbarkeit der Kühlungsprobleme am Bauteil. Hohe thermische Belastungen treten an äußeren Strukturteilen im Heckbereich insbesondere aber an Antriebskomponenten auf. Die Untersuchung des fehlgeschlagenen Arianespace-Fluges 157 deutet z.B. darauf hin, dass thermomechanisches Versagen der Düsenkühlung infolge Materialablation ein Strukturversagen der Schubdüse ausgelöst hat.

Schubkammern von Hochleistungsantrieben kommender Raumtransportsysteme sind erhöhten thermischen Belastungen ausgesetzt. Dies gilt insbesondere für den Bereich der Brennkammer und des Düsenhalses aufgrund hoher Druck- und Temperaturverhältnisse. Heutige Antriebe sind in diesen Bereichen durch Konvektionsmethoden gekühlt. Die Wärmebelastungen erreichen dabei Wärmestromdichten von ca. 80 MW/m^2 (VULCAIN I) und es werden zukünftig Werte bis zu 170 MW/m^2 erwartet. Dies erfordert verbesserte Kühlsysteme. Rein

konvektiv gekühlte Systeme müssten zur Anwendung bei steigenden Wärmebelastungen erhöhte Kühlmittelgeschwindigkeiten oder Methoden zur Wärmeübergangsstärkung aufweisen, was zu stark anwachsenden Druckverlusten im Kühlsystem führen würde. Hier können verbesserte, effusionsgekühlte Systeme Abhilfe schaffen.

Die genaue Modellierung des Wärmeübergangs an der Wand erfordert eine gleichzeitige experimentelle und numerisch-theoretische Betrachtung der Vorgänge. Besonders schwierig vorherzusagen sind solche Kühlmethode, bei denen ein Kühlmittel in die Hauptströmungen eingeblasen wird. Das Potenzial derzeit eingesetzter Filmkühlungsmethoden ist bei weitem noch nicht ausgeschöpft. Weiterhin liegt der Schwerpunkt in dem TB-A auf der Verwendung keramischer Bauteile in Brennkammer und Schubdüse mit Effusionskühlungskonzepten, welche ein größeres technologisches Potenzial aufweisen.

Die in diesem Teilbereich integrierten Untersuchungen lassen sich inhaltlich wie folgt unterteilen. Zum einen handelt es sich um thermodynamische und strömungsmechanische Grundlagenuntersuchungen zu innovativen Kühlkonzepten zum anderen um konkrete Fragestellungen der Brennkammerkühlung. Es handelt sich hierbei im Einzelnen um die folgenden Projekte (mit Angabe der Projektleiter):

- TP-A1: Multiskalentechniken für hochaufgelöste Wirbelstrukturen (Dahmen, Müller, RWTH Aachen)
- TP-A2: Transpirations- und Effusionskühlung in Raketendüsen (Olivier, RWTH Aachen)
- TP-A3: Auswirkungen der erhöhten Wärmeübertragung bei oszillierender Strömung auf die thermische Belastung und Dämpfungsleistung von Resonatoren (Polifke, TU München)
- TP-A4: Direkte numerische Simulation der Effusionskühlung in Grenzschichten mit Druckgradient (Kloker, Universität Stuttgart)
- TP-A5: Innovative Kühlung von Raketendüsen (Hald, DLR Stuttgart, von Wolfersdorf, Universität Stuttgart)
- TP-K1: Experimentelle und analytische Untersuchungen in Raketenschubkammern (Knab, ASTRIUM GmbH, München, Kau, TU München)

Grundlagen innovativer Kühlkonzepte

Transpirations- und Effusionskühlung sind innovative Konzepte, die derzeit mangels Grundlagenverständnis in Brennkammern noch nicht zum Einsatz kommen. Mit den strömungsmechanischen Grundlagen dieser Konzepte setzen sich die Teilprojekte TP-A2 „Transpirations- und Effusionskühlung in Raketendüsen“ und TP-A4 „Direkte numerische Simulation der Effusionskühlung in Grenzschichten mit Druckgradient“ auseinander. In TP-A2 werden grundlegende Experimente durchgeführt, in denen die prinzipielle Wirksamkeit solcher Kühlkonzepte bei Hochenthalpiebedingungen gezeigt werden soll. Diese Wirksamkeit wird in erster Linie durch die Wechselwirkung zwischen Kühlmittelstrom und Wandgrenzschicht bestimmt. Detaillierte numerische Untersuchungen erfolgen in TP-A4. Die eingesetzten direkten numerischen Simulationen (DNS) liefern vollständig zeitlich und räumlich aufgelöste Strömungsdaten, die eine geeignete Grundlage zur

Modellbildung und -reduktion darstellen. Grundsätzliche Modellierungsfragen werden in dem Teilprojekt TP-A1 „Multiskalentechniken für hochaufgelöste Wirbelstrukturen“ aufgegriffen. Diese Methoden sind insbesondere für die komplexen Wechselwirkungen zwischen Kühlmittelstrom und Anströmung und damit für die korrekte und effiziente Berechnung des Wärmeaustauschs notwendig. Darüber hinaus soll das inverse Problem bei der Bestimmung des Wärmeübergangs behandelt werden.

Brennkammerkühlung

Die Kühlung der Brennkammer wird in den folgenden Teilprojekten näher untersucht: TP-A3 „Auswirkungen der erhöhten Wärmeübertragung bei oszillierender Strömung auf die thermische Belastung und Dämpfungseistung von Resonatoren“, TP-A5 „Innovative Kühlung von Raketenbrennkammern“. Ziel dieser Projekte ist es, ein besseres Verständnis der aktiven Kühlung in Raketenbrennkammern zu entwickeln. Im TP-A5 wird hierzu die Effusionskühlung von Raketenbrennkammern hinsichtlich ihrer Kühleffizienz experimentell untersucht. Dabei werden in kleinskaligen Kühlkanälen effusionsgekühlte Segmente aus faserkeramischen Werkstoffen untersucht. Die experimentellen Untersuchungen werden durch vereinfachte Modellbildungen begleitet. Um die Zuverlässigkeit von Raketenbrennkammern zu erhöhen und die Stabilität hinsichtlich selbsterregter thermoakustischer Schwingungen zu gewährleisten, werden Resonatoren eingesetzt, deren Effekt aber stark von der thermischen Belastung abhängt. Das Teilprojekt TP-A3 widmet sich der Untersuchung und Beschreibung der thermischen Belastung bei oszillierender Strömung in solchen Resonatoren. In der ersten Projektphase liegt der Schwerpunkt auf theoretischen und numerischen Analysen als Basis einer späteren experimentellen Untersuchung. Im TP-K1 erfolgen anwendungsnahe Untersuchungen in einer Subscale-Raketenbrennkammer und die Abbildung der Experimente durch Auslegungsprogramme der Firma ASTRION.

