



Thermalschutzsysteme ...

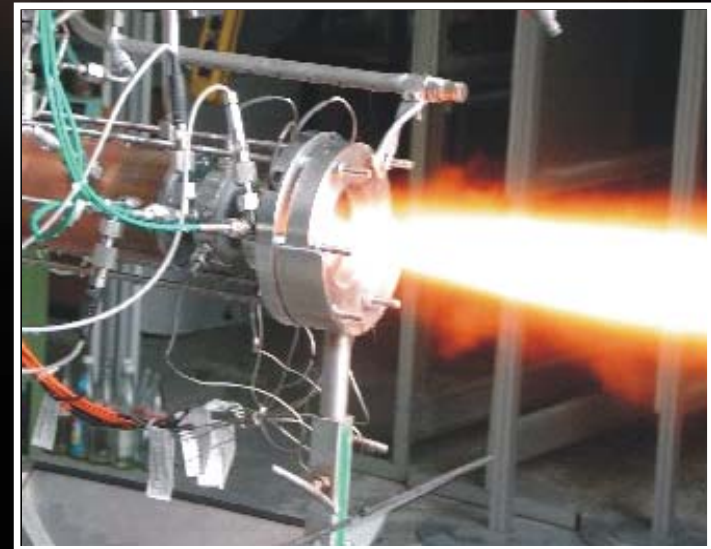


Dr. Hermann Hald
Hendrik Weihs

Institut für Bauweisen- und
Konstruktionsforschung
Stuttgart

2. Raumfahrt-Technologietage
4.-5. November 2003, DLR Köln-Porz

... und
Raketenbrennkammern



C/C-SiC via Flüssigsilicierung (LSI)

LSI-Prozess

CFRP
RTM, Autoklav

Pyrolyse
900°C, Schutzgas

Silicierung
1600°C, Vacuum

Beschichtung
(CVD, VPS)



Kurze Fertigungszeit

Kostengünstiges
Verfahren

Innerer
Oxidationsschutz

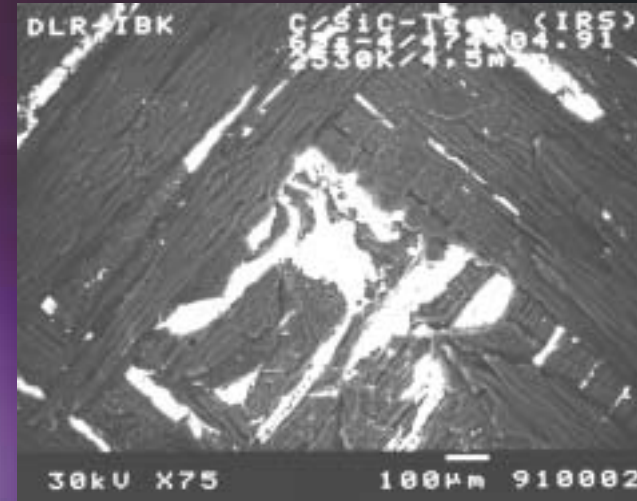
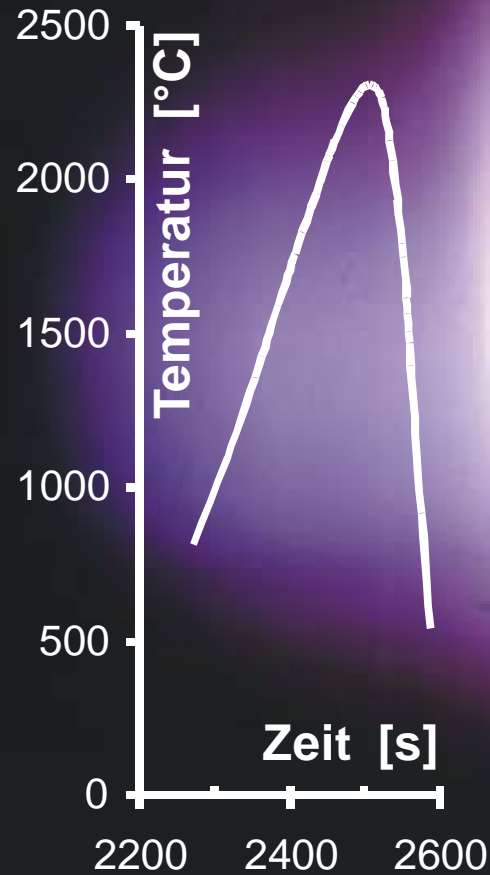
Damagetoleranz,
verschleißbeständig

