

SCHLUSSBERICHT

# **Numerisches CFD/LEE-Verfahren zur Berechnung der Verbrennungsstabilität von Raketentriebwerken für die industrielle Anwendung**

17. September 2014

**Autoren:**

Dr.-Ing. Martin Schmid  
Dipl.-Ing. Stefan Köglmeier  
Dr.-Ing. Robert Kathan  
Prof. Dr.-Ing. Thomas Sattelmayer



# Inhaltsverzeichnis

<b>Inhaltsverzeichnis</b>	<b>i</b>
<b>Teil I</b>	<b>1</b>
1.1 Aufgabenstellung . . . . .	1
1.2 Voraussetzungen . . . . .	1
1.3 Planung des Projektes . . . . .	2
1.3.1 Zielsetzung aus industrieller Sicht . . . . .	2
1.3.2 Wissenschaftliche und technische Arbeitsziele des Vorhabens . . . . .	3
1.3.3 Industrielle Anforderungen an den PIANO-SAT Code . . . . .	3
<b>Teil II</b>	<b>6</b>
2.1 Tätigkeiten und Wissenschaftliche Ergebnisse . . . . .	6
2.1.1 Experimentelle Untersuchungen grundlegender Aspekte der Akustik in Raketenbrennkammern . . . . .	6
2.1.2 Entwicklung eines hybriden Verfahrens zur Bestimmung der thermoakus- tischen Stabilität von Raketenantriebssystemen . . . . .	7
2.1.3 Untersuchung des Einflusses eines inhomogenen mittleren Strömungs- felds auf die Akustik der Brennkammer . . . . .	15
2.1.4 Untersuchung des Einflusses akustischer Fluktuationen auf die Verbren- nung . . . . .	18
2.1.5 Vergleich mit den Antragszielen . . . . .	29
2.2 Finanzpositionen . . . . .	29
2.3 Notwendigkeit der Zuwendung . . . . .	30
2.4 Verwertungsplan . . . . .	30
2.5 Fortschritte bei anderen Stellen . . . . .	31
2.6 Publikationen . . . . .	31

2.6.1	Bisherige Publikationen . . . . .	31
2.6.2	Laufende Publikationen . . . . .	33
2.6.3	Geplante Publikationen . . . . .	34
2.6.4	Dissertationen . . . . .	34

# Teil I

## 1.1 Aufgabenstellung

Seit Beginn der Entwicklung von Raketenmotoren zeigt sich, dass thermofluidynamische Instabilitäten ein gravierendes Zuverlässigkeitsproblem darstellen. Dementsprechend reichen Forschungsarbeiten zu diesem Thema bis in die Mitte des letzten Jahrhunderts zurück. Trotz dieser Anstrengungen ist es bisher nicht gelungen, befriedigende Werkzeuge zum sicheren Nachweis der Stabilität bereit zu stellen, was dazu führt, dass der Nachweis auch heute noch mittels sehr aufwändiger Full-Scale Tests geführt werden muss. Darüber hinaus haben Stabilitätsprobleme, die auch für ein unerwartetes Verhalten von Ariane-Missionen bis zum Totalverlust verantwortlich waren, gezeigt, dass mit dieser klassischen Methodik keine vollständige Auslegungssicherheit erreicht werden kann. Nachteilig ist weiterhin, dass durch das intensive Testen zwar eine gewisse Erfahrungsbasis geschaffen werden kann, diese aber bei Geometrieänderungen zum Zweck der Leistungserhöhung oder beim Übergang auf andere Treibstoff-Oxidator-Kombinationen nur von beschränktem Nutzen ist. Daraus lässt sich direkt die hohe Bedeutung von verbesserten Vorhersagemethoden für die sichere Auslegung von Raketenmotoren für die Zukunft der Raumfahrt ableiten. Die Entwicklung solcher Methoden und die Bereitstellung eines vertieften physikalischen Verständnisses der beteiligten Prozesse war das Ziel dieses Projektes.

## 1.2 Voraussetzungen

Das Projekt wurde am *Lehrstuhl für Thermodynamik der Technischen Universität München* durchgeführt. Hier wurden in früheren Projekten bereits vielversprechende Ansätze auf diesem Themengebiet erarbeitet, welche nun die Grundlage für dieses Projekt bildeten. Dies betrifft insbesondere die Entwicklung des PIANO-SAT-Codes, welcher zur Berechnung der akustischen Wellenausbreitung verwendet wird und dessen Anwendbarkeit zur Analyse von Verbrennungsinstabilitäten bereits vor Projektstart gezeigt werden konnte.

Das Projekt wurde in intensiver Zusammenarbeit der zwei Mitarbeiter des Antragsstellers mit dem Industriepartner Airbus Defence & Space durchgeführt. Dieser war auf Grund der langjährigen Erfahrung bei der Entwicklung von Raketentriebwerken für die Bereitstellung geeig-

netter Testfälle und Messdaten sowie die Definition der industriellen Anforderungen verantwortlich.

