

## SFB – TRANSREGIO 40: BRENNKAMMER

T. Sattelmayer, Lehrstuhl für Thermodynamik, Technische Universität München

M. Jarczyk, Institut für Thermodynamik, Universität der Bundeswehr München

D. Morgenweck, Lehrstuhl für Thermodynamik, Technische Universität München

E. Oldenhof, Institut für Thermodynamik der Luft und Raumfahrt, Universität Stuttgart

M. Boger, Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

M. Lempke, Institut für Verbrennungstechnik der Luft und Raumfahrt, Universität Stuttgart

### Zusammenfassung

Die Konstruktion neuer Raumtransportsysteme stellt eine große Herausforderung dar. Verschiedene Universitäten in Deutschland haben sich in einem Forschungsverbund zusammengetan um die Entwicklung von Raketentriebwerken zu unterstützen. Als ein Bereich innerhalb des Forschungsverbunds beschäftigt sich die Thermofluidynamik der Raketenbrennkammer, mit den Verbrennungsvorgängen. Vier verschiedene Projekte behandeln unterschiedliche Aspekte und Anwendungsbereiche. Zum einen werden trans-/überkritische Brennvorgänge behandelt, die eine Realgas Betrachtung verlangen. Zum anderen beschäftigt man sich mit Sprayverbrennung, wie sie typischerweise bei unterkritischer Verbrennung in Oberstufen zu finden ist. Als ein wesentlicher Bestandteil der Gemischaufbereitung wird die Tropfenverdunstung angesehen. Dabei wird das Verhalten nahe des kritischen Punkts untersucht. Weiterhin ist die Verbrennung in Flüssigkeitsraketen-triebwerken oft Stabilitätsproblemen ausgesetzt. Eine Analyse dieser Verbrennungsinstabilitäten ist Gegenstand eines weiteren Projekts. Im Folgenden werden die einzelnen Projekte des Teilbereichs des Forschungsverbundes vorgestellt. Dabei werden die Ziele und die verschiedenen Herangehensweisen erörtert. Darüber hinaus werden die wichtigsten Ergebnisse und Erkenntnisse zusammengefasst.

### 1. EINLEITUNG

Der Sonderforschungsbereich TransRegio 40 hat sich zum Ziel gesetzt, den Entwicklungsprozess neuer Raumtransportsysteme voranzutreiben. Dazu sollen neue Methoden für die Entwicklung von Raketenantrieben bereitgestellt werden. Der TransRegio 40 gliedert sich in vier Teilbereiche: Strukturkühlung, Heckströmungen, Thermofluidynamik der Raketenbrennkammer und Strömungsstruktur-Wechselwirkung. Diese decken die grundlegenden Aufgabenfelder bei der Raketenmotorentwicklung ab. In diesem Manuskript wird speziell auf die Projekte des Teilbereichs C eingegangen: Thermofluidynamik der Raketenbrennkammer. Die daran angegliederten Projekte und ihre Problemstellungen werden vorgestellt, ihre Lösungsansätze und Methoden dargelegt. Darüber hinaus werden die Ergebnisse, die bisher gewonnen wurden, präsentiert und ein Ausblick auf die zukünftigen Arbeiten gegeben.

Der Verbrennungsvorgang in Flüssigkeitsraketen ist gekennzeichnet durch eine hohe Reaktionsdichte, hohen Druck und hohe Temperaturen. Solche Bedingungen stellen große Ansprüche an die Struktur und die Peripherie eines Raketenmotors. So ist zum Beispiel die Schubkammer hohen mechanischen Belastungen ausgesetzt, die sowohl statisch als auch dynamisch wirken. Ein weiteres Problem stellt die hohe Temperatur in der Brennkammer von bis zu 3500 °C dar. Nur durch eine effiziente Kühlung kann erreicht werden, dass die Wand der Schubkammer den hohen Temperaturen Stand hält. Alles in allem ist die Verbrennung der Schlüsselprozess im Raketenmotor, der die Auslegung und das Design seiner Umgebung diktiert. Es ist daher eine grundlegende Anforderung, den Verbrennungsvorgang richtig zu beschreiben.

Durch die extremen Bedingungen in der Brennkammer ist es schwierig, experimentelle Untersuchungen durchzuführen. Daher sind numerische Berechnungen oft der einzige Weg, sich einen detaillierten Eindruck über die Vorgänge im Inneren einer Raketenbrennkammer zu verschaffen. Die vier Projekte im Teilbereich bearbeiten unterschiedliche Problemstellungen der Verbrennung in Raketen-triebwerken. Die Ausrichtung der einzelnen Projekte ist so gewählt, dass die wesentlichen Aspekte der Thermofluidynamik der Raketenbrennkammer abgedeckt werden:

- Überkritische Verbrennung
- Unterkritische Verbrennung mit Sprayverdunstung
- Tropfenverdunstung im transkritischen Bereich
- Thermofluidynamische Instabilitäten.

Die folgenden Abschnitte beschreiben die jeweiligen Projekte und erläutern deren Aufgabenstellung.

### 2. MODELLIERUNG VON EINSPRITZ-, MISCH- UND VERBRENNUNGSVORGÄNGEN IN RAKETENMOTOREN UNTER REALGASBEDINGUNGEN

In Brennkammern moderner Hochleistungsraketenantriebe treten physikalische Vorgänge auf, die zum großen Teil noch unverstanden sind. In den Brennkammern der Haupttriebwerke herrschen Drücke, die deutlich über den kritischen Drücken aller auftretenden Treibstoffkomponenten liegen, bis in Bereiche von 200-300 bar. Als Brennstoff/Oxidator-Kombinationen werden vielfach Wasserstoff/Flüssigsauerstoff (LOX) verwendet. Die Kombination

Methan/LOX wird für zukünftige Triebwerke ebenfalls in Betracht gezogen. Der eingespritzte flüssige Sauerstoff und der Treibstoff verhalten sich nicht mehr wie eine Flüssigkeit in Gasumgebung, sondern wie ein Gemisch realer Gase, dessen thermofluidodynamischer Zustand vom Druck und von den Temperaturen der Komponenten sowie der lokalen Mischung abhängt. Die Dynamik des Einspritzvorgangs koaxialer Freistrahlen alleine wirft unter solchen Bedingungen bereits viele ungeklärte Fragen auf. Als weitere Schwierigkeit kommt hinzu, dass aus einer Vielzahl von Elementen eingespritzt wird, so dass komplexe Strahlwechselwirkungen und Mischvorgänge entstehen, welche die Verbrennung, die Schubzeugung und die thermischen Lasten bestimmen. Ebenfalls weitgehend unerforscht sind die turbulenten Verbrennungsvorgänge im Einspritzbereich und im stromab liegenden Teil des Raketenmotors. Bei überkritischen Brennkammerdrücken müssen für die numerische Vorhersage Realgas-Zustandsgleichungen und erweiterte Transportkoeffizienten für alle beteiligten Stoffe verwendet werden. Von den Stoffgesetzen wird erwartet, dass sie in einem weiten Temperaturbereich von kryogenen Bedingungen bis zu Temperaturen von über 3000 K gültig sind, wobei für dieses Mehrstoffsystem auch Mehrkomponenten-Realgasgleichungen notwendig sind. Aufgrund der starken Variation der Stoffgrößen, insbesondere in der Nähe kritischer Dichten und wegen der geänderten Zustandsgleichung, sind angepasste numerische Algorithmen und Modelle in den CFD-Methoden notwendig.

Große Raketenbrennkammern enthalten eine solche Vielzahl von Einspritzelementen, dass CFD-Simulationen der Gesamtbrennkammer selbst bei Verwendung stationärer RANS-Simulationen nicht jeden einzelnen Injektor detailliert auflösen können. Detaillierte experimentelle Validierungsdaten bei brennkammertypischen Bedingungen stehen nicht zur Verfügung, weshalb sich LES-Modellierungen auf DNS-Daten stützen müssen. DNS-Daten eines Einzelinjektors liefern eine detaillierte Datenbasis für die Modellierung der Mischung durch LES-Verfahren auf größeren Netzen mit Feinstrukturmodellen für Impulstransport, Skalartransport und Verbrennung. Letztere sind geeignet, eine Simulation der Mischung und Verbrennung an Multiinjektor-Konfigurationen und in der gesamten Brennkammer durchzuführen.

