

Experimentelle thermophysikalische Betrachtung poröser Innenliner aus Faserkeramik in effusiv gekühlten Raketenbrennkammern

*M. Ortelt, H. Hald

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., Pfaffenwaldring 38-40, 70569 Stuttgart, markus.ortelt@dlr.de

D. Greuel

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., Lampoldshausen, 74239 Hardthausen

Chemische Raketenmotoren sind heutzutage die Wärmekraftantriebe mit der höchsten Leistungsdichte. In Europa ist diesbezüglich das Vulcain 2 Unterstufentriebwerk der erweiterten Ariane 5 Plus mit einer thermischen Leistung von rund 3 GW im Bereich kryogener Wasserstoff (LH₂)- Sauerstoff (LOX)- Antriebssysteme der Maßstab für die künftige Technologieentwicklung von Hochleistungstriebwerken. Gemessen an der regenerativ gekühlten metallischen Bauweise dieses im Nebenstromzyklus betriebenen Triebwerkes sieht man derzeit neben der prinzipiell prozessseitig effizienteren, gestuften Verbrennung (Hauptstromzyklus) erhebliches Wachstumspotenzial durch den naheliegenden Einsatz von hochtemperaturfesten faserkeramischen Werkstoffen sowohl in Haupt- als auch in Vorbrennkammern. Im DLR wird seit über zehn Jahren an der Neuentwicklung faserkeramischer Raketenbrennkammern geforscht, wobei die größte Innovation in der erstmaligen Anwendung der Effusionskühlung in Raketenmotoren anstelle der bisher überwiegend verwendeten Regenerativkühlung liegt. In Verbindung mit der Einführung von Faserverbundkeramiken (CMC's) und Faserverbundkunststoffen (FVK's) lässt diese Kühlmethode in neuer Bauweise (Abb. 1) erhebliche Systemvereinfachungen bzw. die Erhöhung von Zuverlässigkeit und Langlebigkeit im Bereich Schubkammer und Düsenverlängerung erwarten.

Darüber hinaus zeichnen sich signifikante Vorteile durch die Reduktion von Gewicht und Herstellkosten ab. Im Rahmen des Ende 2005 verabschiedeten nationalen Forschungsnetzwerkes „Propulsion 2010“ mündet das bis dato sehr erfolgreiche Technologie-Screening im Schulterschluss mit EADS Astrium nun in die gemeinsame Entwicklung eines Demonstratortriebwerks für den Europäischen Forschungs- und Technologieprüfstand P8 am DLR Lampoldshausen (Abb. 2).



Abb. 1: Prinzipsegment (30 mm Innendurchmesser) der keramischen Brennkammer (innen: CMC, außen: FVK).

Die effusiv gekühlte Raketenbrennkammer, wie sie beim DLR untersucht wird, besteht prinzipiell aus einem porösen und hochtemperaturfesten faserkeramischen Innenliner, der in eine Last tragende Außenhülle aus FVK eingebunden ist. Ein geringer Teil des zur Verbrennung benutzten LH₂ wird während des Triebwerksprozesses von der Brennstoffzufuhr zum Einspritzkopf abgezweigt, zwischen Innenliner und Außenwand gebracht und durchströmt anschließend unter sehr geringem Druckverlust die poröse Innenwand, wobei sich in Folge des Wärmeaustauschs mit dem Strömungsmedium der Effusionskühleffekt einstellt. Dank der Hochtemperaturkeramik kann der Kühlmassenstrom derart reduziert werden, dass der

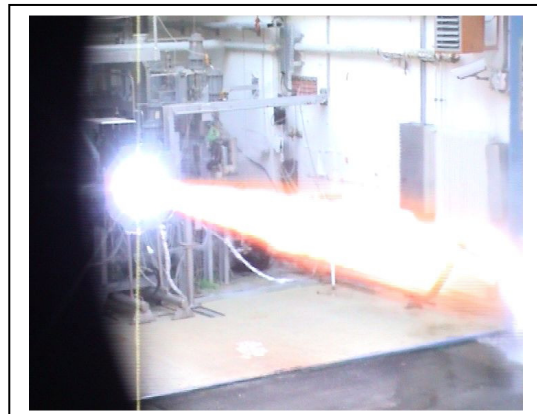


Abb. 2: CMC-Segmenttest (80 mm Innendurchmesser) am P8-Prüfstand bei 70 bar Brennkammerdruck.

