

# AUFBAU FÜR EXPERIMENTELLE UNTERSUCHUNGEN TRANSPIRATIV GEKÜHLTER STAUSTRAHLANTRIEBE

F. Strauss, C. Manfletti, S. Schlechtriem

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR)  
Institut für Raumfahrtantriebe, 74239 Hardthausen, Deutschland

## Zusammenfassung

Weltweit wird zunehmend an alternativen, nachhaltigen und effizienten Antriebssystemen für Luft- und Raumfahrtanwendungen geforscht. Dabei wird ein Fokus auch auf die Staustahltriebwerke mit Überschallverbrennung, sogenannte Supersonic Combustion Ramjets (SCRamjets), gelegt. Eine Herausforderung dieser Antriebssysteme liegt, neben der kurzen Aufenthaltsdauer des Brennstoffs in der Brennkammer, insbesondere bei deren effizienten und ausreichenden Kühlung. Ein vielversprechendes Kühlverfahren für solch thermisch hochbelastete Triebwerke stellt dabei die sogenannte Transpirationskühlung dar. Bei diesem Verfahren strömt Kühlfluid mit einem Phasenübergang zwischen flüssig und gasförmig aus einer porösen Wand in die Heißgasströmung des Triebwerks ein. Durch eine Anwendung der Transpirationskühlung wäre eine besonders gleichmäßige und flächige Verteilung des Kühlfluids in den Bereichen höchster thermischer Belastung bei gleichzeitig niedrigen Temperaturen in der Triebwerksstruktur erreichbar. Das Institut für Raumfahrtantriebe des DLR in Lampoldshausen baut zurzeit einen Prüfstand für Strömungsuntersuchungen an einem transpirativ gekühlten SCRamjet-Forschungskanal mit Grenzschichtverbrennung auf. Sowohl der Prüfstand, als auch der Forschungskanal werden im Detail vorgestellt und zukünftiger Forschungsbedarf wird konkretisiert.

## 1. EINLEITUNG

Die Suche nach alternativen, nachhaltigen und effizienten Antriebssystemen in der Luft- und Raumfahrttechnik weitet sich zunehmend auch auf bereits bekannte, aber nicht vollständig untersuchte Konzepte aus. Durch steigende Rohstoffpreise und die Forderung nach nachhaltigen Antriebssystemen für wiederverwendbare Trägersysteme werden daher auch die sogenannten Supersonic Combustion Ramjets (SCRamjets) wieder diskutiert (siehe z.B. [12], [13]).

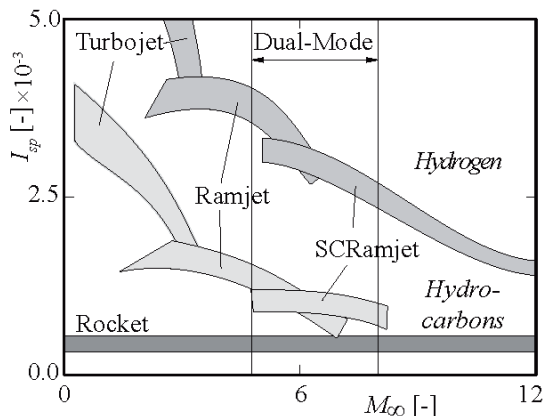


BILD 1. Spezifischer Impuls  $I_{sp}$  als Funktion der Machzahl  $M_{\infty}$  [1]

Diese verwenden als Oxidator Umgebungsluft, die durch einen speziell gestalteten Einlauf komprimiert und anschließend in einer Brennkammer mit dem Brennstoff (Wasserstoff oder Kerosin) vermischt und verbrannt wird. Das Triebwerk weist durch den fehlenden mechanischen Verdichter keine beweglichen Teile auf und besitzt durch das Nutzen des in der Atmosphäre enthaltenen Sauerstoffs als Oxidator einen höheren spezifischen Impuls als Raketentriebwerke (siehe Bild 1 und [1]). Eine der größten Herausforderungen bei dieser Antriebsform stellt wegen des hohen Wärmeeintrages in das Triebwerk (Wärmeeinträge von  $5 \text{ MW/m}^2$  und eine Wandtemperatur von mehr als  $3000 \text{ K}$  sind bei einem Flug mit Mach 8 möglich, siehe [2]) ein effektives Kühlsystem dar. Eine vielversprechende Möglichkeit um eine großflächige und besonders wirksame Kühlung thermisch hochbelasteter Bauteile wie der Brennkammerwand zu gewährleisten stellt die sogenannte Transpirationskühlung dar (siehe [8]). Dabei wird ein Kühlmedium unter Phasenübergang von flüssig zu gasförmig durch einen porösen Wandabschnitt in die heiße Hauptströmung eingebracht (siehe [1] und [7]).

