

Keramische Verbundstrukturen für hochagile Flugkörper

M. Frieß, C. Zuber, B. Heidenreich, H. Ciezki*, A. Feinauer*, J. v. Kampen*
Institut für Bauweisen- und Konstruktionsforschung, DLR Stuttgart
*Institut für Raumfahrtantriebe, DLR Lampoldshausen

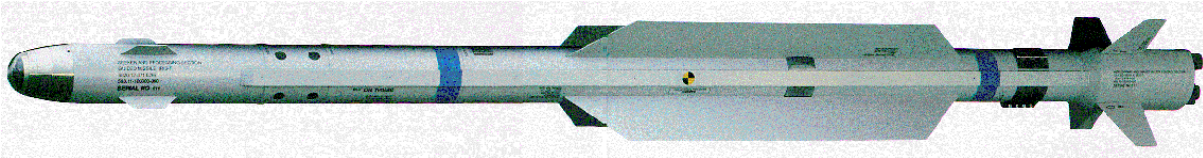


Bild 1: Flugkörper mit Strahlrudern (Gesamtansicht).

1 ÜBERBLICK

In der Startphase bietet die gezielte Ablenkung des Abgasstrahls durch Strahlruder die Möglichkeit zur effizienten Steuerung hochagiler Flugkörper wie z.B. bei IRIS-T (Bild 1-3) [1], da aerodynamische Steuerflächen (Ruder, etc.) erst ab höheren Geschwindigkeiten wirksam werden. Aufgrund der noch geringen Geschwindigkeit können extrem kleine Kurvenradien mit moderaten Querschleunigungskräften geflogen werden. Durch die hohe Agilität werden nicht nur die Reaktionszeiten verringert, sondern auch der Schussbereich und die Überlebensfähigkeit des Flugzeugs und des Piloten erheblich vergrößert. Strahlruder werden auch bei Schiff/Schiff- und Schiff/Boden-Raketen eingesetzt. Um beim Verschluss das wenig mobile Schiff vor dem Erkennen durch feindliches Radar und damit vor dem Abschuss zu schützen, wird der Flugkörper durch eine rasche Umlenkung in die Horizontale unterhalb der Radarerkennungslinie geführt.

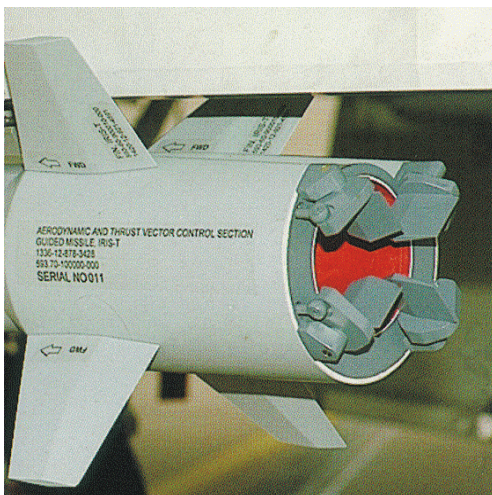


Bild 2: Flugkörper mit Strahlrudern.

Die Einsatzmöglichkeiten von Strahlrudern wurden bereits vor mehr als 70 Jahren von Goddard untersucht. Strahlruder wurden in der Vergangenheit bei

den Raketen V2 (Graphit), Redstone, Pershing, etc. erfolgreich eingesetzt [2]. Die Wirkung der Strahlruder ist näherungsweise unabhängig von den Umströmungszuständen, bzw. äußeren Kräften auf den Flugkörper. Allerdings sind diese Aktoren im Betrieb statisch und dynamisch extrem hohen mechanischen und thermischen Belastungen aufgrund der sehr hohen Austrittstemperatur der Abgase (1500 – 3000 °C) und der hohen Strömungsgeschwindigkeiten unterworfen, sodass bisherige Strahlruder nur äußerst kurzzeitig eingesetzt werden können. Für Feststofftreibsätze mit hohen Aluminiumanteilen können die bekannten Materialien nicht eingesetzt werden, da die im Abgasstrahl entstehenden flüssig- und Feststoffpartikel die Strahlruder stark abrasiv beanspruchen [3]. Zudem sind die freigesetzten Gase wie CO, CO₂, H₂O und insbesondere HCl unter diesen Bedingungen extrem korrosiv.



Bild 3: Strahlruder in Originalgröße.

Bisher werden nahezu ausschließlich hochtemperaturbeständige Metalle (Wolfram, Molybdän, etc.) oder Metallegierungen (W-Cu und W-Ag) eingesetzt [2,4]. Diese wirken sich jedoch aufgrund der hohen Materialdichte > 15 g/cm³ und der geringen Abrasionsbeständigkeit nachteilig auf das Gesamtsystem aus, sodass für hochagile Flugkörper leichtere und abrasionsbeständigere Materialien von zentraler

Bedeutung sind. In der Vergangenheit wurde von der Bayern-Chemie eine umfangreiche Materialstudie mit Treibsätzen durchgeführt [2], in der sowohl metallische als auch keramische Strahlruder untersucht wurden. Die metallischen Strahlruder versagten aufgrund mangelnder Strukturfestigkeit bei hohen Temperaturen, während bei den keramischen Materialien die ungenügende Thermoschockbeständigkeit Hauptausfallursache war. Graphit- und C/C-Strahlruder zeigten eine zu niedrige Abrasionsbeständigkeit.

Hauptansatzpunkt für neue Strahlrudermaterialien ist daher, die guten funktionalen Eigenschaften von Keramiken wie hohe Härte und Abrasionsbeständigkeit mit den strukturellen Eigenschaften eines leichten und faserverstärkten Konstruktionswerkstoffes zu verbinden. Im Rahmen des IRIS-T Programms wurden von einer französischen Firma faserverstärkte keramische Materialien entwickelt. Die nach dem CVI-Verfahren hergestellten Strahlruder sind verfahrensbedingt jedoch sehr teuer, sodass alternative faserverstärkte keramische Materialien getestet wurden. Die vom DLR entwickelten leichten (2 g/cm^3) kohlenstofffaserverstärkten SiC-Keramiken (C/C-SiC) zeigten ausreichend hohe Beständigkeiten und mechanische Festigkeiten, wobei die Herstellung nach dem LSI-Verfahren (Flüssigsiliciumverfahren) auch wesentlich kostengünstiger ist [5-8].