## **1.3 Planung des Projektes**

Zur Verbesserung von Analyseverfahren für Verbrennungsinstabilitäten in Raketenmotoren ist ein Paradigmenwechsel erforderlich. Dazu muss ein Übergang von heute üblichen Galerkin- und Netzwerk-Verfahren zu einer Feldmethode erfolgen, welche in der Lage ist, die Wellenausbreitung in Strömungsfeldern mit starken Geschwindigkeitsgradienten richtig zu erfassen. In diesem Zusammenhang ist die Berechnung der thermoakustischen Stabilität der Verbrennung in Systemen mit einer Vielzahl von Injektoren und einem dreidimensionalen akustischen Verhalten von zentralem Interesse. Betrachtet man dieses Problem isoliert von der Peripherie des Raketenmotors, bleibt die Interaktion zwischen der Schubkammer und ggfs. vorhandenen Dämpfungerringen sowie vor allem auch mit dem Zufuhrsystem für Brennstoff- und Oxidator unberücksichtigt. Im Rahmen des SFB-TR 40 wurde PIANO-SAT in ein Entwicklungsstadium gebracht, das eine Einführung in den industriellen Entwicklungsprozess ermöglicht. Im Folgenden werden zunächst die Zielsetzung aus industrieller Sicht, dann wissenschaftliche und technische Arbeitsziele des Vorhabens dargestellt. Des Weiteren werden die industriellen Anforderungen an den Code definiert. Aus den Anforderungen und Zielen ergibt sich dann direkt die Planung des Projektes.

### **1.3.1 Zielsetzung aus industrieller Sicht**

Die Anforderung an eine stabile Verbrennung stellt neben anderen Herausforderungen wie z.B. Leistung, Lebensdauer und Masse eine wesentliche Anforderung an die Entwicklung einer Raketenbrennkammer dar. Die Hauptaufgaben bezüglich der Verbrennungsstabilität während der Entwicklung einer Raketenbrennkammer sind hierbei:

- Beurteilung des Designs der Brennkammerkontur sowie des Einspritzsystems bezüglich Verbrennungsstabilität.
- Beitrag zur Definition von Instrumentierung und Tests sowie deren Auswertung hinsichtlich Verbrennungsstabilität
- Design von geeigneten Dämpfungselementen (Absorber, Baffles) zur Gewährleistung einer stabilen Verbrennung falls notwendig.
- Nachweis der Verbrennungsstabilität.

Neben geeigneten Versuchen sind theoretische Modellierungsmethoden nötig, um die Aufgabenstellung effektiv bearbeiten zu können. Airbus Defence & Space als führendes europäisches Unternehmen zur Entwicklung und Herstellung von Raketenbrennkammern ist ständig

daran interessiert, sein Wissen und die Modellierungsmethoden voranzutreiben, um so seine Führungsrolle zu behalten und ausbauen zu können. Aufgrund der physikalischen Komplexität des Themas ist die Kooperation zwischen Industrie und geeigneten Instituten unabdingbar. Deshalb wurden von Seiten der Airbus Defence & Space folgende Kooperationen etabliert:

- Europäische Kooperation im Rahmen des REST Programms - seit 2006 mit Beteiligung von Cnes, Snecma, Onera, CERFACS, IRPHE, TUM-TD München, DLR Lampoldshausen. Dabei werden folgende Ziele verfolgt: Koordination der Aktivitäten zur optimierten Verbesserung der Berechnungsmethoden, Durchführung von regelmäßigen Besprechungen und Workshops zur Behandlung von Testfällen.
- Nationale Kooperation mit der TU München zur Entwicklung des PIANO-SAT Programmpaketes bilateral und im Rahmen eines BFS-Vorhabens sowie dem SFB Transregio TR40. In diesem Kontext spielte dieses Projekt eine zentrale Rolle, und zwar im Rahmen einer Intensivierung der Aktivitäten und die Ausrichtung auf industrielle Fragestellungen hoher technischer Bedeutung.

### 1.3.2 Wissenschaftliche und technische Arbeitsziele des Vorhabens

Bisher wird die Verbrennungsstabilität von Raketenbrennkammern bei Airbus Defence & Space mit im Haus entwickelten Engineering Tools modelliert. Diese Verfahren beruhen auf einer (analytischen) Lösung von linearisierter Erhaltungsgleichungen und arbeiten im Frequenzbereich. Sie wurden in der Vergangenheit vielfältig für verschiedene Raketenbrennkammern, wie AESTUS, HM7B, VINCI und für ATV-Triebwerke, sowie für Modellbrennkammern und Literaturdaten verwendet. Aufgrund der vereinfachten Modellierung der Brennkammer, können jedoch folgende wichtige Fragestellungen nicht behandelt werden:

- Komplexe 3D Brennkammergeometrien können nicht berechnet werden.
- Der Einfluss von Baffles kann nicht berücksichtigt werden.
- Die stratifizierte Strömung durch den Einspritzkopf ist nicht behandelbar.

### 1.3.3 Industrielle Anforderungen an den PIANO-SAT Code

#### Allgemeine Anforderungen

Aufgrund der oben beschriebenen Nachteile der Engineering Tools benötigte Airbus Defence & Space einen verbesserten Code mit folgenden allgemeinen Anforderungen:

- Effiziente Unterstützung beim Design von Raketenbrennkammern hinsichtlich Verbrennungsstabilität, d.h. Auslegung von Brennkammerkontur, Einspritzsystem, Dämpfungselementen (Absorber, Baffles) für relevante Treibstoffkombinationen (kryogen: LOX / LH2, LOX / HC, lagerfähig: MMH / N2O4).
- Beurteilung des Systems hinsichtlich Verbrennungsstabilität.
- Unterstützung bei der Definition von Tests, z.B. Testsequenz, Instrumentierung.
- Validierung mit relevanten Testdaten zur Freigabe des Codes für industrielle Anwendungen im Bereich Raketentriebwerke.
- Robuste Anwendbarkeit für industrielle Anwendungen (Benutzerumgebung und Handbuch, numerisch stabiles Verhalten, möglichst schnelle Antwortzeit, z.B. durch Parallelisierung auf mehreren CPUs).