3. ERSTE ERGEBNISSE

Im Folgenden werden einige ausgewählte Ergebnisse des SFB-TR 40, Teilbereich A vorgestellt. Die Beschreibung der Ergebnisse beinhaltet jeweils die Angabe des wissenschaftlichen Mitarbeiters, des Instituts und des Standorts, an dem die Arbeit durchgeführt wird.

TP-A1 (T. Gotzen, Institut für Geometrie und Praktische Mathematik, RWTH Aachen)

Das zentrale Anliegen dieses Projekts ist die Entwicklung von hocheffizienten und zuverlässigen Verfahrenskomponenten zur numerischen Simulation von Wirbelstrukturen mit hoher Bandbreite relevanter Skalen wie sie beispielsweise bei der Interaktion einer schnellen Strömung mit einem eingeblassenen Kühlgasstrahl auftreten. Zunächst steht die Entwicklung von Konzepten zur Kopplung adaptiver, hochauflösender Diskretisierungen mit einer Turbulenzmodellierung in Form von Weiterentwicklungen der LES-Methode (Variational Multiscale Method) im Vordergrund. Das zugrunde

liegende Anwendungsfeld beschränkt sich anfangs auf das Ausblasen von Kühlmittel durch einzelne Schlitze beziehungsweise Bohrungen. Die dabei gewonnenen Erkenntnisse sollen genutzt werden, um effektive Randbedingungen für eine homogenisierte Formulierung der aktiven Kühlung mittels einer Vielzahl von Bohrungen zu entwickeln, wobei die umströmte Struktur dann zum Beispiel als poröse Oberfläche betrachtet wird. Zur Bestimmung effektiver Randbedingungen werden Multiskalenmodellierungs- bzw. Homogenisierungsansätze herangezogen. Darauf aufbauend sollen schließlich in Verbindung mit Dualitätsmethoden Kontrollansätze zur Steuerung des Ausblasvorgangs angegangen werden.

Anwendung: Kühlgasausblasung in eine laminare Überschallströmung

Im Rahmen der Kooperation mit TP-A2 wurde die senkrechte Kühlgasausblasung durch einen Schlitz in eine laminare Überschallströmung über eine ebene Platte von 150 mm Länge untersucht. Der Schlitz liegt bei einer Lauflänge von 55 mm und hat eine Breite von 0.5 mm sowie eine Tiefe in Spannweitenrichtung von 60 mm. Die numerischen Untersuchungen wurden mit dem parallelen, adaptiven Finite-Volumen-Löser Quadflow an einem symmetrischen Halbmodell der Platte durchgeführt. Sowohl für die Hauptströmung als auch für das Kühlgas wurde Luft betrachtet. Die Hauptströmung hat eine Machzahl von $Ma = 2,6$ und eine Reynoldszahl von $Re = 4,3 \cdot 10^6$. Das Verhältnis der spezifischen Massenströme von Kühlgas und Hauptströmung ist für die beiden hier betrachteten Testfälle $F = 0,065$ und $F = 0,13$.

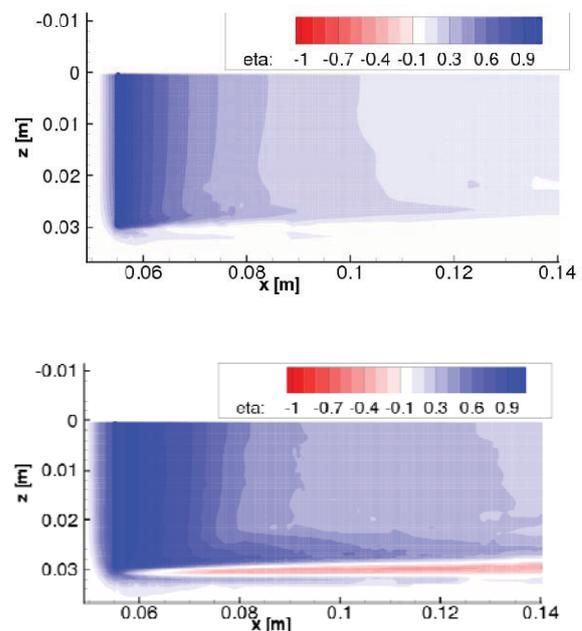


BILD 1. Verteilung der Kühleffektivität über der Platte bei schwacher (oben) und starker (unten) Ausblasung.

Die Verteilung der Kühleffektivität, definiert als $\eta = 1 - St / St_0$ (St kennzeichnet hierbei den Fall mit Ausblasung, St_0 denjenigen ohne Ausblasung), auf der

Platte hinter dem Schlitz ist in Bild 1 dargestellt. Zunächst sei der Verlauf der Kühleffektivität anhand der schwachen Ausblasung mit $F = 0,065$ (Bild 1 oben) beschrieben: Bereits wenige Millimeter vor der Ausblasung bei $x = 0,055$ m tritt eine Kühlung der Platte ein, da sich in der Grenzschicht vor der Ausblasung eine Ablöseblase bildet, in der kaltes Kühlgas stromaufwärts transportiert wird. Direkt hinter der Ausblasung ist die Kühleffektivität annähernd Eins, um anschließend abzufallen und gegen Null zu streben. Von der Symmetrielinie bei $z = 0$ m bis nahe an das Ende des Schlitzes bei $z = 0,03$ m verlaufen die Isolinen der Kühleffektivität nahezu parallel. Bei der stärkeren Ausblasung mit $F = 0,13$ (Bild 1 unten) ist die qualitative Verteilung der Kühleffektivität zunächst ähnlich, der Kühleffekt ist durch den größeren Kühlgasmassenstrom stärker und nimmt langsamer ab. Auffälligster Unterschied ist der Bereich hinter dem Ende des Schlitzes. Hier findet sich ein Gebiet, in dem die Kühleffektivität negativ wird. Die Wand wird dort nicht gekühlt, sondern aufgeheizt.

Dieser Effekt wird durch die in der Ablöseblase von Hauptströmung bzw. Ausblasung entstehenden Wirbel hervorgerufen. Diese Wirbel werden am Ende des Schlitzes mit der Hauptströmung umgebogen und bilden im Bereich stromab ein gegenläufig rotierendes Wirbelpaar, in dessen Mitte heißes Gas aus der Hauptströmung an die Wand transportiert wird. Die numerischen Ergebnisse zeigen eine weitgehende Übereinstimmung mit experimentellen Daten, zeigen aber auch die entstehenden Strömungs- und Wirbelstrukturen in deutlich größerem Detail, als dies im Experiment möglich ist. Hierdurch wird ein tiefergehendes Verständnis der zu Grunde liegenden physikalischen Effekte ermöglicht, welches für die Zuverlässigkeit und Effizienz der aktiven Kühlmaßnahmen entscheidend ist.