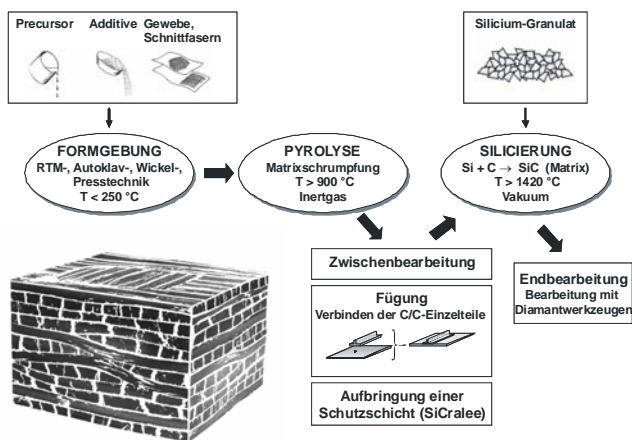


Bild 4: LSI-Prozess mit den 3 Teilschritten: Formgebung, Pyrolyse und Silicierung, die zur Bauteilherstellung nur einmal durchlaufen werden müssen. Mikrostruktur von C/C-SiC: C-Fasern in C-Matrix eingebettet (dunkel), SiC-Matrix mit geringem Anteil an freiem Si (hell) (u. li.).

2 ERGEBNISSE UND DISKUSSION

2.1 Werkstoffherstellung und erste Probestests

Für die Untersuchung unterschiedlicher Materialien bezüglich deren Verhalten unter triebwerkähnlichen Bedingungen wurde im Institut für Raumfahrtantriebe in Lampoldshausen ein Testprüfstand (Bild 6) aufgebaut. An diesem werden hochabrasive Heiß-

gas/Partikelströmungen erzeugt, die dem Abgasstrahl eines Raketentriebwerks mit einem aluminiumhaltigen Festtreibstoff bezüglich Partikel/Tropfenphasenimpuls, Temperatur und Geschwindigkeit ähnlich sind, wobei im ersten Aufbauschnitt auf den Expansionsteil der Schubdüse verzichtet wurde und somit eingeschränkte Randbedingungen herrschten. In der Anlage wird in einem Gaserhitzer mit Sauerstoff angereicherte Luft mit H_2/O_2 -Brennern erhitzt und einer Brennkammer, bestehend aus mit Festbrennstoff gefüllten Brennkammersegmenten und einer im Anschluss befindlichen Nachbrennkammer, zugeführt. In die Brennkammersegmente ist ein Festbrennstoff, bestehend aus HTPB, IPDI und bis zu 40 Gew.-% Aluminiumpartikel, eingegossen. Da bei diesen Untersuchungen der Angriff der Partikelphase im Vordergrund stand, wurde auf einen Einsatz von chlorhaltigen Treibstoffzusätzen verzichtet. Die Belastungszeiten für die Proben sind in einem weiten Bereich regelbar und die Abschaltsequenz wird zusätzlich über ein Bypassventil verkürzt. Ein typischer Testzyklus dauerte ca. 7 s.

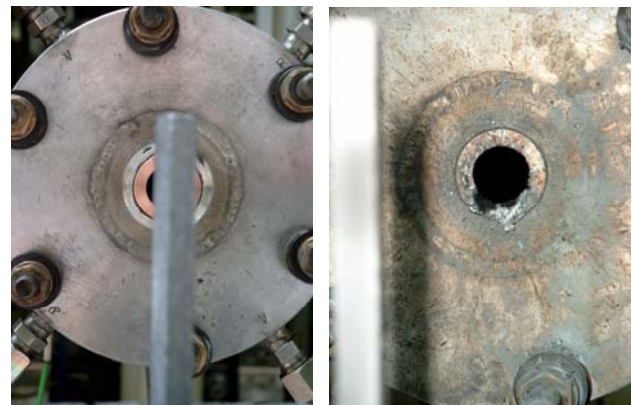
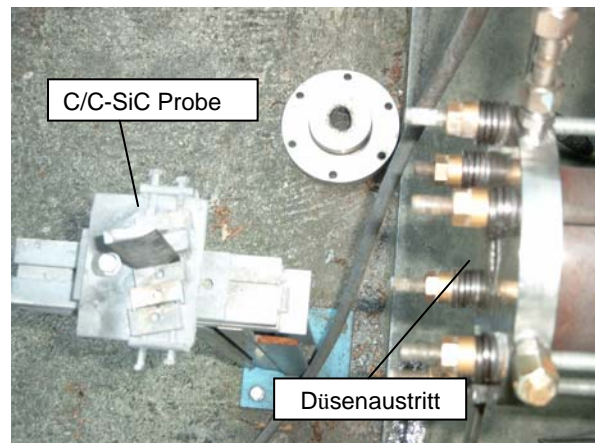


Bild 5: Geänderte Probenanordnung an der abrasiven Heißgasanlage: Aufsicht (o.), vor (u. li.) und nach 4 Tests (u. re.).

Das beim Abbrand des Festbrennstoffs erzeugte partikelbeladene und somit hochgradig abrasive

Heißgas mit Temperaturen über 2000 °C wurde durch eine wassergekühlte Kupferdüse ohne Expansionsteil auf die in ca. 20 cm Abstand befindlichen Materialproben geblasen. Der Brennkammerdruck betrug bei dieser Versuchsreihe ca. 35 bar. Der Testzyklus dauerte ca. 7 s. Die Probengeometrie betrug 100 x 31,5 x 8 mm³, wobei die Vorderkante (leading edge) mit einem Winkel von 45° (+/- 22,5° zur Basisfläche) zugespitzt war. Um die Belastungen des Materials bei einer Ablenkung des

Abgasstrahls zu testen, wurde die Symmetrieebene durch die Längsachse der Probe um 15° gegenüber dem Abgasstrahl gekippt. Zur Messung von Oberflächentemperaturen wurde ein 2-Farben-Pyrometer eingesetzt, das auf die Strahlruderproben fokussiert wurde. Parallel dazu wurden weitere Parameter wie Gasdrücke, Lufterhitzertemperaturen, etc. aufgezeichnet. Die Versuchsdurchführung erfolgte mittels einer Simatic-Ablaufsteuerung aus einem Schutzraum heraus.