Das DLR Institut für Raumfahrtantriebe in Lampoldshausen untersucht die Anwendbarkeit solcher Transpirationskühlsysteme um die thermisch hoch belastete Brennkammerwand eines SCRamjets mit eingebautem Zentralkörper zu kühlen.

Ein besonderes Augenmerk der Untersuchungen liegt dabei auf den zu erwartenden Stoß-Grenzschicht-Effekten durch das entstehende Stoßsystem des Zentralkörpers (siehe z.B. [9] für Zentralkörper ähnlicher Größe mit Vortex-Generatoren und [10] für Stoß-Grenzschicht-Interaktion) sowie auf der Interaktion des Transpirationskühlsystems mit dem Zentralkörper und der Hauptströmung. Es wird dabei im Detail untersucht werden, wie das Transpirationskühlsystem und die Kühlmittelgrenzschicht auf die durch den Zentralkörper induzierten Stöße und deren Auftreffen auf den porösen Wandbereich an unterschiedlichen Positionen reagiert. Durch die Kühlmittel-Sekundärströmung wird die Grenzschicht an der Kanalwand aufgedickt (siehe [1]). Es wird erwartet, dass die aufgedickte Grenzschicht dadurch anfälliger für stoßinduzierte Grenzschichtablösungen ist (siehe [10]).

Ein weiterer Untersuchungsbereich stellt die erwartete Grenzschichtverbrennung bei Verwendung von Wasserstoff als Kühlmedium sowie die damit verbundene Beeinflussung der Hauptströmung dar. Ein Änderung der Parameter der Wandgrenzschicht durch eine Verbrennungszone beeinflusst die Anfälligkeit der Grenzschicht bezüglich stoßinduzierter Ablösung möglicherweise ebenfalls ungünstig.

Durch das Einbringen von Kühlmittel durch die poröse Wand entsteht ein Kühlfilm, der den effektiven Querschnitt des Kanals verengt. Dadurch kann die Strömung anfälliger für Phänomene wie das sogenannte thermische Sperren (Thermal Choking) werden. Diese durch die Kühlmittelsekundärströmung erzeugten Phänomene stellen den dritten Fokus der Untersuchungen dar.

Um die erwähnten Fragestellungen zu klären wurde ein Versuchsaufbau am Forschungsprüfstand M11.1 des DLR Lampoldshausen konstruiert und aufgebaut, der Untersuchungen mit intrusiven und nichtintrusiven, optischen Messverfahren zulässt. Der folgende Abschnitt 2 beschreibt den Versuchsaufbau und seine einzelnen Komponenten im Detail, zusätzlich dazu wird auf die vorgesehene Messtechnik eingegangen. In den Abschnitten 3 und 4 wird die geplante Methodik der Untersuchungen vorgestellt.

## 2. VERSUCHSAUFBAU

Der Versuchsaufbau (siehe Bild 2) besteht aus drei Hauptkomponenten: der prüfstandsseitigen, chemischen Luftherhitzeranlage mit Übergangskontur, der Überschalldüse und der SCRamjet-Brennkammer mit optionalem Zentralkörper.