TP-A2 (M. Hombsch, Stoßwellenlabor, RWTH Aachen)

Bei der Filmkühlung in Raketendüsen handelt es sich um eine expandierende Hauptströmung, die einen großen Machzahlbereich durchläuft. Aus diesem Grund wurden Filmkühlungsexperimente bei verschiedenen Machzahlen sowohl in laminarer als auch in turbulenter Hauptströmung durchgeführt. Für Untersuchungen bei turbulenter Hauptströmung wurde die Strömung getriggert. Neben der schlitzförmigen Ausblasung wurde auch die Kühlung mit einem Lochfeld betrachtet.

Die Versuche wurden im Stoßwellenkanal TH2 bei Versuchsbedingungen mit geringer Ruheenthalpie durchgeführt. Der Kanal besteht aus einem klassischen Stoßrohr mit einer angeflanschten Düse, welche in einen Vakuumkessel mündet. Für die durchgeführten Versuche wurde Helium als Treibergas verwendet. Membrane trennen die verschiedenen Bereiche, bis das Experiment ausgelöst wird. Durch die geeignete Wahl des Anstellwinkels des Keilmodells wird die gewünschte Machzahl auf der Plattenoberfläche eingestellt.

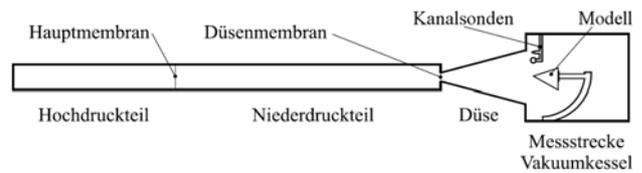


BILD 2. Skizze des Stoßwellenkanals TH2

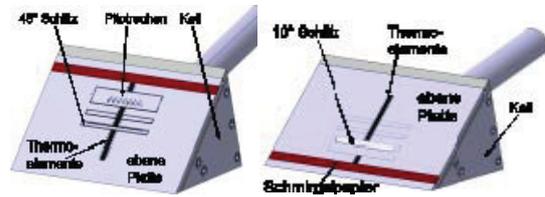


BILD 3. Keilmodelle für Versuche bei laminarer (links) und turbulenter Hauptströmung (rechts) [6].

Für die Versuche wurde ein Keilmodell verwendet, welches die Strömung der Versuchsanlage mit einer Machzahl von 8 auf eine niedrigere Machzahl verzögert, in diesem Fall 1,5; 2,6 und 4,9. Für die laminare Filmkühlung wurde ein Schlitzzeinsatz mit 0,5 mm Breite und einem Ausblaswinkel von 45° verwendet. Da in turbulenter Strömung die Kühleffektivität stark vom Ausblaswinkel abhängt, hat der hier verwendete Kühlgasschlitz einen flacheren Winkel von 10°. Außerdem ist der verwendete Schlitz mit 1,7 mm deutlich breiter als der Schlitz für laminäre Grenzschichten, um den nötigen höheren Massendurchsatz zu gewährleisten. Für laminäre Grenzschichten wurden Experimente bei verschiedenen Ausblasraten und Machzahlen durchgeführt [6]. Die aus den Experimenten gewonnenen Wärmeströme wurden mittels Referenzexperimenten ohne Ausblasung in Kühleffektivitäten überführt und die Lauflänge mittels der Korrelationsfunktion für laminare Überschallströmungen in den Korrelationsparameter mit einbezogen, so dass die Ergebnisse in einem Diagramm dargestellt werden können und sich durch eine Näherungskurve beschreiben lassen (BILD 4).

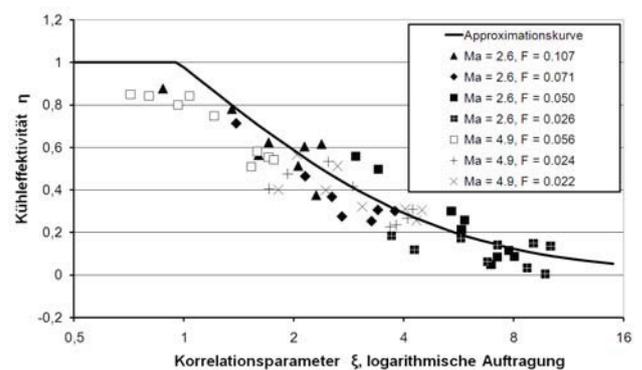


BILD 4. Kühleffektivitäten bei laminarer Grenzschicht für Schlitzausblasung mit $s = 0,5$ mm und $\Omega = 45^\circ$, Machzahlvariation [6].

Untersuchungen bei turbulenter Grenzschicht zeigen, dass der Massenstrom im Vergleich zur laminaren Strömung wesentlich gesteigert werden muss, um eine messbare Kühlwirkung zu erhalten. Auch hier lassen sich die Daten wieder mittels Korrelationsfunktionen [6]

recht gut approximieren (siehe Bild 5).

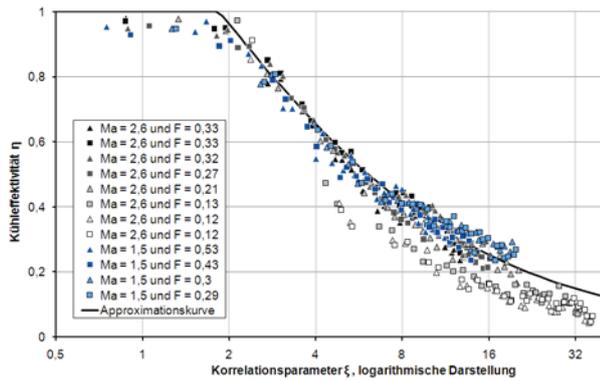


BILD 5. Kühleffektivitäten bei turbulenter Grenzschicht für Schlitzausblasung mit $s = 0,5 \text{ mm}$ und $\Omega = 10^\circ$ bei zwei verschiedenen Machzahlen.

