

# UNTERSUCHUNG DER INTERAKTIONEN ZWISCHEN EINER REAKTIVEN HEIßGASSTRÖMUNG UND EINER TRANSPIRATIV GEKÜHLTEN FASERVERSTÄRKTEN KERAMISCHEN RAKETENBRENNKAMMER

Ilja Müller, Heinz Voggenreiter

Institut für Bauweisen- und Konstruktionsforschung,  
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR)  
Pfaffenwaldring 38-40, 70569 Stuttgart

## Zusammenfassung

Der Einsatz neuer Werkstoffe und damit verbundener Bauweisen birgt Verbesserungspotenzial für verschiedenste Raumfahrtanwendungen und erfordert eine umfangreiche Erforschung und Qualifikation dieser. Durch den Wechsel von einer metallischen zu einer keramischen Brennkammer, wird ein starker Eingriff in die etablierte Schubkammerbauweise vollzogen, welcher die Untersuchung verschiedenster technischer Teilbereiche erfordert. Das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) entwickelt seit den 90iger Jahren neue Bauweisen und Komponenten für zukünftige transpirationsgekühlte Raketenantriebe. Zuletzt wurde die technologische Umsetzung des Konzeptes einer transpirationsgekühlten Brennkammer auf Basis keramischer und polymerer Verbundwerkstoffe im Sommer 2010 mit der KSK-ST5 Brennkammer gezeigt.

Die vorliegende Arbeit beschreibt den aktuellen technischen Stand der keramischen Brennkammerentwicklung beim DLR. Die Transpirationskühlung und die spezifische Bauweise ermöglichen die Verwendung von verschiedensten Keramiken im Brennkammerbereich, einschließlich der Lavaldüse. Der Einsatz der neuen Materialien bedingt die Formulierung von sicheren Betriebsgrenzen. Schädigungsmechanismen und relevante Parameter zum jeweiligen Schadensbild werden in der vorliegenden Arbeit aufgeführt und analysiert. Über die theoretische Betrachtung hinaus werden Versuchsanordnungen zur Verifikation der Schädigungshypothesen dargestellt. Ziel der geplanten Untersuchungen ist eine aussagekräftige Vorgabe von Material-, und Kühlmittleigenschaften bei definierten Betriebspunkten und Treibstoffkombinationen einer transpirationsgekühlten Raketenbrennkammer zu erarbeiten.

## 1. EINFÜHRUNG

Die Entwicklung von „Next-Generation“ Luft- und Raumfahrtantrieben erfordert den Einsatz von weiterentwickelten und leistungsstärkeren Kühltechniken für thermisch hoch belastete Bauteile, wie insbesondere die Brennkammer. Die Transpirationskühlung ist hierbei eine vielversprechende Methode, die auch den Einsatz von schlecht wärmeleitenden Materialien, wie z.B. Keramiken, in dieser hoch wärmebelasteten Umgebung ermöglicht. Die Möglichkeit eine Faserkeramik in der Brennkammer zu verwenden, erlaubt im Gegensatz zur metallischen Bauweise folgende Vorteile: das Material ist schadenstoleranter, resistenter gegen Thermoschocks und kostengünstiger in der Bauteilherstellung. Die Fertigung einer keramischen Brennkammer bedingt die Umstellung der gesamten Bauweise eines Raketenantriebes. Hierzu finden beim DLR theoretische und experimentelle Untersuchungen statt, die sich mit der Bauweise, der Konstruktion und der Schadensresistenz des keramischen Triebwerks beschäftigen. Ein wichtiger Punkt bei der Entwicklung dieser Technologie ist das Verständnis der zum Einsatz kommenden Kühlungsmechanismen, d.h. thermische, strömungsmechanische und chemische Interaktionen mit dem Heißgas und der porösen faserkeramischen Wand. Die zwei wichtigsten systemrelevanten Funktionen der Transpirationskühlung sind die Reduktion vom Wärmeeintrag und Förderdruck. Zum einen wird der in die Brennkammerwand induzierte Wärmestrom durch den entstehenden Kühlfilm gesenkt. Zum anderen wird das Druckniveau im Fördersystem reduziert, da das Kühlmittel nicht den Einspritzkopf passiert und deshalb im Vergleich zur

Regenerativkühlung einen geringeren Druckverlust erfährt.

Der Kühlmassenstrom verändert dabei nicht nur die chemische Zusammensetzung und die Form der wandnahen Grenzschicht, sondern auch die Gesamtbilanz der Verbrennung bezüglich der Zustandsgrößen wie Druck, Temperatur, Geschwindigkeit und der Effizienz. Um den Wirkungsgrad des Antriebs zu optimieren und den schadensfreien Betrieb zu ermöglichen, müssen die Wechselwirkungen beim Beimengen von kaltem Medium in die Verbrennungsbereiche der Brennkammer näher untersucht werden. Die experimentellen und theoretischen Untersuchungen geben hierbei Aufschluss, wie unter relevanten Versuchsbedingungen eine faserkeramische Brennkammer mit Transpirationskühlung betrieben werden kann.

## 2. BAUWEISE UND KÜHLKONZEPT

Die Faserverbundbrennkammer unterscheidet sich im Wesentlichen von den etablierten Raketenbrennkammern in metallischer Bauweise durch das Kühlkonzept. Ein modernes Haupttriebwerk bzw. die Brennkammer eines Raketenantriebs ist ohne Regenerativkühlung nicht realisierbar. Die Regenerativkühlung setzt eine gute Wärmeleitung über den Innenliner voraus, und ist daher nur bedingt mit einer Faserkeramik als Wandmaterial realisierbar. Das Kühlprinzip der Transpirationskühlung basiert auf der kontrollierten Durchströmung der Brennkammerinnenwand über Mikroporen in Richtung Brennraum. Anders als bei der regenerativ gekühlten Wand, ist der Wärmeleitkoeffizient des Wandmaterials hierbei von untergeordneter Bedeutung, denn die

Wärme wird durch das Kühlfluid aufgenommen, welches durch den Innenliner durchgesetzt wird. Der Wärmeeintrag in die Wand ist hierbei durch Bildung einer wandnahen kühlen Strömungsschicht geringer als im Fall der Regenerativkühlung [1]. Im BILD 1 ist das Funktionsprinzip der Transpirationskühlung dargestellt. Die Transpirationskühlung ist hier in axialer Richtung graduiert, um an Positionen mit höherer Wärmestrombelastung einen größeren Kühlmassenstrom zu gewährleisten.