Geringe Dichte

Temperaturbeständig-
keit bis zu 1800°C

Niedriger Temperatur-
ausdehnungskoeffizient

EXPRESS Plasmawindkanalversuche am IRS bis zu $T=2700^{\circ}\text{C}$



Querschnitt (Rückseite)

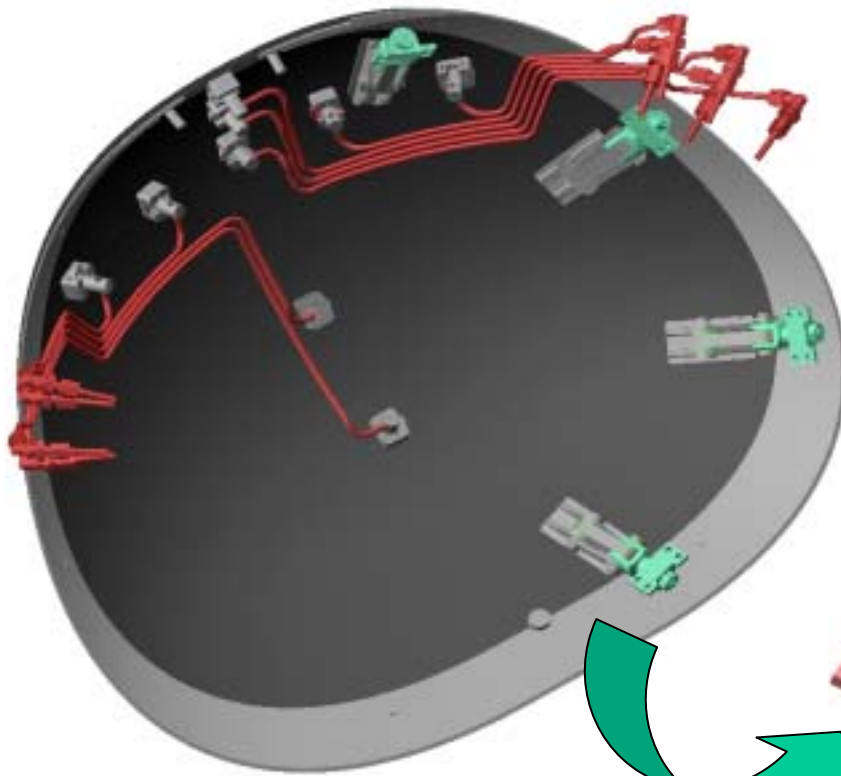
Eintritt von X-38 in die Erdatmosphäre





C/C-SiC Nasenkappe für X-38 (TETRA)

Rückseite mit Krafteinleitungen, 'pressure ports' und 'rigid seal'