Da Brennstoff und Oxidator getrennt eingespritzt werden, entstehen Diffusionsflammen, wobei für eine chemische Reaktion eine mikroskopische Vermischung notwendig ist. Die detaillierten chemischen Reaktionsmechanismen für die Brennstoffe sind heute gut bekannt. Aufgrund der numerischen Steifheit der Systeme und der geringen räumlichen Ausdehnung der Flammenstrukturen ist es aber nicht möglich, die turbulente Verbrennung in LES-Modellen durch Lösen der Transportgleichungen aller Spezies innerhalb des CFD-Codes zu beschreiben. Die Wärmefreisetzung und Spezieskonzentrationen können jedoch mittels des transportieren Mischungsbruches, dessen Varianz und der skalaren Dissipationsrate beschrieben werden. Diese können so mittels Flamelet-Verfahren tabelliert werden. Bei Ankopplung an LES-Verfahren muss diese Modellierung noch durch ein Feinstruktur-Chemie-Turbulenz-Modell ergänzt werden, welches die mikroskopischen Verbrennungsvorgänge auf räumlichen Skalen unterhalb der Gitterweite beschreibt. Hierzu können z.B. Wahrscheinlichkeitsdichtensätze (PDF für RANS, FDF für LES), z.T. konditioniert auf den Mischungsbruch, verwendet werden.

## 2.1. Methoden

Gesamtziel des Teilprojekts ist die erstmalige Entwicklung eines thermodynamisch konsistenten LES-Modells zur Simulation der Mischungs- und Verbrennungsvorgänge in einer Raketenbrennkammer. Die Modellentwicklung wird durch hochaufgelöste DNS-Rechnungen für Einzelinjektoren und durch LES-Rechnungen für Injektorgruppen gestützt, die für sich bereits wichtige neue Erkenntnisse zu den thermofluidodynamischen Vorgängen liefern werden.

Für eine zuverlässige Vorhersage von Schub, Wärmebelastung der Brennkammerwände, Ausbrand und Verbrennungsinstabilitäten von Raketenbrennkammern moderner Hochdruck-Raumfahrtantriebe werden Modelle benötigt, welche die Verbrennungsvorgänge in der Gesamtbrennkammer thermodynamisch korrekt und numerisch effizient darstellen. Bei den für moderne Hochleistungsantriebe typischen hohen Brennkammerdrücken über 100 Bar müssen Realgas-Zustandsgleichungen und Transporteigenschaften berücksichtigt werden. Die komplexen Mischvorgänge bei der Einspritzung in die Brennkammer und der enge Zusammenhang zwischen Stoffeigenschaften, Turbulenz und chemischen Reaktionen führen bei der RANS-Modellierung zu bisher und für absehbare Zeit unüberwindbaren Hürden. Um eine möglichst genaue Darstellung des momentanen Strömungsfeldes zu bekommen, werden in diesem Teilprojekt LES-Modelle verwendet.

Die Modellierung der turbulenten Verbrennung konzentrierte sich bisher auf den Bereich idealer Gase, flüssige Brennstoffe wurden als verdunstende Tropfen modelliert. Die Modellierung von Fluidströmungen und -mischungen mit Realgaseigenschaften wurde in den letzten Jahren mit der Ableitung korrekter Transportgleichungen und ersten DNS-Rechnungen vorangetrieben. Erste sehr detaillierte direkte Simulationen von LOX-GH<sub>2</sub>-Strömungen und einige Grobstruktur-Simulationen mit Verbrennung verwenden detaillierte Reaktionsmechanismen und Transportgleichungen für alle chemischen Spezies und verzichten auf ein Feinstruktur-Verbrennungsmodell und sind daher für eine LES der Gesamtbrennkammerströmung zu aufwendig.

Ziel dieses Teilprojekts ist daher die Entwicklung und Validierung einer LES-Modellierung für die Simulation der Vermischungs- und Verbrennungsvorgänge in der gesamten Raketenbrennkammer, welche die Thermodynamik bei kryogenen Einspritztemperaturen und hohem Druck korrekt beschreibt. Direkte Simulationen am Einzelinjektor, Optimierung des Einspritz- und Mischvorgangs durch Parametervariation sowie LES des Nahbereichs von Multiinjektorelementen unterstützen die Modellentwicklung des LES-Verfahrens für die Gesamtbrennkammer und liefern wichtige Erkenntnisse der fluidodynamischen Strömungs- und Mischungsvorgänge.

## 2.2. Ergebnisse

Im Rahmen dieses Teilprojektes wurde eine konsistente und effiziente Modellierung für die Berechnung der thermodynamischen Eigenschaften und Transportgrößen realer Gase entwickelt und bewertet. BILD 1 zeigt die Validierung verschiedener Zustandsgleichungen anhand von NIST Daten [1]. Für die endgültige Implementierung wurde eine Peng-Robinson Gleichung [2] mit empirischer Volumenkorrektur [3] gewählt.

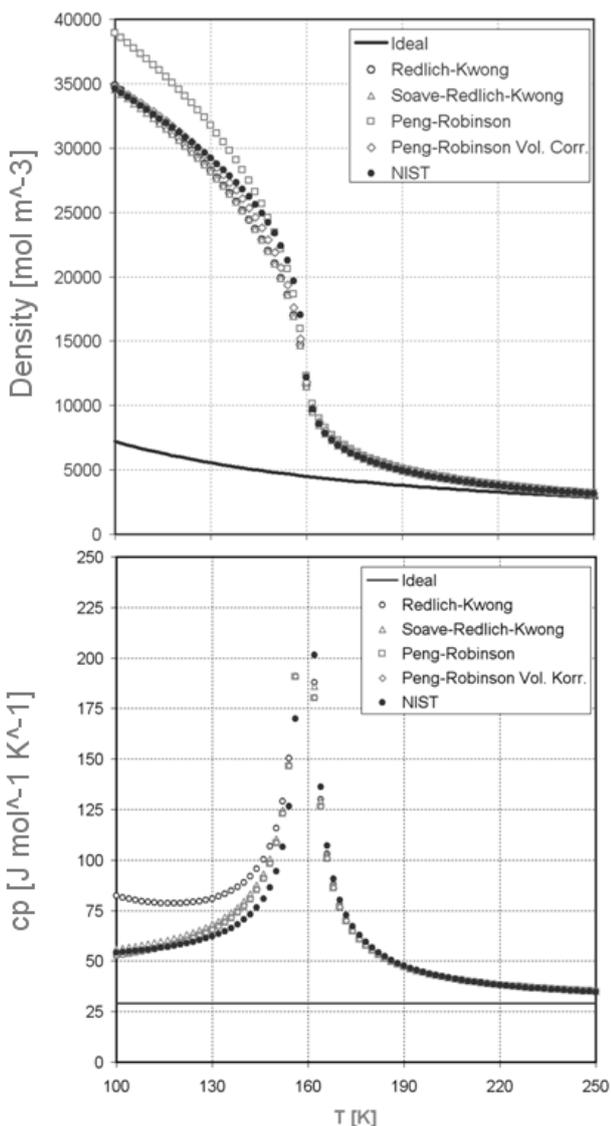


BILD 1. Validierung verschiedener Zustandsgleichungen anhand der Dichte und der spezifischen Wärmekapazität von Sauerstoff bei einem Druck von 60 bar (NIST).

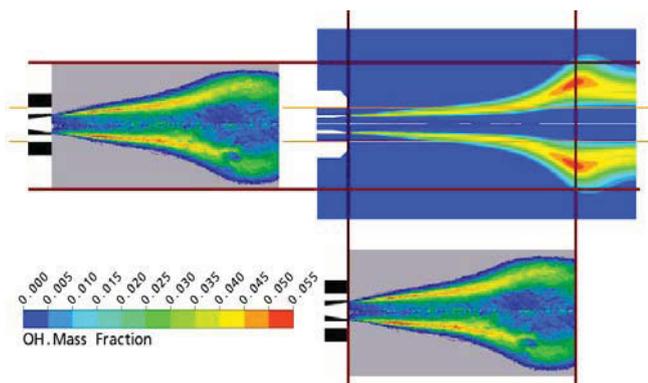


BILD 2. Vergleich der resultierenden OH-Verteilung aus der CFD mit Chemolumineszenz Messungen [4].