Triebwerksprozess eine den heutzutage nahezu ausgereizten regenerativ gekühlten Metalltriebwerken vergleichbare Effizienz erreicht. Im direkten Vergleich zur regenerativ gekühlten Metallbrennkammer, deren Bauweise mit einer aufwändigen wandinternen Kühlkanalstruktur verbunden ist, lässt sich darüber hinaus die Herstellung drastisch vereinfachen, denn aufgrund der verschwindend geringen thermischen Ausdehnung des CMC Innenliners und seiner zur Kühlung passenden inhärenten Mikrostruktur wird der Auslegungs- und Fertigungsaufwand erheblich gesenkt. Zur Systemauslegung ist generell die Kenntnis thermophysikalischer Stoffparameter von großer Bedeutung. Eine weitere und weitaus größere Herausforderung stellt die Fähigkeit dar, Massenströme, Drücke und Temperaturen sowie deren zeitliche und lokale Verteilung an interessierenden Strukturstellen in operationellen Versuchen möglichst exakt messen zu können. An den heißen Strukturstellen des Innenliners finden derzeit zwei Hauptmethoden zur Wandtemperaturmessung Anwendung, die thermoelektrische und die optische. Hierzu fanden

exemplarisch Untersuchungen an einem Carbon/Carbon (C/C)- Segment in einer Mikrobrennkammer mit 30 mm Durchmesser statt. Die Versuche wurden bei einem Heißgasdruck von ca. 10 bar und Heißgastemperaturen von ca. 3000 °C gefahren (Abb. 3). Sie werden den Fokus dieses Jubiläumsvortrags darstellen.

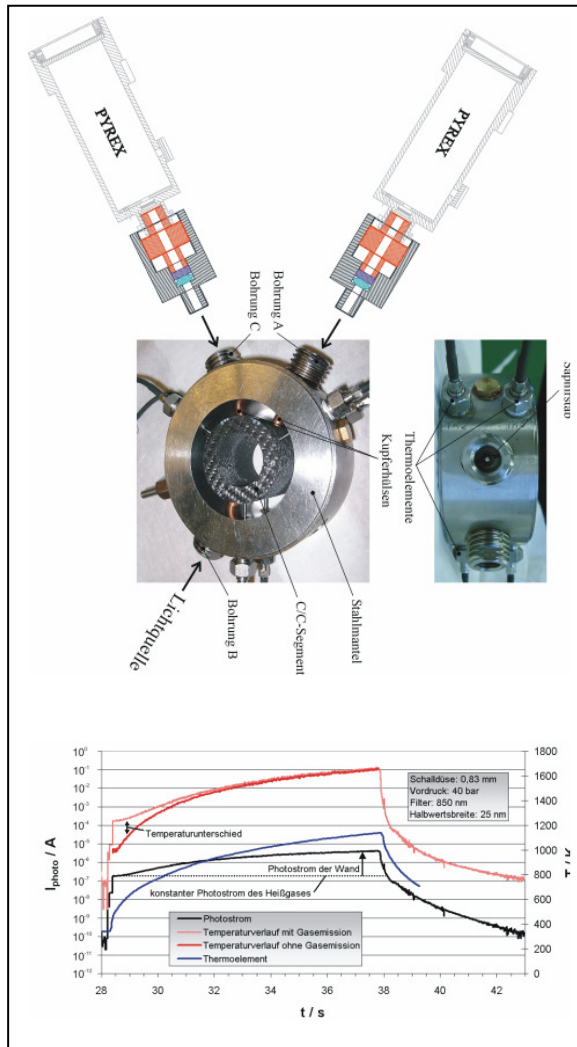


Abb. 3: Vergleich von thermoelektrischer und optischer Wandtemperaturmessung an C/C in einer Mikrobrennkammer bei 10 bar Heißgasdruck und ca. 3000 °C Heißgastemperatur.