Insbesondere der Validierung des Berechnungsverfahrens kommt eine zentrale Bedeutung für die industrielle Anwendung zu, da die notwendigen Nachweise während Entwicklung und Qualifikation ausschließlich mit validierten Berechnungsverfahren durchgeführt werden können bzw. dürfen. Hier war eine angemessene Beteiligung von Airbus Defence & Space notwendig, um mit dem dort vorhandenen Know How sowohl während der Entwicklung des Codes, wie auch bei der Validierung Zugriff auf die entsprechenden Testdaten zu haben und darüber hinaus die Aktivitäten gemeinsam mit dem Antragsteller zu lenken. Die dazu notwendigen Testdaten aus jahrzehntelanger Testerfahrung mit Heißläufen von Raketenbrennkammern am Boden wie auch im Flug (Vulcain, Vulcain 2, Aestus, HM7, Vinci), sowie von Satellittriebwerken (1N bis 500N) und Modellbrennkammern (Subscale) hat Airbus Defence & Space in einer internen Datenbank gespeichert. Diese stellten für das Projekt eine äußerst wichtige Basis dar und mussten hinsichtlich ihrer Eignung gesichtet und entsprechend aufbereitet werden. Eine weitere wichtige Schnittstelle war die Verbindung zu den bei Airbus Defence & Space eingesetzten Verfahren zur thermofluidodynamischen Simulation von Brennkammerströmungen. Hier wurde insbesondere auf Konsistenz der Verfahren geachtet. Von besonderem Interesse war hier die bei PIANO-SAT als Input vorzugebende stationäre Grundströmung, auf welche die akustische Simulation aufsetzt. Diese Grundströmung beinhaltet die Stratifizierung (Inhomogenität) der Strömung durch die Einspritzkonfiguration und hat einen signifikanten Einfluss auf das Ergebnis der PIANO-SAT Analyse. Die Berücksichtigung dieses Effekts war Teil des Vorhabens. Auch für die Berechnung der Grundströmung wurde unter anderem ein mit entsprechenden Testdaten validiertes Verfahren von Airbus Defence & Space eingesetzt.

### **Physikalische Anforderungen**

An das Programmpaket PIANO-SAT wurden im Rahmen des Vorhabens unterschiedliche Anforderungen gestellt. Aus physikalischer Sicht wurde die Beschreibung folgender Phänomene gefordert:



- Akustisches Verhalten der Raketenbrennkammer.
- Berechnung der Frequenzen für die akustischen Eigenmoden.
- Dämpfungsverhalten bei akustischer Anregung (Dämpfungskoeffizient und Admittanz).
- Einfluss der Verbrennung.
- Dämpfung durch Tröpfcheneinspritzung.
- Dämpfung durch akustische Absorber und / oder Baffles.
- Einfluss von stratifizierter Brennkammerströmung.
- Einfluss des Einspritzsystems auf Massenstrom-, Geschwindigkeits- und Druckschwankungen in der Brennkammer.

Wie Vorarbeiten zeigten, ist mit Verfahren, die auf einer einfachen Wellengleichung beruhen, eine Beschreibung der Wellendynamik in Raketenbrennkammern nicht möglich, weil unter anderem vernachlässigte Terme in der Düse zu großen Fehlern führen. Deshalb musste ein neuer Ansatz, welcher auf einer Lösung akustischer Störungsgleichungen im Zeitbereich aufbaut, verfolgt werden. Durch eine Rechnung im Zeitbereich wurde auch eine wesentlich höhere Flexibilität hinsichtlich der implementierbaren physikalischen Modelle angestrebt. Im Rahmen des Vorhabens sollten auch wesentliche Verbesserungen bei der Beschreibung der Flamme als thermoakustische Quelle erreicht werden. Dabei sei erwähnt, dass dieser Themenbereich äußerst umfangreich ist, weil sich die raketentypischen Treibstoff-Oxidator-Kombinationen deutlich unterschiedlich verhalten.

# Teil II

## 2.1 Tätigkeiten und Wissenschaftliche Ergebnisse

Durch die Zuwendung wurden entsprechend dem Antrag neue dynamische Drucksensoren und dazugehörige Messtechnik angeschafft, um die experimentellen Arbeiten zur Untersuchung grundlegender Aspekte der Akustik in Raketenbrennkammern an einem vorhandenen Prüfstand des Antragssteller zu intensivieren. Die gewonnenen Ergebnisse werden im Abschnitt 2.1.1 vorgestellt. Anschließend werden die wichtigsten Ergebnisse der von den beiden Projektmitarbeitern durchgeführten Arbeiten präsentiert.