Für erste Untersuchungen wurde diese konsistente thermodynamische Formulierung in den kommerziellen CFD-Code ANSYS CFX eingebaut und an experimentellen Untersuchungen der Mascotte-Flamme [4] validiert (BILD 2). Hierbei wurde festgestellt, dass eine stationäre RANS

Simulation nur eingeschränkt in der Lage ist, die experimentelle Flammenform abzubilden [5], [6].

Da die Injektorströmung signifikant von dreidimensionalen Effekten beeinflusst wird, wurde der Fokus im Weiteren auf die Large Eddy Simulation gelegt. Hierfür wurden zwei LES taugliche CFD Codes – OpenFOAM als anwendungsnahe „ready-to-use“ Software und INCA als hochgenaues akademisches Werkzeug – um eine konsistente Realgasthermodynamik erweitert. Die in OpenFOAM vorhandene Turbulenzmodellierung wurde mittels mit INCA generierten DNS Ergebnissen von transienten, transitionellen Scherschichten validiert. Derartige Scherschichten wurde in der Literatur bereits eingehend behandelt und es ist deshalb eine große Bandbreite an Referenzdaten verfügbar [7], [8].

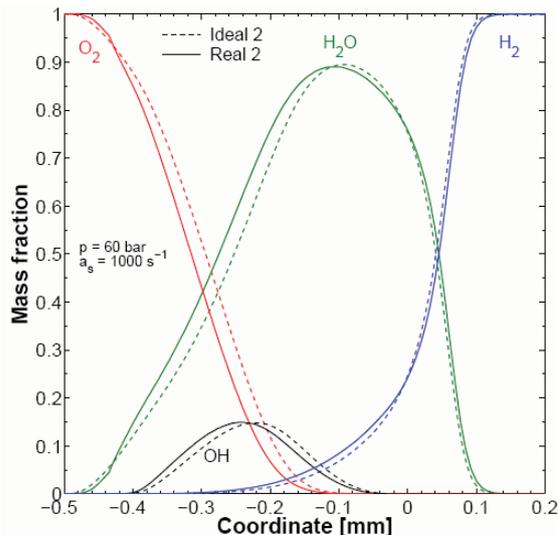


BILD 3. Hauptspeziesverteilung in einer Gegenstromdiffusionsflamme mit und ohne Realgasbetrachtung [9].

Für zukünftige LES-Verbrennungssimulationen mittels Flamelet-Modellierung wurde die Software COSILAB, welche zur Berechnung von eindimensionalen Flammen genutzt werden kann, ebenfalls um eine Realgaszustandsgleichung erweitert. Effekte dieser thermodynamischen Eigenschaften auf die Flammenstruktur wurden anhand von 1D-Gegenstromdiffusionsflammen untersucht [9]. BILD 3 zeigt einen Vergleich der Hauptspezies in der Flamme mit und ohne Realgasbetrachtung.

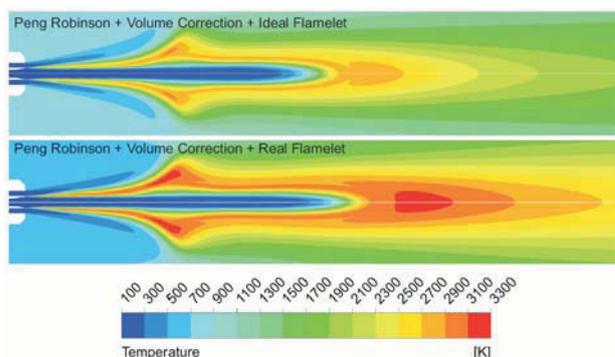


BILD 4. Vergleich der Temperaturverteilung aus der Simulation für ideale Flamelets (oben) und reale Flamelets mit detaillierter Diffusion (unten) [10].

Auf Basis der 1D-Flammenberechnungen wurden Flamelet-Tabellen generiert. Mittels dieser Tabellen wurden bereits erste RANS Verbrennungssimulationen ausgeführt [10]. BILD 4 zeigt einen Vergleich der Flammentemperaturen für die Mascotte-Flamme wie sie für die ideale Herangehensweise (standard CFX-RIF) und für die erweiterte Flameletmodellierung resultieren. Neben den Realgasereffekten, kommen hier auch die Modellierung detaillierter Diffusionseffekte zum Tragen.

### 2.3. Weiterer Projektverlauf

Im weiteren Projektverlauf ist es geplant, den vorhandenen OpenFOAM Realgaslöser für weitere überkritische Konfigurationen zu validieren. Einen ersten Schritt stellt hierbei die Simulation überkritischer Stickstoffjets dar [11]. Gleichzeitig wird das Flamelet Verbrennungsmodell mit dem LES Löser gekoppelt um mittels dieser Verbrennungsmodellierung die reagierende Strömung in einer Raketenbrennkammer zu simulieren.

Zu einem späteren Zeitpunkt soll dann diese erste Verbrennungsmodellierung durch ein CMC Modell ersetzt werden.

Der akademische Strömungslöser INCA (TUM AER) verfügt über ein hochgenaues implizites LES - Verfahren (ALDM). Dieses soll für Realgasströmungen erweitert werden. Mittels dieses Tools werden zukünftig detaillierte Untersuchungen von Einzel- und Multiinjektor Konfigurationen ausgeführt. Besonderes Augenmerk gilt hierbei dem Studium der Mischungsvorgänge unter Realgasbedingungen.

## 3. TURBULENTE SPRAY-VERBRENNUNG IN RAKETENBRENNKAMMERN

Das Teilprojekt „Turbulente Spray-Verbrennung in Raketenbrennkammern“ beschäftigt sich mit der numerischen Simulation unterkritischer LOX/H<sub>2</sub> Modellbrennkammern mit einem oder wenigen Injektoren. Hierbei wird die gesamte Schubkammer, einschließlich der Energieumwandlung in der Schubdüse, simuliert. Durch die Betrachtung der Verbrennung im unterkritischen Bereich, wie sie in Oberstufentriebwerken vorzufinden ist, wird der Schluß mit Teilprojekt „Modellierung von Einspritz-, Misch- und Verbrennungsvorgängen in Raketenmotoren unter Realgasbedingungen“ hergestellt, welches Realgasereffekte bei trans- und überkritischer Verbrennung thematisiert.

Im Teilprojekt „Turbulente Spray-Verbrennung in Raketenbrennkammern“ liegt das Hauptaugenmerk auf den Aspekten der Spray-Verbrennungsmodellierung und der Turbulenz-Chemie Interaktion. Daher wird trotz des beachtlichen Rechenaufwandes, resultierend aus der Lösung von Transportgleichungen für eine große Zahl von Spezies, finite-rate Chemie als Verbrennungsmodell eingesetzt. Darüber hinaus wird eine exakte Vorhersage der auftretenden Wandwärmelastung der Brennkammer angestrebt.

### 3.1. Methoden

Um diesen vielfältigen Anforderungen gerecht zu werden, wird ein ebenso vielfältiges, aufeinander abgestimmtes Ensemble an Simulationswerkzeugen eingesetzt. Die Simulation der Gasphase wird mit dem Forschungscodem TASCOM (Turbulent All Speed Combustion Multigrid) durchgeführt. Dieser URANS-Code löst Erhaltungsglei-

chungen für Masse, Energie, Impuls und Spezies, sowie Gleichungen zur Schließung der Turbulenz. Hierbei kann zwischen verschiedenen Zweigleichungsturbulenzmodellen ( $q-\omega$ ,  $k-\omega$  und SST) gewählt werden. Die Lösung des gekoppelten Gleichungssystems erfolgt mit einer räumlichen Genauigkeit von bis zu fünfter Ordnung [12] und einer zeitlichen Genauigkeit von bis zu dritter Ordnung. Wie bereits erwähnt, wird zur möglichst akkuraten Beschreibung der Verbrennung detaillierte Chemie eingesetzt. Bereits vollständig in TASCOM implementiert ist ein multi-variate assumed PDF Modul zur Berücksichtigung der Turbulenz-Chemie Interaktion [13].