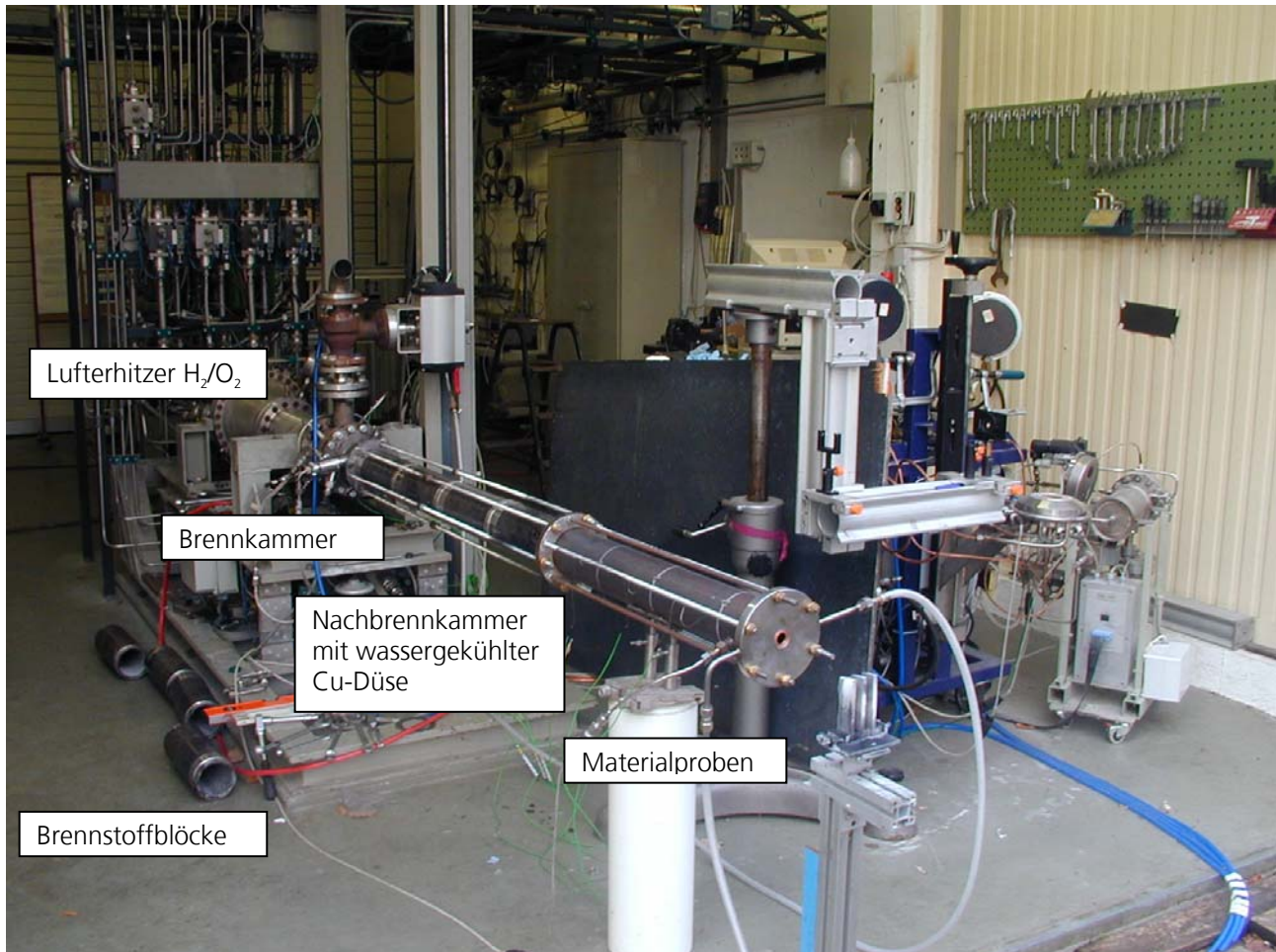


Bild 6: Abrasive Heißgasanlage bei den ersten Testkampagnen. Favorisiert wurden damals die wassergekühlte Cu-Düse ohne Expansionsteil sowie die Anordnung von drei Strahlruderproben in engem Abstand, um die Anzahl der Tests zu begrenzen.

Die Herstellung der Strahlruderproben erfolgte nach dem am DLR in Stuttgart entwickelten LSI-Prozess (Bild 4). Durch die Wahl geeigneter Prozessparameter können Werkstoffe mit verschiedenen Eigenschaften, wie z.B. Keramikgehalt (SiC), erzielt werden (Tab.1). Aufbauend auf den vom DLR bereits 1997 - 1998 durchgeführten Vorarbeiten wurde ein geeignetes Substratmaterial (XT-Werkstoff mit hohen Festigkeiten) ausgewählt sowie notwendige Optimierungen erarbeitet. Eine Möglichkeit stellt die zweiteilige Bauweise bestehend aus einem Rumpf

aus XT-Werkstoff und einer erosionsstabilen „Leading edge“ dar. Dazu wird der XT-Werkstoff mit einer erosionsstabilen Kante mit hohem SiC-Gehalt (Probenbezeichnung s. Bild 6 + 7; XT+XD: Kante aus XD-Werkstoff und XT+SiC: Kante aus reaktionsgebundenem SiC) sowie einer Kante aus reaktionsgebundenem Borcarbid (XT+B₄C) formschlüssig durch in-situ Reaktionsbindung mit flüssigem Silizium gefügt. Bei zwei weiteren Proben wurden auf den XT-Werkstoff Borcarbidschichten unterschiedlicher Schichtdicke (Proben XT mit 22 µm und XT mit

66 µm Borcarbid) durch Vakuumplasmaspritzen am Institut für Technische Thermodynamik des DLR in Stuttgart aufgebracht. Zu Vergleichszwecken wurden Proben aus XT-Material (XT, Referenzprobe) und XD-Material (XD, hoher SiC-Anteil) sowie eine

Probe aus nachwachsenden Rohstoffen (Holzkera-
mik) mit sehr hohem SiC-Anteil (biomorphes SiC) –
jedoch ohne Faserarmierung, d.h. monolithische
Keramik – im LSI-Verfahren hergestellt und in der
Abrasiven Heißgasanlage getestet.