TP-A3 (A. Cardenas, Lehrstuhl für Thermodynamik, Technische Universität München)

In den letzten Jahren wurde über die erhöhte Wärmeübertragung in periodisch instationären Strömungen berichtet. Vor allem in Anwendungen die selbst erregte Verbrennungsinstabilitäten aufweisen, wie z.B. im Resonanz-Rohr eines Pulsbrenners oder in Brennkammern von Feststoffraketen, kann dieses Phänomen beobachtet werden. Ziel dieser Arbeit ist das Ergreifen der dafür verantwortlichen Mechanismen und der dazu notwendigen Bedingungen. Um einen Einblick in die unterschiedlichen Strömungsbereiche des Problems zu gewinnen wurden vereinfachte Untersuchungen zum einen mittels „Low Order“ Modellierung und zum anderen mittels laminarer Testfälle durchgeführt. Komplexe turbulente Effekte werden zunächst nicht berücksichtigt, was die Untersuchung anderer Aspekte, wie z.B. der fluktuierenden thermischen Randbedingungen, erleichtert. Es ist zu klären, ob unter diesen vereinfachten Bedingungen bereits Mechanismen der erhöhten Wärmeübertragung erkennbar sind.

„Low Order“ Modell

Der konjugierte Wärmetransport durch eine Wand mit frei wählbaren Randbedingungen dritter Art wurde mittels eines vereinfachten eindimensionalen Modells untersucht. Der allgemeine Fall, in dem sowohl die Temperatur als auch der Wärmeübergangskoeffizient harmonisch schwanken, wurde analytisch behandelt. Die Temperaturschwankungen können durch konvektiven Energietransport in Strömungen mit axialem Temperaturgradienten oder durch isentrope Kompressionswärme entstehen. Analog können Geschwindigkeitspulsationen Schwankungen des Wärmeübergangskoeffizienten verursachen. Das Problem ist also durch die Frequenz ω , die Phasenlage φ zwischen Schwankung der Temperatur und dem Wärmeübergangskoeffizienten, die Amplituden, die Eigenschaften der Wand und den konstanten Bedingungen an der kalten Seite bestimmt. Es wurden Näherungslösungen für den nieder- und hochfrequenten Fall hergeleitet. Das Endergebnis bezüglich erhöhter Wärmeübertragungsdynamik kann über den Vergrößerungsfaktor EHT ausgedrückt werden:

$$EHT = \frac{\langle \dot{q} \rangle - \dot{q}_{stat}}{\dot{q}_{stat}} = \frac{\alpha_1}{\alpha_0} \frac{T_1}{(T_0 - T_c)} \frac{\cos(\varphi)}{2} \quad (1)$$

$$\alpha_h = \alpha_0 + \alpha_1 \cos(\omega t + \varphi),$$

$$T_h = T_0 + T_1 \cos(\omega t) \quad (2)$$

mit dem Referenzwert der Wärmestromdichte ohne Schwankung \dot{q}_{stat} und dem zeitlichen Mittelwert des fluktuierenden Wertes $\langle \dot{q} \rangle$.

Laminarer Fall

Die laminare Strömung entlang einer ebenen Platte ist von großem Interesse, da bei vorgegebener Frequenz ω sowohl der nieder- als auch der hochfrequente Fall beobachtet werden kann: Entlang der Platte kann die Grenzschicht ungehindert wachsen. Im Verhältnis zu der Stokes-Länge wird somit der niederfrequente Fall stromauf erreicht, während der hochfrequente Fall stromab erreicht wird. Für die CFD-Analyse wurde die Open-Source Lösung *openFOAM* angewandt. Die Strömung wird als inkompressibel mit konstanten Stoffeigenschaften betrachtet. Wandschubspannung

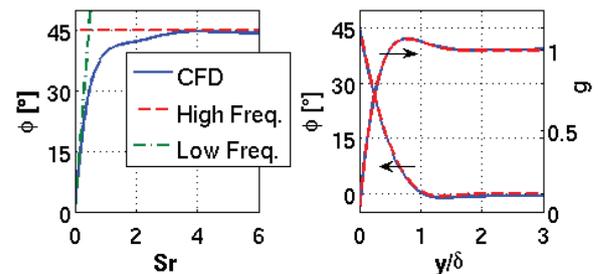


BILD 6. a.) Phase der Wandschubspannung entlang der Platte ($Sr = \omega L / U_0$). b.) Amplitudenverhältnis und Phasenlage der Geschwindigkeit in der Grenzschicht im hochfrequenten Regime ($Sr = 4$).

und Wärmestromdichte entlang der Platte können über den Gradienten der Temperatur und über die Geschwindigkeit in Richtung der Wandnormalen berechnet werden. Die Simulation kann für kleine Amplitudenverhältnisse mittels Lighthill's analytischer Lösung [11] validiert werden. Wie erwartet, werden beide Frequenzbereiche abgebildet (Bild 6a) und die Übereinstimmung von Amplitudenverhältnis und Phase der örtlichen Geschwindigkeit mit der analytischen Lösung ist sehr gut (Bild 6b). Wie in Bild 7 gezeigt, wurde bezüglich der Wärmestromdichte das EHT mit unterschiedlichen Amplituden berechnet. Der Verstärkungsfaktor steigt mit dem Amplitudenverhältnis ϵ und erreicht Werte von über 300% innerhalb des untersuchten Bereiches. Gemäß dem vorher vorgestellten vereinfachten Modell sollte die Verstärkung aber nur im hochfrequenten Bereich stattfinden. Die Verstärkung in diesem thermisch noch nicht ausgebildeten Bereich könnte durch die starken Temperaturgradienten in axialer Richtung hervorgerufen werden. Hier könnte der konvektive Transport der Enthalpie eine Rolle spielen, der zu Temperaturschwankungen führt, welche dann ein

lokales Maximum erzeugen.

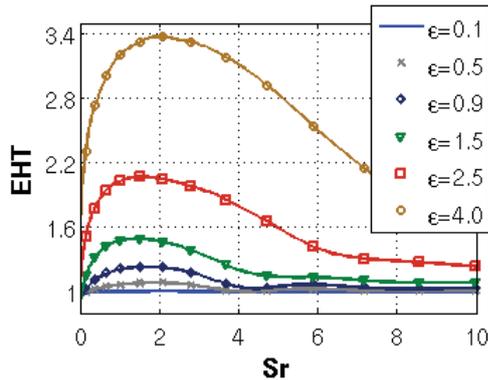


BILD 7. EHT, Abhängigkeit von dem Verhältnis der Geschwindigkeitsamplitude des fluktuierenden Anteils zum Mittelwert (ϵ) und von der Strouhalzahl ($Sr = \omega L / U_0$).