Der flüssige Oxidator wird mittels Lagrangescher Tropfenverfolgung in Form eines verdünnten Sprays modelliert. Hierzu wird das am Institut für Verbrennungstechnik des DLR entwickelte Simulationswerkzeug SPRAYSIM eingesetzt. Mit seiner Vielzahl an Modellen für Dispersion, Tropfenzerfall und Verdunstung, die speziell auf Hochdruckbedingungen abgestimmt sind, ist es sehr gut für die Simulation von Treibstoffsprays unter Raketenbrennkammerbedingungen geeignet. Die Kopplung mit dem Forschungscodem TASCOM3D, der für die Strömungs- und Verbrennungssimulation der Gasphase zum Einsatz kommt, geschieht über die sogenannte Particle-Source-In Cell (PSI-Cell) Methode [14]. Diese basiert darauf, dass jeder Spraypartikel entlang seiner Trajektorie durch das Strömungsfeld Masse, Impuls und Energie mit der tragenden Gasphase austauscht. Durch Summation der Beiträge aller Partikel die ein finites Volumen durchqueren, werden Quellterme für diese Zelle des Rechengbietes berechnet. Die Quellterme werden auf Grundlage der von TASCOM3D bereitgestellten Eigenschaften der umströmenden Gasphase ermittelt. Durch das Einbringen der Quellterme in die Erhaltungsgleichungen der Gasphase ergeben sich geänderte Strömungseigenschaften, die wiederum zu Änderungen in den Spray-Quelltermen führen. In einem iterativen Prozess führt dieses „two-way coupling“ schließlich zu einer stationären Lösung für Spraytrajektorien und Gasphasenströmung.

Ein wichtiger Aspekt der Verbrennungssimulation und daher ein Hauptarbeitsgebiet des Teilprojektes ist die Wechselwirkung zwischen Verbrennung und Turbulenz. Ihre wichtige Bedeutung erlangt diese durch die starke Nichtlinearität des chemischen Quellterms. Die sogenannten PDF-Verfahren begegnen dieser Problematik dadurch, dass die instantanen Produktionsraten bei der Mittelung mit Wahrscheinlichkeitsfunktionen gewichtet werden. Prinzipiell sind hierbei zwei Arten von Ansätzen zu unterscheiden. Bei der assumed PDF-Methode wird die mathematische Form der Wahrscheinlichkeitsdichtefunktion vorgeschrieben. Dieser Ansatz ist bereits in TASCOM implementiert und zeichnet sich durch nur geringen zusätzlichen Rechenaufwand aus. Hierbei kommt für die Temperatur-PDF die Gauß-Verteilung und für die Wahrscheinlichkeitsdichtefunktion der Spezies die multi-variate  $\beta$ -PDF nach Girimaji zum Einsatz. Der realitätsnähere Ansatz ist das sogenannte Transportgleichungs-PDF-Verfahren, bei dem sich die Wahrscheinlichkeitsdichtefunktion gemäß stochastischer Differentialgleichungen frei entwickeln kann. Die höhere Genauigkeit dieses Verfahrens, insbesondere bei Berücksichtigung sowohl der thermochemischen Variablen, als auch des Geschwindigkeitsvektors und der turbulenten Frequenz, geht jedoch mit einem weit höheren Rechenaufwand einher. Zur Lösung der Transportgleichung im mehrdimensionalen Raum muss auf Lagrangesche Partikel-Verfahren zurückgegrif-

fen werden. Wesentlicher Bestandteil des Teilprojektes ist die Kopplung eines bestehenden Transportgleichungs-PDF-Moduls für zweidimensionale Probleme an TASCOM und daran anschließend die Erweiterung dieses Moduls zum Einsatz in dreidimensionalen Rechnungen.

### 3.2. Ergebnisse

Ein im Teilprojekt bereits sehr intensiv untersuchter Testfall ist der PennState Preburner Combustor. Hierbei handelt es sich um den Demonstrator eines Full-Flow Staged-Combustion (FFSC) Raketentriebwerkes mit einem Koaxialinjektor. Bei einem solchen Triebwerk werden die Treibstoffe vorverbrannt, so dass sie gasförmig in die Brennkammer eingebracht werden. Diese Konfiguration wurde mit einer Vielzahl von unterschiedlichen Ansätzen simuliert [15], [16].

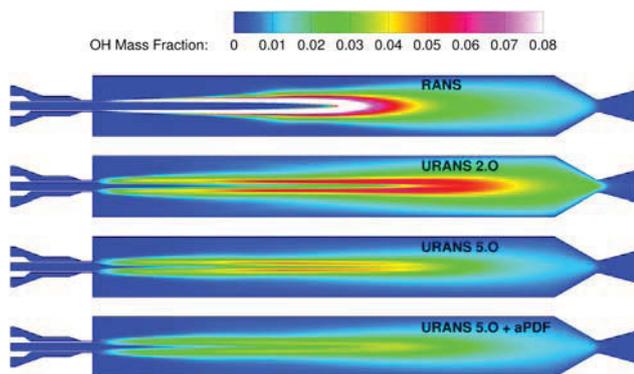


BILD 5. Berechnete OH-Verteilungen in der RANS-Simulation (oben) und den instationären Simulationen 2. und 5. Ordnung (Mitte bzw. unten).

BILD 5 zeigt die signifikanten Unterschiede der OH-Verteilung zwischen stationärer und instationären Simulationen. Aber auch bei den URANS-Simulationen mit räumlichen Diskretisierungen von zweiter bzw. fünfter Ordnung sind deutliche Abweichungen erkennbar. Ebenso tritt durch die Berücksichtigung der Turbulenz-Chemie Interaktion mittels eines assumed PDF Ansatzes nochmals eine Veränderung in der OH-Verteilung auf. Insgesamt kann man feststellen, dass die Flamme mit zunehmender Modelgenauigkeit diffuser wird und der Höchstwert des OH-Massenbruches abnimmt. Diese Unterschiede machen sich auch im Verlauf des Wandwärmestromes entlang der Längsachse bemerkbar.

Aus BILD 6 ist klar zu entnehmen, dass die stationäre RANS-Simulation nicht dazu in der Lage ist, den im Experiment gemessenen Wandwärmestrom zu reproduzieren. Die Position des Maximums liegt zu weit stromab und wird annähernd um den Faktor 2 überschätzt. Die instationären Rechnungen hingegen bilden den Verlauf des Wandwärmestromes, insbesondere die Position und den Wert des Maximums, gut ab. Die höhere räumliche Auflösung führt nochmals zu einer besseren Übereinstimmung mit den Messergebnissen. Dahingegen hat die Verwendung des assumed PDF Ansatzes nur einen geringen Einfluss auf den Verlauf des Wandwärmestromes.

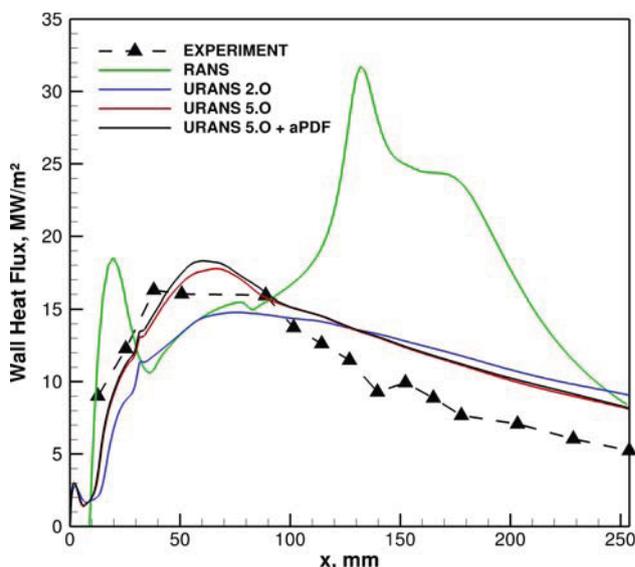


BILD 6. Vergleich der berechneten Verläufe des Wandwärmestromes mit experimentellen Daten.

Ein weiterer untersuchter Testfall ist der kryogene MAS-COTTE-Versuchstand der französischen ONERA (Konfiguration A-10). Bei dieser Simulation kommt die Euler-Lagrange-Kopplung zum Einsatz, da der Oxidator flüssig in die Brennkammer eingebracht wird.

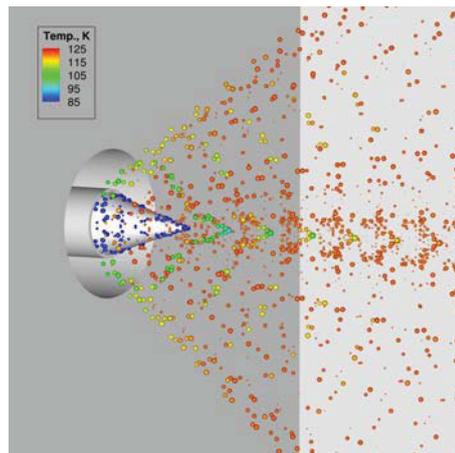


BILD 7. Spray-Ausbreitung im Nahbereich des Injektors.