Tab.1: Einfluss der Prozessparameter wie Auswahl der Faser und des Precursors sowie der Faservor-
behandlungstemperatur und Pyrolysetemperatur auf verschiedene C/C-SiC Werkstoffe.

Material	XB	XD	T/X9	XT	M/X9	SF	H/X16	XC	H/K16
Faser	HTA	HTA ¹	T800	T800 ²	M40	HTA	HTA	HTA	HTA
Precursor	XP60	XP60	XP60	XP60	XP60	JK63	XP60	JK25	JK27
Pyrolyse- temperatur [°C]	900	900	900	900	900	1650	1650	1650	1650
Porosität [%]	3,5	2,8	3,0	3,7	2,3	3,0	3,4	2,2	2,0
Dichte [g/cm³]	1,90	2,31	1,88	1,92	2,05	2,03	2,05	2,05	1,85
Si [Masse-%]	6,1	2,2	8,7	4,7	5,1	1,4	4,0	5,5	2,3
C [Masse-%]	60,9	36,9	63,5	64,1	65,5	59,2	52,0	50,5	67,5
SiC [Masse-%]	33,0	60,9	27,8	31,2	29,4	39,4	44,0	44,0	30,2

¹⁾ HTA-Faser vorbehandelt bei 1100 °C, ²⁾ T800-Faser vorbehandelt bei 600 °C

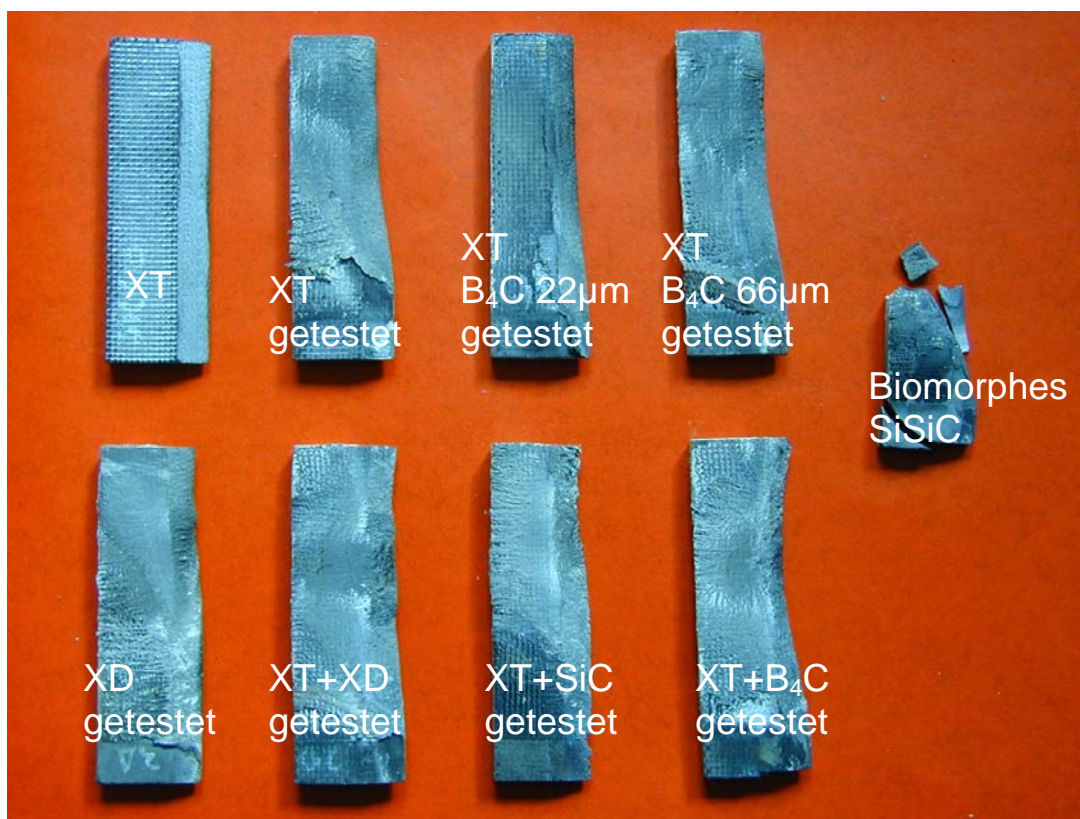


Bild 7: Getestete Strahlruderproben (s. Text).



Bild 8: Strahlruderproben vor und nach dem Test (s. Text).