### 2.1.1 Experimentelle Untersuchungen grundlegender Aspekte der Akustik in Raketenbrennkammern

Mit Hilfe der im Projektantrag angeführten finanziellen Mittel wurden neue dynamische Drucksensoren und entsprechendes Zubehör beschafft, um den am Lehrstuhl des Antragstellers vorhandenen Prüfstand zu erweitern, sodass die Einflüsse von verschiedenen Komponenten auf die Stabilität einer Raketenbrennkammer untersucht werden konnten. Diese Ergebnisse wurden dann zur Validierung des numerischen Berechnungsverfahrens verwendet. Dabei lag der Fokus insbesondere auf der Düse, der Faceplate und den Absorbern. Das Wissen um den Einfluss dieser passiven Bauteile auf die Brennkammerakustik erlaubt es, bereits in einer frühen Phase der Entwicklung Maßnahmen zu ergreifen, die im späteren Betrieb zu einem Optimum an Dämpfung führen. Anhand verschiedener Methoden konnten für eine Beispielenkammer die Eigenfrequenzen und die Dämpfungswerte bestimmt werden. Der Fokus lag dabei auf Transversalmoden, da diese auf Grund ihrer speziellen Charakteristik in der Vergangenheit große Probleme in Raketentriebwerken verursacht haben. Die detaillierten Ergebnisse wurden bereits in der Dissertation von Robert Kathan verwendet.

Die untersuchte Raketenbrennkammer, bestehend aus einer klassischen Düse, einer zylinderförmigen Brennkammer,  $\lambda/4$ -Absorbern und einer Faceplate, modelliert als Lochblech, wurde ohne Verbrennung betrieben. Die Experimente zur Bestimmung des akustischen Verhaltens erfolgten sowohl mit als auch ohne Zwangsanregung. Es hat sich gezeigt, dass direkte Messungen des dynamischen Druckes bereits zu einer sehr guten Abschätzung von Eigenfrequenzen und Abklingraten führen. Unter Umständen ist jedoch die tiefgreifendere Kenntnis

der kausalen Zusammenhänge erforderlich. Beispielsweise interessiert es, wie groß der quantitative Beitrag einer Komponente auf die Dämpfung einer Eigenmode ist. Dazu wurde eine Methode entwickelt, welche das akustische Feld innerhalb des Brennkammerzylinders ohne Absorber auf Basis von Druckmessungen an verschiedenen axialen und longitudinalen Positionen für verschiedene gleichzeitig auftretende Modenformen vollständig reproduzieren kann. Dadurch konnte gezeigt werden, dass Längsmoden sehr stark gedämpft und im Vergleich zu transversalen Moden nahezu unerheblich sind. Mit Hilfe einer Bilanzierung der akustischen Energie zusammen mit den akustischen Flüssen im Zeitbereich über die Faceplate und die Düsen Eintrittsebene konnte der Einfluss dieser Komponenten auf die Gesamtstabilität bestimmt werden. Dabei zeigte sich, dass bei der untersuchten Brennkammer der Einfluss der Düse im Bereich der T1-Eigenmode sehr gering ist, wohingegen jener der Faceplate dominiert. Mit zunehmender Frequenz nimmt die Reflektion der Düse ab, wodurch mehr an akustischer Energie entweichen kann. Zudem hat sich gezeigt, dass eine Düse unter Berücksichtigung von konvektiven Effekten über alle Frequenzen und für jede Eigenmode stets stabilisierende Wirkung auf die Brennkammer hat. Die bisher in der Literatur getroffene Aussage, dass eine Düse destabilisierenden Einfluss auf eine Raketebrennkammer bei transversalen Moden hat, konnte widerlegt werden. Das Verhalten der Absorber wurde experimentell mit Hilfe der Multimikrofonmethode bestimmt und in Form einer Transfermatrix angegeben. Dabei wurde die Absorberlänge variiert, um deren Einfluss auf die erste transversale Eigenmode zu untersuchen. Die Dissipation in den Absorberringen wurde anhand einer Energiebilanz präsentiert. Es hat sich gezeigt, dass die Absorber jeweils unterhalb ihrer  $\lambda/4$  Eigenfrequenz wirksam sind und dass die Dissipation dabei erheblich ist. Die Verwendung von Absorbern führt zu einer starken Beeinflussung der Brennkammerakustik, was sich an einem veränderten Frequenzspektrum äußert. Diese Verstimmung der Eigenfrequenzen kann sich sowohl positiv, als auch negativ auf die Stabilität von Triebwerken auswirken, betrachtet man weitere Effekte wie beispielsweise die Verbrennung. Die im Rahmen dieser Arbeit durchgeführten Studien haben gezeigt, dass sich das akustische Verhalten einer Raketebrennkammer und deren Komponenten mit einfachen Methoden beschreiben lässt. So kann das Verhalten von Düsen mit Hilfe eines einfachen numerischen Verfahrens ohne großen Aufwand in vollem Umfang berechnet werden. Die Erkenntnis, dass der Einfluss der Düse auf die Gesamtstabilität für transversale Moden sehr gering ist, hilft bei zukünftigen Entwicklungen von Raketentriebwerken. Die Anzahl kostenintensiver und unter Umständen nicht zielführender Untersuchungen kann dadurch massiv reduziert werden. Da die Gestaltungsmöglichkeiten bei der Düse oft stark limitiert sind, empfiehlt es sich, Stabilitätsproblemen mit Hilfe einer optimierten Faceplate entgegen zu wirken.