Der Nahbereich des Koaxialinjektors samt LOX-Spray ist in BILD 7 dargestellt. Der vom Injektor ausgehende Konus, auf dessen Oberfläche das Spray in das Rechengelände eingebracht wird, repräsentiert den flüssigen Kern des LOX-Strahles. Die Größe der Tropfen in der Darstellung ist proportional zum tatsächlichen Tropfendurchmesser. Die Einfärbung der Tropfen gemäß ihrer Oberflächentemperatur ist Zeugnis der raschen Aufheizung bei Eintritt in die Brennkammer.

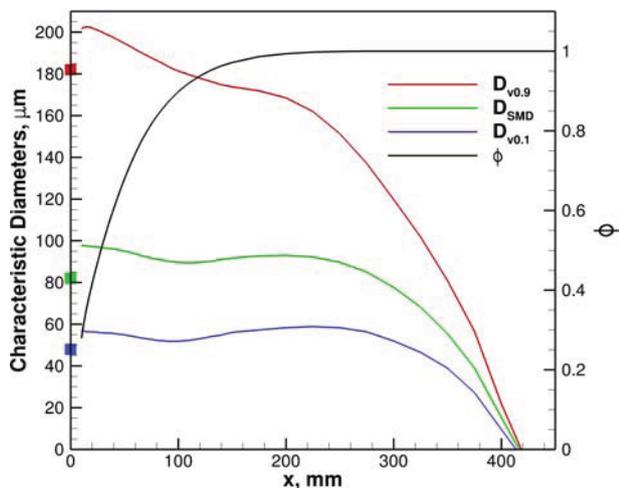


BILD 8. Entwicklung charakteristischer Tropendurchmesser in axialer Richtung.

Das Diagramm in BILD 8 zeigt den Verlauf einiger charakteristischer Durchmesser der PSD (Particle Size Distribution) sowie die verdunstete Tropfenmasse bezogen auf die eingebrachte Flüssigkeitsmasse als Funktion des Abstandes zum Injektor. Bereits 100mm stromab des Injektors sind 90% des Oxidators in die Gasphase übergegangen. Die vollständige Verdampfung tritt jedoch erst ungefähr 420mm stromab des Injektors ein.

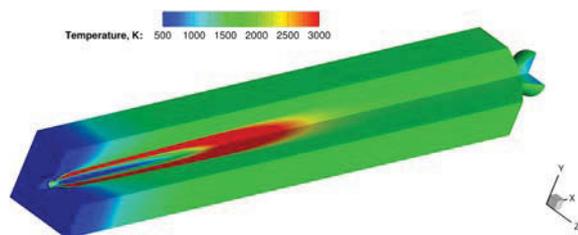


BILD 9. Temperaturfeld in der MASCOTTE-Brennkammer.

BILD 9 zeigt schließlich das Ergebnis der Verbrennung in der Gasphase. Ähnlich wie bei der RANS-Rechnung des PennState-Combustor zeigt sich eine Flamme mit dicker Flammfront, die etwa zur Hälfte in die Brennkammer hineinragt.

### 3.3. Weiterer Projektverlauf

Aktuell wird die Euler-Lagrange-Kopplung, die sich zur Simulation der Spray-Verbrennung bewährt hat, für instationäre Rechnungen erweitert. Dies wird für die Simulation des MASCOTTE-Testfalles auch einen Vergleich der Standardabweichung der Temperatur an diskreten Messpositionen ermöglichen. Darüber hinaus befinden sich dreidimensionale Rechnungen der PennState-Schubkammer in Vorbereitung. Für diese Konfiguration sind außerdem auch Simulationen mit dem in Entwicklung befindlichen DDES-Verfahren geplant. Des Weiteren ist die Kopplung des zweidimensionalen Transportgleichungs-PDF-Moduls an TASCOM ein wesentlicher Bestandteil der aktuellen Arbeiten. Wenn diese abgeschlossen ist, kann mit der Erweiterung für dreidimensionale Problemstellungen begonnen werden. Da die hohen Rechenkosten den intensiven Praxiseinsatz des Transportgleichungs-PDF-Verfahrens erschweren, sollen die gewonnenen Ergebnisse vor allem für eine fundierte Kalibrierung des assumed PDF-Ansatzes herangezogen werden.

Nach Abschluss all dieser Arbeiten wird ein in seiner Gesamtheit verifiziertes und validiertes Ensemble an Simulationsmodulen vorliegen, so dass anschließend zur Simulation von Multi-Injektor-Anordnungen übergegangen werden kann. Ein weiterer interessanter Untersuchungsgegenstand ist darüber hinaus die Verwendung von Methan als Treibstoff.

## 4. EXPERIMENTELLE UND DIREKTE NUMERISCHE UNTERSUCHUNG DER TROPFEN-VERDAMPFUNG IN DER NÄHE DES KRITISCHEN PUNKTES UND IM ÜBERKRITISCHEN GEBIET

Dieses Teilprojekt untersucht die Tropfenverdunstung in der Nähe des kritischen Punktes auf experimentelle und numerische Weise, was in beiden Bereichen mit Herausforderungen verbunden ist. Da Verdunstungsprozesse nahe des kritischen Punktes bisher nur von wenigen Wissenschaftlern untersucht wurden, sind die Arbeiten der ersten Projektphase sehr stark grundlagenorientiert.

### 4.1. Numerische Untersuchungen

#### 4.1.1. Methoden

Mit dem am Institut für Thermodynamik der Luft- und Raumfahrt der Universität Stuttgart entwickelten Programm FS3D (Free Surface 3D) [17] ist im Teilprojekt bereits ein Code zur direkten numerischen Simulation von Mehrphasenströmungen vorhanden. Das Verfahren basiert auf der Lösung der inkompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen und der Volume-of-Fluid-Methode (VOF) [18] zur Oberflächenverfolgung.

Die Untersuchung von Tropfen nahe des kritischen Punktes ist geprägt durch hohe Temperaturen und Drücke. Unter diesen Bedingungen stellt sich eine starke Kopplung zwischen Dichte und Druck ein, ein Fluid wird durch eine thermodynamische Zustandsgleichung beschrieben und ist deshalb als kompressibel zu betrachten. Deshalb muss die bestehende FS3D-Umgebung auf die kompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen erweitert werden. Hierbei ist zu beachten, dass der vorhandene druckbasierte Strömungslöser nicht direkt zur Simulation kompressibler Strömungen eingesetzt werden kann. Aus mathematischer Sicht stellt der Übergang von den inkompressiblen zu den kompressiblen Gleichungen bereits für die Beschreibung von einphasigen Strömungen eine wesentliche Herausforderung dar. Formal lassen sich die inkompressiblen Gleichungen zwar als Grenzwert der kompressiblen Gleichungen ableiten, dieser ist jedoch auf Grund der geänderten Bedeutung des Druckes singular. Einem thermodynamischen, durch eine Zustandsgleichung beschriebenen Druck im Kompressiblen, steht ein rein hydrodynamischer Druck im Inkompressiblen gegenüber. Der singuläre Grenzwert lässt sich mit Hilfe einer asymptotischen Druckzerlegung umgehen, so dass sich ein druckbasiertes Verfahren für kompressible und inkompressible Strömungen ableiten lässt. Es handelt sich hierbei um das für einphasige Strömungen konzipierte Multiple-Pressure-Variables-Verfahren (MPV) [19], das die Möglichkeit der FS3D-Erweiterung auf kompressible Strömungen unter Beibehaltung der bestehenden Programm-Struktur gibt.

Der Fokus der ersten Projektphase liegt auf der Anwendung dieses Verfahrens auf kompressible Mehrphasenströmungen, was mit zusätzlichen Herausforderungen verbunden ist. Aus Sicht des MPV-Lösers ist die strö-

mungsmechanische Kopplung zweier Phasen mit stark voneinander abweichenden Zustandsgleichungen herausfordernd. Einige numerische Verfahren kommen damit nicht problemlos zurecht, so dass es an der Materialgrenze zu störenden Oszillationen in Druck und Geschwindigkeit kommen kann.

