

News-Archiv Stuttgart

Neue Raketen-Schubkammer aus Leichtbaumaterialien

14. Juli 2005



Die neue Brennkammer im Heißtest: Dem Druck von 70Bar widerstand sie im P8-Teststand in Lampoldshausen problemlos.

Stuttgart/Lampoldshausen - Die hohen Transportkosten in den Weltraum sind das Hauptproblem heutiger Trägerraketen. Mit einer neuen Brennkammerbauweise unter Verwendung von durchlässigem und extrem hitzefestem Carbon/Carbon (C/C) und kohlefaserverstärkten Verbundwerkstoffen stehen Wissenschaftler des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) nun kurz davor, die Antriebstechnologie zu revolutionieren. Die Wissenschaftler im Institut für Bauweisen- und Konstruktionsforschung in Stuttgart und im Institut für Raumfahrtantriebe in Lampoldshausen erreichen mit den modernen Materialien und dem Prinzip der Schwitzkühlung eine drastische Reduzierung des Gewichts bei gleichzeitig deutlichen Systemverbesserungen. In Versuchen auf dem Testgelände für Raketenantriebe in Lampoldshausen haben die DLR-Ingenieure unter realitätsnahen Start- und Abschaltphasen jetzt nachgewiesen, dass die neu entwickelte Schubkammer unter den Betriebsbedingungen repräsentativer Oberstufentriebwerke einsetzbar ist.

Gerade die Prämissen einer hohen Zuverlässigkeit der Systeme unter optimierten Kostengesichtspunkten stellen für kommende Missionen zukünftiger Raumtransportsysteme große Herausforderungen an die Raumfahrtingenieure dar. Die Effizienz hängt dabei in entscheidendem Maße von den Triebwerken ab. In Fachkreisen gelten die Schubkammern in den heutigen Bauweisen allerdings als nahezu optimiert.



Macht die Brennkammer entscheidend leichter: der Segmenthalter und sein neuartiger Inhalt aus kohlefaserverstärktem Kohlenstoff.

Die DLR-Wissenschaftler haben jetzt einen komplett neuen Ansatz gewählt. Sie setzen Faserkeramikmaterialien und Hochleistungsverbundwerkstoffe in Verbindung mit dem Prinzip der Effusionskühlung ein, die eine Art Schwitzkühlung an der Brennkammerinnenwand darstellt. Dadurch erreichen die Ingenieure ein ideales Verhältnis des sowohl als Treibstoff als auch zur Kühlung verwendeten tiefkalten Wasserstoffs im System. Zusammen mit den Vorteilen der etwa fünfmal leichteren Verbundwerkstoffe gegenüber den heute eingesetzten Metallen Kupfer und Nickel und den sehr guten Werkstoffeigenschaften bei Hitze und Kälte werden die Vorzüge der neuen Technologie erkennbar: Durch die Gewichtsreduktion können größere Nutzlasten in den Orbit transportiert werden, die weitgehend ausdehnungsneutralen Werkstoffe ermöglichen eine höhere Lebensdauer und es werden deutliche Vorteile auf Gesamtsystemebene und bei den Kosten erwartet.

In der herkömmlichen Raketentechnologie besteht der innere Teil der Brennkammer aus Kupfer. Dieser wird mit zahlreichen dünnen Kühlkanälen durchzogen. Eingebettet ist er in einen massiven Nickelmantel. Diesen schweren Metallmantel ersetzen die Wissenschaftler jetzt durch einen kohlefaserverstärkten Kunststoff (CFK) als tragende Außenschale. Anstelle des Kupfers verwenden die Forscher einen porösen Innenmantel aus kohlefaserverstärktem Kohlenstoff (C/C). Zwischen den beiden Schichten dieses Doppelwandaufbaus führen die Ingenieure nun den tiefkalten Wasserstoff hindurch. Dieser dringt durch das poröse Material ohne Phasenübergang in die Brennkammer ein und bildet an der Wand einen Kühlfilm aus. Gegenüber der herkömmlichen Kühlung kann der Wasserstoff jetzt mit einem deutlich niedrigeren Druck eingeführt werden, was wiederum für das Triebwerk insgesamt von Vorteil ist: die Turbopumpen zur Treibstoffförderung, die hinsichtlich ihres Leistungsgewichts in höchstem Maße ausgereizt sind und die damit die Leistungsfähigkeit der Triebwerke generell limitieren, lassen sich dadurch entlasten bzw. könnte alternativ hierzu der Brennkammerdruck erhöht werden. Dies kann zur Steigerung der Zuverlässigkeit im Förderstrang genutzt werden.



Bestechend einfach, aber von großer Wirkung für Raketenantriebe: Schnitt durch eine effusiv gekühlte Mikrobrennkammer

Obwohl diese Methode der Effusionskühlung schon lange bekannt ist, scheiterte die Umsetzung an den bislang ungünstigen Materialeigenschaften der verwendeten Metalle. Durch das poröse C/C erreichen die Wissenschaftler aber jetzt, dass der mitgeführte Wasserstoff nur zu einem geringen Teil als Kühlmittel benötigt wird. Vielmehr kann er nun hauptsächlich der Verbrennung zugeführt werden und damit der Schuberzeugung dienen. Auch die weiteren Materialvorteile der Verbundwerkstoffe, wie die geringe Ausdehnung bei hohen Temperaturen und das Ausbleiben der Schmelzphase im Vergleich zu Metallen minimieren den Kühlaufwand. C/C hält Temperaturen über 2000° Celsius stand.

Die vergangene Versuchskampagne am europäischen Forschungs- und Technologieprüfstand P8 im DLR Standort in Lampoldshausen, der für realitätsnahe Tests ausgelegt ist, brachte für die Wissenschaftler nun den Durchbruch. Die effusionsgekühlte Brennkammer hat sowohl unter verschiedenen Gasdrücken

bis zu 80 bar, bei unterschiedlichen Treibstoffmischungen und auch bei variierenden Kühlmittelmengen die Praxistests bestanden und ihre prinzipielle Einsetzbarkeit nachgewiesen. Durch die einfachen Grundkomponenten im Strukturaufbau weisen die Wissenschaftler zudem auf ein erhebliches Potenzial zur Kostenreduzierung hin.

Kontakt

Dr.-Ing. Hermann Hald

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR)

Institut für Bauweisen und Strukturtechnologie

Tel: +49 711 6862-473

Fax: +49 711 6862-227

E-Mail: Hermann.Hald@dlr.de

Kontaktdaten für Bild- und Videoanfragen sowie Informationen zu den DLR-Nutzungsbedingungen finden Sie im Impressum der Website des DLR.