### **2.1.2 Entwicklung eines hybriden Verfahrens zur Bestimmung der thermoakustischen Stabilität von Raketenantriebssystemen**

Zur Zeit und auch in nächster Zukunft sind Strömungssimulationen von kompletten Raketebrennkammern unter Berücksichtigung aller beteiligten Prozesse für industrielle Anwendungen zu aufwendig. Deswegen wurde am *Lehrstuhl für Thermodynamik der Technischen*

*Universität München* ein hybrides Verfahren zur Bestimmung der Verbrennungsstabilität entwickelt, welches aus Methoden der numerischen Strömungsberechnung (CFD) und der numerischen Aeroakustik (CAA) besteht. Als Grundlage zur Simulation der Wellenausbreitung in der Brennkammer wird der vom DLR am *Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik* entwickelte Aeroakustiklöser „PIANO“ verwendet. PIANO/PIANO-SAT selbst ist nicht in der Lage explizit Wärmefreisetzung durch Verbrennung zu berechnen; deshalb muss diese durch einen Modellierungsansatz beschrieben werden. Im Rahmen eines hybriden Ansatzes wird diese fehlende Fähigkeit des Akustiklösers durch CFD-Verfahren abgedeckt. Diese werden einerseits benötigt, um ein mittleres Strömungsfeld für PIANO-SAT bereitzustellen, andererseits werden sie verwendet, um die Antwort der Verbrennung auf akustische Anregung zu bestimmen.

Für die Durchführung der CFD-spezifischen Arbeiten konnte im Rahmen des Vorhabens auf einen kommerziellen Löser zurückgegriffen werden. Dadurch ergibt sich der Vorteil, dass ein validiertes numerisches Verfahren zur Verfügung steht, welches ohne aufwendige Neuentwicklungen auf die jeweilige Problemstellung angewendet werden kann. Im Gegensatz dazu handelt es sich bei dem Aeroakustiklöser PIANO/PIANO-SAT um einen Forschungscode, welcher zu Beginn des Vorhabens nur unzureichend an die Problemstellungen des Vorhabens angepasst war. Zur Realisierung des bereits erwähnten neuartigen Verfahrens zur Beschreibung thermoakustischer Instabilitäten in Raketenbrennkammern war es somit erforderlich, zum Teil weitreichende Änderungen am Programmcode vorzunehmen. Im Folgenden werden die wichtigsten Codeerweiterungen detailliert vorgestellt.

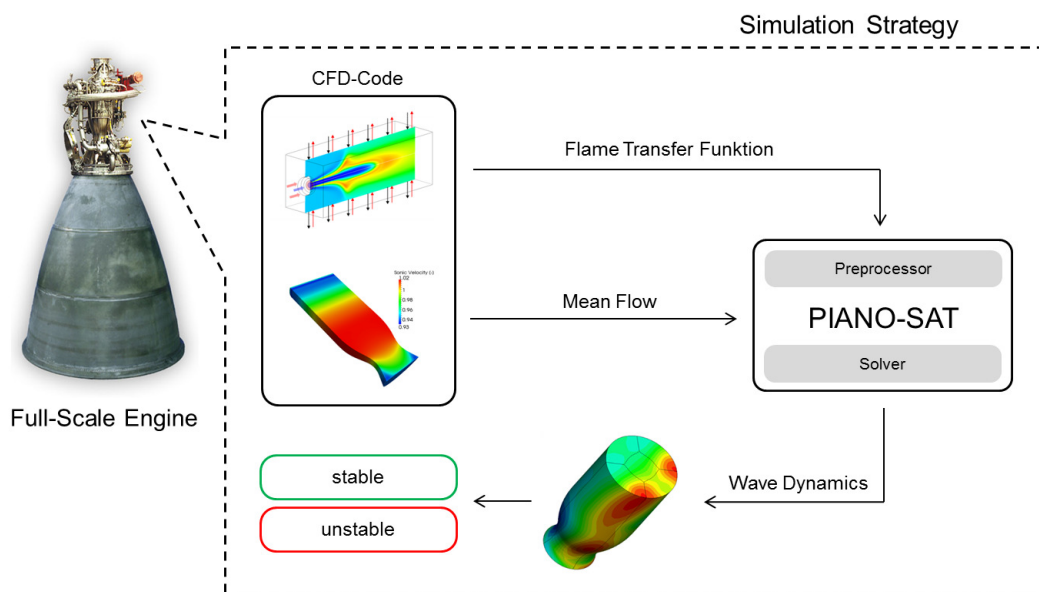


Abbildung 2.1: Hybrider Ansatz zur Bestimmung der thermoakustischen Stabilität von Raketenantriebssystemen auf Basis von PIANO-SAT.

### **Optimierung des numerischen Lösungsverfahrens**

Bereits zu Beginn der Entwicklung wurde festgestellt, dass das ursprüngliche numerische Lösungsschema im relevanten Frequenzbereich zu einem deutlich überhöhten Abklingverhalten führt, wodurch die Ergebnisse zu scheinbar stabilerem Verhalten hin verfälscht werden. Dies ist insofern kritisch, wenn das Verfahren zur Beurteilung von thermoakustischen Systemen herangezogen werden soll.

Im Rahmen einer detaillierten Untersuchung dieser Problematik konnte das Fehlverhalten auf die in PIANO verwendeten Glättungsfilter zurückgeführt werden. Diese sind erforderlich, um eine dauerhafte numerische Stabilität des Verfahrens zu gewährleisten. Besonders problematisch sind dabei die Randbereiche des Rechengebiets, da hier zur Glättung lediglich Daten aus dem Inneren des Rechengebiets verwendet werden können. Eine symmetrische Glättung bzw. Filterung, welche üblicherweise innerhalb des Rechengebiets bevorzugt wird, ist hier prinzipiell nicht möglich. Man ist somit gezwungen hier ein asymmetrisches Verfahren anzuwenden, welches im Allgemeinen mit mehr oder weniger stark ausgeprägten Amplituden- und Phasenfehlern verbunden ist. Im Rahmen des Vorhabens wurde das in PIANO verwendete (asymmetrische) Randfilterverfahren optimiert und neu implementiert. Darüber hinaus konnte durch eine entsprechende modifizierte Filterformulierung die Glättungswirkung am Rand soweit beschränkt werden, dass die damit verbundene künstliche Dämpfung der akustischen Störungen auf ein Minimum reduziert wurde.

### **Entwicklung von Preprocessing Methoden**

Für die Verwendung des Aeroakustiklösers PIANO-SAT ist es erforderlich, die benötigten Inputdaten entsprechend aufzubereiten. Eine besondere Bedeutung kommt dabei dem mittleren Strömungsfeld zu, welches zunächst aus einer eigenständigen CFD Simulation gewonnen wird. Da an Rechengitter für CFD und CAA im allgemeinen unterschiedliche Anforderungen gestellt werden, ist es erforderlich die Ergebnisse der CFD Simulation auf das CAA-Rechennetz zu interpolieren. So ist üblicherweise ein CFD-Rechennetz in unmittelbarer Nähe von Wandrandbedingungen (no-slip walls) stark verfeinert, um entsprechende Grenzschichten auflösen zu können. Bei einem CAA-Rechennetz hingegen ist man bestrebt, eine ungestörte Ausbreitung der akustischen Störungen zu gewährleisten. Dies wird mitunter durch eine überwiegend gleichbleibende Zellgröße erreicht.

Die Möglichkeit beliebige dreidimensionale Strömungsfelder auf PIANO-SAT-Rechennetze zu interpolieren war zunächst nicht vorhanden und musste im Rahmen des Vorhabens erst neu geschaffen werden. Dabei wurde verstärkt auf Industrialisierungsaspekte eingegangen, um eine reibungslose Verwendung im späteren Tagesgeschäft gewährleisten zu können. Eine besondere Herausforderung bestand darin, eine vertretbare Laufzeit des Tools bei erhöhter Anzahl von Netzknoten zu erzielen. Um für einen gegebenen Knoten im PIANO-SAT-Rechennetz entsprechende Interpolationsgrößen zu bestimmen, ist es erforderlich, die diesem Knoten zugrunde liegende Gitterzelle im CFD-Gitter zu identifizieren (donor cell search). Für eine möglichst effiziente Bestimmung werden üblicherweise sog. intelligente Datenstrukturen (z.B.

Octrees oder kd-Trees) herangezogen. Im Rahmen der Entwicklung einer 3D-Interpolationsmöglichkeit für PIANO-SAT wurde jedoch ein sog. virtuelles Suchgitter implementiert. Dabei wird über das Interpolationsgebiet ein (virtuelles) equidistant-kartesisches Gitternetz gespannt und sämtliche CFD-Gitterzellen werden zu Beginn einer jeweiligen Zelle im virtuellen Gitter zugeteilt. Soll nun für einen bestimmten Knoten im PIANO-SAT-Rechennetz die dazugehörige CFD-Gitterzelle bestimmt werden, so kann die Suche auf wenige in Frage kommende Zellen beschränkt werden, womit eine deutlich reduzierte Programmlaufzeit einhergeht. Für den eigentlichen Interpolationsprozess stehen eine Reihe unterschiedlicher Methoden zur Verfügung:

- Nearest-Neighbor Interpolation
- Interpolation durch inverser Distanzgewichtung (IDW)
- Trilineare Interpolation

Die Nearest-Neighbor Interpolation ordnet jedem Knoten im CAA-Rechennetz den nächst gelegenen Datenpunkt im CFD-Gitter zu und stellt damit die einfachste Interpolationsmethode dar. Anwendung findet diese Art der Interpolation insbesondere dann, wenn für CFD und CAA Simulation ein identisches Netz verwendet wird.

Bei einer Interpolation durch inverse Distanzgewichtung werden die Interpolationsgrößen an einem gegebenen Knoten im CAA-Rechennetz durch ein distanzgewichtetes Mittel der benachbarten Knoten im CFD-Gitter bestimmt. Das Verfahren ist im Vergleich zur trilinearen Interpolation als relativ einfach und robust anzusehen. Allerdings treten besonders im Bereich von Unregelmäßigkeiten im CFD-Gitter deutliche Interpolationsartefakte (Clustering-Effekte) auf.

Im Vergleich zu den beiden anderen Methoden ist eine trilineare Interpolation mit erhöhtem Rechenaufwand verbunden. Dies liegt vor allem daran, dass hierfür zunächst eine Transformation der im physikalischen Raum gekrümmten Koordinaten auf kartesische Einheitskoordinaten erfolgen muss. Dazu ist jeweils eine iterative Lösung eines nichtlinearen Gleichungssystems erforderlich. Für komplexe Gitter können mit diesem Verfahren aber deutlich bessere Ergebnisse als mit einer Interpolation durch inverser Distanzgewichtung erzielt werden.

Neben der allgemeinen Fähigkeit, beliebige 3D-Strömungsfelder auf PIANO-SAT-Rechengitter zu interpolieren, wurde darüber hinaus ein Verfahren entwickelt, um für Full-Scale-Anwendungen überhaupt erst ein repräsentatives mittleres Strömungsfeld zu generieren. Im Full-Scale-Bereich ist es nicht praktikabel, alle Gradienten des mittleren Strömungsfelds direkt zu berücksichtigen, da dies mit sehr hohem Rechenaufwand verbunden wäre. Stattdessen ist es oft ausreichend, lediglich eine axiale Verteilung der mittleren Größen zu verwenden. Im Bereich konstanten Brennkammerquerschnitts kann dazu durch Querschnittsmittelung einer Einzelinjektorrechnung ein repräsentatives Axialprofil für die Verbrennungszone abgeleitet werden. Es sei hierbei erwähnt, dass die dazu notwendige Einzelinjektorrechnung ohnehin

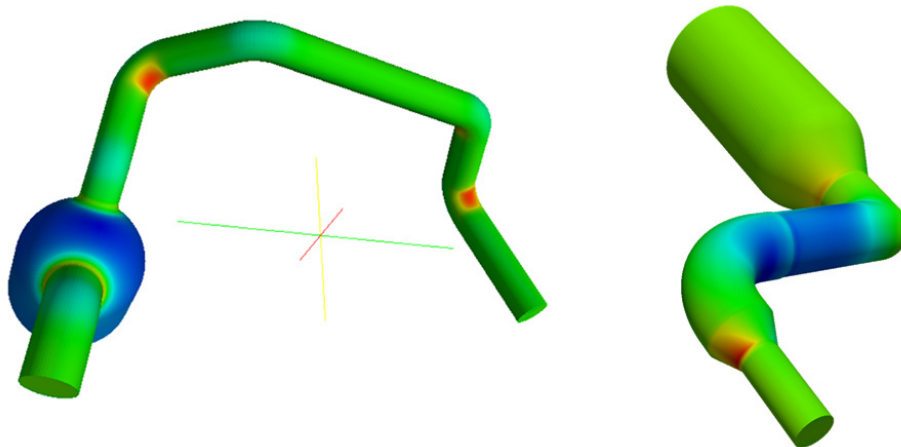


Abbildung 2.2: Anwendungsbeispiele für das neu entwickelte 3D Interpolation Tool (mittlere Strömungsfelder aus dem industriellen Tagesgeschäft)

zur Ableitung der Flammenantwort benötigt wird und somit keinen zusätzlichen Mehraufwand nach sich zieht. Nach der Verbrennungszone, also im Bereich der Lavaldüse, ist die Annahme einer reinen Axialströmung nicht mehr gerechtfertigt. Deshalb ist für diesen Abschnitt der Brennkammer eine zusätzliche 2D/3D CFD-Simulation erforderlich. Allerdings kann hierzu ein relativ grobes Rechennetz verwendet werden, wodurch sich der damit verbundene Mehraufwand in Grenzen hält. Um schließlich ein konsistentes mittleres Strömungsfeld zu erhalten, werden beide Bereiche (Axialprofil für die Verbrennungszone im zylindrischen Bereich der Brennkammer, 3D-Strömungsfeld im Bereich der Düse) mit Hilfe eines Blending-Verfahrens überlagert. Das Ergebnis ist ein mittleres Strömungsfeld, welches es erlaubt, die akustische Wellenausbreitung in Full-Scale-Brennkammern mit ausreichender Genauigkeit und vertretbarem Rechenaufwand wiederzugeben. Abbildung 2.3 verdeutlicht die Zusammenhänge bei der Erstellung mittlerer Strömungsfelder für Full-Scale-Anwendungen. Zentrales Element bildet das Preprocessing-Tool `cgns2piano`, welches neben der Überlagerung der beiden Strömungsfelder auch die bereits erwähnte 3D-Interpolation ermöglicht. Neben den bereits angesprochenen Verwendungszwecken besteht zudem die Möglichkeit einer künstlichen Glättung der mittleren Strömungsfelder. Dies ist mitunter erforderlich, um starke Gradienten abzumindern, welche (bei gegebener Gitterauflösung) andernfalls zu numerischen Problemen führen würden.

### Entwicklung von Postprocessing Methoden

Simulationsergebnisse, welche mit PIANO-SAT gewonnen werden, liegen zunächst als zeitlicher Verlauf verschiedenen Zustandsgrößen in der Brennkammer vor. Um daraus Aussagen über das Stabilitätsverhalten treffen zu können, ist es erforderlich, die Rohdaten mit verschiedenen Auswerteverfahren zu analysieren.

Von besonderer Bedeutung ist dabei die Identifizierung aller dominanten akustischen Schwin-