Weiterhin muss auch die in FS3D bestehende Oberflächenverfolgung angepasst werden. Das auf Volumenerhaltung basierende VOF-Verfahren lässt sich nicht direkt auf den kompressiblen Fall übertragen. Eine Alternative stellt hier der Level-Set-Ansatz [20] dar, bei dem die Lage der Grenzfläche implizit als Nullstelle einer Funktion gegeben ist, was zusätzlich eine genauere geometrische Beschreibung der Oberfläche erlaubt.

#### 4.1.2. Ergebnisse

Im Rahmen der ersten Projektphase wurde basierend auf der FS3D-Struktur eine eindimensionale Testumgebung für die grundlegenden Untersuchungen mit dem MPV-Verfahren geschaffen. Dabei stand die Erweiterung des druckbasierten Ansatzes auf mehrphasige Strömungen im Vordergrund. Es hat sich gezeigt, dass das MPV-Verfahren gut für Mehrphasensimulationen geeignet ist. BILD 10 zeigt die Ergebnisse eines eindimensionalen Stoßrohrproblems. Während die linke Hälfte mit Gas gefüllt ist, befindet sich in der rechten Hälfte eine Flüssigkeit, die durch die Tait-Zustandsgleichung beschrieben wird. Aufgrund des initialisierten Druckverhältnisses von 1000:1 breitet sich in der linken Hälfte eine Expansion ins Gas aus, während auf der rechten Seite die Ausbreitung eines Verdichtungsstoßes in das Tait-Fluid hinein zu beobachten ist. Unerwünschte Oszillationen an der Phasengrenze werden auf Grund des Einsatzes des Druckes als primäre Variable vermieden.

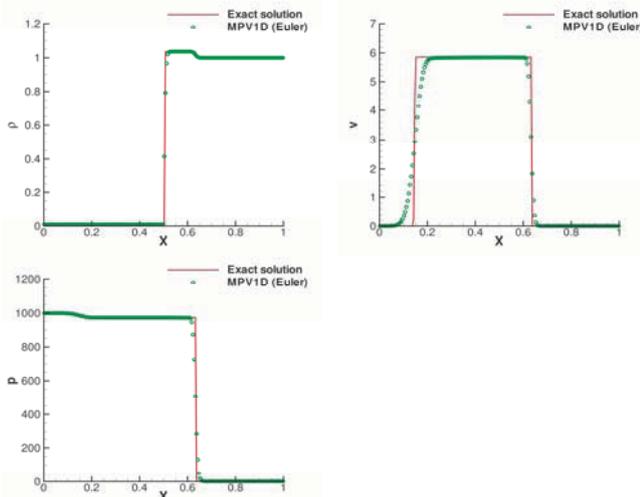


BILD 10. Vergleich zwischen Numerik (MPV1D) und analytischer Lösung bei einem Zweiphasen-Stoßrohrproblem.

Parallel zu den Untersuchungen in der Testumgebung wurde mit der Implementierung des MPV-Verfahrens in die FS3D-Umgebung begonnen, wobei die in der Testumgebung gewonnenen Erkenntnisse direkt in die dreidimensionale Umsetzung einfließen.

#### 4.2. Experimentelle Untersuchungen

Das Ziel des Teilprojektes ist die Untersuchung von Verdunstungsprozessen von Tropfen nahe dem kritischen

Punkt. Hierzu werden auch experimentelle Untersuchungen durchgeführt, die nachfolgend beschrieben werden.

##### 4.2.1. Methoden

In der ersten Projektphase wurde in einem ersten Schritt die Verdunstungsrate von Tropfenketten im Mikrometerbereich bei hohem Druck experimentell bestimmt. Diese experimentellen Arbeiten sollen einen besseren Einblick in das Verhalten einzelner Tropfen geben, um somit die Grundlagen für das Verständnis der Vorgänge in einen (transkritischen) Spray zu schaffen. Wichtig sind in diesem Zusammenhang die genaue Kenntnis der Tropfeneigenschaften und die Möglichkeit, diese auch zu beeinflussen. Eine Besonderheit im Rahmen dieser Experimente ist die Untersuchung frei fallender Tropfen, im Gegensatz zur der derzeit gängigen Methode eines hängenden Tropfens bei nahkritischer Tropfenverdunstung. Eine Vielzahl optischer Messmethoden zur Untersuchung der Tropfen ist vorgesehen, wie zum Beispiel Schattenbildaufnahmen und Mie-Streuung.

##### 4.2.2. Ergebnisse

Von großem Interesse ist die Frage, wie sich die Verdunstung in der Nähe des kritischen Punktes verhält. Bei Umgebungstemperatur zeigen die experimentellen Untersuchungen im Bereich über dem kritischen Druck einen gegenläufigen Trend der Verdunstungsrate auf: Speziell bei subkritischen Drücken sinkt die Verdunstungsrate mit steigendem Druck, während bei superkritischen Drücken der Verlauf gerade umgekehrt ist. Dieses Verhalten ist im Wesentlichen das Ergebnis eines Gleichgewichts zwischen zwei gegenläufigen Effekten: Diffusion und erzwungene Konvektion, die den Verdunstungsprozess entweder verzögern oder begünstigen. Wenn die Temperatur in der Versuchskammer erhöht wird, so hat die Steigerung der Tropfenüberhitzung eine Steigerung der Verdunstungsrate zur Folge. Diese Steigerung kann so effektiv sein, dass eine Senkung der Verdunstungsrate aufgrund einer Druckerhöhung vollständig kompensiert wird. Um die bestehende Datenbank noch erweitern zu können, wurde im Rahmen des DFG-Projektes TRR-75 ein neuartiger Tropfengenerator entwickelt, welcher es zum ersten Mal ermöglicht, Tropfen mit einer Temperatur von 90% der kritischen Temperatur zu erzeugen [21]. Somit können gleichzeitig die Effekte von überkritischem Druck und Temperatur auf die Tropfenverdunstung untersucht werden.

#### 4.3. Weiterer Projektverlauf

Der Fokus der zweiten Projektphase wird auf der Anwendung der in der ersten Phase gewonnenen Erkenntnisse aus der numerischen und experimentellen Untersuchung von Tropfen in der Nähe des kritischen Punktes liegen. Neben der Untersuchung von Einzeltropfen werden auch Stoßrohrtests mit transkritischen Sprays durchgeführt werden. Im numerischen Teilbereich wird es im weiteren Projektverlauf insbesondere um die Oberflächenverfolgung für kompressible Mehrphasenströmungen gehen. In diesem Zusammenhang wird auch die Modellierung der Oberflächenspannung eine wichtige Rolle spielen, ebenso wie die numerische Modellierung des Verdunstungsvorganges nahe des kritischen Punktes. Während des gesamten Entwicklungsprozesses werden die Ergebnisse des experimentellen Teiles zur Validierung der numerischen Modelle verwendet.

## 5. THERMOFLUIDDYNAMISCHE INSTABILITÄTEN IN RAKETENMOTOREN

Unter thermoakustischen Instabilitäten versteht man ein Phänomen, bei dem akustische Schwingungen von der Verbrennung angefacht werden und hohe Amplituden erreichen. Sie sind gekennzeichnet durch eine Kopplung von Verbrennung und Akustik, die unter bestimmten Bedingungen einen Schwingkreis ausbilden, der in Resonanz geraten kann. Thermoakustische Schwingungen treten vor allem in Flüssigtreibstoffraketen auf. Die Druckamplituden können dabei teilweise bis zu 100 Prozent des Ruhedrucks ausmachen. Die Frequenzen, mit denen diese Schwingungen auftreten, können im vierstelligen Hertzbereich liegen. Damit bergen thermoakustische Instabilitäten ein hohes direktes Zerstörungspotenzial für die umgebende Struktur. Darüber hinaus können sie sich auch in das Zufuhrsystem fortpflanzen und dort Schaden verursachen. Weiterhin hat man im Zusammenhang mit dem Auftreten dieser Instabilitäten festgestellt, dass es an der Brennkammerwand zu einem erhöhten Wärmeübergang kommen kann, der zum thermischen Versagen der Schubkammer führt. Die Folgen von thermoakustischen Schwingungen in Resonanz können also für Raketentriebwerke fatale Auswirkungen haben. Eine genaue Vorhersage dieses Phänomens ist schwierig. Die Gründe dafür sind mannigfaltig. Ein Hauptgrund ist, dass die Art und Weise wie die Akustik auf die Verbrennung rückkoppelt noch unzureichend verstanden ist.