Strahlruderprobenoberfläche nach dem Test

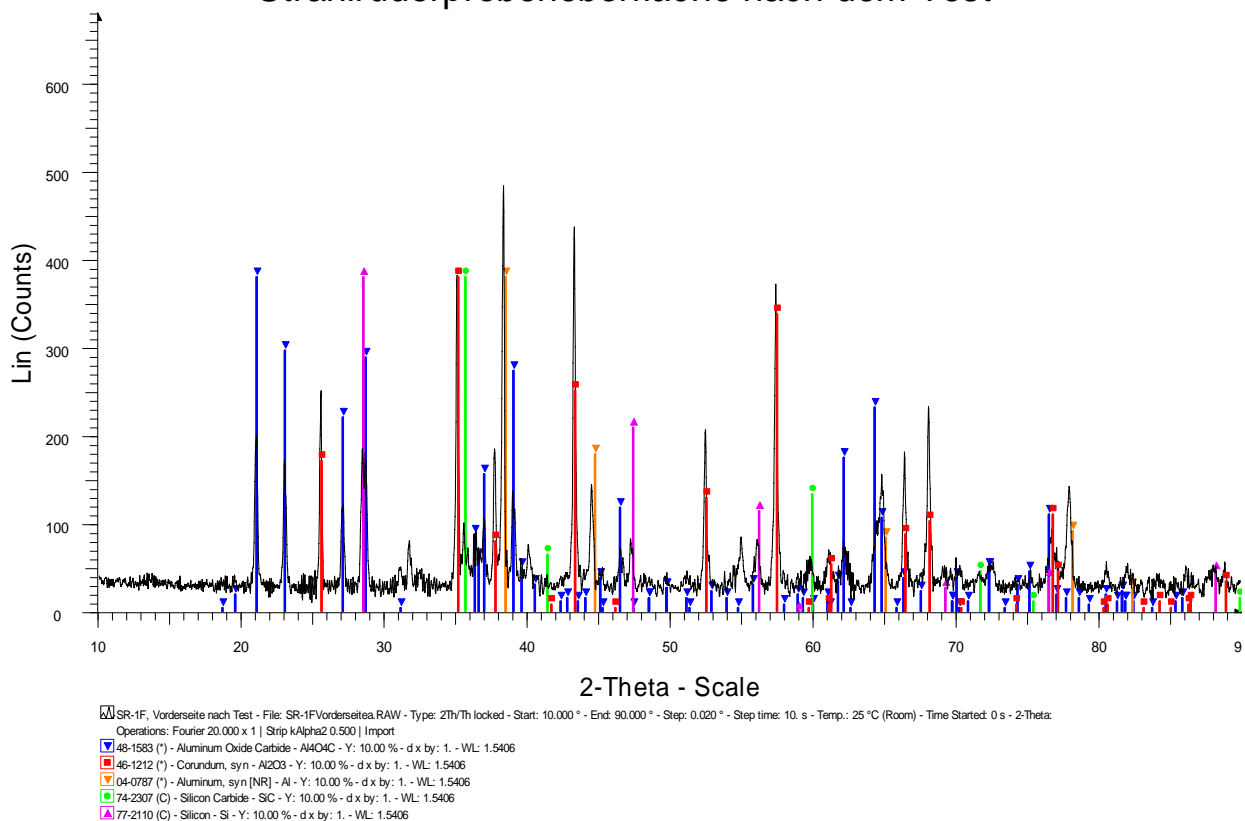


Bild 9: XRD der Probenoberfläche nach dem Test (Ascheschicht). Hauptbestandteile sind Aluminiumoxid aus der Verbrennung der Aluminiumpartikel und Siliciumdioxid durch Oxidation von SiC und Si neben SiC aus dem C/C-SiC Werkstoff.

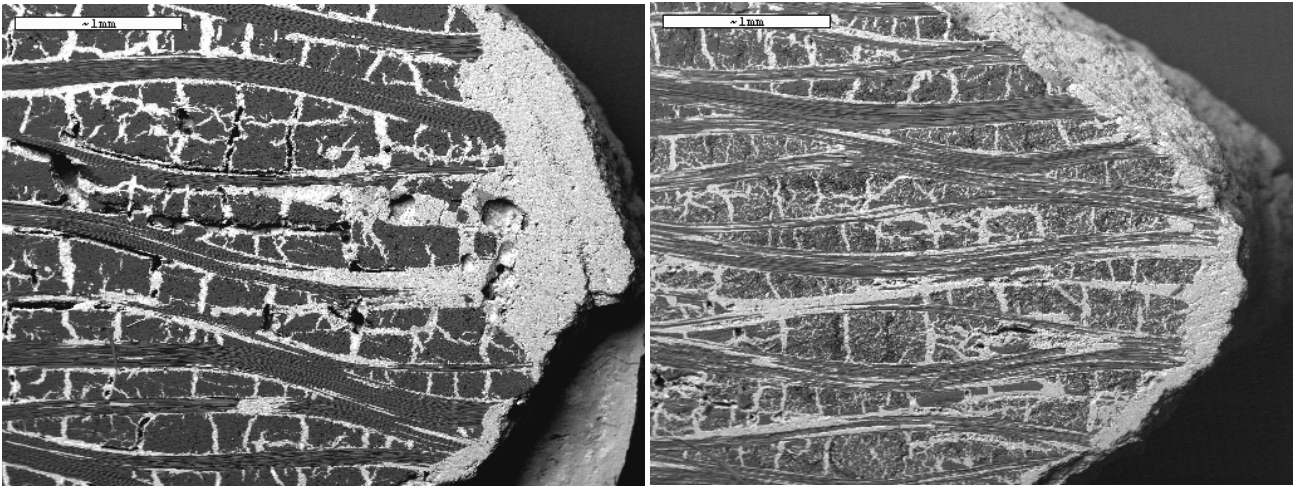


Bild10: Mikrostruktur von getesteten Strahlruderproben (li. XT-, re. XD-Werkstoff. Es konnte nur ein erosiver, jedoch kein oxidativer Verschleiß des Werkstoffs festgestellt werden.



Bild 11: Faserkeramische Düse aus C/C-SiC, hergestellt durch Fügen von C/C-Platten und anschließendem Flüssigsilicieren; o.: Aufsicht auf Brennkammerseite, u.: Gesamtansicht.

In den ersten Testkampagnen wurden 3 Proben gleichzeitig dem Abgasstrahl ausgesetzt. Hierbei

zeigte sich ein deutlicher Unterschied in den auftretenden Probenbelastungen aufgrund der unterschiedlichen Probenpositionen. Die mangelhafte Vergleichbarkeit der parallel getesteten Proben führte dazu, dass trotz höheren Testaufwands nur noch eine Probe strahlmittig und im Abstand von ca. 10 cm hinter dem Düsenaustritt getestet wurde (Einzeltests, Bild 5).

Aufbauend auf diesen Tests wurden dann in Anlehnung an bekannte Strahlrudergeometrien testfähige Strahlruder in Originalgröße hergestellt (Bild 3).

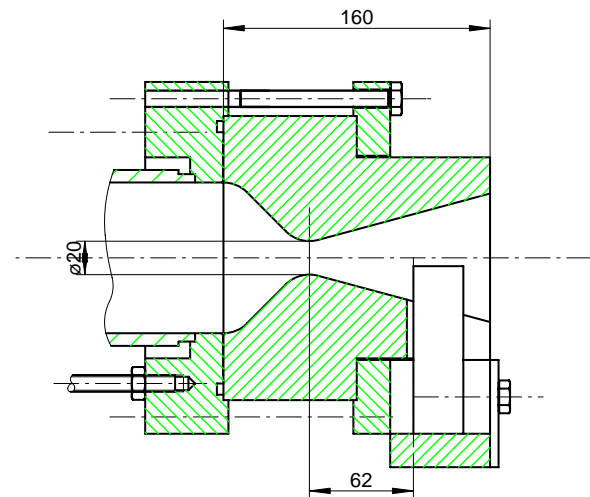


Bild 11: Schnitt durch faserkeramische Düse.

2.2 Weiterentwicklung des Prüfstands und Herstellung einer keramischen Düse

Da die pyrometrisch gemessenen Oberflächentemperaturen (Mittelwerte) an den Strahlruderproben während der Tests im Bereich zwischen 1600 und 2000 °C lagen und der Tatsache, dass die Stau- punktemperaturen in einem realen Raketenmotor bis zu 3000 °C betragen können, wurden Überle-

gungen angestellt, wie man den Testaufbau realitätsnäher in Verbindung mit einer definierteren Strömungsführung gestalten könnte. Daher wurde eine faserkeramische Düse aus C/C-SiC konstruiert und hergestellt. Die Rohdüse wurde durch Fügen von ca. 2 cm dicken C/C-Platten mit einer speziell entwickelten Paste aus Kohlenstoff und Phenolharz und anschließendem Flüssigsilicieren im LSI-Verfahren hergestellt. Die Innenkontur wurde durch mechanische Bearbeitung mit Diamantwerkzeugen erreicht (Bild 10 + 11). In die Kontur wurde ein

Schlitz eingebracht, in den die Strahlruderproben montiert werden können und somit für die Tests zur Verfügung stehen.

Des Weiteren wurden zwei Bohrungen für Thermoelemente angebracht, so dass die Temperaturen im Wandbereich der Düse gemessen werden können. Die Düse wurde am Prüfstand in Lampoldshausen montiert (Bild 12) und erfolgreich getestet. Darauf aufbauend wurden quantitative Auswertungen – Flächenverlust – der getesteten Strahlruderproben durchgeführt.