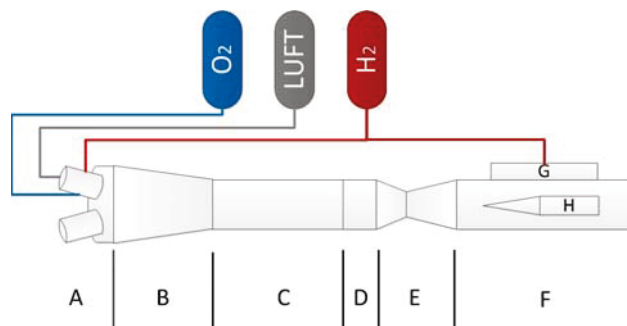


BILD 2. Versuchsaufbau (Schema)

### 2.1. Luftherhitzeranlage

Die chemische Luftherhitzeranlage (siehe Bild 3) am Prüfstand M11.1 besteht aus einem Brennkopf mit elf Wasserstoff-Sauerstoff-Brennern (Position „A“ in Bild 2), die Druckluft erhitzen und in unterschiedlichen Brenner-Kombinationen verschaltet werden können. Diese sind zentral in einen Brennraum ausgerichtet (Position „B“ in Bild 2). Über Schallblenden unterschiedlichen Durchmessers in den Brennern kann der dort erzeugte Massenstrom weiter angepasst werden. Durch ein anschließendes Rohr (Durchmesser 135 mm, Position „C“ in Bild 2) werden die heißen Verbrennungsabgase zu einer Übergangskontur weitergeleitet (Position „D“ in Bild 2). Die Übergangskontur ändert möglichst verlustarm den Querschnitt des Luftherhitzers von rund (Durchmesser 135 mm) auf quadratisch 45x45 mm (siehe [14]). Die Steuerung und Überwachung des Luftherhitzers erfolgt prüfstandsseitig über eine Siemens SPS-Steuerung mit Rückmeldung von im Luftherhitzer eingebauten Druck- und Temperatursensoren. Die unter sicheren Betriebsbedingungen vom Luftherhitzer erzeugten maximalen Betriebswerte sind in Tabelle 1 aufgeführt (entnommen aus [4], und dem DLR-Betriebsdatenblatt für den Luftherhitzer am Prüfstand M11.1).

|                   |               |
|-------------------|---------------|
| Gesamtmassenstrom | 5,0 kg/s      |
| Totaltemperatur   | 1200 – 1500 K |
| Brennraumdruck    | 25 bar        |

TAB 1. Maximale Leistungsparameter des Luftherhitzers unter sicheren Betriebsbedingungen