In der Vergangenheit wurde eine Vielzahl von Experimenten durchgeführt, die teilweise zu widersprüchlichen Ergebnissen gekommen sind. Die exakten Verhältnisse, wie sie in einer Raketenbrennkammer vorgefunden werden, sind messtechnisch schwer erfassbar. Auch numerische Rechnungen der gesamten Brennkammer sind bisher nicht durchführbar. Der rechentechnische Aufwand, um eine komplette Raketenbrennkammer mit Verbrennung zu simulieren, übersteigt zurzeit die Möglichkeiten moderner Computer. In vielen Fällen erhält man erst am Ende des Entwicklungszyklus eines Triebwerks, wenn das komplette Triebwerk auf dem Prüfstand getestet wird, Aufschluss darüber, ob Verbrennungsinstabilitäten auftreten oder nicht. [22] gibt einen Überblick über die Problematik und zeigt Lösungsansätze auf. Ein Beispiel für eine sehr kostspielige Testkampagne, die die Elimination von Brennkammerschwingungen zum Inhalt hatte, ist das F1-Programm in den 50iger und 60iger Jahren, welches das Triebwerk der Saturn-V-Rakete hervorbrachte. Über 1000 Full - Scale Tests waren nötig, um eine stabile Konfiguration zu finden [23]. Diese Testkampagne gilt als eine der teuersten und aufwendigsten in der Geschichte der Raumfahrt.

Ziel des Projektes „Thermofluidynamische Instabilitäten in Raketenbrennkammern“ ist die Untersuchung von thermoakustischen Schwingungen in Raketenbrennkammern, um Erkenntnisse über die Entstehung von Instabilitäten zu gewinnen. Die Erkenntnisse, die in dem Projekt gewonnen werden, sollen in die Entwicklung eines Berechnungswerkzeugs einfließen, mit dem eine Vorhersage von Verbrennungsschwingungen möglich ist. Dieses Berechnungswerkzeug soll im Laufe des Projektes sukzessive erweitert und ausgebaut werden. Im Gegensatz zu den sehr zeitaufwendigen CFD-Rechnungen sollen Methoden aus der Aeroakustik angewendet und mit verschiedenen Modellen erweitert werden. Auf diese Weise wird das Verfahren auf die Verhältnisse in Raketenbrennkammern

angepasst, wobei der Zeitaufwand für eine Simulation drastisch unter der einer vollauflösenden CFD – Rechnung liegt.

### 5.1. Methoden

Im Projekt „Thermofluidynamische Instabilitäten in Raketenbrennkammern“ werden ausschließlich numerische Untersuchungen durchgeführt. Als Basis dient der Akustiklöser Piano<sup>1</sup> [24]. In Piano kann zwischen der Art der Grundgleichungen (akustische Störungsgleichungen oder linearisierte Eulergleichungen) gewählt werden. Für die Anwendung in Raketentriebwerken haben sich die linearisierten Eulergleichungen bewährt. Sie berechnen die zeitlich fluktuierenden Größen und damit explizit auch die Druckschwankungen in der Brennkammer. Für den Einsatz in Raketentriebwerken ist der Löser um spezielle Modelle erweitert worden. So wurde zum Beispiel an der Injektorebene eine energieneutrale Randbedingung implementiert. Sie verhindert den Transport von akustischer Energie auch für den Fall, dass eine Strömung über die Berandung auftritt, wie es an der realen Injektorebene vorzufinden ist. Stromab wird das Rechengebiet von der Mach=1 Fläche begrenzt, die einen natürlichen Abschluss der Domain bildet. Resonatoren, die in Triebwerken zum Einsatz kommen um Druckschwankungen zu dämpfen, werden durch spezielle Impedanzrandbedingungen eingebunden. Hier wird ein Verfahren aus der Signaltechnik genutzt um das komplexe Verhalten der Dämpfer zu beschreiben. Die Modellierung der Rückkopplung von Akustik auf die Verbrennung wird mit Hilfe des  $n - \tau$  Modells erreicht [25], [26].  $n$  steht dabei für einen Proportionalitätsfaktor, der die akustischen Schwankungen ins Verhältnis zu der Schwankung der Wärmefreisetzung setzt. Dieser Faktor muss entweder experimentell oder mittels CFD bestimmt werden. Sowohl experimentelle Verfahren als auch die Bestimmung von  $n$  durch die CFD verwenden dazu eine einfachere, aber repräsentative Konfiguration anstatt des kompletten Triebwerks. Eine Möglichkeit ist zum Beispiel die Verwendung eines Demonstrators mit wenigen Injektoren. Auch der zweite Parameter  $\tau$  muss experimentell oder mittels CFD bestimmt werden.  $\tau$  steht dabei für den Zeitverzug zwischen dem Auftreten einer akustischen Schwankung und dem Schwanken der Wärmefreisetzung. Dieses Kopplungsmodell behandelt somit den komplizierten Vorgang der Verbrennung mit allen dazugehörigen Prozessen als Black Box. Die vielen Parameter, die Einfluss auf das Brennverhalten haben, sind auf zwei repräsentative reduziert. Ein Nachteil dieses Verfahrens liegt auf der Hand. Es sind zusätzliche experimentelle Untersuchungen oder Berechnungen mit CFD nötig, um die Parameter zu gewinnen. Dennoch spart dieser Ansatz Kosten und Zeit, weil für die Bestimmung der Parameter keine komplette Brennkammer untersucht oder berechnet werden muss.

### 5.2. Ergebnisse

Mit dem oben beschriebenen Verfahren ist es möglich, die Stabilität in Raketenmotoren zu analysieren. Dazu wird das sich dynamisch ändernde Druckfeld in der Brennkammer untersucht.

<sup>1</sup> Piano wird bereitgestellt vom DLR Braunschweig

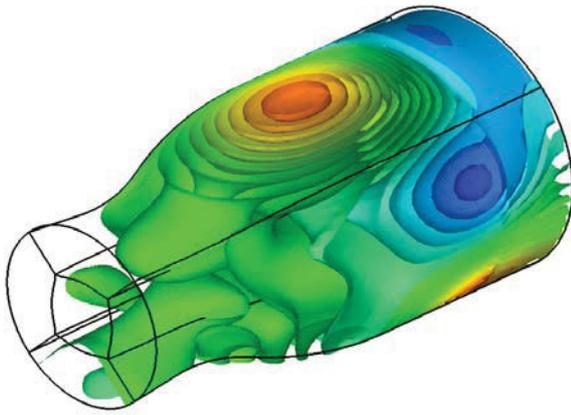


BILD 11. Momentane Druckschwankung in der Schubdüse.

BILD 11 zeigt das momentane Druckfeld in einer Raketebrennkammer. Es bildet sich aus, nachdem es durch einen Druckpuls angeregt worden ist. Aus der Reaktion der Brennkammer auf eine Störung können verschiedene Kriterien abgeleitet werden. Zum einen lassen sich die Resonanzfrequenzen bestimmen, bei denen sich das Triebwerk anfällig für Schwingungen zeigt. Diese sind exemplarisch in BILD 12 dargestellt. Zum anderen lassen sich die dazugehörigen Modenformen finden. Weitere Analysen beschäftigen sich mit dem Abklingverhalten von Störungen. Hierbei ist wichtig, wie schnell Druckstörungen abklingen.

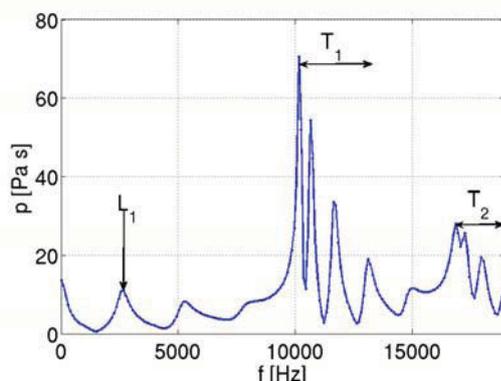


BILD 12. Resonanzfrequenzen einer Schubdüse (L1: Longitudinalmode, T1 und T2: Bereiche der ersten und zweiten Tangentialmoden).