Daten zur Nasenkappe

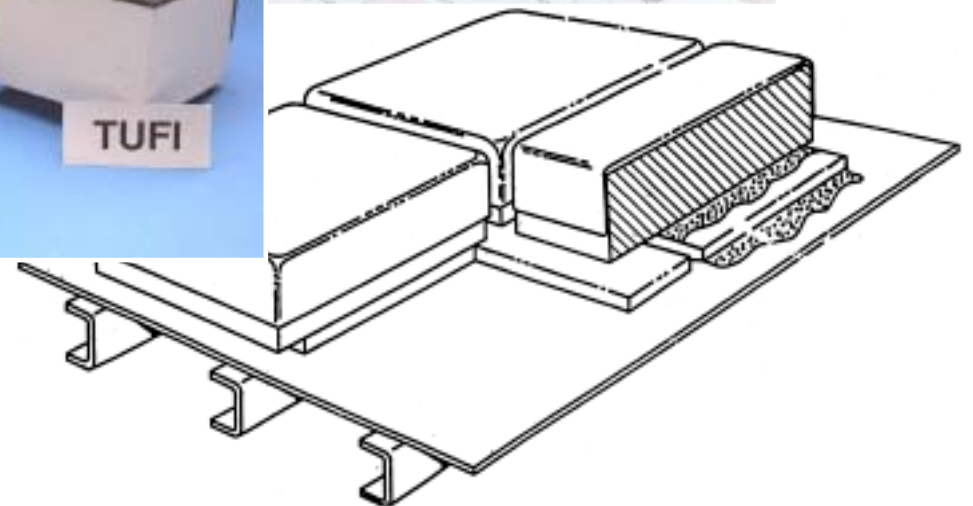
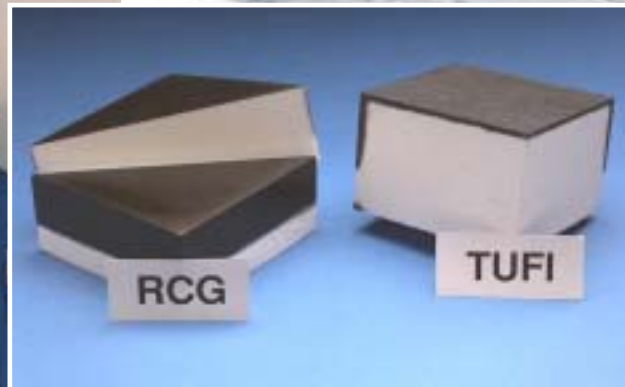
Durchmesser 750 mm

Dicke 6 mm

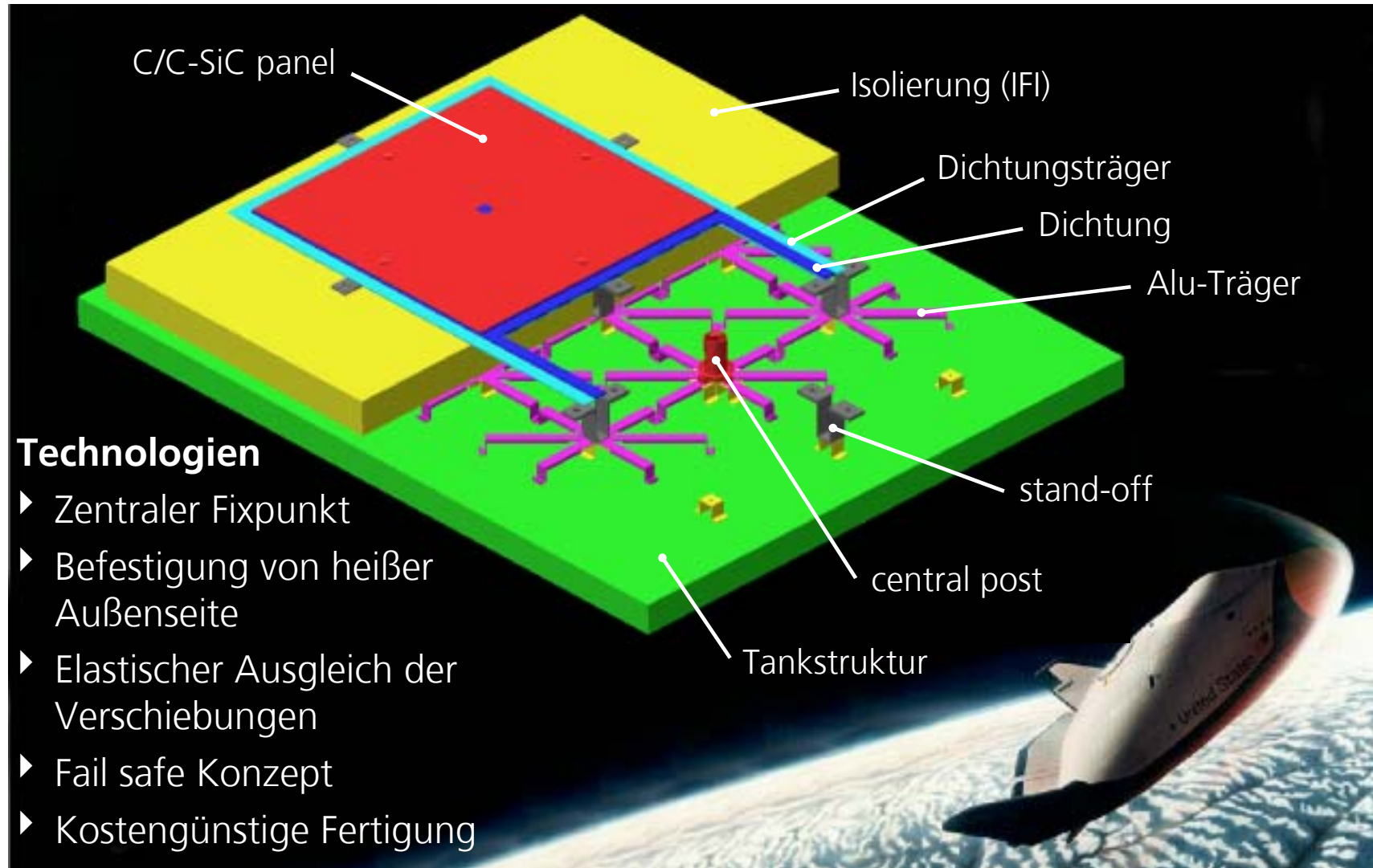
Masse 7 kg



Wärmeschutztechnologie beim US Space Shuttle



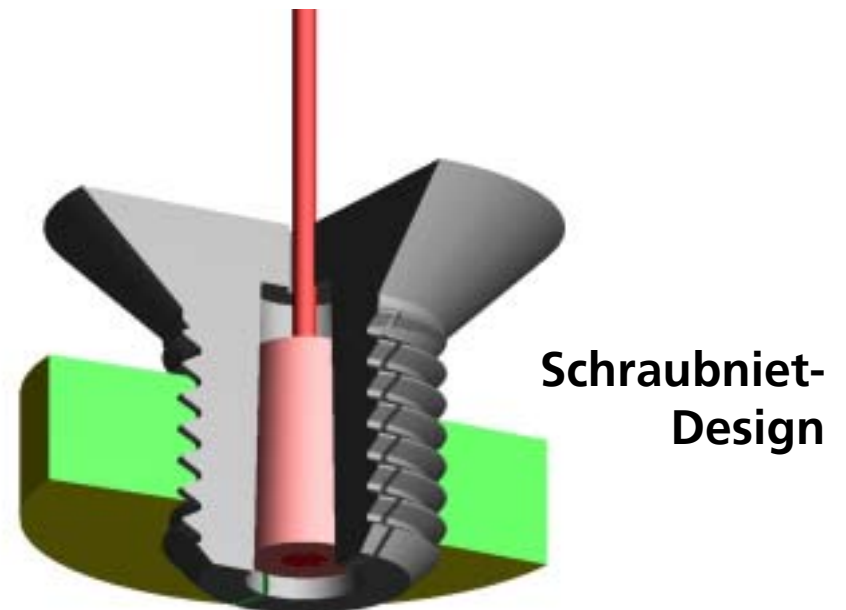
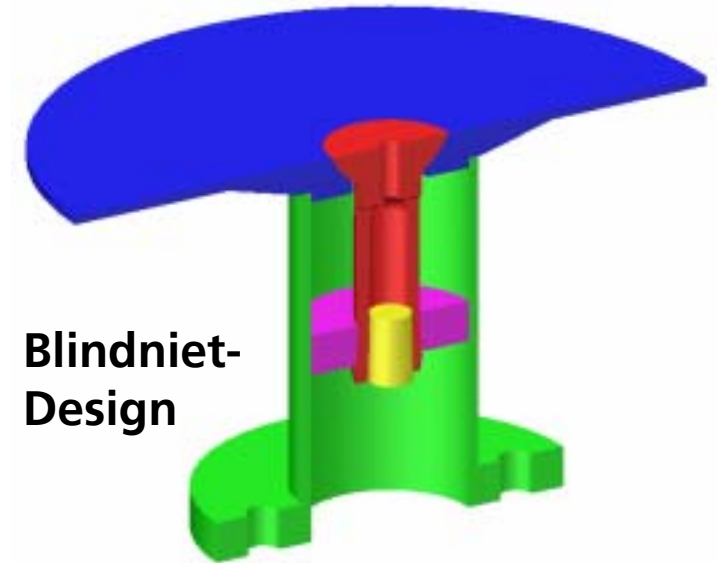
Entwicklung eines wiederverwendbaren Thermalschutzsystems aus Faserkeramik



Technologie faserkeramischer Befestigungselemente

„Heiße“ Befestigung von TPS Paneelen

- Requirements: Zugang von außen her für eine einfache Montage, Reparatur und Austausch
- Vollständige Gestaltung in CMC-Technologie (Hochtemperaturbeständigkeit)
- Werkstoffgerechtes Design wegen geringer Bruchdehnungen und fehlender Plastizität
- Einfacher Fixiermechanismus
- Qualifikation erfolgte in statischen und Fatigueversuchen bei Raumtemperatur und bei 1600°C (bis zu 300,000 Lastzyklen)





Flugexperiment für FOTON-M1 bzw. FOTON-M2





Gekoppelte Struktur-/Strömungsanalyse

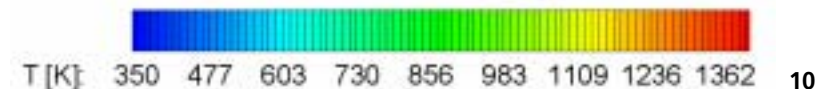
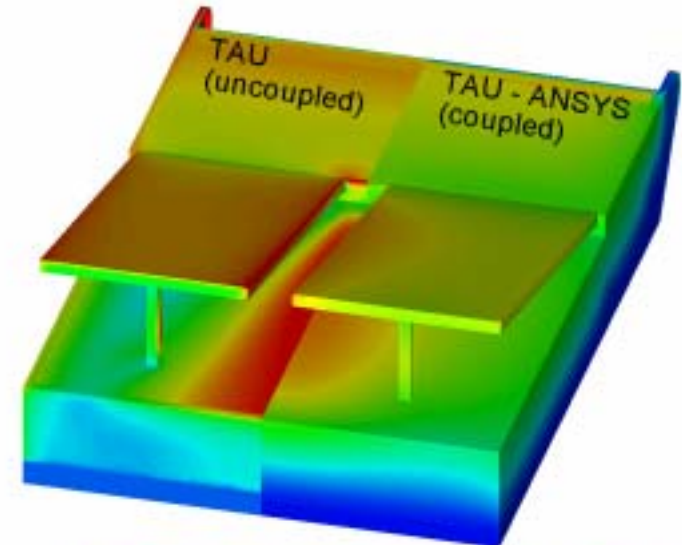
Projekt IMENS (Kooperation BK, AS-WK, Systemec)

Ziele

- ▶ Entwicklung einer Simulationsumgebung zur gekoppelten Analyse der Strömung-/Strukturwechselwirkung (CFD-FEM)
- ▶ Bestimmung des Einflusses nichtadiabater, ‚technischer Oberflächen‘ im Vergleich zu idealen Oberflächen (Wärmeleitung/-speicherung, Spalte, Stufen, Verformungen)

Aufgaben

- ▶ Sensitivitätsuntersuchungen
- ▶ Entwicklung von Validierungsmodell(en) für L3K und Durchführung von Versuchen





SHEFEX - Sharp Edge Flight Experiment

DLR Institute in Kooperation mit Industriefirmen

Was ist SHEFEX?

- ▶ 'Fliegender Windkanal' zur Gewinnung realer Flugdaten
- ▶ Testumgebung für verschiedene TPS design Konzepte und Werkstoffe
- ▶ Aerodynamische und strukturelle Verifikation einer fortschrittlichen Oberflächengeometrie



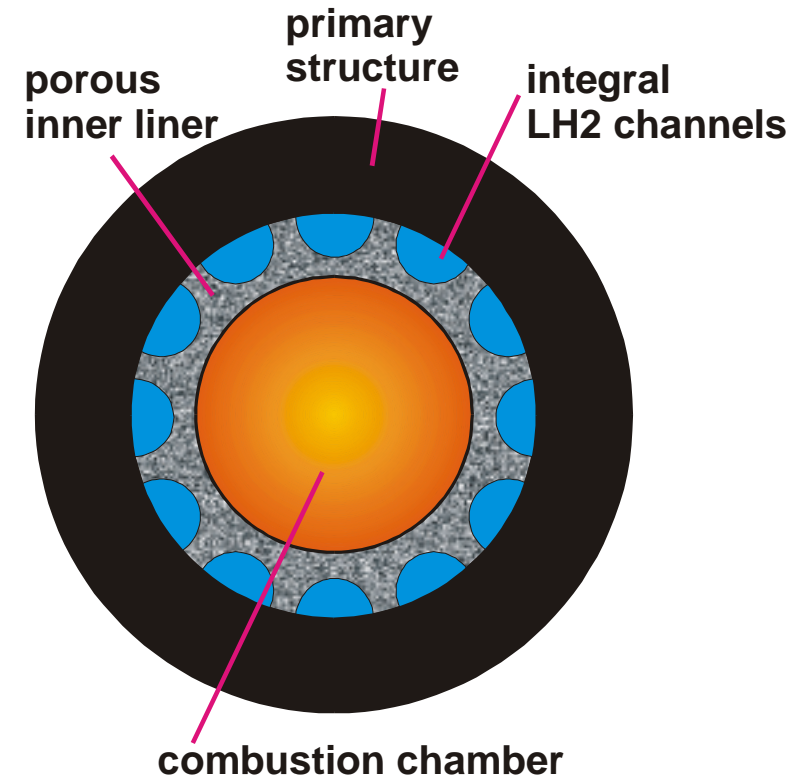
Daten

- ▶ Masse ca. 50 kg
- ▶ Länge/Durchm. 900/450 mm
- ▶ Suborbitale Mission
- ▶ Max. Machzahl 7
- ▶ T_{\max} im Staupunkt 2200 K



Effusionsgekühlte, faserkeramische Brennkammer (Kooperation BK, RA)

- ▶ Verbundwerkstoffe statt Metalle
- ▶ Keine thermische Ermüdung
- ▶ Höhere Lebensdauer, Wiederzündbarkeit, bessere Wiederverwendbarkeit
- ▶ Hohe Schdenstoleranz
- ▶ Effusionskühlung ist hocheffizient
- ▶ Drastische Massen- und Kostenreduktion möglich aufgrund des Struktur- und Fertigungskonzeptes





Versuche mit der integralen, keramischen Modellbrennkammer V02b

M3 Test Bench

**DLR
Lampoldshausen**

Test Parameter

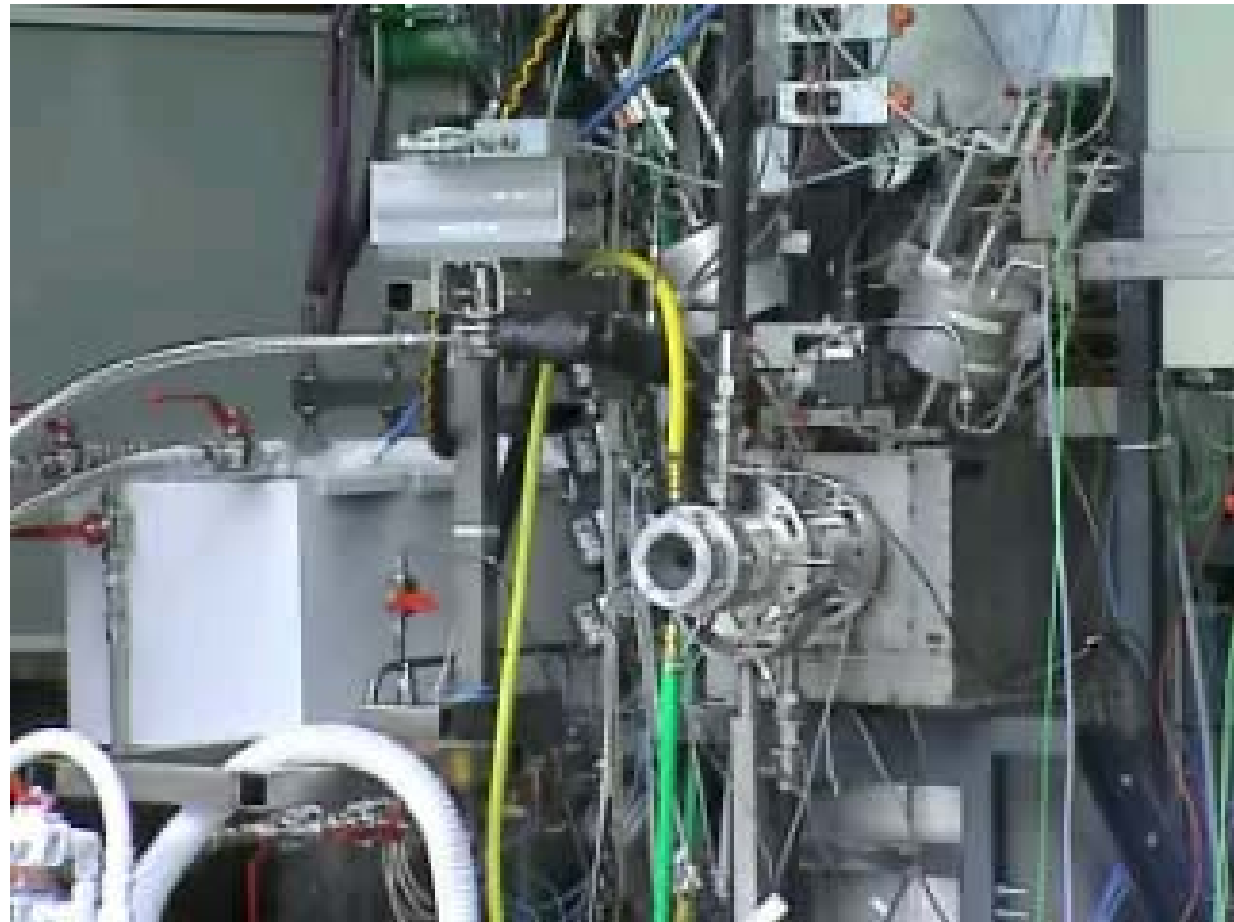
Fuel: GH2

Oxidizer: GO2

Kühlung: GH2

Druck: 8,5 bar

Testdauer: 30 s



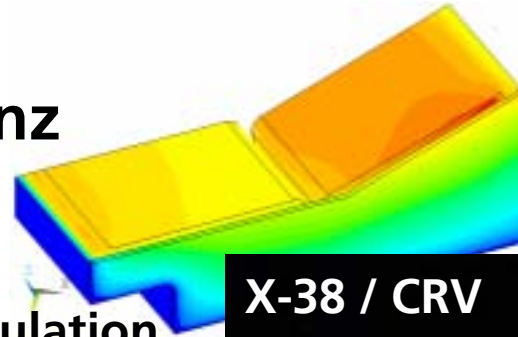


Entwicklungsstand

- ▶ Physikalische Grundprinzipien der Effusionskühlung in Verbindung mit C-Faser verstärkten Verbundwerkstoffen sind verifiziert
- ▶ Demonstration erfolgte in vielfältigen Testkampagnen bis zu 100 bar
- ▶ Wiederzündbarkeit, Schadenstoleranz, thermische Ermüdungsresistenz demonstriert
- ▶ Pyrometrische Wandtemperaturmessung erfolgreich durchgeführt (Kooperation mit Institut für Raumfahrtsysteme, IRS)
- ▶ Fertigungsprozesse sind etabliert und prinzipiell automatisierbar und skalierbar
- ▶ Entwicklung beinhaltet umfangreiche Simulationen auf Technologie- und Systemlevel