TP-A4 (M. Keller, Institut für Aerodynamik- und Gasdynamik, Universität Stuttgart)

Im TP-A4 werden Untersuchungen zur Filmkühlung in einer Mach-2,67 Grenzschicht mittels direkter numerischer Simulation (DNS) durchgeführt. Luft dient dabei als Freistrom- und Kühlgasmedium und wird durch diskrete Löcher oder Schlitze in die Grenzschicht eingebracht. Das Ausblasen erfolgt durch die Vorgabe einer Massenstrom- und Temperaturverteilung im Bereich der Löcher (modelliertes Ausblasen), kann aber auch durch Einbeziehung des gesamten Ausblasekanals erfolgen (simuliertes Ausblasen). Bisherige Untersuchungen legen den Schwerpunkt auf die laminare Grenzschicht. Im Rahmen des Projekts wurde eine Vielzahl an Einflussparametern, wie Lochanordnung, Lochabstand, Machzahl, Reynoldszahl, Ausblasrate, Wandtemperaturbedingung, Anstellwinkel und Gierwinkel untersucht.

Wandtemperaturbedingung

Um den Einfluss der Wandtemperaturbedingung zu charakterisieren, wurden von Linn und Kloker im Rahmen des Projekts Simulationen einer filmgekühlten Grenzschicht ohne Druckgradient durchgeführt [7]. Ein Vergleich der isothermen, strahlungsadiabaten und adiabaten Wandtemperaturbedingung zeigt einen sehr großen Einfluss auf das Strömungsfeld und auf die Kühleffektivität. Letztere ist definiert durch $\eta_{is} = 1 - q_k / q_{ref}$ für den isothermen Fall, bzw.

$\eta_{ad} = (T_{w,ref} - T_{w,k}) / (T_{w,ref} - T_{Kühlgas})$ für den adiabaten und strahlungsadiabaten Fall (Index k = gekühlt, Index ref = ungekühlt). Die Fälle mit adiabater und strahlungsadiabater Wand weisen hinsichtlich der Wirbelstrukturen und der Kühleffektivität ungefähr das gleiche Verhalten auf, wohingegen der isotherme Fall ein davon deutlich abweichendes Verhalten zeigt. Die Wirbelstrukturen sind sehr viel stärker ausgeprägt und an der Wand existieren Gebiete, wo die Wärmebelastung deutlich höher ist als ohne Kühlung. Hierbei hat die Wandreibung einen großen Einfluss auf die Kühleffektivität. Ein großer Wert des Geschwindigkeitsgradienten an der Wand der

ungekühlten Grundströmung hält das Kühlgas nahe an der Wand und ist daher von Vorteil.

Negativer Druckgradient in Strömungsrichtung

Die Strömung in einem Raketentriebwerk wird von einem massiven Druckabfall und starker Strömungsbeschleunigung bestimmt. Daher wird auch der Einfluss eines negativen Druckgradienten in Strömungsrichtung untersucht (hier: Linearer Druckabfall um 50% innerhalb des Integrationsgebietes. Dies entspricht einer Machzahlzunahme von $Ma=2,67$ am Einströmrand auf $Ma=3,1$ am Ausströmrand.) Sein Einfluss auf die sich ausbildenden Strömungsstrukturen und die Kühleffektivität wird mit einem Referenzfall ohne Druckgradient verglichen. Die Untersuchungen werden für eine adiabate Wand durchgeführt. Es konnte gezeigt werden, dass für eine festgehaltene Ausblasrate die wandnormale Ausblasgeschwindigkeit zunimmt, da die Dichte im Feld und an der Wand mit zunehmendem Abstand in Strömungsrichtung abnimmt. Dadurch ergibt sich im Druckgradientenfall ein stärkerer wandnormaler Ausblasimpuls $(\rho v \cdot v)_w$, was zu einem ausgeprägteren Wirbelpaar führt (BILD 8). Gleichzeitig bewirkt die höhere u -Geschwindigkeit in Wandnähe eine stärkere Stromabkonvektion des Kühlgases. Diese Eigenschaft überkompensiert den vorherigen Effekt. Ein negativer Druckgradient in Strömungsrichtung führt damit zu einer höheren Kühleffektivität.

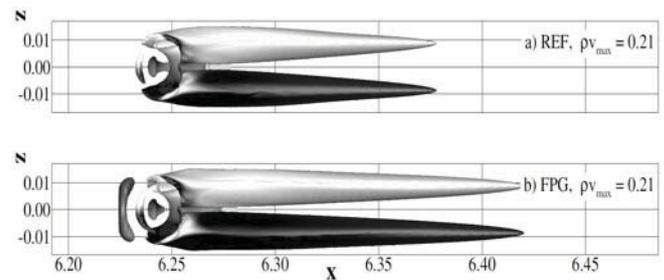


BILD 8. Wirbelvisualisierung ($\lambda_2 = -10$ Isoflächen, Unteransicht) für den Fall mit (a) und ohne (b) Druckgradient bei einer maximalen Einblasrate von $\rho v_{max} = 0,21$. Die Färbung entspricht der spannenweiten Wirbelstärke (weiß: Drehung im Uhrzeigersinn, schwarz: Drehung gegen den Uhrzeigersinn bei Stromabblück). $Ma_\infty = 2,67$, $T_\infty = 564$ K, $\rho_\infty = 0,1489$ bar, $x_c = 153,4$ mm, $\alpha_c = 90^\circ$.

Ausblasmodellierung

Ein entscheidender Faktor bei der numerischen Untersuchung der Filmkühlung ist die Modellierung des Ausblasens. Bisherige Simulationen wurden mit einer, im Bereich der Löcher modellierten Massenstrom- und Temperaturverteilung, durchgeführt. Mittlerweile sind auch Berechnungen möglich, die den gesamten Ausblasekanal mit einbeziehen und so Aufschluss über die Güte der verwendeten Modellierungsart geben, insbesondere im Hinblick auf das Ausblasen durch mehrere Lochreihen hintereinander. Dabei werden am unteren Rand des zylindrischen Kanals ein konstanter Plenumdruck und eine konstante Plenumtemperatur vorgeschrieben. Die y -Geschwindigkeitskomponente wird extrapoliert. Die Geschwindigkeitskomponenten in radialer und azimuthaler Richtung sind null.

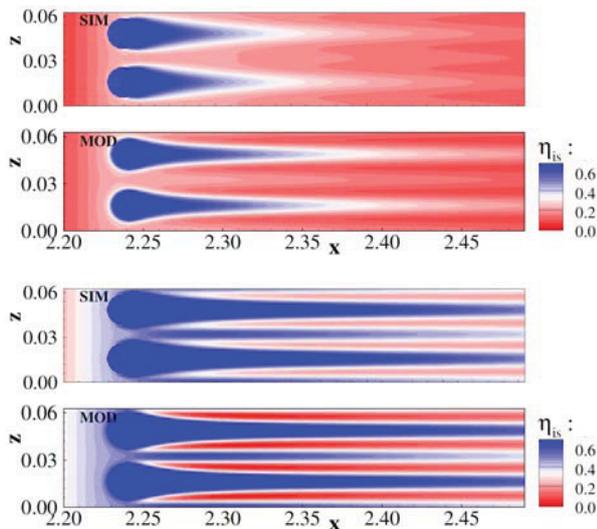


BILD 9. Isolinien konstanter Kühleffektivität für das simulierte und modellierte Ausblasen, isotherme Wand mit $p_{plenum} = 0,1639$ bar (oben) und $p_{plenum} = 0,176$ bar (unten).

Als Anfangsbedingung wird im Kanal eine Hagen-Poiseuille-Strömung vorgegeben. Für die isotherme Wandrandbedingung ergibt sich bei einem Plenumdruck von $p_{plenum} = 0,1639$ bar eine relativ gute Übereinstimmung zwischen dem modellierten und dem simulierten Ausblasen. Trotz der starken Unterschiede im p_v -Profil für $y = 0$ (Bild 9), stellt sich eine ähnliche Kühleffektivitätsverteilung im weiteren Stromabverlauf ein. Dies gilt auch für einen erhöhten Plenumdruck von $p_{plenum} = 0,176$ bar. Allerdings ist die Übereinstimmung mit dem modellierten Ausblasen dann geringfügig schlechter und es ergeben sich ausgeprägtere Längsstrukturen mit höheren Maximalwerten und geringeren Minimalwerten

TP-A5 (M. Selzer, DLR, Institut für Bauweisen- und Konstruktionsforschung, Stuttgart; T. Langener, Institut für Thermodynamik der Luft- und Raumfahrt, Universität Stuttgart)

Die Effusionskühlung in Verbindung mit porösen CMC-Materialien verspricht viele Vorteile gegenüber regenerativ gekühlten Brennkammern, wie längere Haltbarkeit durch geringere Thermaldehnungen, geringere Herstellungskosten des Gesamtsystems und mögliche Gewichtseinsparungen bei gleicher möglicher Leistung. Bei der Effusionskühlung wird für die Brennkammerwand ein poröses, fluiddurchlässiges Material mit einem Kühlmittelreservoir auf der Kaltseite der Wand verwendet. Durch den höheren Druck im Reservoir im Vergleich zum Brennraum strömt das Kühlmittel durch die permeable Wand und kühlt diese konvektiv. Zusätzlich bildet sich beim Austritt aus der Wand ein Kühlfilm, der den Wärmeeintrag auf die Wand reduziert. Im TP-A5, wird diese Kühlmethode detailliert untersucht. Dafür wurden Tests in einem Heißgaskanal unter Variation der Heißgasbedingungen, der Ausblasrate und der Materialeigenschaften durchgeführt. Die Versuche konzentrieren sich auf C/C als poröses Material, da dieses schon in realen Brennkammertests verwendet wurde. C/C ist das Ergebnis eines Zwischenschrittes bei der Herstellung

von C/C-SiC über das LSI-Verfahren [8]. Durch Variation von Herstellungsparametern kann dabei eine gewünschte Porosität eingestellt werden.

Die für Versuche mit Überschallverbrennung am ITLR entwickelte Versuchsanlage wurde für diese Untersuchungen modifiziert und erweitert, um die Effusionskühlungstests durchzuführen. Die Messstrecke (siehe Bild 10) ist ein 1,32 m langer,

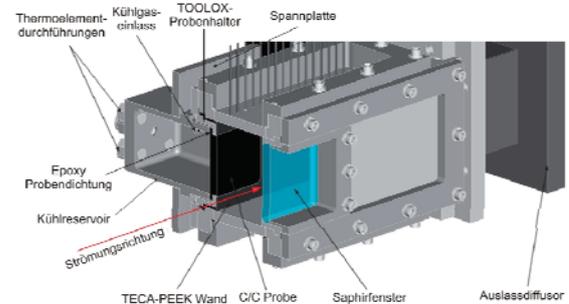


BILD 10. Schematische Darstellung der Messstrecke.

ungekühlter Edelstahlkanal. Für die Bestimmung des thermischen Verhaltens der Materialprobe wurden 11 Thermolemente verwendet. Vier dieser Thermolemente wurden dicht und bündig mit der Heißgasseite der Probe installiert, um die Infrarotmessung zu kalibrieren sowie die Heißseitentemperatur zu bestimmen. Sechs Thermolemente wurden mit einem Keramikkleber in verschiedenen Tiefen der Probe befestigt, um den Temperaturverlauf innerhalb der Probe zu bestimmen. Ein weiteres Thermolement wurde auf die Kaltseite der Probe angebracht.

Untersucht wurde der Einfluss verschiedener Heißgasbedingungen. Um den Einfluss der Wärmekapazität des Kühlgases zu untersuchen, wurden zusätzlich zu Referenzversuchen mit Luft, Versuche mit Helium und Argon durchgeführt. Um die Vergleichbarkeit bei unterschiedlichen Kühlmedien und thermischen Bedingungen in der Probe (z.B. unterschiedliche laterale Wärmeleitung) zu verbessern, wurde von Langener et al. in [9] eine dimensionslose Kühleffizienz vorgeschlagen, die sich auf den ungekühlten Fall bezieht. Diese weist Werte von 0 (komplett ungekühlt) bis 1 (komplett gekühlt) auf.

$$\Theta = \frac{\bar{T}_{w,0} - \bar{T}_w}{\bar{T}_{w,0} - T_c} \quad (3)$$

Die Ergebnisse zeigen, dass zumindest im untersuchten Parameterraum, weder die Probendicke noch ihre Porosität oder die Totaltemperatur der Heißgasströmung einen signifikanten Einfluss auf die Kühleffizienz haben. Im Gegensatz dazu verringert eine höhere Machzahl die Kühleffizienz, was sich durch den höheren Heißgasmassenstrom und dadurch höhere Wärmebelastung der Probe erklären lässt. In Bild 11 ist die Kühleffizienz für verschiedene Kühlmedien über dem normalisierten Kühlmassenstrom aufgetragen. Hier zeigt sich ein deutlicher Einfluss. Das Kühlgas mit einer hohen spezifischen Wärmekapazität (Helium) zeigt eine deutlich bessere Kühleffizienz als ein Kühlgas mit

niedrigerem $c_{p,c}$ (Argon). Das ist in Übereinstimmung mit dem Modell von Kays et al. [10], in dem ein Zusammenhang zwischen Wärmekapazität des Kühlgases und Stantonzahl gegeben wird.