Quantitativ kann man das anhand eines Abklingkoeffizienten beschreiben. Er gibt an, mit welcher exponentiellen Rate eine Schwingung mit einer bestimmten Frequenz abklingt. Typischerweise untersucht man das Abklingverhalten bei den Resonanzfrequenzen, weil diese das schlechteste Abklingverhalten aufweisen. Auf diese Weise kann man potenziell gefährliche Schwingungsformen vorhersagen und entsprechende Designparameter frühzeitig ändern. Eine andere Methode der Analyse ist die Berechnung von akustischen Flüssen über die Berandung. Sie gibt Aufschluss welche Effekte bei einer bestimmten Schwingungsform den akustischen Transport dominieren [27].

### 5.3. Weiterer Projektverlauf

Im Verlauf des Projektes soll das Verfahren um den Akustiklöser Piano weiterentwickelt werden. Dazu sollen weitere Modelle in das Programm integriert werden. So soll das Zufuhrsystem von Oxidator und Treibstoff in die Stabilitätsanalyse mit einbezogen werden. Experimentelle Untersuchungen legen den Schluss nahe, dass das Zufuhrsystem einen starken Einfluss auf die Stabilität hat und man es nicht von der Brennkammer abkoppeln darf.

Ein weiterer Punkt, der Beachtung in zukünftigen Arbeiten haben sollte, ist der Kopplungsmechanismus von akustischen Störungen und Verbrennung. Geplant ist, eine Ein- oder Mehrinjektoranordnung mittels CFD zu untersuchen, um die Flammenantwort in Form einer Flammentransferfunktion zu bestimmen. Diese kann dann in Piano eingebunden werden, um Stabilitätsanalysen des gesamten Triebwerks durchzuführen. Darüber hinaus soll der Einfluss eines stratifizierten Strömungsfelds untersucht werden. Hier stellt sich die Aufgabe, diesen Effekt in angemessener Weise in Piano zu berücksichtigen, ohne die grundsätzlichen konzeptionellen Vorteile aufzugeben.

Bis zu einem im Entwicklungsprozess einsetzbaren Werkzeug wird noch ein weiter Weg zurückzulegen sein. Hierfür soll das Vorhaben in der Zukunft wichtige Beiträge liefern. Zahlreiche durch das Vorhaben nicht abgedeckte Effekte werden am Lehrstuhl für Thermodynamik der Technischen Universität München in zusätzlichen, zum beschriebenen Vorhaben komplementären Projekten bearbeitet.

### 6. DANKSAGUNG

Die Autoren bedanken sich für die finanzielle Unterstützung des Sonderforschungsbereich /TransRegio 40 durch die Deutsche Forschungsgemeinschaft.

- [1] E.W. Lemmon, M.O. McLinden, D.G. Friend. Thermophysical Properties of Fluid Systems. NIST Chemistry WebBook, NIST Standard Reference Database Number 69, National Institute of Standards and Technology, Gaithersburg MD, 20899 (<http://webbook.nist.gov>), 2005
- [2] Peng D.-Y. & Robinson D. P. "A New Two-Constant Equation of State" *Ind. Eng. Chem. Fundam.*, 15(1):59-64, 1976.
- [3] Harstad, G., Miller, R. S., and Bellan J., "Efficient high pressure equations of state", *AIChE Journal*, Vol. 43, No. 6, 1997, 703-723.
- [4] Candel, S., Herding, G., Synder, R., Scoufflaire, P., Rolon, C., Vingert, L., Habiballah, M., Grisch, F., Péalat, M., Bouchardy, P., Stepowski, D., Cessou, A., Colin, P., "Experimental Investigation of Shear Coaxial Cryogenic Jet Flames", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 14, No. 5, 1998, 826-834.
- [5] Poschner, M., and Pfitzner, M., *46th AIAA ASM*, AIAA-2008-0952, 2008
- [6] M. Poschner, M. Pfitzner, 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Orlando, Florida, AIAA-2010-1144, 2010
- [7] Okong'o N., Harstad K. & Bellan J. "Direct Numerical Simulations of O<sub>2</sub>/H<sub>2</sub> Temporal Mixing Layers Under

- Supercritical Conditions." *AIAA Journal*, 40(5): 914–926, 2002.
- [8] Taskinoglu E. & Bellan J. "A posteriori study using a DNS database describing fluid disintegration and binary-species mixing under supercritical pressure: heptane and nitrogen" *J. Fluid Mech.*, 645:211–254, 2010.
- [9] S. Pohl, M. Jarczyk and M. Pfitzner, "Real gas effects in hydrogen/oxygen counterflow diffusion flames" 4th EUCASS, St. Petersburg, Russland, 2011.
- [10] S. Pohl, M. Jarczyk and M. Pfitzner, "A real gas laminar flamelet combustion model for the CFD-Simulation of LOX/GH<sub>2</sub> combustion" 5th European Combustion Meeting, Cardiff, UK, 2011.
- [11] W. Mayer, J. Tellar, R. Branam, G. Schneider and J. Hussong, "Raman measurement of cryogenic injection at supercritical pressure" *Heat and Mass Transfer*, 39:709-719, 2003.
- [12] Gerlinger, P., „High-Order Multi-Dimensional Limiting for Turbulent Flows and Combustion“, *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, AIAA 2011-296, 2011.
- [13] Gerlinger, P., „Investigations of an Assumed PDF Approach for Finite-Rate-Chemistry“, *Combustion Science and Technology*, Vol. 175, No. 5, 2003, pp. 841-872.
- [14] Crowe, C. T., Stock, D. E., Sharma, M. P., „The Particle-Source-In Cell (PSI-CELL) Model for Gas-Droplet Flows“, *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 99, 1977, pp. 325-332.
- [15] Lempke, M., Gerlinger, P., Rachner, M., Aigner, M., „Steady and Unsteady RANS Simulations of Cryogenic Rocket Combustors“, *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, AIAA 2011-101, 2011.
- [16] Lempke, M., Gerlinger, P., Aigner, M., „Assumed PDF Modeling in Rocket Combustor Simulations“, *Proceedings of the 4th European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS)*, St. Petersburg, 2011.
- [17] M. Rieber: Numerische Modellierung der Dynamik freier Grenzflächen in Zweiphasenströmungen. Universität Stuttgart, Dissertation, 2004.
- [18] C.W. Hirt, B.D. Nichols: Volume of fluid (VOF) method for the dynamics of free boundaries. *J. Comput. Phys.*, 39(1): 201-225, 1981.
- [19] J.H. Park, C.-D. Munz: Multiple pressure variables methods for fluid flow at all Mach numbers, *Int. J. Numer. Meth. Fluids*, 49(8): 905-931, 2005.
- [20] M. Sussman, P. Smereka, S. Osher: A Level Set Approach for Computing Solutions to Incompressible Two-Phase Flow. *J. Comput. Phys.*, 114(1): 146-159, 1994.
- [21] Oldenhof, E., Weckenmann, F., Lamanna, G., Weigand, B., Bork, B. and Dreizler, A., „Experimental investigation of isolated acetone droplets at ambient and near-critical conditions, injected into a nitrogen atmosphere“, *Proceedings of the 4th European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS)*, St. Petersburg, 2011.
- [22] D. Harje, und F. Reardon, *Liquid Rocket Engines Combustion Instabilities*. NASA SP-194, 1972
- [23] F. E. C. Culick und V. Yang, *Overview of Combustion Instabilities in Liquid – Propellant Rocket Engines; Liquid Rocket Engine Combustion Instability*. *Progress in Astronautics and Aeronautics*, 1995, Vol. 169, Seiten 3 – 37
- [24] J. W. Delfs, H. A. Grogger und T. G. W. Lauke, *Numerical Simulation of Aeroacoustic Noise by DLR's Aeroacoustic Code PIANO*. Technischer Bericht, DLR Braunschweig, 2002
- [25] J. E. Pieringer, F. Fassl und T. Sattelmayer, *Simulation of Combustion Instabilities in Liquid Rocket Engines with Acoustic Perturbation Equations*. *Journal of Propulsion and Power*, 2009, Vol. 25(5), Seiten 1020-1031
- [26] J. E. Pieringer, *Simulation selbsterregter Verbrennungsschwingungen in Raketenschub-kammern*. Doktorarbeit, 2008, Technische Universität München
- [27] D. Morgenweck, T. Sattelmayer, F. Fassl und R. Kaess, *Influence of Scaling Rules on Loss of Acoustic Energy*. 2011, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 48(3), Seien 498 – 506