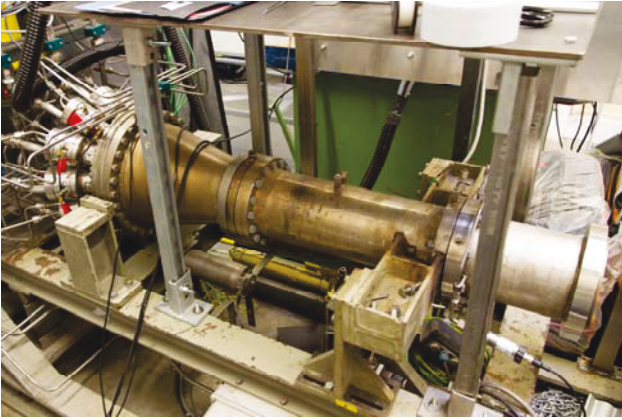


BILD 3. Wasserstoff-Sauerstoff-Lufterhitzer

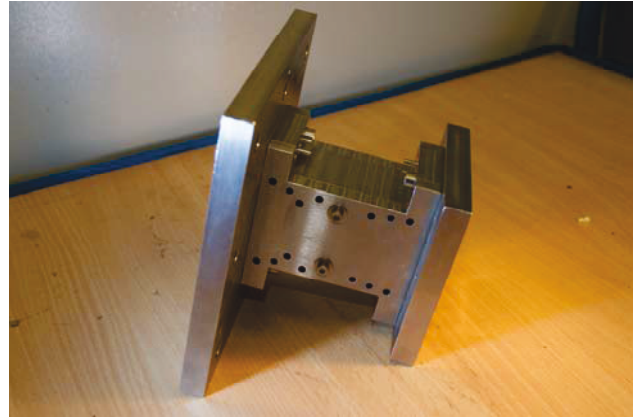


BILD 5. 2D-Überschalldüse



BILD 4. Übergangskontur

## 2.2. Überschalldüse

Die zweidimensionale Überschalldüse (Position „E“ in Bild 2 und siehe Bild 4) schließt sich an die Übergangskontur (Position „D“ in Bild 2) an und beschleunigt die Verbrennungsabgase und die erhitzte Druckluft des Lufterhitzers auf Mach 2,5 vor dem Eingang der SCRamjet-Brennkammer (Position „F“ in Bild 2). Die Düsenkontur wurde numerisch bestimmt und per Drahtschneidverfahren aus hochwarmfestem Stahl 1.4841 gefertigt, um eine möglichst glatte, riefenfreie Oberfläche zu generieren, die präzise die berechnete Düsenkontur repräsentiert. Dadurch werden durch Oberflächenungenauigkeiten induzierte Stöße minimiert. Alle Segmente sind gegenüber der Umgebung mit Flachdichtungen aus extrudiertem Graphit abgedichtet.

## 2.3. SCRamjet-Brennkammer

Die SCRamjet-Brennkammer (Position „F“ in Bild 2) besitzt einen quadratischen Querschnitt von 45x45 mm und eine Länge von 300 mm. In der Hauptströmung kann ein vertikal und lateral positionsverstellbarer, keilförmiger Zentralkörper (Position „H“ in Bild 2) eingebaut werden. Dieser weist eine Länge von 80 mm und ein Keilhalbwinkel von 9,3° auf und wurde aus hochwarmfestem Stahl 1.4841 gefertigt.

In die Oberseite der Brennkammer kann ein bis zu 100 mm langes und bis zu 30 mm breites, poröses Transpirationskühlelement eingesetzt werden. Dieses wird durch ein aufgesetztes Plenum (Position „G“ in Bild 2) mit dem gewählten Kühlmedium versorgt und über die ganze Fläche davon homogen durchströmt (siehe auch [3]).

Die Kammer verfügt über drei optische Zugänge, die so positioniert sind, dass der gesamte Verstellbereich des Zentralkörpers visuell abgedeckt wird. Um verschiedenen optische Messverfahren zu unterstützen, kann der Zentralkörper sowohl seitlich an der Kanalwand, als auch auf einem Fuß stehend am Kanalboden angebracht werden. Damit kann z.B. das Schlieren-Verfahren angewendet werden. Dazu wird der Keil mittels des Fußes auf einem Blindverschluss im unteren Fensterausschnitt befestigt (siehe Bild 6). Er bleibt dabei durch einen gegenüber der Umgebung druckdichten Verstellmechanismus in seiner Position variabel. Dies macht eine variable Positionierung der vom Zentralkörper induzierten Stöße möglich (siehe Bild 6 für die beiden äußersten Stellpositionen des Zentralkörpers). Durch einen Einbau von Quarzglasscheiben in die beiden seitlichen Fensterausschnitte, können nun Messverfahren, die auf Dichte- und Druckgradienten basieren (z.B. Schlieren), zur Anwendung kommen. Die Eignung des Kanals für solche Messverfahren wurde bereits für den ursprünglichen Kanal, der für den aktuellen Versuchsaufbau modifiziert wurde in [3] gezeigt.



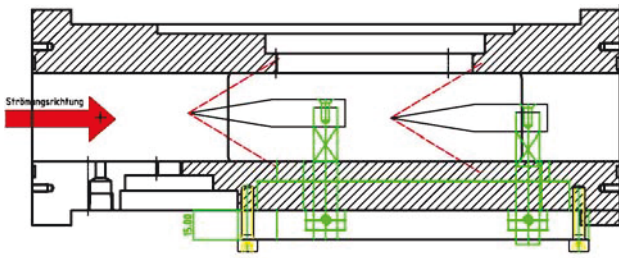


BILD 6. Brennkammer mit am Kanalboden befestigtem Zentralkörper (Schlieren-Konfiguration) in vorderer und hinterer Verfahrposition

Für laserbasierte Messverfahren, wie z.B. Particle Image Velocimetry (PIV) wird der Keil an einem in eine der seitlichen Fensteröffnungen eingesetzten Blindeinsatz befestigt. Um einen Laserschnitt in die Brennkammer einzubringen, kann in diesem Fall die Blindplatte am Kanalboden durch ein Fenster ersetzt werden (siehe Bilder 7 und 8). Die Möglichkeit den Keil im Kanal unterschiedlich zu positionieren bleibt dabei erhalten.