Literatur

- [1] Pegemanyfar, N., *Optische Messung der Wandtemperatur in einer H₂/O₂-keramischen Raketebrennkammer*, Studienarbeit IRS 03-S-19, Institut für Raumfahrtssysteme, Universität Stuttgart, August 2003, 70569 Stuttgart
- [2] Ullmann, T., Hald, H., Vollrath, O., Grotheer, H.H., Haidn, O.J., Auweter-Kurz, M., *Behaviour of C/C-SiC Material in Reentry and H₂/O₂-Combustion Environment*, Tech. rep., 3rd Workshop on Thermal Protecting Systems, March Noordwijk, The Netherlands, 1998.
- [3] Serbest, E., Haidn, O.J., Hald, H., Korger, G., Winkelmann, P., *Effusion Cooling in Rocket Combustors Applying Fiber Reinforced Ceramics*, AIAA 99-2911, June 20-24 1999, 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit.

[4] Greuel, D., Herbertz, A., Haidn, O.J., Ortelt, M., Hald, H., *Transpiration Cooling Applied to C/C Liners of Cryogenic Liquid Rocket Engines*, 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE/ JPC Conference and Exhibit, 11-14 July 2004, Fort Lauderdale, Florida.

[5] Lezuo, Michael K, *Wärmetransport in H₂-transpirativ gekühlten Brennkammerkomponenten*, Ph.D. thesis, RWTH Aachen, Oktober 1998.

[6] Krenkel, W., *Entwicklung eines kostengünstigen Verfahrens zur Herstellung von Bauteilen aus keramischen Verbundwerkstoffen*, Ph.D. thesis, DLR Stuttgart, February 2000.

[7] Rannie, W.D., *A Simplified Theory of Porous Wall Cooling*, Tech. rep., Jet Propulsion Laboratory California, Institute of Technology, Pasadena, CA, November 24 1947.

[8] Wheeler, H.L., Duwez, P., *Heat Transfer Through Sweat Cooled Porous Tubes*, Jet Propulsion, Vol. 25, Oktober 1955.

[9] Meinert, J., Huhn, J., Serbest, E., Haidn, O.J., *Turbulent Boundary Layers with Foreign Gas Transpiration*, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 38, No. 2, 2001, pp. 191-198.

[10] Haeseler, D., Mäding, C. (DASA), Rubinskiy, V., Gorokhov, V., Khrisanfov, S. (CADB), *Experimental Investigation of Transpiration Cooled Hydrogen-Oxygen Subscale Chambers*, AIAA 98-3364, July 13-15 1998, 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit.

[11] Herbertz, A., *Systemanalytische, vergleichende Untersuchung von transpirativ- und regenerativ gekühlten Brennkammern eines Raketennotors*, DGLR-2001-117, September 2001, DGLR Jahrestagung 2001.

[12] Herbertz, A., *Parametrische Zyklus-Untersuchung eines Nebenstromtriebwerks mit Effusionskühlung*, DLR-IB 647-2003/02, 2003.

[13] Hald, H., Ortelt, M., Fischer, I., Greuel, D., *CMC Rocket Combustion Chamber with Effusion Cooling*, 54th IAF Congress Sept. 29 - Oct. 3, 2003, Bremen, Germany

[14] Ehlers, W. and Ghadiani, S., *Non-isothermal multiphase problems in application to Rocket Combustors cooled by Effusion Cooling*, in preparation.

[15] Haidn, O.J., Greuel, D., Herbertz, A., Ortelt, M., Hald, H., editor, *Application of Fiber Reinforced C/C Ceramic Structures in Liquid Rocket Engines*, Moscow-Kaluga, Russia, September 15-19 2003, Space 2003, Conference and Exhibition.

[16] Schmidt, S., Beyer, S., Knabe, H., Immich, H., Meistring, R., Gessler, A., *Advanced Ceramic Matrix Composite Materials for Current and Future Propulsion Technology Applications*, IAC-03-S.3.03, September 29 - October 3rd 2003, 54th Int. Astronautical Congress.

[17] Beyer, S., Knabe, H., Strobel, F., *Development and Testing of C/SiC Components for Liquid Rocket Propulsion Applications*, AIAA 99-2896, June 21-23 1999, 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit.