

MESSVERFAHREN ZUR BESTIMMUNG DES WÄRMEÜBERGANGES IN RAKETENBRENNKAMMERN AM EUROPÄISCHEN FORSCHUNGS- UND TECHNOLOGIE-PRÜFSTAND P8

D. Suslov, A. Woschnak, D. Greuel, M. Oschwald

Institut für Raumfahrtantriebe, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt

ABSTRAKT

Eine Optimierung des thermischen Designs stellt eine der Hauptaufgaben bei der Entwicklung und bei der Konstruktion einer Raketenbrennkammer dar. Vor diesem Hintergrund stehen die Wärmetransportprozesse ständig im Zentrum des wissenschaftlichen Interesses des Instituts für Raumfahrtantriebe am DLR Standort Lampoldshausen. Der vorliegende Artikel gibt einen kurzen Überblick über experimentelle Methoden und Messobjekte, die zur Untersuchung des Wärmeübergangs entwickelt und verifiziert wurden. Diese Messverfahren wurden für die Untersuchungen am europäischen Forschungs- und Technologie Prüfstand P8 unter für reale Raketentriebwerke typischen thermischen Bedingungen eingesetzt.

EINLEITUNG

Die hochenergetischen kryogenen Treibstoffe (LOX und LH₂) spielen dank ihrer hohen Verbrennungsenthalpie (13.4 kJ/kg) und ihres hohen spezifischen Impulses eine immer wichtigere Rolle für moderne Raketentriebwerke.

Eine hohe Temperaturdifferenz zwischen den Heißgasen in der Brennkammer und dem Kühlmedium in Zusammenhang mit hohen Wärmeübergangskoeffizienten führen zum extrem hohen Niveau der Wärmestromdichte durch die Brennkammerwand. Zum Beispiel liegen die typischen Werte der Wärmestromdichte für VULCAIN mit 10.5 MPa Brennkammerdruck bis zu 80 MW/m² und für Space Shuttle Main Engine bei 20.5 MPa bis zu 160 MW/m². Ein zuverlässiger Betrieb der Raketenbrennkammern bei diesen extremen thermischen und mechanischen Belastungen wird hauptsächlich durch effektive Kühlung gewährleistet. Für eine optimale Auslegung des Kühlsystems mit minimalen hydrodynamischen Verlusten ist die genaue Kenntnis der Wärmeübertragung von sehr großer Bedeutung. Trotz des erheblichen Fortschritts in den numerischen Methoden besteht immer noch ein erheblicher Bedarf an experimentellen Daten für die Verifizierung und die Weiterentwicklung der numerischen Designwerkzeuge. Dazu sind in der ersten Linie alle Daten von Bedeutung, die unter realen und für Raketenbrennkammern repräsentativen Bedingungen gewonnen wurden. Die Wichtigkeit dieser Probleme wird aus der Tatsache ersichtlich, dass die Zuverlässigkeit der Lebensdauerabschätzung für Triebwerke im Wesentlichen von der Genauigkeit der Bestimmung der Wandtemperatur abhängig ist. So führt z.B. ein Fehler von 40K zur Reduzierung der Lebensdauer um 50% [1].

Aus unterschiedlichen Gründen sind genaue Wärmeübergangsmessungen in Raketenbrennkammern bei dem auftretenden Niveau der Wärmestrom-

dichte sehr schwierig. Das Bild 1 zeigt die Genauigkeit der Wärmeübergangsmessungen als Funktion vom Wärmestrom. Man kann deutlich erkennen, dass der Messfehler mit steigender Wärmestromdichte erheblich zunimmt.

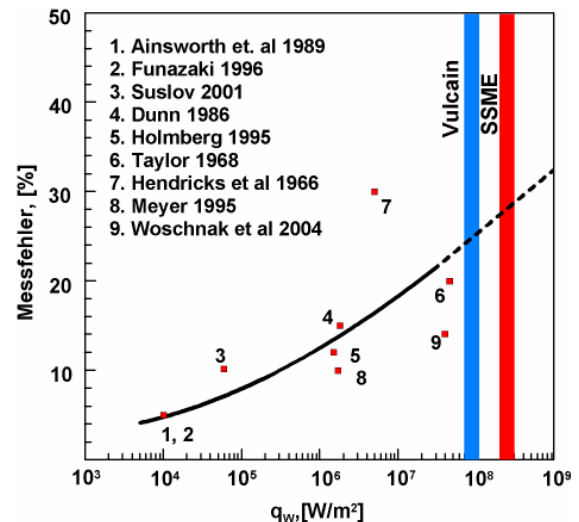


Bild 1: Messgenauigkeit bei experimenteller Bestimmung des Wärmeüberganges

Präzise Wärmeübergangsmessungen stellen nicht nur strenge Anforderungen an das Messsystem sondern auch an das gesamte Messverfahren. Die meisten von diesen Anforderungen können in zwei Hauptgruppen unterteilt werden:

1. minimale Änderungen in der Oberfläche des Profils (Krümmung und Rauheit) an der Stelle der Implementierung der Messtechnik
2. Minimale Beeinflussung des Temperaturfeldes im Messobjekt

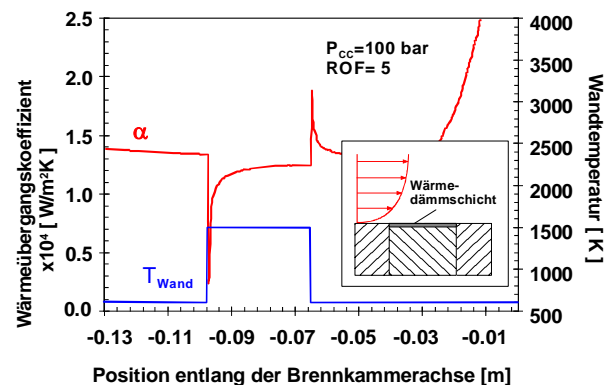


Bild 2: Einfluss der Temperaturverteilung auf die Wärmeübergangsmessung

Dabei ist der erste Punkt in der Regel gut bekannt und wird bei der Implementierung der Messtechnik beachtet. In Gegensatz dazu wird der Effekt des zweiten Punktes oft unterbewertet, was in vielen Fällen zu einer Zunahme des Messfehlers führt.

Das Bild 2 zeigt die Verteilung des Wärmeübergangskoeffizienten entlang der Triebwerkslängsachse im zylindrischen Bereich der Modell-Brennkammer, in die ein einzelnes, mit einer Wärmedämmschicht (engl.: Thermal Barrier Coating, TBC) beschichtetes Segment implementiert wurde.

Die entsprechenden Wärmeübergangskoeffizienten wurden mit dem Programmpaket TDK-91 berechnet. Bei dieser numerischen Simulation wurde der Einfluss der in diesem Fall entstehenden lokalen Erhöhung der Temperatur auf die Wärmeübergangsverteilung untersucht. Man kann deutlich eine Abnahme des Wärmeübergangskoeffizienten auf Grund des Temperatursprungs erkennen. Die gemessene Schutzwirkung der Beschichtung wäre in diesem Fall unrealistisch hoch.



Bild 3: Europäischer Forschungs- und Technologie-Prüfstand P8

MESSMETHODE ZUR BESTIMMUNG DES WÄRME-ÜBERGANGS

In den letzten Jahren wurden unterschiedliche Messmethoden zur Bestimmung des Wärmeüberganges bei extrem hohen Wärmestromdichten entwickelt und erfolgreich eingesetzt. Die meisten bekannten Methoden können in folgende Hauptkategorien unterteilt werden:

1. Instationäre Messungen mit Aufprägung einer sprungartigen Änderung der Strömungstemperatur. Diese Methode wird überwiegend in den kurzen Tests (ca. 5s) verwendet und selten für Hochdruck-Brennkammern
2. Messungen mit Hilfe von Wärmestromsensoren. Dieses Messverfahren ist viel versprechend, weil es eine Bestimmung des lokalen Wärmeübergangs bei stationären und transienten Bedingungen erlaubt. Bei dieser Methode ist allerdings noch eine entsprechende Anpassung an die extrem hohen Wärmestromdichten in Raketenbrennkammern erforderlich, um das notwendige Niveau der

Genauigkeit sowie der Zuverlässigkeit bei den Messungen zu erreichen

3. Direkte Bestimmung der dem Kühlmedium zugeführten Wärmemenge (Kalorimetrische Methode). Dabei wird normalerweise die einfach messbare Enthalpiezunahme des Kühlmediums als Energiemessmethode verwendet
4. Bestimmung des Wärmestroms aus dem Temperaturfeld innerhalb des untersuchten Körpers (Inverse- oder Gradientenmethode)

Im vorliegenden Artikel werden nur die letzten beiden Messverfahren in Bezug auf eine Anwendung für Wärmeübergangsmessungen in Modell-Brennkammern auf Subscale-Niveau betrachtet.

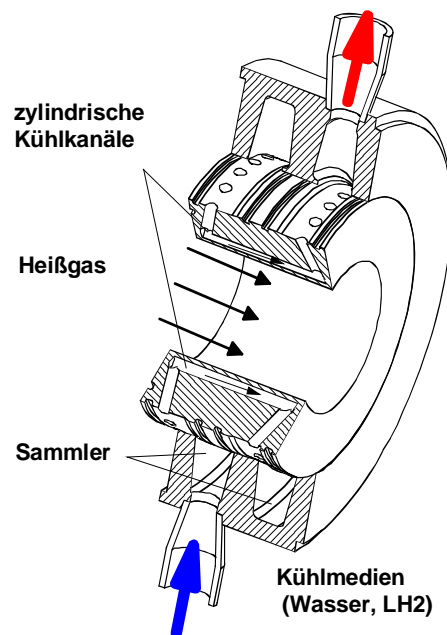


Bild 4: Zylindrisches Testsegment für Kalorimetrische Methode

Alle hier dargestellten Untersuchungen wurden am europäischen Forschungs- und Technologieprüfstand P8 durchgeführt (Bild 3). Dieser Prüfstand ermöglicht Untersuchungen mit flüssigem und gasförmigem Wasserstoff und gasförmigen Methan unter für Raketen-triebwerke typischen Betriebsbedingungen [2]. Die Versorgungssysteme vom P8 werden in einem kontrollierten „blow-down“ Modus betrieben. Die Hochdruck-Versorgungssysteme liefern Wasserstoff, Methan und

Sauerstoff bei einem Interface-Druck am Eintritt ins Testobjekt von bis zu 360bar mit Massenströmen von 0,05 kg/s bis 3,0 kg/s für LH2 bzw. von 0,05 kg/s bis 1,5 kg/s für GH2; von 0,03 kg/s bis 0,3 kg/s für CH4 und von 0,2 kg/s bis 8 kg/s für LOX.

Die konventionelle *kalorimetrische Methode* erlaubt die Ermittlung des integralen Wärmestromes, der von den kalorimetrischen Messungen im Kühlmedium am Eingang- und Ausgang des Testsegmentes abgeleitet wird. Mit dem kalorimetrischen Verfahren kann der globale Wärmeübergang mit guter Genauigkeit festgestellt werden, aber das lokale Verhalten der Wärmeübertragung kann nicht aufgelöst werden.

Im Bild 4 ist ein Testsegment der DLR-Brennkammer Modell "B" von 50 mm Länge dargestellt, wobei es sich um ein konvektiv gekühltes Zylinderelement aus einer Kupferlegierung und einem Kühlmittel-Manifold aus Edelstahl handelt.

Das Kühlmedium wird durch eine Reihe zylinderförmiger Kanäle geleitet. Zwei breite Ringkanäle im Manifold gewährleisten eine gleichmäßige Verteilung des Kühlmassenstroms. Exakte Temperatur- und Druckmessungen am Eintritt- und Austritt erlauben eine genaue Bestimmung der Zunahme der Kühlmittel-Enthalpie und entsprechend des integralen Wärmestroms. Ein zusätzlicher Temperaturfühler erfasst die Oberflächentemperatur auf der Heißeigasseite.

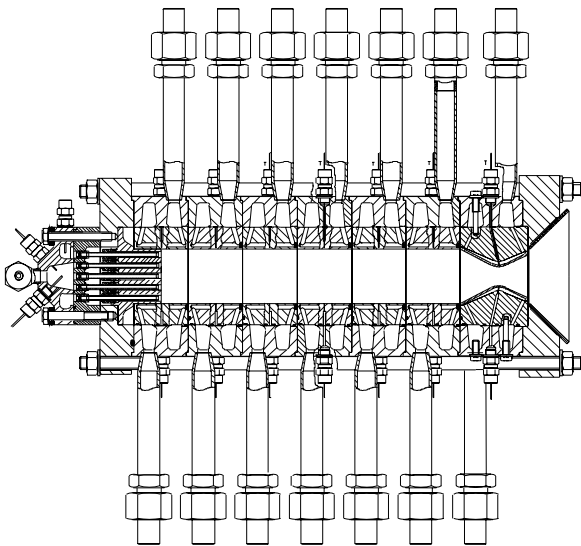


Bild 5: Querschnitt der DLR Modell-Brennkammer "B"

Das Kühlversorgungssystem erlaubt den Einsatz von unterschiedlichen Kühlmedien. Für die Modellierung der realen thermischen Bedingungen, bei den Untersuchungen der Wärmedämmschichten wurde z.B. flüssiger Wasserstoff (LH2) als Kühlmittel für das TBC-Segment verwendet.

Im Bild 5 ist die Modell-Brennkammer „B“ im Längsschnitt dargestellt. Die Modell-Brennkammer besteht aus einer Reihe von zylindrischen Testsegmenten, die durch vier Zugstangen zusammengehalten werden. Diese Konstruktion erlaubt einerseits der Wärmeübergangsverlauf entlang der Brennkammerachse zu

vermessen. Andererseits macht die modulare Bauweise die Brennkammer sehr flexibel, da sie die Möglichkeit bietet, unterschiedliche Testsegmente frei zu kombinieren.

Im Bild 6 ist ein Testverlauf mit Modell-Brennkammer „B“ am P8 dargestellt. Bild 7 präsentiert eine typische Wärmestromverteilung im zylinderförmigen Teil der Brennkammer.



Bild 6: Wärmestrommessungen mit Hilfe der DLR Modellbrennkammer "B" am P8

Im Gegensatz zur weit verbreiteten und bewährten Verwendung von Wasser als Kühlmedium für die kalorimetrische Methode, stellt der Einsatz der Kryo-Medien (z.B. des flüssigen Wasserstoffs) eine schwierige Aufgabe für diesen Zweck dar. Der Hauptaufwand ist dabei eine präzise Bestimmung der Kühlmitteltemperatur.

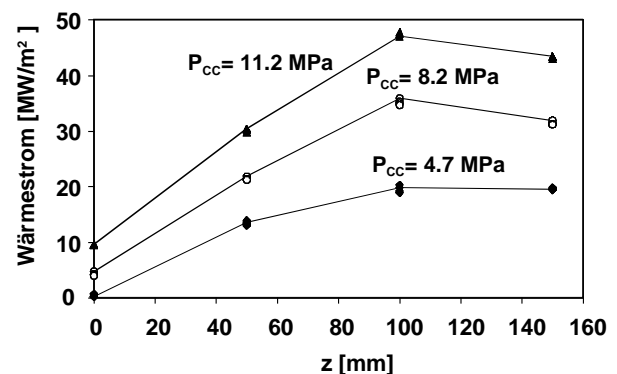


Bild 7: Verteilung der Wärmestromdichte entlang der Brennkammerachse

Die genauen Temperaturmessungen bei tiefen Temperaturen sind extrem schwierig. Ein wesentliches Problem dabei ist, dass die Empfindlichkeit der Thermopaarung bei Tieftemperaturen drastisch abnimmt. Zum Vergleich: die Spannungsänderung bei einer Änderung der Temperatur um 1 Grad ist bei einer Umgebungstemperatur von 20K zehn Mal geringer als bei einer Umgebungstemperatur von 300K [3]. Gleichzeitig nimmt im Tieftemperaturbereich die Abweichung der Eigenschaften des Thermoelements von Standard-Tabellenwerten drastisch zu. Diese Abweichung kann bis zu 20K erreichen. Leider war der Einsatz von anderen Typen von Temperaturfühlern bei den vorliegenden

Untersuchungen aus technischen Gründen nicht möglich.

Um die erforderliche Messgenauigkeit bei der Bestimmung der Temperatur des flüssigen Wasserstoffes zu erreichen, wurden die eingesetzten Thermoelemente für Temperaturen im Bereich von 25-150K kalibriert. Die Kalibrierung erfolgte im Kryo-Labor des Instituts für Raumfahrtantriebe am DLR Standort Lampoldshausen (Bild 8).

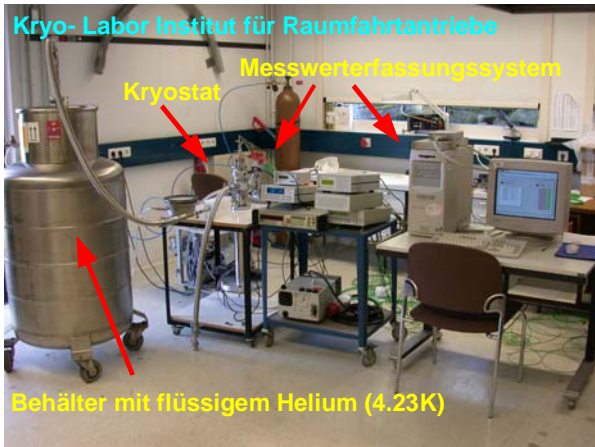


Bild 8: Kryo-Laboratorium des Instituts für Raumfahrtantriebe

Wie im Bild 9 deutlich zu erkennen ist, erlaubt eine solche Kalibrierung eine wesentlich höhere Genauigkeit (ΔT_{Kal}) bei Temperaturmessungen ($\pm 2\text{K}$ bei 20-40K und $\pm 1\text{K}$ im Temperaturbereich 40-150K.) als eine direkte Verwendung des Standardpolynoms ($\Delta T_{\text{stand. pol.}}$)

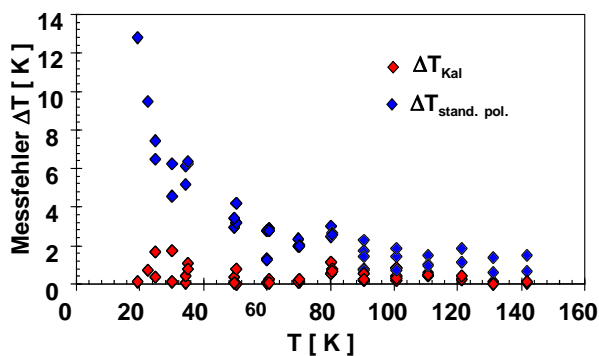


Bild 9: Kalibrierung von Thermoelementen im Tieftemperaturbereich ($T=40\text{-}150\text{ K}$)

Die *Gradienten- oder Inverse-Methode* basiert auf der direkten Ermittlung des Temperaturfeldes in einer festen Wand einer Brennkammer. Aus der Temperaturverteilung werden die auftretenden Temperaturgradienten und die Wärmeströme errechnet. Diese Methode erlaubt wesentlich detailliertere Untersuchungen der thermischen Prozesse und besonders der 2D-Effekte, wie z.B. der thermischen Schichtung in den Kühlkanälen. Andererseits ist diese Methode sehr anfällig gegenüber Ungenauigkeiten bei der Implementierung der

Messtechnik und reagiert darüber hinaus empfindlich auf die Störung des Temperaturfeldes in der Brennkammerwand. Trotz des gleichen Prinzips unterscheiden sich Gradienten- und Inverse-Methode bezüglich des Umrechnungsverfahrens:

Bei Gradienten-Methode wird der Temperaturverlauf in der Brennkammerwand durch eine vorgegebene Funktion approximiert. Dabei wird meistens eine lineare Funktion der Temperaturverteilung unter Annahme einer von der Temperatur unabhängigen Wärmeleitfähigkeit des Wandmaterials eingesetzt (Bild 10). Diese Methode erlaubt, den Rechenaufwand drastisch zu minimieren. Andererseits kann dieses Verfahren zu einem höheren Messfehler führen, weil die zweidimensionalen Effekte nur begrenzt berücksichtigt werden können.

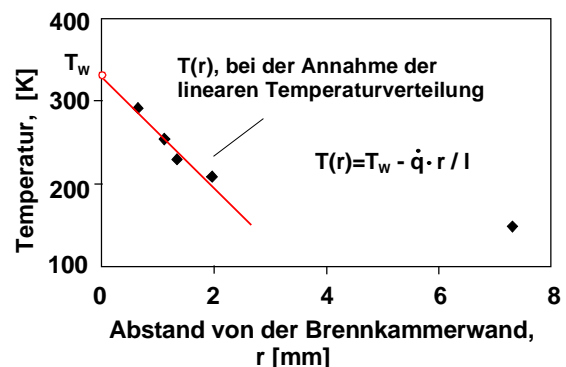


Bild 10: Gradienten- Methode

Bei der Inversen-Methode wird mit Hilfe eines FE-Rechenprogramms (in diesem Fall des ANSYS-Programmpakets) eine Optimierungsrechnung durchgeführt, bei der die Summe der Quadrate der Abweichungen zwischen den gemessenen und den berechneten Temperaturen als Zielfunktion dient. Die Wärmeübergangskoeffizienten auf der Heißgas- und der Kühlkanalseite werden als veränderliche Variablen betrachtet (Bild 11). Die erforderliche Heißgastemperatur wird aus einer numerischen Simulation (z.B. mit Gordon-McBride-Programm) gewonnen. Als Referenztemperatur im Kühlkanal wird oft die gut messbare Eintrittstemperatur des Kühlmediums benutzt. Die Wärmeströme werden aus dem berechneten Temperaturfeld ermittelt. Dieser Verfahren wurde bei experimentellen Untersuchungen am HARCC-Segment (High Aspect Ratio Cooling Channel) eingesetzt [4]. Das Testsegment wurde in der mit flüssigem Wasserstoff gekühlten DLR Modell-Brennkammer „L42“ integriert, in einem Abstand von 2,5 Brennkammerdurchmessern stromabwärts vom Injektorkopf. Dadurch wurde ein homogenes Strömungs- und Temperaturfeld mit einer konstanten Verteilung der Heißgasgeschwindigkeit und -temperatur am Testsegment gewährleistet.

Das HARCC-Segment ist ein einzelnes zylinderförmiges Segment von 200 mm Länge. Das Testsegment wurde entlang seines Umfangs in vier 90°-Sektoren mit jeweils unterschiedlicher Kühlkanalgeometrie, d.h. Höhe- zu- Breite Verhältnis, unterteilt. Eine solche Konstruktion reduziert einerseits die Anzahl der erforderlichen Tests und entsprechend die Kosten, andererseits gewährleistet sie für jede Kühlkanalgeo-

metrie die gleichen Testbedingungen. Auf der Heißgas-seite unterliegen alle Sektoren exakt den gleichen strömungsmechanischen und thermischen Randbedingungen, was bei einer Wiederholung des Tests nur sehr schwer erreichbar wäre.

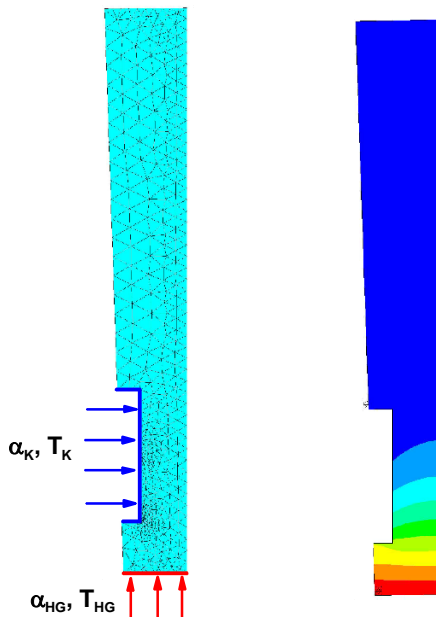


Bild 11: Rechengitter und mittels Inverser-Methode berechnete Temperaturverteilung in der Brennkammerwand

Das Temperaturfeld innerhalb der Brennkammerwand wurde für jeden Sektor aus der Messung der Temperatur an vier Positionen entlang der Brennkammerlängsachse ermittelt (Bild 12). An jeder Position wurde eine Gruppe von 5 Thermoelementen integriert, jedes mit einem vorbestimmten, exakten Abstand zur Heißgaswandoberfläche. Solche Temperaturmessungen an den unterschiedlichen Positionen entlang des Kühlkanals liefern wertvolle Informationen über die Entwicklung von zweidimensionalen thermodynamischen Prozessen im Kühlkanal.

Bei der Entwicklung und dem erfolgreichen Einsatz dieser Methode stellt die Integration der Temperaturmesstechnik eine der wichtigsten Aufgaben dar. Es soll einerseits eine genaue Temperaturmessung bei extrem hohen Wärmestromdichten (d.h. starken räumlichen Temperaturgradienten) gewährleistet werden, andererseits jedoch eine gute Handhabung und ein minimaler Einfluss auf die Wandstruktur auf Grund der Integration der Thermoelemente erreicht werden. Aus diesen Gründen können die konventionellen Verfahren wie Lötung und Schweißung nicht angewendet werden. Solche Verfahren würden zur thermomechanischen Deformation der Brennkammerwand führen.

Im HARCC-Segment wurden die Thermoelemente in präzise gefertigte, zylindrische Bohrungen eingesetzt und mit Hilfe eines speziellen Feder-Systems in den Grund der Bohrung eingepresst. Das Feder-System gewährleistet eine konstante Anpresskraft ($F=3,3\text{ N}$) und einen entsprechend konstanten Oberflächenkontakt zwischen dem Thermoelement und dem Grund der Bohrung. Dieses Integrationsverfahren vermeidet eine

Änderung der Kontaktfläche und den potentiellen Verlust des Kontaktes resultierend aus der ungleichmäßigen thermischen Ausdehnung der Werkstoffe bei Änderung der Brennkammerwandtemperatur.

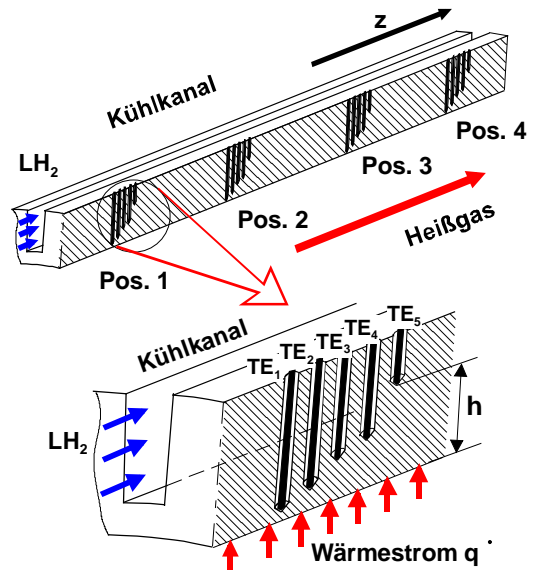


Bild 12: Positionierung der Thermoelemente in der Wand des HARCC-Segments

Die Anpresskraft wurde während der gesamten Testskampagne konstant gehalten. Die zusätzliche thermische Isolierung jedes Thermoelements vermeidet den Wärmestrom entlang des Temperaturfühlers selbst und einem entsprechend negativen Einfluss auf die Messwerte.

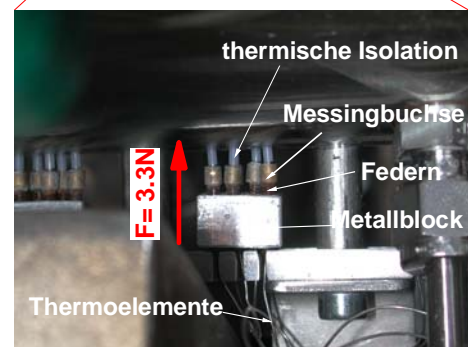
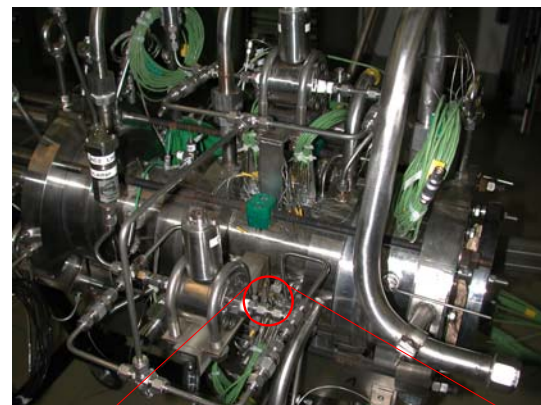


Bild 13: Implementierung der Thermoelemente mit Hilfe des Feder-Systems

Eine simultane Aufnahme der Signale von konventionell angebrachten Thermoelementen und von den durch das Feder-System angepressten Thermoelementen zeigen, dass das neue Design das Niveau der Signal-Fluktuationen drastisch verringert. Die Standardabweichung des Signals der über das Feder-System angepressten Thermoelemente ist zweimal kleiner, als die von herkömmlich angebrachten Thermoelementen.

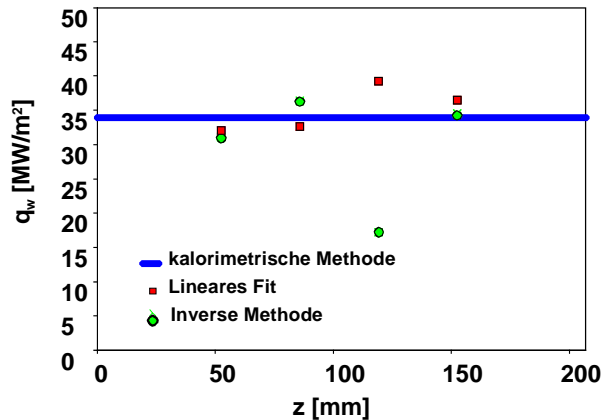


Bild 14: Mit unterschiedlichen Methoden ermittelte Wärmestromdichten im HARCC-Segment entlang der Brennkammerachse

Für die Untersuchung der Wärmeübergangsprozesse wurden gleichzeitig die kalorimetrische, Gradienten- und Inverse- Methode verwendet. Eine konventionelle kalorimetrische Methode wurde für die Ermittlung des integralen Wärmestroms eingesetzt, die von den kalorimetrischen Messungen am Ein- und Ausgang eines jeden Sektors abgeleitet wurden. Diese Methode wurde hauptsächlich als Referenzmethode für die anderen Methoden verwendet. Wie deutlich im Bild 14 zu erkennen ist, stimmen die Ergebnisse der drei Verfahren gut überein.

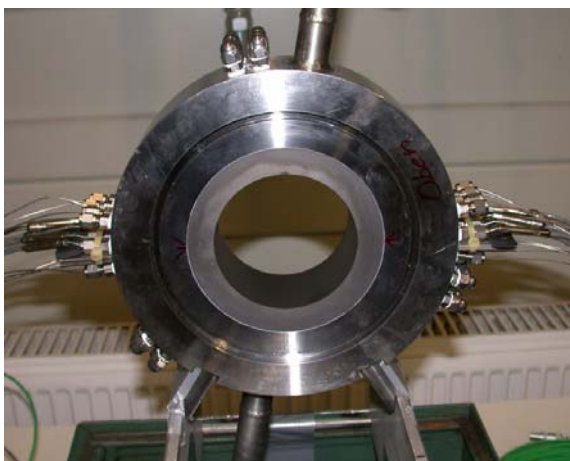


Bild 15: Testsegment mit implementiertem Graphitkörper

Um die Genauigkeit der Inversen Methode für Wärmeübergangsmessungen an der Heißgasseite zu verbessern,

wurde die Möglichkeit der Anwendung anderer Werkstoffe für das Testsegment untersucht. Ein sehr interessanter Kandidat ist Graphit. Dieser Werkstoff hat ein mittleres Niveau der Wärmeleitfähigkeit (80-100 W/mK) und eine sehr hohe Temperaturbeständigkeit (bis zu 2900°C in der Schutzatmosphäre).

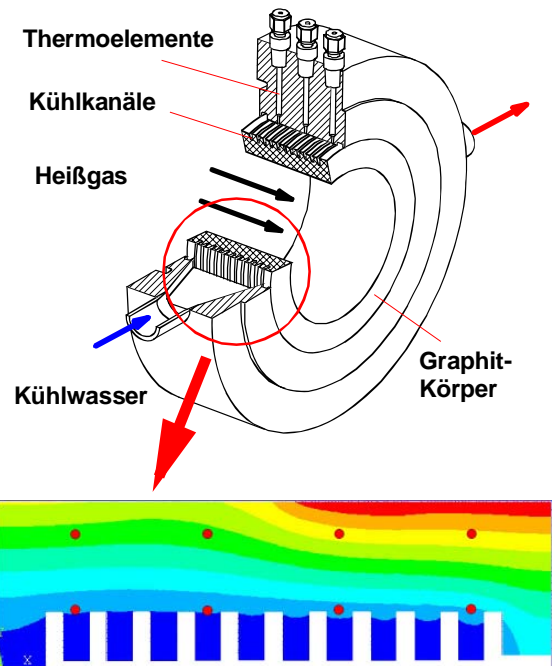


Bild 16: Schematische Darstellung des Graphit-Segments mit integrierten Thermoelementen

Das am P8 eingesetzte Testsegment besteht aus einem Graphitkörper mit radialen Kühlkanälen und einem Edelstahlsammler (Bild 15,16). Der Sammler positioniert das Graphit-Teil und vermeidet das Entstehen von mechanischen Spannungen im empfindlichen Graphitmaterial. Mehrere Reihen von Thermoelementen wurden mit Graphitkleber in einem Abstand von 3 mm zur Heißgaswandoberfläche und zusätzlich entlang der Unterseite der Kühlkanäle integriert. Im unteren Teilbild (Bild 16) ist die Thermoelementanordnung und die durch das FE- Programm berechnete Temperaturverteilung im Graphitkörper dargestellt.

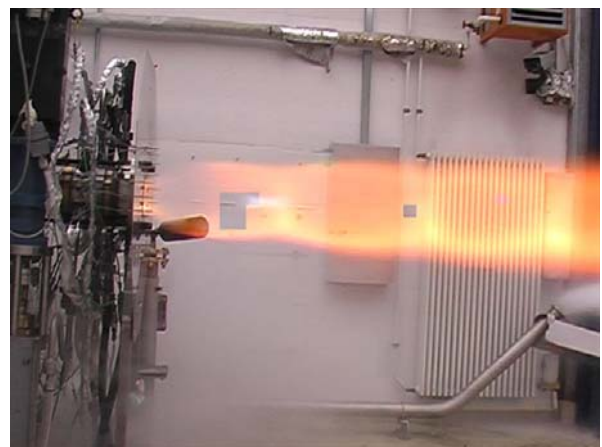


Bild 17: DLR Modell-Brennkammer „L42“ mit Graphit-Segment am P8

Aufgrund seiner Stoffeigenschaften können Brennkammersegmente aus Graphit eine wesentlich höhere Wandstärke zwischen der Heißgas- und der Kühlmittel-seite (10-20mm) aufweisen, mit einer entsprechend höheren Temperaturdifferenz zwischen den Messpunkten. Deshalb verringert die Verwendung von Graphit-testsegmenten für die Inverse-Methode drastisch den Einfluss von Temperaturmessfehlern und Ungenauigkeiten bei der Implementierung der Temperaturfühler.

Die hohe Oberflächentemperatur erlaubt die Anwendung der Infrarotmesstechnik für die Ermittlung der Oberflächentemperaturen. Die Untersuchungen des DLR-Instituts für Raumantriebe am P8 zeigen, dass in den Wasserstoff/Sauerstoff-Brennkammern das Niveau der Strahlungsintensität von der Graphitoberfläche im Infrarotbereich deutlich die Strahlungsintensität der heißen Verbrennungsgase überschreitet, was einen erfolgreichen Einsatz von Infrarot-Messtechnik ermöglicht

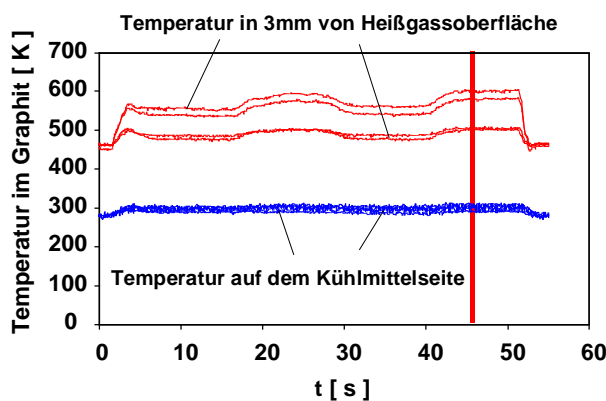


Bild 18: Temperaturverteilung im Graphitkörper

Die Anwendung des Graphits erlaubt außerdem die bessere Simulation der Wärmeübergangsprozesse auf einer keramischen Oberfläche mit extrem hoher Oberflächentemperatur. Der Nachteil des Graphits ist seine sehr niedrige Beständigkeit gegenüber mechanischen Lasten.

Das DLR-Graphit-Testsegment wurde zur Bestimmung der Kühlfilmeffektivität stromabwärts eines porösen Filmlegers verwendet. Diese Region ist durch relativ kleine Wärmestromdichten und die Existenz einer Wasserstoff-Schutzatmosphäre gekennzeichnet. Bild 18 zeigt die Temperaturverläufe im Graphit-Segment während eines Tests bei unterschiedlichen thermischen Belastungen.

Aus dieser Temperaturverteilung wurde mit Hilfe der Inversen Methode die entsprechende Verteilung der Oberflächentemperatur und der Wärmestromdichte für jeden Lastpunkt berechnet. Bild 19 zeigt die berechneten thermischen Parameter bei $t=45s$ nach der Zündung.

ZUSAMMENFASSUNG

Die am Institut für Raumfahrtantriebe durchgeführten Untersuchungen haben gezeigt, dass die vorlie-

genden Messverfahren die genaue experimentelle Bestimmung der Wärmeübergangsprozesse bei extrem hohen thermischen Lasten erlauben. Eine Kombination von unterschiedlichen Messmethoden erlaubt die Messgenauigkeit zu überprüfen und die Messunsicherheit wesentlich zu minimieren. Diese Kombination liefert auch eine detailliertere Information über Wärmeübergangsprozesse an der Heißgasoberfläche und in Kühlkanälen.

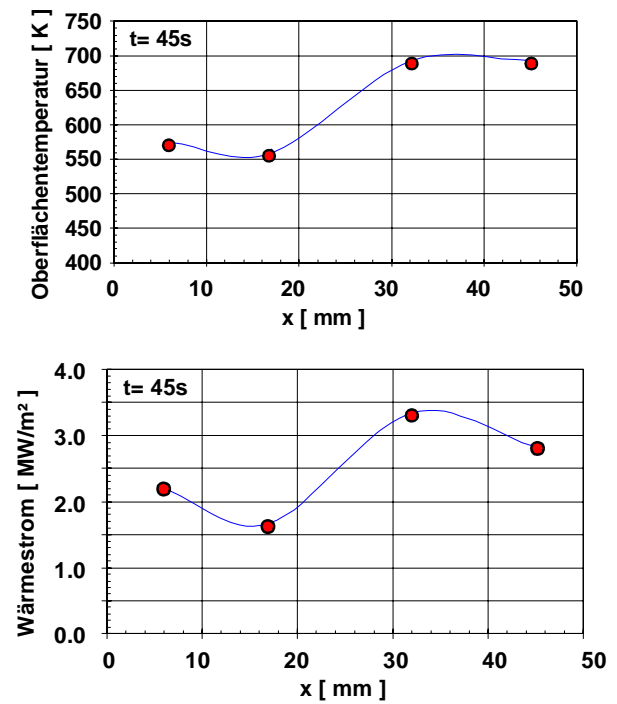


Bild 19: Mittels der Inversen Methode berechnete Oberflächentemperaturen und Wärmestromdichten

LITERATURQUELLE

1. Fröhlich, A., Popp, M., Schmidt, G., Thlemann, D., Heat transfer characteristics of H₂/O₂ Combustion chambers, AIAA 93-1826, AIAA/SAE/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference, Monterey, 1993
2. Fröhlke, K., Haberzettl, A., Haidn, O.J., Heinrich, S., Sion, M., Vuillermoz, P., First hot fire test campaign at the FRENCH/GERMAN research facility P8, 33rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Seattle, 7.-9. Juli 1997
3. Suslov, D., Kopp, W., Oswald, M., Zu Temperaturmessungen mit Hilfe von Thermoelementen im Tieftemperaturbereich, PTD-GMA Fachtagung, Temperatur 2003, Berlin
4. Woschnak, A., Suslov, D., Oswald, M., Experimental and Numerical Investigations of Thermal Stratification Effects, AIAA 2003-4615, 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2003