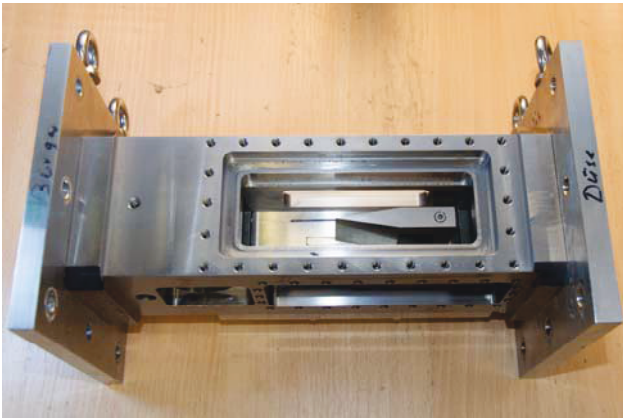


BILD 7. Brennkammer mit an Kanalseite befestigtem Zentralkörper (PIV-Konfiguration)

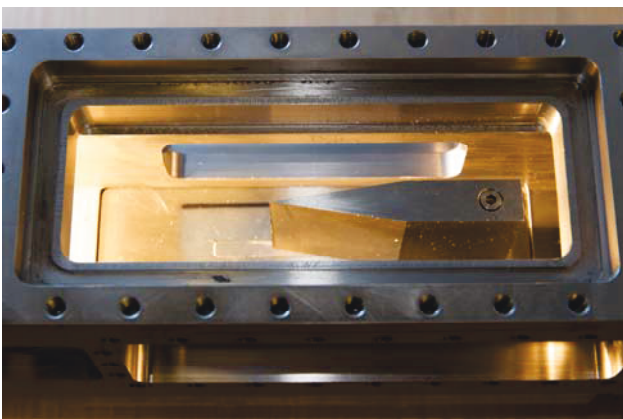


BILD 8. Detailansicht des Zentralkörpers in der PIV-Konfiguration (unten: Laser-Fensterausschnitt; oben: Ausschnitt für Transpirationskühlung)

Alternativ zu optischen Messverfahren durch Fenstereinsätze kann der Kanal auch mit Blindeinsätzen, die mit diskreten Druck- und Temperaturmessstellen ausgestattet sind, betrieben werden.

Die Brennkammer kann auch optional ohne Düse und direkt an die Übergangskontur montiert werden und ermöglicht so die Durchführung von Versuchen sowohl zu SCRamjets als auch zu Ramjets (mit Unterschallverbrennung) am Lufterhitzer. Der Kanal kann sowohl poröse Medien, als auch Zentralkörper unterschiedlichen Materials und unterschiedlicher Größe und Form aufnehmen. Durch diese Konstruktion wird eine maximale Vielseitigkeit des Kanals für unterschiedliche Forschungsaufgaben gewährleistet.

## 2.4. Messtechnik

Die an der Versuchsbrennkammer vorhandene Basismesstechnik umfasst die folgenden Sensorik:

- Temperaturmessung im Plenum
- Statische Druckmessung an drei Positionen im Plenum um eine flächige Ausströmung des Kühlmediums zu kontrollieren
- Statische Druckmessung vor Zentralkörper in der Hauptströmung
- Messung des Druckverlusts über den porösen Einsatz
- Temperaturmessung in der Hauptströmung vor dem Zentralkörper
- Optionale Totaldrucksonde in der Hauptströmung vor dem Zentralkörper

Darüber hinaus können optische Messverfahren, wie Schlieren oder PIV eingesetzt werden. Zur Visualisierung der Kühlmittelgrenzschicht können durch den porösen Einsatz und über das Kühlmittelpenum dem Kühlfluid Tracer-Partikel zugesetzt werden. Dieses Verfahren wurde beim DLR Lampoldshausen bereits an porösen Medien erfolgreich erprobt [5], [6].

Mit der Temperatur- und statischen Drucksensorik im Kanal vor dem Zentralkörper werden die Strömungsbedingungen nach der Überschalldüse überwacht. Dadurch wird sichergestellt, dass die Versuche unter denselben Eintrittsrandbedingungen an der SCRamjet-Brennkammer durchgeführt werden und sowohl der Lufterhitzer, als auch die Düse zum Zeitpunkt der Messwerterfassung quasistatische Betriebsbedingungen erreicht haben.

Über die Differenzdrucksensoren am Plenum und im Kanal wird die Homogenität des Ausströmens von Kühlfluid aus dem porösen Wandabschnitt überwacht. Zusätzlich dazu wird durch die Sensoren detektiert, ob und wie stark sich im Falle einer Anwendung des PIV-Verfahrens das poröse Medium mit Tracer-Partikeln zusetzt. Dies ist allerdings erst nach Versuchszeiten von mehr als drei Minuten zu erwarten (siehe [5], [6]) und hat ggf. ein Versagen der Transpirationskühlung durch einen Zusammenbruch oder die Inhomogenität des Kühlfilms zur Folge.

Durch die optionalen Druck- und Temperatursensormessfelder an den Blindeinsätzen, kann der longitudinale Druck- und Temperaturverlauf an den Brennkammerwänden im Bereich der Transpirationskühlung erfasst werden. Dadurch lassen sich, bei seitlich befestigtem Zentralkörper (PIV-Konfiguration) Vergleiche zwischen der Kanalunterseite (ohne Transpirationskühlung) und der Kanaloberseite (mit Transpirationskühlung) anstellen um die Wirksamkeit der Kühlung zu ermitteln. Zudem ist es bei mehrreihigen Sensormessfeldern möglich, auch vertikale Druck- und Temperaturverläufe zu erfassen. Damit können die Druckverläufe an der Seitenwand ober- und unterhalb des Zentralkörpers erfasst und Einflüsse durch die Kühlung detektiert werden. Aus technischen Gründen muss ein minimaler Spalt zwischen Seitenwand / Quarzglasscheibe und Zentralkörper verbleiben. Bei entsprechender Positionierung der Messfelder kann überprüft werden, ob sich zwischen Seitenwand und Zentralkörper eine Spaltströmung ausbildet und wie stark ihr Einfluss auf den Druck- und Temperaturverlauf der näheren Wandumgebung ist.

### 3. VERSUCHSVORHABEN

Transpirationskühlssysteme sind bisher für SCRamjets ohne Zentralkörper und mit Stickstoff als Kühlmedium untersucht worden (siehe z.B. [1]). Für ein Luftfahrzeug oder ein Two-Stage-to-Orbit-Raumfahrzeug (TSTO) erscheint allerdings die Mitnahme eines separaten Kühlmediums (z.B. Stickstoff) unwahrscheinlich, da sie sich negativ auf die Nutzlastbilanz dieser Fahrzeuge auswirkt und damit die Vorteile aus einer Nutzung des Umgebungssauerstoffs als Oxidator reduziert. Bisherige Untersuchungen mit Zentralkörpern haben sich in erster Linie mit der Einspritzung des Brennstoffs und dessen möglichst guter und vollständiger Vermischung mit dem Oxidator beschäftigt (siehe [11] für eine Simulation eines Zentralkörpers / Struts mit ähnlicher Geometrie). Bisher wurde nicht untersucht, wie solche Einspritzsysteme mit einer porösen Wand bzw. mit einem Transpirationskühlsystem interagieren. Die Details einer solchen Interaktion sind jedoch vor der ausgiebigen Anwendung von Transpirationskühlssystemen in SCRamjets unbedingt zu klären.

Ein durch eine Einspritzung von Kühlmittel entstehender Kühlfilm verändert zudem die effektive Querschnittsgeometrie des Kanals. Dies kann den Kanal anfälliger für Phänomene wie z.B. dem thermischen Blockieren (Thermal Choking) machen.

Mit dem in Abschnitt 2 beschriebenen Versuchsaufbau sollen daher Versuche zur Interaktion der Hauptströmung mit der Kühlmittelsekundärströmung und den dadurch induzierten Phänomenen durchgeführt werden. Dabei soll das vom Zentralkörper erzeugte Stoßsystem und dessen Interaktion mit der Kühlmittelströmung berücksichtigt werden und als realistisches Kühlmedium gasförmiger Wasserstoff zum Einsatz kommen.