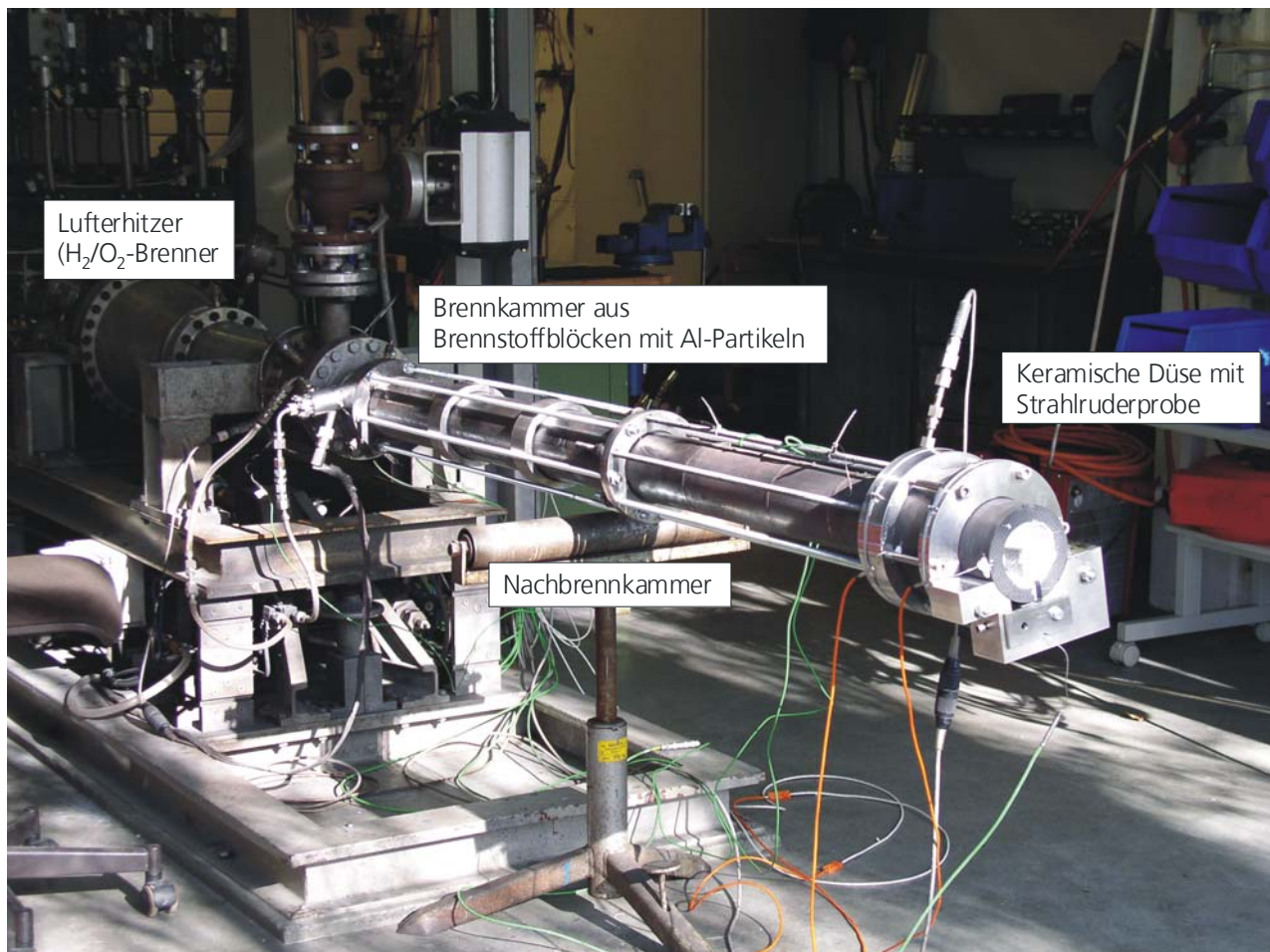


Bild 12: Umgebaute Abrasive Heißgasanlage mit faserkeramischer Düse aus C/C-SiC, hergestellt durch Fügen von C/C-Platten und anschließendem Flüssigsilicieren. Die Innenkontur wurde aus Oxidationsschutzgründen mit Titandioxid beschichtet (weiß).

2.3 Prüfstandtests von Strahlrudermaterialien und keramischer Düse

Für die Prüfstandsversuche der Strahlruderproben mit der keramischen Düse wurden die Testbedingungen von den früheren Prüfstandtests mit der Cu-Düse weitgehend übernommen. Bild 13 zeigt eine Strahlruderprobe eingebaut in die keramische Düse während des Abbrandes, aufgenommen mit einer Videokamera. In Bild 14 sind die bislang getesteten Strahlruderproben, hergestellt aus unter-

schiedlichen C/C-SiC Materialien in Kombination mit verschiedenen Beschichtungen (CVD-SiC, VPS-B₄C), in der Testreihenfolge (6 Einzeltests in dieser Testkampagne an einem Versuchstag!) dargestellt. Eine Beschichtung bewirkt eine deutliche Reduzierung des Flächenverlusts. Als besonders wirksam hat sich die CVD-SiC Beschichtung erwiesen. Die in früheren Versuchen ebenfalls aussichtsreiche VPS-B₄C Beschichtung zeigte in der neuen Testkampagne eine schlechtere Performance als CVD-SiC.

Dies ist vermutlich auf die durch die keramische Düse bedingten höheren Testtemperaturen, die nun deutlich über dem thermodynamisch bedingten Schmelzpunkt von Borcarbid (2450 °C) liegt, bedingt. Die kinetisch bedingte Zersetzungstemperatur von SiC befindet sich oberhalb von 2700 °C.

Ein Vergleich der Ergebnisse (Flächenverlust) von Versuch 2 (20,0 %) und Versuch 3 (22,6 %) - jeweils Strahlruderproben mit CVD-SiC Beschichtung von C/C-SiC in XC-Qualität – zeigt, dass die Reproduzierbarkeit der Versuchsbedingungen als sehr gut einzuschätzen ist und vermutlich innerhalb der versuchsbedingten Fehlergrenzen liegt. Zur Verifizierung sind weitere Versuche mit quantitativer Auswertung (Bildanalyse) erforderlich.

Vergleicht man die Flächenverluste der Strahlruderproben (XC-Material ohne Beschichtung und daher aufgrund der höheren Empfindlichkeit gegenüber Heißgaserosion als Referenzmaterial besonders geeignet) nach dem Abbrandtest, so zeigt sich, dass die Erosionsbeständigkeit, trotz der guten Performance – Aufweitung des Düsendurchmessers von 20,0 mm auf 24,0 mm nach nur 6 Testläufen - noch verbessert werden muss (Bild 15). Dies kann durch eine Erhöhung des Keramikanteils, sowohl im C/C-SiC Material selbst als auch durch eine geeignete Beschichtung auf der Basis neuer Ultrahochtemperatur beständiger Schichten (z.B. Titan- und Zirkoni-

umdiborid) sowie durch die Wahl der Faserorientierung im Bauteil durch die Auswahl der Prozesstechnologie – mechanische Bearbeitung aus C/C-SiC Platten oder Netshape Technologie erreicht werden.



Bild 13: Strahlruderprobe eingebaut in der faserverkeramischen C/C-SiC Düse während des 6. Testlaufs unter realen Einsatzbedingungen.



Bild 14: Strahlruderproben aus unterschiedlichen C/C-SiC Materialien mit verschiedenen Beschichtungen nach dem Test an der umgebauten Abrasiven Heißgasanlage mit faserverkeramischer Düse aus C/C-SiC. Die Flächenanalyse erfolgte durch optische Bildauswertung.

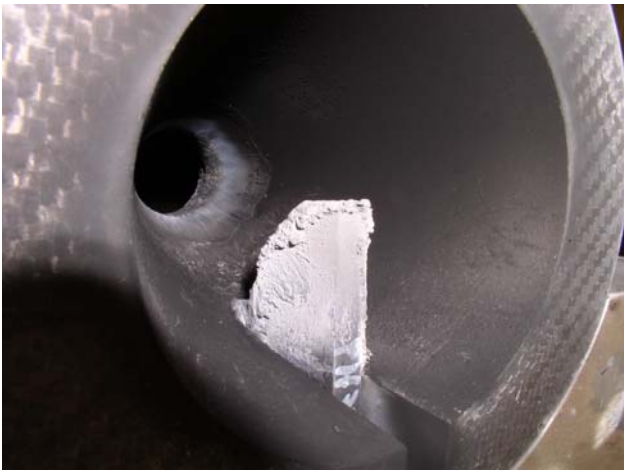


Bild 15: Getestete Strahlruderprobe in der faserverstärkten C/C-SiC Düse des 6. Testlaufs. Der helle Belag besteht überwiegend aus der Ascheschicht aus Aluminiumoxid.