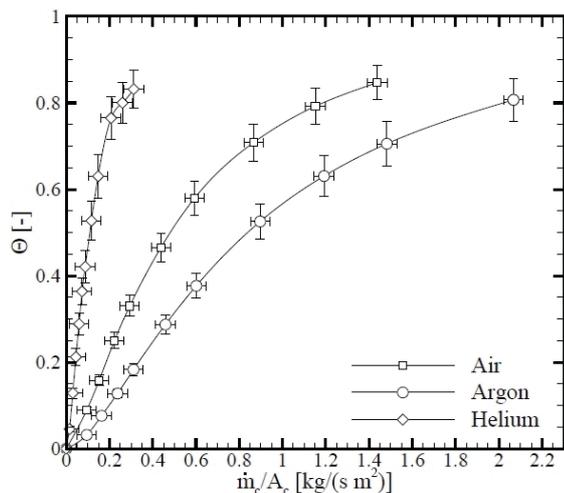


BILD 11. Kühleffizienz für verschiedene Kühlmedien.

TP-K1 (G. Schlieben, Lehrstuhl für Flugantriebe, Technische Universität München; C. Höglauer, ASTRIUM Space Transportation GmbH, München)

Fortschrittliche Kühlungskonzepte wie Film- oder Transpirationskühlung stellen grundlegende Technologien für zukünftige Hochleistungsraketenantriebe dar. Nach wie vor sind jedoch die dominierenden Vorgänge, welche die Effektivität der Filmkühlung und deren Auswirkung auf den Verbrennungsprozess bestimmen, nur unzureichend erforscht. Der Raketenbrennkammerprüfstand des Lehrstuhls für Flugantriebe (LFA) an der Technischen Universität München erlaubt die experimentelle Untersuchung von Filmkühlung bei realistischen Brennkammerdrücken und -temperaturen. Die so gewonnenen experimentellen Daten werden zur Validierung und Weiterentwicklung von Auslegungswerkzeugen und CFD-Modellen, THERMTEST beim LFA und dem Mehrphasen-CFD-Code Rocflam-II bei ASTRIUM, verwendet.

Die Versuche werden in einer wassergekühlten Subscale-Raketenbrennkammer mit 37 mm Innen- und 16,5 mm Halsdurchmesser mit der

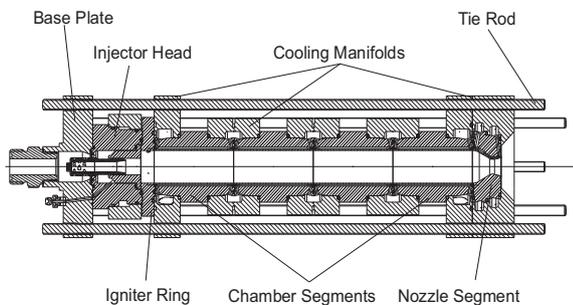


BILD 12. Subscale-Raketenbrennkammer (Basis-Konfiguration)

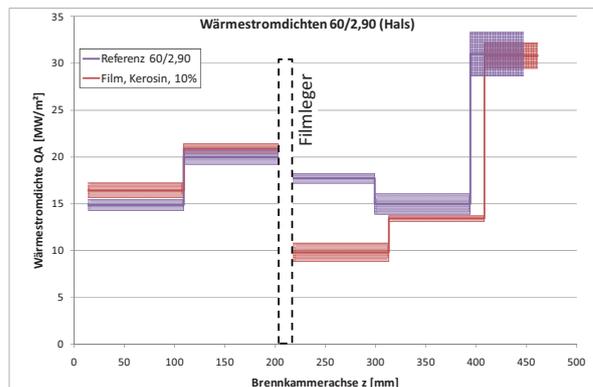


BILD 13. Wärmestromdichten mit Standardabweichungen ($PC=6 \text{ MPa}/O/F=2,9$ (Hals)).

Treibstoffkombination Kerosin und gasförmiger Sauerstoff bei Brennkammerdrücken von 2 bis 8 MPa durchgeführt (Bild 12). In den Experimenten wird das Kühlmedium unabhängig von dem Gemischbildungs- und Verbrennungsprozess mittels eines modularen Filmlegers in die Brennkammer eingebracht. Dies ermöglicht es, verschiedene Kühlmedien und unterschiedliche Methoden zur Kühlfilmgenerierung zu realisieren. Insbesondere die Effekte der chemischen Reaktion des Kühlfilms mit der Heißgasströmung, der Einfluss der mit steigendem Druck verschwindenden Oberflächenspannung und die Auswirkung von Kohlenstoffablagerungen auf den Wärmeübergang und auf das Verhalten des Kühlfilms sollen untersucht werden.

In Bild 13 sind die ermittelten Wärmestromdichten über die Brennkammerlängsachse für ein identisches Halsmischungsverhältnis beim Referenzlastpunkt und für einen Lastpunkt mit 10% Filmanteil am Kerosing Gesamtmassestrom, jeweils mit der Standardabweichung, aufgetragen. Es zeigt sich eine deutliche Filmwirkung im dritten Segment. Im vierten Segment ist sie bereits stark zurückgegangen, was auf eine kurze Lauflänge des Films und eine signifikante Vermischung des Films mit dem Heißgas schließen lässt. Die Wärmestromdichte in der Düse liegt mit Film etwa gleich hoch wie im Referenztest ohne Film. Es kann daher angenommen werden, dass der Film bis zur Düse größtenteils vermischt ist und sich in der Düse für gleiche Mischungsverhältnisse ähnliche Bedingungen einstellen. Dies bestätigt sowohl die Analyse des Brennkammerdrucks, der für gleiche Halsmischungsverhältnisse bzw. -massenströme identisch ist, als auch die Auswertung des Brennkammerwirkungsgrades, bei der unter Annahme einer vollen Vermischung des Film nur geringfügig schlechtere Wirkungsgrade als in den Versuchen ohne Film ermittelt wurden.

Der bei Astrium entwickelte Spray-Verbrennungs-Code Rocflam-II wurde anhand der Daten von Referenztests ohne Filmkühlung validiert. Hierbei wurde insbesondere auf die korrekte Modellierung des verwendeten Double-Swirl-Injektorelementes, auf den Einfluss der Wandrauigkeit, sowie der korrekten Implementierung der Stoffdaten von Kerosin geachtet. Weiterhin wurden mögliche Effekte von Rußablagerungen und Strahlung

auf den Wärmeübergang sowohl analytisch als auch numerisch abgeschätzt.

Zur Validierung von Rocflam-II bezüglich der Verbrennung von gasförmigen Sauerstoff und Kerosin und dem resultierenden Wärmeübergang wurden verschiedene Lastpunkte mit Mischungsverhältnissen zwischen 2,46 und 3,05 bei Drücken zwischen 2 MPa und 8 MPa simuliert und mit Messdaten verglichen. Alle Rechnungen wurden mittels einer 12-Spezies-Gleichgewichtschemie und einer überlagerten ppdf-Verteilung zur Bestimmung der turbulenten Verbrennung der Treibstoffe durchgeführt.

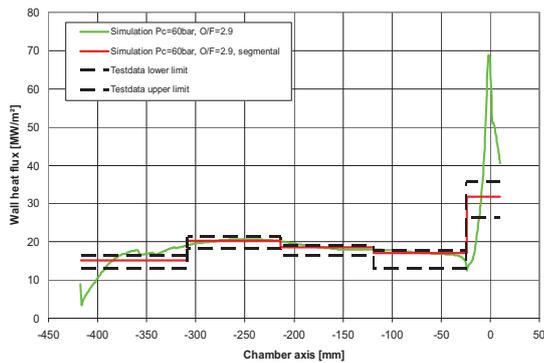


BILD 14. Vergleich der Wärmestromdichte zwischen Experiment und Simulation.

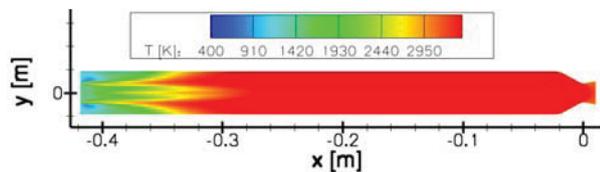


BILD 15. Temperaturverteilung in der LFA Brennkammer

Die Rocflam-II-Simulation wurde dabei mit dem Atrium-Tool RCFS-II, das die Wärmeleitung und den Wärmeübergang in das Kühlmedium beschreibt, gekoppelt. Die simulierte Wärmestromdichte für den Referenzlastpunkt bei einem Brennkammerdruck von 6 MPa und Mischungsverhältnis 2,9 ist in Bild 14 den experimentell bestimmten Werten gegenüber gestellt. Die grüne Kurve repräsentiert dabei den kontinuierlichen Wärmestromdichteverlauf aus der Rechnung mit Rocflam-II, während die beiden schwarzen Kurven die im Experiment jeweils minimal und maximal gemessene Wärmestromdichte kennzeichnen. Die rote Kurve stellt zur besseren Vergleichbarkeit die segmentweise integrierte Wärmestromdichte aus der Simulation dar. Die simulierte Wärmestromdichte stimmt hierbei sehr gut mit den gemessenen Werten überein. Bild 15 zeigt die zu Bild 14 gehörige Temperaturverteilung in der Brennkammer. In dieser Verteilung sind deutlich die Gemischaufbereitung und die Flammenstruktur innerhalb der Brennkammer zu erkennen. Auch ist zu sehen, dass ab $x \approx -0,27\text{m}$ die Gemischaufbereitung vollständig abgeschlossen ist und eine sehr homogene Temperaturverteilung vorliegt. Aus diesem Grund wird der modulare Filmleger stromab dieser Stelle

eingesetzt, um eine definierte Heißgasrandbedingung für den Flüssigfilm zu gewährleisten.

Die Wandrauigkeit hat einen großen Einfluss auf den Wärmeübergang. Messungen an den Brennkammersegmenten haben gezeigt, dass neuwertige Segmente eine etwa 25% geringere Rauigkeit besitzen, als durch die Konstruktion gefordert. Auf gebrauchten Segmenten fand sich unterhalb einer dicken, krümeligen Rußschicht, eine feste, graphitartige Schicht, die eine nochmals um die Hälfte reduzierte Rauigkeit aufwies. Durch Berücksichtigung dieser Erkenntnisse konnte die Übereinstimmung von Simulation und Messung deutlich verbessert werden.

4. ZUSAMMENFASSUNG

Der hier beschriebene Teilbereich A (TB-A) des SFB-TR 40 hat im Juli 2008 seine Arbeit aufgenommen. Er befasst sich mit Aspekten der Strukturkühlung, die für die Weiterentwicklung zukünftiger Raumtransportsysteme von entscheidender Wichtigkeit sind. Die gezeigten Ergebnisse aus der ersten Phase des SFB-TR 40 demonstrieren eindrucksvoll die Innovationskraft dieses Sonderforschungsbereichs- Transregios.

5. DANKSAGUNGEN

Die Mitglieder des SFB-TR 40 bedanken sich bei der Deutschen Forschungsgemeinschaft (DFG) für die finanzielle Unterstützung der Forschungsaktivitäten.

6. LITERATUR

- [1] White paper. Space: A new frontier for an expanding union. An action plan for implementing the European space policy. 2003, European Community.
- [2] Deutsches Raumfahrtprogramm, 2001, Bundesministerium für Bildung und Forschung.
- [3] Columbia Accident Report, 2003, National Aeronautics and Space Administration.
- [4] Report of the Inquiry Board on Arianespace Flight 157, 2003, European Space Agency.
- [5] Adams, N., Stemmer, C., Radespiel, R., Schröder, W., Sattelmayer, T., Weigand, B.: SFB-Transregio 40: Technologische Grundlagen für den Entwurf thermisch und mechanisch hochbelasteter Komponenten zukünftiger Raumtransportsysteme – Motivation und Struktur, Proc. DGLR Tagung, Bremen, 2011.
- [6] Hombsch, M., Olivier, H.: Flow condition and cooling gas variation for film cooling studies in hypersonic flow. SFB / TRR40 Annual Report, München, S. 27–39, 2010.
- [7] Linn, J., Kloker, M.J.: Effects of Wall-Temperature Conditions on Effusion Cooling in a Supersonic Boundary Layer. *AIAA-J.*, 49/2, 299–307, DOI: 10.2514/1.J050383, 2010.
- [8] Krenkel, W.: Entwicklung eines kostengünstigen Verfahrens zur Herstellung von Bauteilen aus keramischen Verbundwerkstoffen, Tech. rep., German Aerospace Center, Stuttgart, 2000.

- [9] Langener, T., von Wolfersdorf, J., Laux, T., Steelant, J.: Experimental Investigation of Transpiration Cooling with Subsonic and Supersonic Flows at Moderate Temperature Levels, *Proc. of the 44th AIAA/ASME/SAE /ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, AIAA 2008-5174, Hartford, CT, 2008.
- [10] Kays, W., Crawford, M., Weigand, B.: *Convective Heat and Mass Transfer*, 4th Edition. McGraw-Hill, 2005.
- [11] M. J. Lighthill: The response of laminar skin friction and heat transfer to fluctuations in the stream velocity. *Proceedings of the Royal Society of London. Series A, Mathematical and Physical Sciences*, S. 1–23, 1954.