### 4. AUSBLICK

In den ersten Versuchen wird die Auslegung und Funktionsfähigkeit des Kanals und der verwendeten Messtechnik überprüft.

Weitere Versuche sollen zunächst den Einfluss der Sekundärströmung aus einer reinen Transpirationskühlung auf die Heißgasströmung bei unterschiedlichen Randbedingungen klären.

Als letzter Schritt soll der positionierbare Zentralkörper hinzugefügt werden, um die Interaktion der entstehenden Stoßsysteme mit der Kühlmittel-Sekundärströmung und dem porösen Wandsegment zu untersuchen.

### 5. DANKSAGUNG

Die Autoren möchten sich bei Herrn Albert Feinauer, Herrn Hagen Friedrich, Herrn Jan Buddenberg und Herrn Lukas Werling vom Prüfstand M11, sowie bei Frau Cloé Génin und Herrn Ralf Stark der Abteilung RA-RAK des DLR Lampoldshausen für ihre Unterstützung bedanken.

### 6. REFERENZEN

- [1] Langener, Tobias. *A Contribution to Transpiration Cooling for Aerospace Applications Using CMC Walls*. Doktorarbeit, Universität Stuttgart, 2011.
- [2] Langener, Tobias; von Wolfersdorf, Jens; Kuhn, Markus; Streebant, Johan. *Transpiration cooling with supersonic flows and foreign gas injection*. AIAA 2010-6794, AIAA - American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2010.
- [3] Häcker, Fabian. *Experimentelle Untersuchung des Ausblasverhaltens von porösen Werkstoffen*. Diplomarbeit, Universität Stuttgart, 2011.
- [4] Weisgerber, H.; Martinuzzi, R.; Brummund, U.. *PIV Measurements in a Supersonic Model Combustion Chamber*. 9<sup>th</sup> International Symposium on Flow Visualisation, Edinburgh, 22-25 August 2000.
- [5] Strauss, F.; Gaiser, N.; Wirth, B.; Gernoth, A.; Schlechtriem, S.. *Untersuchungen zur Durchströmbarkeit von porösen Medien mit partikelhaltigen Gasen*. 62. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Stuttgart, 10.-12. September 2013.
- [6] Strauss, F.; Gaiser, N.; Murschenhofer, D.; Gernoth, A.; Schlechtriem, S.. *Experimentelle Untersuchungen zum Durchströmungsverhalten partikelhaltiger Gase durch poröse Medien*. 63. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Augsburg, 16.-18. September 2014.

- [7] Greuel, Dirk. *Untersuchungen zur Strömung und Wärmeübertragung an effusiv gekühlten faserkeramischen Schubkammerlinern kryogener H<sub>2</sub> / O<sub>2</sub> - Raketenantriebe*. Doktorarbeit, RWTH Aachen, 2012.
- [8] Sutton, George P.. *History of Liquid Propellant Rocket Engines*. AIAA - American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- [9] Gerlinger, Peter; Kasal, Peter; Schneider, Fernando et al.. *Experimental and Numerical Investigation of Lobed Strut Injectors for Supersonic Combustion*. Basic Research and Technologies for Two-Stage-to-Orbit Vehicles, DFG / Wiley-Ch., Weinheim, S. 365 bis S. 382, 2005.
- [10] Anderson, John D.. *Hypersonics and High Temperature Gas Dynamics*. Second Edition. American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), 2006.
- [11] Doster, Jason; King, Paul; Gruber, Mark; Maple, Raymond. *Pylon Fuel Injector Design for a Scramjet Combustor*. AIAA 2007-5404, AIAA - American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007.
- [12] Chi, Hong-wei; Wei, Zhi-jun; Li, Biao; Wang, Li-he. *Numerical Investigation on Self-ignition and Flammability Characteristics in Solid Fuel Scramjet Combustor*. AIAA 2014-3451, AIAA - American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2014.
- [13] Riley, Logan; Gaitonde, Datta; Donbar, Jeffrey. *Preliminary Investigation of Unstart-Related Transients in a Dual-Mode Scramjet*. AIAA 2015-4206, AIAA - American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2015.
- [14] Börger, G. G.; *The Optimization of Wind Tunnel Contractions for the Subsonic Range*. NASA TTF-16899.