3 ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

In den Szenarien zukünftiger Konflikte spielt der Einsatz von hochagilen Flugkörpern eine zunehmend wichtigere Rolle. Einerseits ist die Bekämpfung gegnerischer Ziele aus größerem Abstand zum Schutz der eigenen Einsatzkräfte erwünscht. Andererseits werden durch die hohe Beweglichkeit gegnerischer Systeme immer kürzere Reaktions- und Bekämpfungszeiten sowie Direkttrefferfähigkeit angestrebt.

Die derzeit wichtigste Möglichkeit zur effizienten Steuerung eines Flugkörpers während der Start- und Beschleunigungsphase erfolgt durch eine gezielte Ablenkung des Abgasstrahls durch Strahlruder. Aufgrund der Platzierung dieser Strahlruder direkt im Abgasstrahl werden diese sowohl thermisch – Temperaturen $> 2000\text{ °C}$ sowie extremer Thermoschock – als auch mechanisch (abrasiv) sehr stark beansprucht.

Um den herrschenden Einsatzbedingungen gerecht zu werden, wurden am DLR Stuttgart faserverstärkte Verbundwerkstoffe mit keramischer Matrix (C/C-SiC) entwickelt, die durch Aufbringung von Schichtsystemen auf der Basis von CVD-SiC, VPS-B₄C und VPS-TiB₂ zusätzlich geschützt werden können. Für den Test von Strahlruderproben wurde am Standort Lampoldshausen der Prüfstand Abrasive Heißgasanlage mit einer wassergekühlten Kupferdüse eingerichtet. Da sich in den ersten Tests zeigte, dass die wassergekühlte Cu-Düse einem sehr hohen Verschleiß ausgesetzt war und damit eine undefinierte Strömungsführung die Folge war, wurde eine neuartige keramische Düse gebaut, in deren Kontur die Strahlruderproben eingebaut und erfolgreich getestet wurden.

Durch den Einsatz der keramischen Düse auf der Basis von C/C-SiC, hergestellt im LSI-Verfahren, konnten deutlich reproduzierbarere Versuchsbedin-

gungen an den Strahlruderproben geschaffen werden und die Flächenverluste quantifiziert werden. Die Reproduzierbarkeit konnte durch eine Zweitmessung von Proben gleichen Materials validiert werden. Die beste Performance – geringster Flächenverlust – wurde bislang mit einer CVD-SiC Beschichtung trotz einer Schichtdicken von lediglich ca. 100 µm erreicht.

Nach 6 Einzeltests von Strahlruderproben an einem Versuchstag mit einer Versuchsdauer von jeweils 7 s unter hochabrasiven Testbedingungen (40 Masse-% Aluminiumpartikel-Anteil im Festbrennstoff) war der Düsenhalsdurchmesser um lediglich 4 mm (von 20 mm auf 24 mm) aufgeweitet. Die bislang eingesetzte wassergekühlte Cu-Düse musste durchschnittlich aufwändig nach 3 – 5 Versuchen ausgewechselt werden, so dass die Zahl der Versuche pro Versuchstag eingeschränkt blieb. Eine weitere Verbesserung der Performance wird durch die Wahl eines noch abrasionsbeständigeren Werkstoffs sowie durch Aufbringen neuartiger Ultrahochtemperatur beständigen Beschichtungen auf der Basis von Titan- und Zirkonumdiboriden via Vakuumplasmaspritzen angestrebt. Zusätzliches Potential bietet die Wahl der Faserorientierung im Bauteil sowie der Herstellungstechnologie (Net-shape).

Des Weiteren soll der Prüfstand Abrasive Heißgasanlage in Lampoldshausen weiter ausgebaut werden. Anschließend sollen Kraft- und Momentenmessungen (6-DOF-Messungen) an Einzelstrahlrudern durchgeführt, die Einsatzdauer je nach Anforderung variiert, der Geometrieinfluss des Strahlruders im Ausgangszustand und bei verschiedenen Zwischenzuständen während der Einsatzbedingungen untersucht sowie der Einfluss verschiedener schubfördernder Treibstoffzusätze (wie z.B. Cl, Al oder B) auf das Erosionsverhalten durchgeführt werden können.

4 LITERATUR

- [1] Emmerich, P.: „IRIS-T: Systemkompetenz in Deutschland“, DGLR-2004-214, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2004, Band III, 2004
- [2] Kampa, D., Weiß, A., Schmucker, R.H.: „Material Problems in Jet Vane Thrust Vector Control Systems“, AGARD Conference Proceedings No. 259 Solid Rocket Motor Technology, 1979
- [3] Danielson, A.: „Inverse Heat Transfer Studies and the Effects of Propellant Aluminium on TVC Jet Vane Heating and Erosion“, AIAA Conference Proceedings 90-1860, 1990
- [4] Ripley-Lotee, M.J.: „Powdered Metal Sintering of Jet Vanes“, NAVSEA MT Report S-587-79, 1982
- [5] Krenkel, W.: „Cost Effective Processing of CMC Composites by Melt Infiltration (LSI-Process)“, *Ceramic Engineering and Science Proceedings*, Volume 22, Issue 3, 443-454, 2001
- [6] Frieß, M., Krenkel, W., Kochendörfer, R., Brand, R., Neuer, G., Maier, H.-P.: „Ceramic matrix composites – the key materials for re-entry from

space to earth“, in “Basic research and technologies for two-stage-to-orbit vehicles”, Ed.: D. Jacob, G. Sachs, S. Wagner, Wiley-VCH / Weinheim, **2005**, ISBN 3-527-27735-8, 499-526

- [7] Frieß, M., Heidenreich, B.: Keramische Verbundwerkstoffe in der Antriebstechnik. Werkstoffwoche 2004, München, 21-23.09.2004, Deutsche Gesellschaft für Materialkunde, Deutsche Keramische Gesellschaft, VDI-Gesellschaft Werkstofftechnik, (2004)
- [8] Frieß, M., Kriescher, M., Heidenreich, B., Feinauer, A., Ciezki, H.: Faserkeramische Strahlrunder für hochagile Flugkörper , Abschlusspräsentation Projekt Hochagiler Flugkörper (HaFK), Köln, 10. März 2005