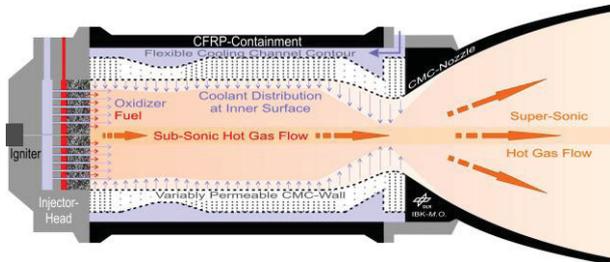


BILD 1 Funktionsweise einer transpirativ gekühlten Raketebrennkammer [2]

An der Außenseite des Innenliners befinden sich mehrere axiale Kanäle zur Verteilung des Kühlmittels. Innerhalb dieser Verteilerkanäle bildet sich während des stationären Betriebs ein einheitlicher Reservoirdruck aus. Ausgehend von diesem Reservoir durchdringt das Kühlmittel die Mikroporen der permeablen Wand. Je nach Anforderungsprofil der Heißgasseite wird sowohl die Permeabilität der Brennkammerwand, als auch die Kühlkanaltiefe in axialer Richtung derart variiert, dass die Permeabilität und dadurch die Massenströme vom Kühlfluid axial über die Brennkammer optimiert werden (s. BILD 1). Der Lagenaufbau in axialer Richtung der verbauten Ringsegmente erleichtert nicht nur die Fertigung, sondern bietet dem Kühlmedium eine bevorzugte Strömungsrichtung zum Inneren der Brennkammer [3]. Das aus den Poren ausgetretene Kühlfluid hebt die Heißgasströmung vom Innenliner ab und bedingt dadurch geringere Temperaturen. Es reduziert die strömungsmechanischen Scherkräfte zwischen Heißgas und Innenliner und kann, bei richtiger Wahl des Kühlmittels, eine inerte Umgebung am Innenliner erzeugen. Die Transpirationskühlung des Innenliners findet auch im konvergenten, sowie im divergenten Düsenteil Anwendung. Niedrigere Wärmelasten erlauben stromabwärts den Wechsel zu einer anderen Kühlmethode und Bauweise.

## 2.1. Heißgasbetrieb

Im Betrieb einer transpirationsgekühlten Brennkammerstruktur entstehen komplexe Strömungszustände, welche eine Vielzahl von Veränderungen der lokalen Zustände (in der Heißgasströmung und an der Innenwandoberfläche) induzieren.

Im Wesentlichen lassen sich die kritischen und für einen Schadensfall des Innenliners relevanten Vorgänge in drei Gruppen unterteilen:

- thermisch (Phasenwechsel<sup>\*)</sup>)
- chemisch (Reaktion<sup>\*)</sup>)
- mechanisch (Erosion, Bruch)

Die Frage nach dem sicheren Betrieb und den dafür erforderlichen Maßnahmen erfordert die Analyse der möglichen Vorgänge die zum jeweiligen Schaden führen können. Die Einteilung der schadensrelevanten Parameter in die Gruppen: Betriebspunkt, Geometrie, Einspritzung, chemische Zusammensetzung und Linereigenschaften ist hier sinnvoll. Die Kopplung der einzelnen Parametergruppen auf die im Schadensfall bedeutsamen Effekte der reaktiven Heißgasströmung BILD 2 dargestellt.

Die schadensrelevanten Vorgänge/Effekte in der Brennkammer wie Turbulenz und Katalyse, haben einen Einfluss auf den Wärmestrom und die lokale Strömungsgeschwindigkeit. Dies hat direkte Auswirkungen auf die Zustandsgrößen Partialdruck  $p_i$ , Stoffstrom  $\dot{N}_i$  und Temperatur  $T$  im reaktiven Heißgas und an der Linerwand. Die Parametergruppen stellen hierbei die Ansammlung der Parameter aus den einzelnen Komponenten bzw. den Randbedingungen dar und lassen sich wie folgt zusammenfassen:

- Betriebspunkt
  - Mischungsverhältnis
  - Druck
  - Massenstrom
- Geometrie
  - Kontraktionsverhältnis
  - Zylindrischer Durchmesser
  - Charakteristische Brennkammerlänge
- Einspritzkopf
  - Injektortyp
  - Zerstäubung
  - Verbrennungszone
  - Kontur
- Linereigenschaften
  - Transpirationshomogenität
  - Wärmeleitung
  - Geometrische Integrität
- Chemische Zusammensetzung
  - Treibstoff / Oxidator
  - Linermaterialien
  - Reaktionsprodukte

<sup>\*)</sup> fest → flüssig/gasförmig

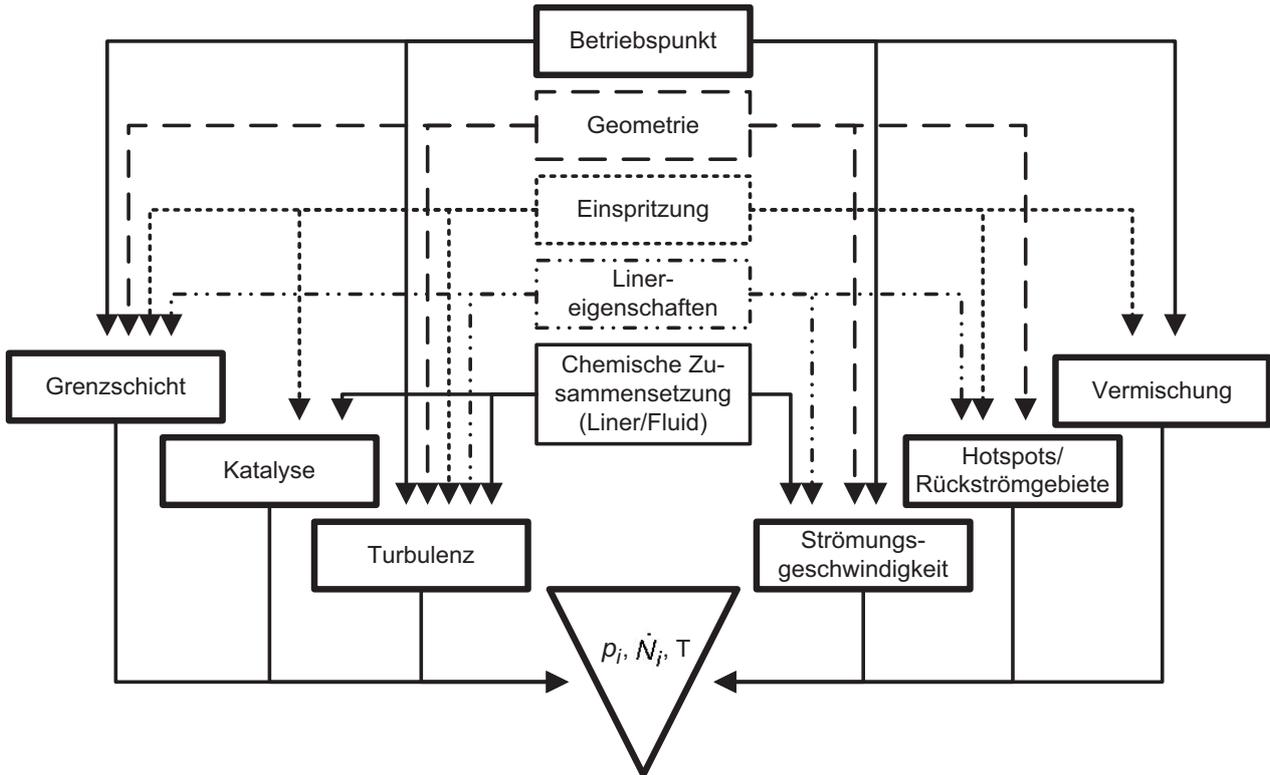
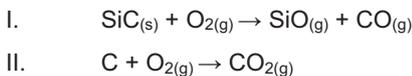