System-Kompetenz infolge



Simulation

X-38 / CRV



SHEFEX

EXPRESS-CETEX



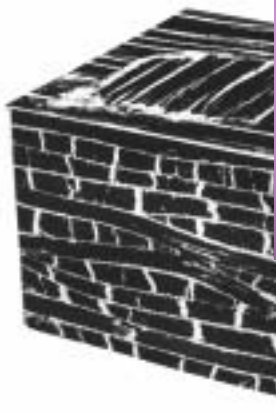
FOTON-
Proben



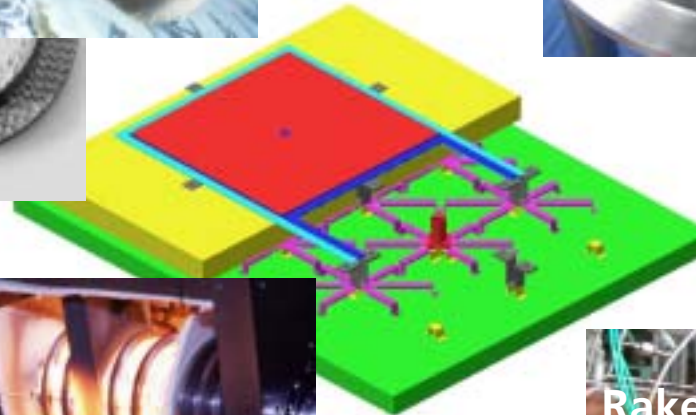
TPS

Experiment
FOTON M1/M2

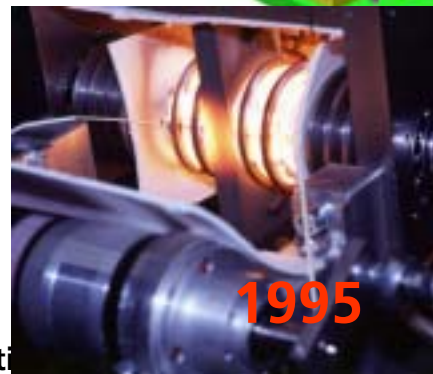
C/C-SiC mit
LSI-Prozess



Plasmawindkanaltests



FESTIP, CMC-TPS



1995

Heiße
Strukturen



Keramische
Raketenbrennkammer

2005

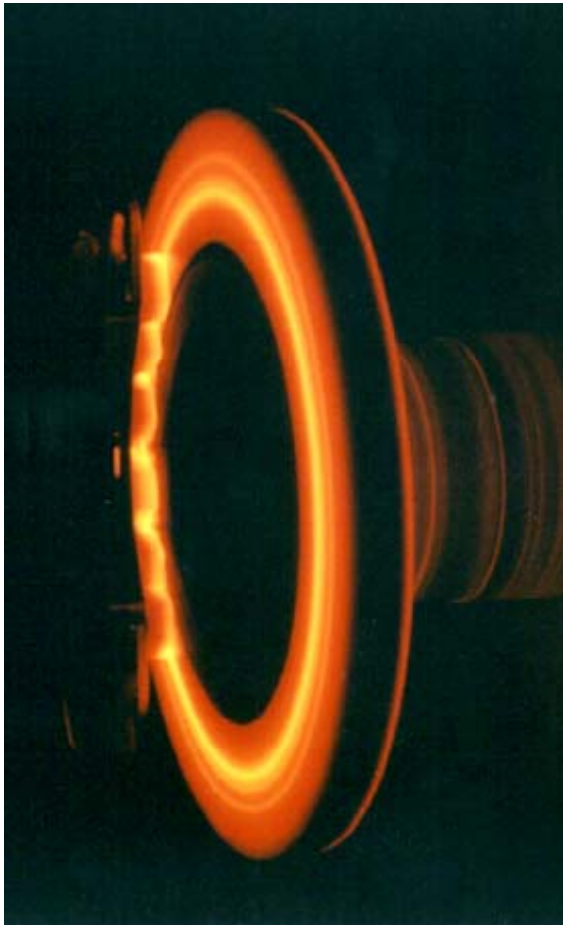
1985



DLR – Institut für Bauweisen- und Konstrukti

Entwicklung keramischer Hochtemperatur-Leichtbaustrukturen und Technologietransfer

Keramikkbremse ...



... und mehr!

