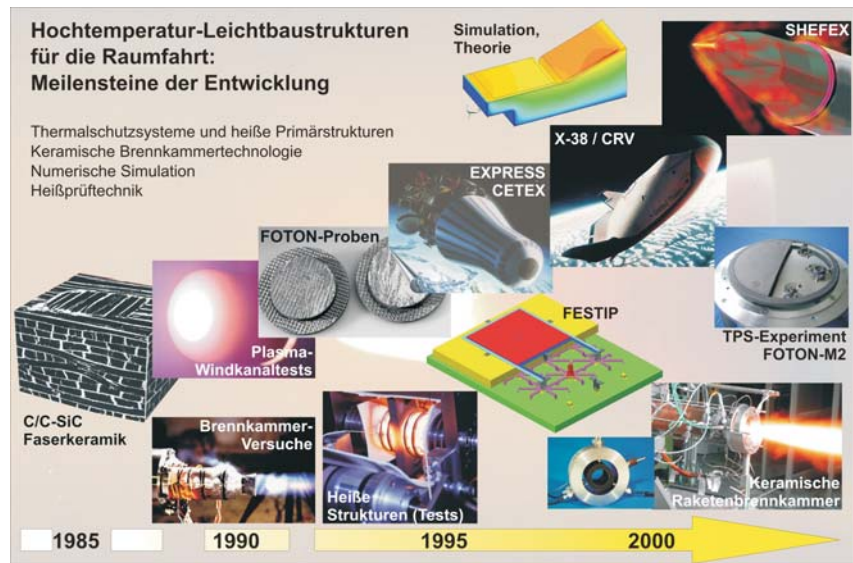




## Raumfahrt Systemintegration



Die Abbildung zeigt:

Meilensteine der Entwicklung

Schwerpunktmäßig sind die Arbeiten in der Abteilung *Raumfahrt Systemintegration* auf die Entwicklung von Hochtemperatur-Leichtbaustrukturen ausgerichtet. Der Fokus liegt hierbei auf wieder verwendbaren Thermalschutzsystemen (TPS) und heißen Primärstrukturen von Wiedereintrittsfahrzeugen, sowie Raketenantriebswerken mit einer effusionsgekühlten Brennkammer unter Verwendung faserverstärkter Kunststoffe und Keramiken. Beide Themenfelder sind wichtige Schlüsseltechnologien für die Entwicklung zukünftiger Raumtransportsysteme.

Die Entwicklungen umfassen neben grundlagenorientierten Arbeiten vorwiegend projektorientierte Aktivitäten, die zu erprobten und einsatzfähigen Gesamtbauteilen bzw. -systemen führen sollen. Dieser systemorientierte Ansatz führt zur Integration verschiedener Bereiche während des Entwicklungsprozesses und umfasst beispielsweise bei einem TPS die Systemauslegung von der heißen Außenseite bis hin zur Gestaltung der Unterstruktur. Innerhalb der Abteilung werden dabei vom Vorentwurf bis hin zum Qualifikationstest alle notwendigen Disziplinen abgedeckt. Im

Bereich der Konstruktion und Berechnung stehen neben kommerzieller FEM und CAD Software auch spezielle Simulationstools für die gekoppelte Struktur-Strömungsberechnung oder die strukturelle Brennkammersimulation zur Verfügung. Die Herstellung der faserverstärkten Primärbauteile aus C/C-SiC erfolgt innerhalb des Instituts in der Abteilung *Keramische Verbundstrukturen* mittels des vom DLR entwickelten Flüssiginfiltrationsverfahrens. Zur Qualifikation der Systeme stehen eigene Heißprüfeinrichtungen bzw. Plasmawindkanäle und Triebwerksprüfstände in anderen DLR-Instituten zur Verfügung.

### Heiße Primärstrukturen und Thermalschutzsysteme

Neben der Bestimmung von Materialkennwerten des faserverstärkten Grundwerkstoffs wurde schon sehr früh das Verhalten des Werkstoffs unter Wiedereintrittsbedingungen sowohl am Boden in Plasmawindkanälen als auch im Flug untersucht. Bei der EXPRESS Mission wurde bereits ein komplettes Strukturbauteil inklusive keramischer Krafteinleitung und Isolierung einem realen Wiedereintritt bei extremsten Wärme-

lasten unterzogen. Innerhalb des europäischen FESTIP Programms wurde ein flächiges, vollkeramisches TPS-System inklusive keramischer Dichtungen und Befestigungselemente, die eine ähnliche Funktionalität wie Blindniete aufweisen, entwickelt und getestet. Eine weitere Aktivität der Abteilung im Themenbereich der Wiedereintrittstechnologie umfasst die Entwicklung neuartiger Oxidationsschutzschichten.

Der Erfolg der systematischen Entwicklungsarbeiten im Bereich der Wiedereintrittstechnologie zeigt sich am besten bei der Realisierung der Nasenkappe für X-38. Neben der keramischen Nasenschale wurde ein Befestigungssystem entwickelt, das zum einen eine robuste Anbindung an die Unterstruktur erlaubt, aber gleichzeitig die auftretenden Wärmedehnungen nahezu spannungsfrei kompensiert. Weitere technologische Problemstellungen wurden beim Design des Dichtungssystems am Übergang der Nasenkappe zum sich anschließenden TPS sowie bei der Integration von keramischen Druckaufnehmern in der Nasenschale gelöst. Das Nasenkappensystem konnte voll flugqualifiziert im 2001 an NASA ausgeliefert werden.

**Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.**  
in der Helmholtz-Gemeinschaft

Institut für Bauweisen- und Konstruktionsforschung  
Pfaffenwaldring 38-40  
D-70569 Stuttgart

Dr. Hermann Hald

Tel.: +49(0) 711/6862-473  
Fax: +49(0) 711/6862-227  
E-mail: hermann.hald@dlr.de  
Internet: <http://www.dlr.de/BK>



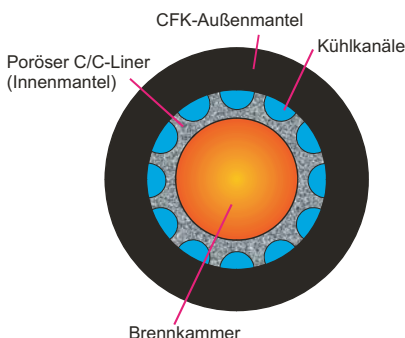
Montage der Nasenkappe an X-38 (V201),  
NASA Houston Oktober 2001



SHEFEX (Sharp Edge Flight Experiment)



Prinzipdarstellung der effusiv gekühlten  
Brennkammer (Querschnitt)



Ziel ist bei all diesen Entwicklungen ein möglichst robustes und schadenstolerantes Gesamtsystem, das auch unter operationellen und wirtschaftlichen Betrachtungen Bestand hat. Konsequenterweise führt dieser Ansatz zu grundlegenden Betrachtungen der Form zukünftiger Raumfahrzeuge. Die Auflösung der bisherigen gewölbten Formen in großflächige, ebene Bereiche ermöglicht eine signifikante Einsparung bei den Herstellungs- und Betriebskosten eines wieder verwendbaren TPS. Es ergeben sich daraus auch aerodynamische Vorteile. Erkauf werden diese durch thermale Extrembelastungen an den kantigen Übergängen, die jedoch durch neuartige Designansätze oder Kühlsysteme beherrschbar erscheinen.

Zur Erprobung dieser neuen Ansätze wurde das SHEFEX (SHarp Edge Flight Experiment) definiert und entwickelt. Ein nur mit ebenen keramischen Paneelen versehener Flugkörper führt nach dem Start mit einer Höhenforschungsrakete einen Wiedereintritt durch und liefert dabei Messdaten, die Aufschluss über das aerodynamische Verhalten und die damit verbundenen Strukturbelastungen geben.

### Brennkammertechnologie

Ziel einer laufenden Neuentwicklung ist es, für Wasserstoff / Sauerstoff Raketentriebwerke durch eine neuartige Bauweise zu Brennkammern mit Effusionskühlung unter Verwendung poröser Faserkeramikmaterialien und Hochleistungsverbundwerkstoffe zu kommen. Abgesichert durch zahlreiche erfolgreiche Versuchskampagnen und grundlagenorientierte Dissertationen konnte dieses neue Arbeitsgebiet in enger Kooperation mit dem DLR-Institut *Raketenantriebe* in Lampoldshausen implementiert werden.

Eine Brennkammer heutiger Technologie besteht aus der regenerativ gekühlten inneren Kupferbrennkammer mit zahlreichen Kühlkanälen extrem dünner Wandstärke, die in einem massiven Nickelmantel eingebettet ist. Das neue Konzept sieht vor, den schweren Metallmantel durch kohlefaserverstärkten Kunststoff (CFK) als tragende Außenhülle zu ersetzen und anstelle des

Kupfers einen porösen Liner aus kohlefaserverstärktem Kohlenstoff (C/C) zu verwenden. Zwischen diesem Liner und dem äußeren CFK-Mantel wird tiefkalter Wasserstoff zugeführt. Aufgrund eines geringen Überdrucks auf der Kühlungsseite gegenüber dem Brennraum dringt Wasserstoff von außen nach innen durch das poröse Wandmaterial hindurch und bildet auf der Brennkammerinnenseite einen Kühlfilm aus. Gleichzeitig wird Wärme, die durch Konvektion und Strahlung auf die Innenwand übertragen wurde, vom Gasstrom aufgenommen und dem Brennraum zurückgeführt.

Die ausschließliche Verwendung faserverstärkter Keramiken und Kunststoffe führt zu mehreren Vorteilen:

**Leichter:** Mit einer Dichte zwischen 1,3 und 1,6 g/cm<sup>3</sup> sind die Verbundwerkstoffe etwa 5 mal leichter als die heute eingesetzten Metalle Kupfer und Nickel.

**Ermüdungssicher:** Beide Verbundwerkstoffe weisen einen äußerst geringen thermischen Ausdehnungskoeffizienten auf, so dass trotz extremer Temperaturgradienten aufgrund der praktisch nicht existierenden Strukturdehnung auch keine thermisch bedingten Materialermüdungseffekte auftreten.

**Schadenstolerant:** C/C ist thermisch deutlich über 2000 °C hinaus einsetzbar und erweist sich als ausgesprochen schadenstolerant, da es im Gegensatz zu Metallen keine Schmelzphase aufweist und eine ggf. lokale Überhitzung nicht zu einem Porenverschluss mit Schadensfortschritt führt.

**Effizient:** Aufgrund der extrem hohen ertragbaren Temperaturen des C/C-Liners kann der Kühlaufwand minimiert werden, so dass spezifische Impulsverluste vermieden werden.

**Preiswert:** Das Konzept besticht durch seine einfachen Grundkomponenten, und es lässt ein erhebliches Kosteneinsparpotenzial erwarten. Deshalb werden bereits in der Technologieentwicklungsphase ausschließlich Fertigungsverfahren entwickelt, die zumindest prinzipiell auf größere, reale Geometrien hin skalierbar sind und eine automatisierte Fertigung zulassen.