BILD 2 Kopplung von Parametern zu schadensrelevanten Effekten/Vorgängen in der reaktiven Heißgasströmung

**2.2. Schadensmodelle**

Die geometrische und strukturelle Integrität des keramischen Liners ist nicht mehr gegeben wenn das Liner-material abgetragen wird. Dies geschieht, wenn das Liner-material schmilzt, siedet, sublimiert, erodiert oder zu einer flüssigen/gasförmigen Verbindung reagiert. Die Rate mit welcher der Liner degradiert ist von der Reaktions-, Schmelz-, Erosions-, Verdampfungsrate, den dazu erforderlichen Transportarten und dem -weg abhängig. Es ist somit wichtig nicht nur die Bedingung für eine Reaktion bzw. einen Phasenwechsel zu kennen, sondern auch die Transportwege auf denen die Stoffe hin, und abtransportiert werden.

Ein Beispiel für das Zusammenwirken der Reaktions-, und Transportvorgänge des Linermaterials ist das Verhalten von C/C-SiC. Die Oxidationsvorgänge der C/C-SiC und C/C Keramik sind:



Reaktion I. findet bei niedrigen Sauerstoffpartialdrücken statt [4] und ist als Schaden anzusehen, da die Reaktionsprodukte gasförmig sind und folglich von der Strömung abtransportiert werden. Im Fall II ist die Oxidation ebenfalls durch gasförmige Produkte gekennzeichnet. Die Degradationsgeschwindigkeit ist in diesen Fällen von Temperatur (Steuergröße der Reaktions-, und Diffusionsgeschwindigkeit) und der konvektiven Strömung abhängig. Ist die Temperatur gering und es liegt keine konvergente Strömung an, so ist die Degradationsrate reaktionsgesteuert, denn die Diffusionsvorgänge sind im Vergleich zur langsam ablaufender Reaktio-

nen, schnell. Steigt die Temperatur bei ausbleibender konvektiver Strömung, so wird die Reaktion ab einer bestimmten Temperatur diffusionsgesteuert, da die schneller ablaufende Reaktion von den langsamer ablaufenden Transportvorgängen gehemmt wird. Liegt jedoch wie im Fall der Brennkammer eine konvektive Strömung an der Oberfläche an und ist zudem turbulent, so werden die Transportvorgänge beschleunigt und damit auch die effektive Reaktionsgeschwindigkeit  $k_{eff}$  [5]. Die quantitative Erhöhung der effektiven Reaktionsrate über die Temperatur ist in BILD 3 rot markiert zu sehen.

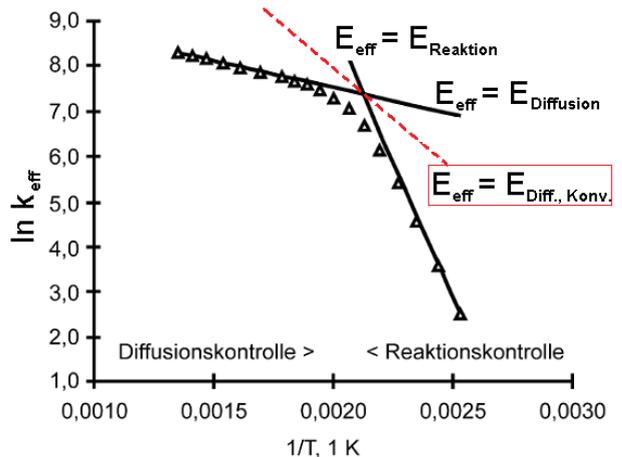
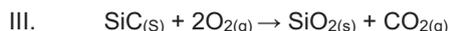


BILD 3 Geschwindigkeitskoeffizient einer chemischen Reaktion in Abhängigkeit von Temperatur und konvektiver Strömung [5]



Reaktion III bewirkt eine Kombination aus den drei Schadensgruppen thermisch, chemisch und mechanisch. Es bildet sich zwar eine oxidationspassive  $\text{SiO}_{2(s)}$  Schicht und schützt das restliche Substrat vor fortlaufender Oxidation, dabei ist jedoch ein Teil des Linermaterials zu  $\text{CO}_{(g)}$  reagiert und somit bereits zum Teilversagen geführt. Bei Temperaturen um  $1700^\circ\text{C}$  schmilzt diese Schicht und kann von der schnellen Heißgasströmung abgetragen werden [4]. Dabei stellt sich stets die Frage nach den Transportraten und den für die Anwendung kritischen Massenverlusten. Hier zeigen sich die komplexen Zusammenhänge und damit die Schwierigkeit eine Aussage treffen zu können wie und ab welchen Zustandspunkt die Unversehrtheit des Liners gewährleistet ist. Für die Untersuchung wichtige Phänomene sind vor Allem lokal begrenzt. Einige Beispiele sind: Hotspots, Totwassergebiete, Down- und Upsteps, ungünstige Partialdrücke, hohe Turbulenz und Strahldivergenz von Injektorjets.

### 2.2.1. Betriebspunkt und Geometrie

Die Brennkammergeometrie und der Betriebspunkt in dem die Kammer arbeitet, geben mitunter zwei für Schädigungen wichtige Parameter vor: die Temperatur und die Gasgeschwindigkeit. Die Gasgeschwindigkeit und der Brennkammerdruck sind hierbei vom Kontraktionsverhältnis abhängig, die Reaktionsprodukte und die Temperatur hingegen vom  $R_{O/F}$  und Kühlmedium [6]. Die zum einen für die Transportvorgänge wichtige Größe der Gasgeschwindigkeit und zum anderen für die Reaktionsgeschwindigkeit wichtige Temperatur, sind dadurch hinreichend vorgegeben. Die Tatsache, dass sich trotz der globalen Vorgabe von Geschwindigkeit und Temperatur lokal stark unterschiedliche Zustände an der Linerwand einstellen können, ergibt sich durch die Einspritzung, reaktive Strömung, Turbulenz und der Transpirationskühlung.

### 2.2.2. Injektor

Die wichtigsten aus einer ungünstigen Einspritzung resultierenden Schäden sind in BILD 4 zu sehen.

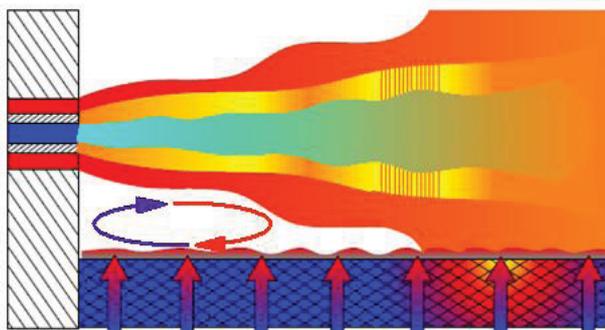


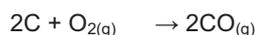
BILD 4 Schematische Darstellung einer Strahldivergenz, eines Hotspots und eines Totwassergebietes an einem Koaxialinjektor

Zum Einen erfolgt durch die Zerstäubung und Verbrennung eine Aufweitung des Injektorjets (Oxidator/Treibstoff), was zur Folge hat, dass sich an der Linerwand die chemischen Konzentrationen, Temperatur und Strömungsgeschwindigkeit ungünstig verändern

können [7]. Zum Anderen können Rückströmgebiete bilden, welche die Durchmischung des Heißgases in radialer Richtung erhöhen und somit ähnliche Effekte verursachen, wie die Strahldivergenz. Ist das Linermaterial ein schlechter Wärmeleiter und der Kühlmassenstrom an diesen Stellen schwach, so kann dies zum Versagen führen, in Form von chemischen Reaktionen oder Linerschmelze.

### 2.2.3. Linereigenschaften und chemische Zusammensetzung

Die Materialeigenschaften des keramischen Liners, das verwendete Kühlmedium und lokale Inhomogenitäten in der Strömung, der Wärmelast und den Partialdrücken entscheiden bei der Transpirationskühlung über die Kühleffizienz und Schutzwirkung. Die Transpirationskühlung setzt in ihrer Kühlfunktion voraus, dass durch die Bildung eines Films die Wandoberfläche keinen direkten Heißgaskontakt erfährt und dass der gesamte Wärmestrom in Richtung Wand vom Kühlmedium aufgenommen wird. Hierbei ist es wichtig die Richtige Menge an Kühlmittel durch die Linerwand zu fördern. Dazu müssen die Stoffeigenschaften des Kühlmediums und die Eigenschaften des Linermaterials, wie Wärmeleitung (Hotspots), Porenverteilung (Turbulenzbildung, Kühlstromverteilung, -intensität) und chemische Zusammensetzung hinreichend bekannt sein. Der chemische Schutz des aufgebauten Kühlfilms ist eine weitere wichtige Funktion der Transpirationskühlung und macht die Analyse der chemischen Komponenten der Liner-, und Gasbestandteile erforderlich. Die mögliche Reaktion des Linermaterials mit dem Kühlmedium oder Heißgas, wäre eine mehrphasige/heterogene Reaktion. Die Schwierigkeiten eine heterogene Reaktion adäquat zu modellieren, ergeben sich aus der Bilanzierung von Wärme und Komponentenmengen der verschiedenen Phasen [8]. Um die Komponentenmengen Bilanzieren zu können, müssen die chemischen Komponenten sowohl vom Linermaterial, als auch vom umgebenden Gas bekannt sein. Im Beispiel der möglichen Reaktionen zwischen der C/C Keramik und den Produkten/Edukten der  $\text{H}_2/\text{O}_2$ -Verbrennung sind es folgende:



Diese Reaktionen enthalten einige Hundert Elementarreaktionen mit eigenen Reaktionsgeschwindigkeiten, welche wiederum von Temperatur und Komponentenkonzentration abhängig sind. Das nicht reagierte Linermaterial verändert die geometrische Form und erschwert zusätzlich zur komplexen chemischen Modellbildung die Bilanzierung der heterogenen Reaktion.

Eine getrennte Untersuchung der Einflüsse von Parametern kann das Verständnis von schadhafte Vorgängen im Einzelnen verbessern, jedoch ist das gekoppelte Verhalten der Parametergruppen für den schadensfreien Betrieb ausschlaggebend. Die bisherigen Modellierungen für Schäden basieren auf den KSK-Versuchen (KSK = „Keramische SchubKammer“) und auf Teiluntersuchungen am LFA Prüfstand der Technischen Universität München im Rahmen des Projekts ATLLAS (Aerodynamic and Thermal Load Interactions

with **Lightweight Advanced Materials for High Speed Flight**). Die Versuche waren dabei nicht darauf ausgerichtet Schadensanalyse an den verwendeten Werkstoffen zu betreiben, es handelte sich um Komponenten-, Strukturtests (KT = „KomponentenTests, ST5 = Struktur-Tests Ø 50mm“) [2] und um die Untersuchung von verschiedenen Materialien und Fertigungstechniken einer nicht metallischen Brennkammerwand (ATLAS) [8]. Die verwendeten Faserkeramiken waren dabei C/C, WPS, WHIPOX und OXIPOL, in zum Teil gewickelter als auch geschichteter Form. Die in TAB 1 aufgeführten Eigenschaften der erwähnten Keramiken, verdeutlichen die Unterschiede, vor allem in Wärmeleitung und max. Einsatztemperatur, zwischen C/C und den Oxidfaserkeramiken. Die Verwendung von oxidischen und nicht oxidischen Materialien erlaubt im Nachhinein, eine getrennte Betrachtung von chemischen und thermischen Effekten. Zum Einen ermöglichte der Einsatz einer stark oxidationsgefährdeten, jedoch temperaturresistenten Faserkeramik wie C/C eine differenzierte Betrachtung von chemischen Vorgängen im Wandbereich. Zum Anderen konnte mit Hilfe von oxidationsbeständigen Faserkeramiken auf Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>-Basis (WPS, WHIPOX und OXIPOL) weitestgehend die Oxidation ausgeschlossen und die Temperaturverteilung und Wärmeleitung untersucht werden.

	C/C	WPS	WHIPOX	OXIPOL
Faser	C	Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>
Matrix	C	Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub> / YZrO	Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	SiOC/ C
Offene Porosität ε' [vol%]	8-12	28	30-55	18-24
Dichte ρ [g/cm <sup>3</sup> ]	1,35	2,8	1,7-2,6	2,1
Wärmeleitung λ <sub>⊥</sub> /λ <sub>∥</sub> [W/mK]	2 / 10	<1 / 1	<1 / 1	0,5 / 1
Einsatztemp. T <sub>max</sub> [K]	> 3000*	1700	1700	1100

<sup>\*)</sup> In inerter Atmosphäre

TAB 1 Ausgewählte Eigenschaften der untersuchten Faserkeramiken

Trotz bisheriger Erkenntnisse ist die Aussage, ob die eingesetzte Keramik mit der veranschlagten Kühlung einen schadensfreien Betrieb erlaubt, nur bedingt möglich, da die eingesetzte Hardware war zu weiten Teilen nicht auf den Betrieb mit der Transpirationskühlung optimiert war. Der prinzipielle Einsatz einer keramischen transpirativ gekühlten Brennkammerwand wurde durch Prüfstandsversuche bei konservativ ausgelegten Kühlmassenströmen zwar nachgewiesen, jedoch fand keine Anpassung von Einspritzkopf und Brennkammergeometrie statt. Die bis dahin wichtigsten Prüfstandsversuche für die Untersuchungen der Effekte der TK, in Verbindung mit der Schichtbauweise, auf die reaktive Brennkammerströmung, sind bei den KSK-KT und KSK-ST5 Kampagnen durchgeführt worden. Diese Versuchsreihen zeichnen sich durch den teilweise schadensfreien, kryogenen Betrieb, durch die partiell unterteilte Transpirationskühlung und durch den vollständig keramischen Innenliner bei der KSK-ST5-

Brennkammer aus. Mit Hilfe der in Kapitel 3 folgenden Beschreibungen der Schäden lassen sich einzelne Probleme und Unzulänglichkeiten in der Konstruktion und den Einzelkomponenten untersuchen.

### 3. KSK-VERSUCHE

Im Folgenden werden die Brennkammer KSK-KT und KSK-ST5 näher in ihrem Aufbau beschrieben. Der Schwerpunkt bei den Untersuchungen mit der KSK-KT-Brennkammer lag auf der Komponente Innenliner und bei der KSK-ST5-Brennkammer zusätzlich auf der Außenstruktur und der keramischen Lavalldüse.

#### 3.1. KSK-KT

Der Aufbau der KSK-KT Brennkammer, wurde mit einer kombinierten Form aus Transpiration-, und Regenerativkühlung getestet.

Das BILD 5 stellt die Hardwarekomponenten und Anschlussleitungen schematisch dar. Die Hauptkomponenten waren: API-50 (**A**dvanced **P**orous **I**njector Ø 50 mm) in Sintermetallbauweise vom DLR Institut für Raumfahrtantriebe, der aus fünf Segmenten zusammengesetzte C/C-Innenliner mit Transpirationskühlung und einer Kupfer-Lavalldüse mit Wasserkühlung. Der CMC Innenliner bestand aus fünf Segmenten mit separater Kühlmittelzufuhr. Die Länge eines einzelnen Segments betrug 65 mm.

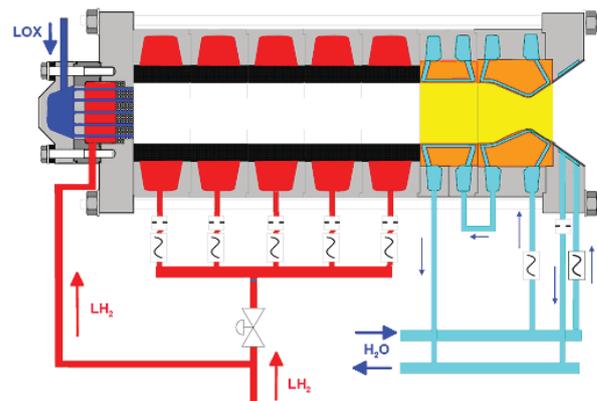


BILD 5 KSK-KT Brennkammeraufbau und Versorgungsleitungen

Mit den Prüfstandsversuchen der KSK-KT-Brennkammer, wurde beim DLR zum ersten Mal ein C/C-CMC Innenliner im injektornahen Bereich d.h. in der Verbrennungszone eingesetzt (s. BILD 5). Die Versuche fanden bei einem Brennkammerdruck von 60 MPa, LOX/LH2-Verbrennung und einem Einspritzmischungsverhältnis R<sub>O/F</sub> von 5,5 statt [9].



BILD 6 Endoskopische Aufnahme vom einspritznahen Bereich der KT-Brennkammer (C/C Liner) nach der KSK-KT-Kampagne

Im BILD 6 sind die sieben Linerschädigungen in Form von Rillen nach drei Heißläufen „HR“ zu sehen, welche bereits in ähnlicher Form auch nach HR 1 aufgetreten sind. Dieses Schadensbild wurde durch den Austausch des ersten Segments und der Erhöhung vom Kühlmassenstrom im HR 2 signifikant reduziert. Im HR 3 sollte gezielt die Kühlung reduziert werden um die Schädigungsgrenze zu bestimmen. Die Schädigungen, die hierbei entstanden, befanden sich im Strömungsnachlauf der LOX Einspritzung und hatten die Form von Rillen. In BILD 7 ist die tiefste Schädigung von insgesamt sieben des ersten Segments nach dem schadhafsten Betrieb der Brennkammer im HR 3 auf einer Computertomographieaufnahme dargestellt.

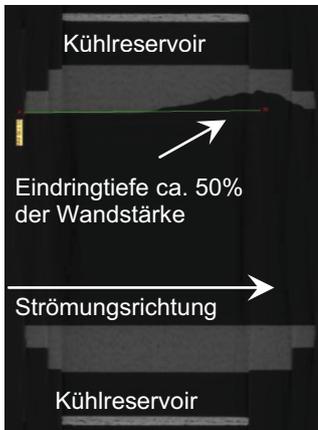


BILD 7 Schnittansicht einer Schädigung des ersten Segments der KSK-KT-Brennkammer nach HR 3 aus einer Computertomografie

Der Zeitpunkt zu dem die Schädigungen auftreten ist nicht aus den angebrachten Temperatursensoren zu ermitteln, da diese nicht in der Nähe dieser platziert waren. Mithilfe der deutlichen Verfärbungen in der Abgasflamme, welche bei der Oxidation von Kohlenstoff entstehen, konnte jedoch der Versagenszeitpunkt des C/C Liners ausgemacht werden. Dieser liegt im ersten Segment bei ca. 1,5 % des Gesamtmassenstroms. Zwar sind leichte Oberflächenschäden im HR 2 und zum Beginn von HR 3 mit einem Kühlmassenstrom im ersten Segment von 3,4 % entstanden, doch war eine entscheidende Steigerung vom Abbrand des C/C Liners

bei ca. 1,37% festzustellen. In BILD 8 sieht man die Farbänderung der Abgasflamme bei anfänglichem und reduziertem Kühlmassenstrom im HR 3. Die bereits zu Anfang des Heißlaufs rötliche Färbung entsteht teilweise aus der Vermischung der Abgasflammen von der für den Prüfstandsbetrieb erforderlichen Methanfackel und Brennkammer.

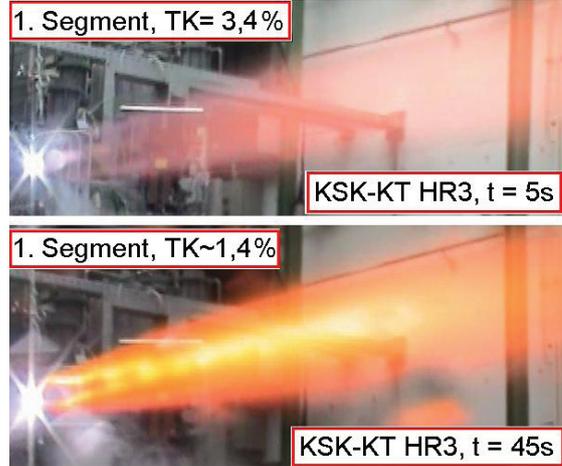


BILD 8 Abgasflamme der KSK-KT Brennkammer mit unterschiedlichen Kühlmassenströmen (TK: Anteil Kühlung des ersten Segments zu Gesamtmassenstrom)

Mit der KSK-KT-Brennkammer und den im Heißbetrieb entstandenen Schäden zeigt sich der Einfluss von Einspritzkopf, Transpirationskühlung und Linermaterial auf das Schadensbild. Kann die Transpirationskühlung mit hohen Massenströmen noch die Reaktion des Sauerstoffs mit dem C/C-Liner unterbinden, so führt eine Massenstromreduktion zum Schaden. Die Besonderheit des API-50, dass der Sauerstoff mit einer höheren Geschwindigkeit als der Wasserstoff eingespritzt wird, kann zu erhöhten lokalen Sauerstoffpartialdrücken in Wandnähe führen. Die Tatsache, dass die Schäden sich im Nachlauf einzelner Einspritzelemente bildeten, jedoch nicht bei allen und unabhängig von Lagenorientierung des C/C-Liners, erschwert die eindeutige Analyse. Mit dem Wissen, dass bei ausreichendem Schutz des ersten Segments die stromabwärts liegenden Segmente 2-5 unbeschädigt bleiben, wurde die KSK-ST5-Brennkammer wie folgt aufgebaut.

### 3.2. KSK-ST5

Die KSK-ST5 Brennkammer ist zum größten Teil aus Faserverbund-, und Faserkeramik-Material aufgebaut. Die Hauptkomponenten sind wie in BILD 9 zu sehen: API-50 Einspritzkopf, äußerer lasttragender CFK-Mantel, Innenliner und Lavaldüse aus Faserkeramik gemäß BILD 9: in den Zonen (1)-(2) porös und transpirativ gekühlt, in der Zone (3) Expansionsverhältnis > 5 nicht porös und kapazitiv gekühlt. Die eingesetzte Keramik hatte einen Lagenaufbau in axialer Strömungsrichtung. Dadurch war es möglich den Innenliner aus verschiedenen Materialien zusammensetzen. In diesem Fall ist in der Zone (1) (s. BILD 9) vom Einspritzkopf und der Verbrennungszone oxidationsbeständige Faserkeramik eingesetzt. Die für diesen Brennkammerteil in Frage kommenden Faserkeramiken

wie C/C-SiC, WHYPOX, OXYPOL und WPS wurden durch Versuche am M3 in Lampoldshausen in Form von Stäbchen dem Heißgas einer Wasserstoff-Sauerstoff Verbrennung ausgesetzt. Anschließend wurde das Versagensverhalten dieser Materialien analysiert [9]. Der hohen Permeabilität, der homogenen Porenverteilung, der Sauerstoffbeständigkeit und dem ermittelten Versagensverhalten wegen, fiel die Wahl auf die WPS (WPS = „Walter Pritzkow Spezialkeramik“). Diese wurde durch Vorversuche mit der Subscale-Raketen-Brennkammer des LFA-Prüfstands der Universität München auf die Eignung als Linermaterial überprüft [10].

In den Zonen (2) und (3) wurde weiterhin die C/C Faserkeramik verwendet. Die Länge der WPS im einspritznahen Bereich beträgt 78,6 mm. Zum Vergleich: das erste Segment der KSK-KT-Brennkammer hatte eine Länge von 65 mm.

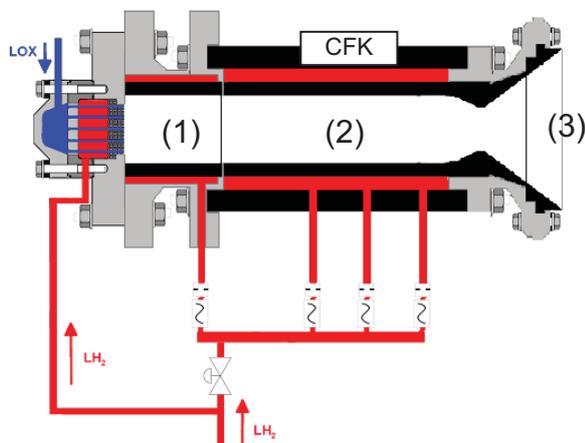


BILD 9 KSK-ST5-Brennkammeraufbau und Versorgungsleitungen

Die KSK-ST5-Innengeometrie war bis auf leichte Unterschiede in der Länge gleich der KSK-KT-Geometrie, und sollte auch durch einen ähnlichen Betriebspunkt die Vergleichbarkeit erleichtern. Im BILD 10 ist der Innenliner aus den unterschiedlichen faserkeramischen Materialien und dem API-Einspritzkopf nach HR 3 zu sehen. Es sind optische Veränderungen an der Oberfläche der WPS-Keramik zu erkennen, welche sich im Nachlauf der Sauerstoffeinspritzung befinden, jedoch keine strukturellen Schäden darstellen.

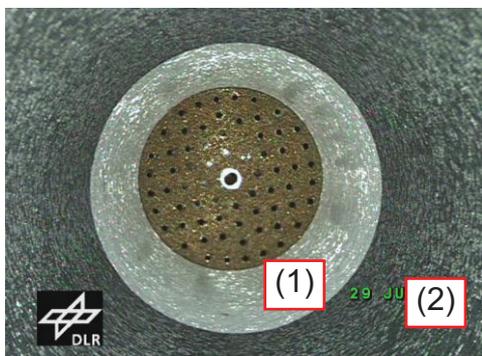


BILD 10 Endoskopaufnahme vom einspritznahen Bereich der KSK-ST5-Brennkammer nach HR 1-3 (weiß = WPS, schwarz = C/C)

### 3.3. Geplante Versuche

Der schadensfreie Einsatz einer Raketenbrennkammer mit Transpirationskühlung erfordert weitere experimentelle Untersuchungen bezüglich den Interaktionen zwischen Kühlmedium und Heißgas, Transportkoeffizienten, Schädigungsfortpflanzung und der Optimierung des Linermaterials. Untersuchungen zu den Wechselwirkungen einer Struktur mit Transpirationskühlung und konvektiven nicht reaktiven Strömungen finden derzeit am Institut für Bauweisen und Konstruktionsforschung des DLR und am Institut für Thermodynamik der Luft- und Raumfahrt der Universität Stuttgart statt. Im Fokus steht die Veränderung der Grenzschicht durch die Transpirationskühlung in Abhängigkeit von der Kühlrate, Porenverteilung und Temperatur. Zwei Möglichkeiten zur Untersuchung von noch ungeklärten Fragen und zur Validierung bestehender Modelle, bieten zum einen der HVOF-Teststand (High Velocity Oxide Fuel) von EADS Astrium und zum anderen dem Subscale-Raketen-Brennkammer-Prüfstand der Technischen Universität München.

#### 3.3.1. HVOF Testmöglichkeit

Der Frage, nach der bisher experimentell nicht erfasste Größe der Konzentration von chemischen Bestandteilen, kann an der HVOF Anlage nachgegangen werden. Die Stoffkonzentration ist eine wichtige Größe für die Modellierung der Transportraten sowohl hin zur als auch weg von der Liniroberfläche. Die Transportrate ist ein wesentlicher Faktor für die Reaktionsgeschwindigkeit, vor allem bei hohen Temperaturen [4]. Das Verifizieren der Transportmodelle setzt eine Versuchsmöglichkeit voraus, bei der die transpirationsgekühlte Keramik einer kontrollierter chemischer Atmosphäre, konstanter Temperatur und variabler Strömungsgeschwindigkeit ausgesetzt werden kann.

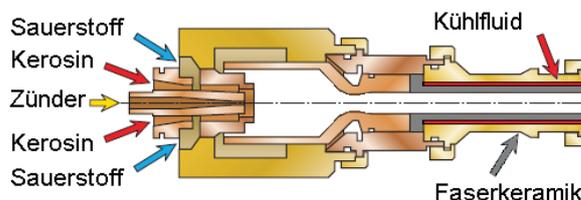


BILD 11 Schnittansicht vom HVOF Brenner mit modifiziertem Abgasrohr als Prüfstrecke

Hierbei soll der keramische Prüfling mit Transpirationskühlung, im Abgas des Kerosinbrenners untersucht werden. Bei dem im BILD 11 dargestellten Kerosinbrenner handelt es sich um eine HVOF-Spritzpistole der Firma Sulzer Metco. Diese wird im Bereich des ursprünglichen Beschleunigungsrohres durch die Probenhalterung ersetzt. Die Vorteile von Untersuchungen mit solch einer Anlage sind:

- Hohe Testfrequenz bei geringeren Kosten, verglichen mit Raketenantriebstestständen des DLR
- Prüfung vorgeschädigter Prüflinge möglich, da geringeres Risiko
- Hardwareänderungen leichter durchführbar

- Untersuchungen im Abgas möglich: eingefrorene Chemie, hohe Geschwindigkeiten, hohe Temperaturen

Im Gegenzug sind Einschränkungen wie:

- niedriger Brennkammer-, und Abgasdruck verhindert Analyse druckabhängiger Effekte
- keine kryogene Verbrennung / Kühlung
- nur segmentweise Untersuchungen möglich

zu berücksichtigen. Durch die Positionierung im Abgas und ein gesteuertes  $R_{O/F}$ , soll die Voraussetzung einer konstanten chemischen Umgebung erfüllt werden. Unter den Bedingungen einer aufgebauten, nicht reaktiven, Rohrströmung lassen sich die chemischen Reaktionen mit dem Linermaterial unterdrücken und ermöglichen die separate Untersuchung der Transpirationskühlung bei hohen Wärmelasten und Strömungsscherkräften.

### 3.3.2. LFA Testmöglichkeit

Eine über die geometrische Fehlstelle induzierte Schädigung und die Verbesserung der Instrumentierung sind mögliche Untersuchungspunkte der Versuche am Subscale-Raketen-Brennkammer-Prüfstand. Die getestete Hardware soll mit künstlichen Fehlstellen, bei unterschiedlichen Betriebspunkten und  $R_{O/F}$  auf Schadensbild analysiert werden. Die Schädigungsförderung und das Versagensverhalten der verschiedenen Faserkeramiken bei geometrischen Inhomogenitäten wird hierbei untersucht. Die transpirationsgekühlten Prüflinge werden in die vorhandene Brennkammer wie im BILD 12 gezeigt integriert.

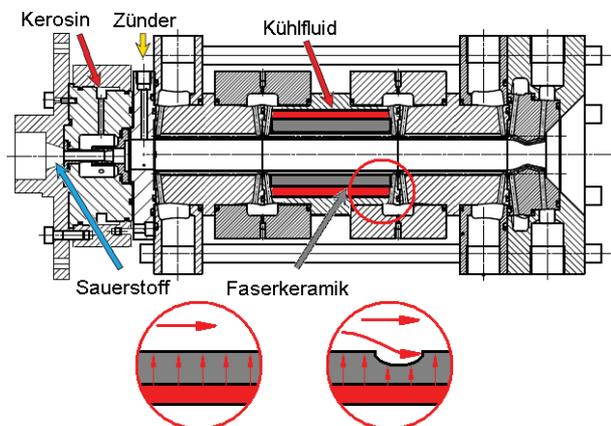


BILD 12 Subscale-Raketen-Brennkammer mit unbeschädigtem und vorgeschädigtem keramischem Innenliner-Segment (Lehrstuhl für Luftfahrtantriebe, TUM)

Die Verwendung von Sauerstoff-, Wasserstoffsensoren, Thermofarben und keramisch ummantelten Thermoelementen soll dabei die Messtechnik soweit erweitern, sodass die Analyse von chemisch bedingter Degradation ermöglicht wird. Die Modellierung von chemischen Prozessen bedingt eine Aussage über Konzentrationen und Temperatur um die Reaktionsgeschwindigkeiten und Transportraten ermitteln zu können, wobei ersteres bislang nicht experimentell erfasst wurde.

### 3.3.3. P6.1 Testmöglichkeit

Mit den Versuchen am P6.1 soll das Gesamtkonzept der Brennkammer, die Betriebsgrenzen, bezogen auf thermochemische Stabilität und das zum jeweiligen Schadensbild zugehörige Modell validiert werden. Nur hier werden alle relevanten Bedingungen wie die chemische Umgebung, Strömungsgeschwindigkeit, Druck, Schwingungsmoden, Verbrennungsinstabilitäten und Temperatur gleichzeitig realisiert. Die zusammengesetzte Brennkammer in einer Konfiguration ähnlich der in BILD 9 dargestellten KSK-ST5, wird hierbei unter relevanten Betriebsbedingungen getestet. Das Validieren der Schadensmodelle erfordert die Aufnahme und Auswertung einiger sehr schwer zu messender Zustandsgrößen wie Temperatur, der Lineroberfläche und Gaskonzentrationen. Die Instrumentierung der Brennkammerkomponenten ist daher wie bei den zwei bereits erwähnten Testmöglichkeiten von entscheidender Bedeutung. Erfahrungen aus den oben dargestellten Voruntersuchungen sollen in den Aufbau der Messtechnik am P6.1 einfließen.

## 4. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Nach Auswertung der gewonnenen experimentellen Daten und Abgleich mit den theoretisch beschriebenen Schadensmechanismen zu potenziellen Schadensszenarien kann festgehalten werden, dass die angewendete Bauweise den Einsatz von oxidischen und C/C Faserkeramiken in einer Raketenbrennkammer ermöglicht. Die erwarteten Eigenschaften des Linermaterials in Verbindung mit der Transpirationskühlung wie Erosionsbeständigkeit, chemische Resistenz, mechanische und thermodynamische Stabilität, können teilweise auch nach wiederholtem Betrieb nachgewiesen werden. Dies ist auch bei ungünstiger Einspritzung der Fall, macht jedoch die Transpirationskühlung durch erhöhten Kühlmittelbedarf zusätzlich zum kleineren Durchmesser, ineffizient [11]. Wird die Kühlmittelzufuhr auf ein für lokale Stellen kritisches Maß reduziert, wie in den KSK-KT-Versuchen und ATLLAS gezeigt [9] [12], so wird die Lineroberfläche nicht mehr ausreichend geschützt. Im Fall von KSK-KT war die Kühlleistung durch die chemische Anfälligkeit des Linermaterials und die Einspritzcharakteristik begrenzt. Es bildeten sich Schäden im Injektornahen Segment. Die Substitution des Linermaterials und ein hoher Kühlmassenstrom führten bei den KSK-ST5 Versuchen zum schadensfreien Betrieb. Die Untersuchungen innerhalb dieser Kampagne bezogen sich auf die Struktur der Brennkammer, bestehend aus faserkeramischem Liner und CFK-Außenmantel. Eine Optimierung der Transpirationskühlung war in diesem Fall nicht vorgesehen. Die gewonnen experimentellen Daten erlaubten im Nachhinein keine Aussage über die minimal notwendige Kühlleistung dieser Konfiguration, da keine strukturellen Schäden beobachtet wurden. Die im einspritznahen Bereich eingesetzte oxidische WPS-Keramik zeigte farbliche Veränderungen im Nachlauf der Sauerstoffinjektoren. Eine zerstörende Prüfung des Segments zur Klärung der Ursache der Verfärbungen steht noch aus. Verunreinigungen oder die Bildung einer Schmelze an der Oberfläche sind mögliche Gründe der Verfärbungen. Bei den Untersuchungen im Rahmen der ATLLAS Studie, degradierten teilweise C/C Proben chemisch

und oxidische Keramiken (WHIPOX, WPS, OXIPOL) thermisch. Die aufgetretenen Schäden kamen aufgrund zu geringer Kühlung zustande, bedingt durch ungenügende Permeabilität und somit schlechte Kühlleistung. Es bildeten sich teilweise signifikante Schäden bei der Verwendung gewickelter Linerstrukturen. Die Porenstruktur und Verteilung wurden mitunter als Grund für eine gute Transpirationskühlung eines CMC-Liners ausgemacht. Das Kühlprinzip der Transpirationskühlung setzt voraus, dass die gesamte Kühlleistung über die Vermischung der Medien und Veränderung der Grenzschicht erfolgt. Stellt sich lokal, ein vom globalen Mittel erhöhter Zustandspunkt (Partialdruck  $p_i$ , Stoffstrom  $\dot{N}_i$  und Temperatur T) ein, so kann die kühlende und schützende Wirkung der Transpirationskühlung aufgehoben werden.

Die bisherigen Gegenmaßnahmen waren dabei: Erhöhung des Massenstroms, Veränderung von Kühlmitteln und Substitution des Linermaterials. Diese Veränderungen sind global und haben zur Folge, dass lokale Schadenszonen den Betriebspunkt der Transpirationskühlung darstellten. Somit wird in der Summe global

überkühlt. Die Wirkung dieser Maßnahmen wurde in Versuchen der KSK Kampagnen und ATLAS nachgewiesen. Die Steigerung der Effizienz der Transpirationskühlung kann nicht nur durch die Veränderung der weiteren globalen Parameter wie Linermaterial, Brennkammerdurchmesser, Konturverlauf vom Brennraum und Einspritzkopfcharakteristik erreicht werden, sondern auch durch ein genaueres Modell der lokalen Effekte und der gezielt lokal angepassten Transpirationskühlung. Diese Maßnahmen versprechen positive Auswirkungen auf die Effizienz der Transpirationskühlung und wurden bereits zum Teil theoretisch behandelt [7] [11]. Die Abhandlung der experimentell noch unbehandelten Aspekte wie Einspritzung, Reaktionsgeschwindigkeiten in Abhängigkeit von Transportwegen, Schadensfortpflanzung, Wandreibung unter Einfluss von Transpirationskühlung, Erprobung neuer Faserkeramik, Beschichtungen und Fertigungsweisen sind darüber hinaus Forschungsinhalte der Untersuchungen des Instituts für Bauweisen und Konstruktionsforschung (DLR Stuttgart). Die Entwicklung einer optimierten transpirationsgekühlten keramischen Brennkammer mit minimalem Kühlmassenstrom und hoher Schadenstoleranz ist das Ziel dieser Anstrengungen.

## 5. LITERATUR

- [1] Lezuo M. K. (1998), "Wärmetransport in H<sub>2</sub>-transpirativ gekühlten Brennkammerkomponenten". *Doktorarbeit, RWTH Aachen*.
- [2] Hald H., Herbertz A., Kuhn M. und Ortelt M., (2009), "Technological Aspects of Transpiration Cooled Composite Structures for Thrust Chamber Applications", *16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Bremen*.
- [3] Heidenreich B., (2003), "Herstellung von Faserkeramiken nach dem Flüssigsilizierverfahren (LSI-Technik)", *Keramische Verbundwerkstoffe, Wiley Verlag*
- [4] Kindermann S., (1999), "Langzeitverhalten eines SiC/Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> Faserverbundwerkstoffs", *Doktorarbeit, Universität Karlsruhe*
- [5] Müller-Erlwein E., (2007), Chemische Reaktionstechnik. *Chemie Ingenieur Technik, Teubner Verlag*
- [6] Gordon S. und McBride B. J., (1996), "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications" *Vol.II: Users Manual and Program Description, NASA Lewis Research Center*
- [7] Sozer E., (2010), "Modelling of Gaseous Reacting Flow and Thermal Environment of Liquid Rocket Injectors", *Ph. D. University of Michigan*.
- [8] Joos F., (2006). "Technische Verbrennung, Verbrennungstechnik, Verbrennungsmodellierung Emissionen" *Chemie Ingenieur Technik, Springer Verlag*
- [9] Ortelt M., Herbertz A. and Hald H., (2009), "Investigations on Fibre Reinforced Combustion Chamber Structures under Effusion Cooled LOX/LH<sub>2</sub> Operation", *45th Joint Propulsion Conference, Denver*
- [10] Ortelt M., Hald H., Herbertz A., Selzer M., Kuhn M., Elsässer H. und Müller I. (2010), "Perspektiven von Faserverbundtechnologien in effusiv gekühlten Raketenbrennkammern", *Bauweisen und Faserkeramikolloquium, Stuttgart*
- [11] Herbertz A., Ortelt M., Müller I. und Hald H., (2011), "Potential Applications of the Ceramic Thrust Chamber Technology for Future Transpiration Cooled Rocket Engines", *28th International Symposium on Space Technology and Science, Okinawa*.
- [12] Soller S., Kirchberger C., Kuhn M., Langener T., Bouchez M. und Steelant J., (2009), "Experimental Investigation of Cooling Techniques and Materials for Highspeed Flight Propulsion Systems", *16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Bremen*.