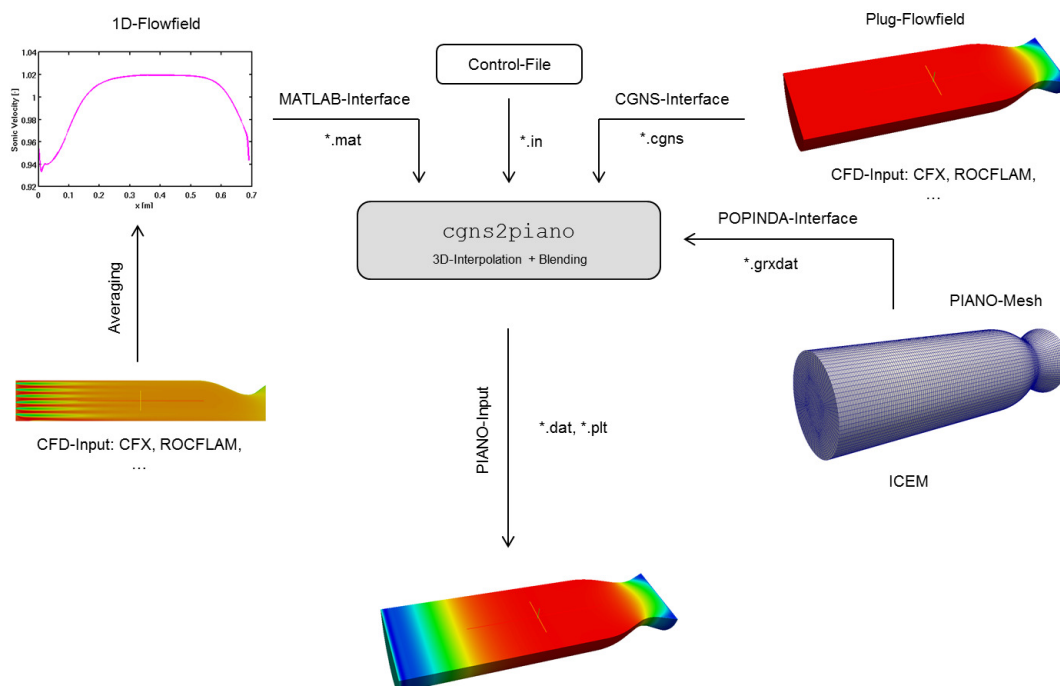


Abbildung 2.3: Schematische Darstellung der Zusammenhänge bei der Erstellung mittlerer Strömungsfelder für Full-Scale-Anwendungen

gungsmoden in der Brennkammer. Im Laufe des Vorhabens hat sich gezeigt, dass dazu oft eine übliche Fourier-Analyse nicht ausreichend ist. Dabei wird lediglich die spektrale Verteilung eines eindimensionalen Zeitsignals untersucht, der räumliche Zusammenhang wird außer Acht gelassen. Um die Fähigkeiten auf diesem Gebiet weiterzuentwickeln, wurden zwei unterschiedliche Methoden der Modenzerlegung in das Programmpaket integriert:

- Proper Orthogonal Decomposition (POD)
- Dynamic Mode Decomposition (DMD)

Proper Orthogonal Decomposition (POD) ist ein bekanntes Verfahren, das zur Bestimmung einer optimalen Modenbasis dient. Die grundlegende Idee dieses Ansatzes besteht darin, einen dynamischen Prozess mit Hilfe einer linearen Kombination orthogonaler Funktionen wiederzugeben.

Bei einer sog. Dynamic Mode Decomposition (DMD) handelt es sich um ein relativ neues Verfahren, welches ebenfalls ermöglicht charakteristische Schwingungsmoden zu extrahieren. Im Gegensatz zu POD werden im Rahmen einer DMD für jede Mode auch der zugehörige komplexe Eigenwert d.h. Schwingungsfrequenz und Dämpfung bestimmt. Allerdings sind DMD-Moden nicht zwangsweise orthogonal.



## 2.1 Tätigkeiten und Wissenschaftliche Ergebnisse

---

Einer direkten Anwendung dieser Methoden auf PIANO-SAT Ergebnisse steht der dabei erforderliche enorme Arbeitsspeicherbedarf (vollbesetzte Matrizen) bei Einbeziehung aller Gitterpunkte (Freiheitsgrade) im Wege. Deshalb wird nur eine begrenzte Anzahl  $\mathcal{O}(10^3)$  räumlicher Stützstellen für die Analyse berücksichtigt. Anschließend werden die Ergebnisse mittels RBF-Interpolation wieder auf das ursprüngliche PIANO-SAT-Rechennetz übertragen. Die Verwendung einer reduzierten Anzahl an Stützstellen besitzt darüberhinaus den Vorteil, dass hydrodynamische Moden unterdrückt werden, da diese aufgrund ihrer vergleichsweise kurzen Wellenlänge nicht aufgelöst werden. Hydrodynamische Moden sind für die klassische Beurteilung der thermoakustischen Stabilität nicht weiter von Bedeutung.

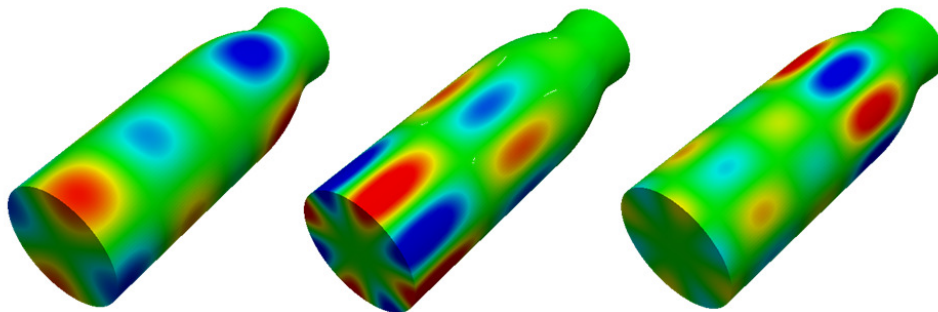


Abbildung 2.4: Beispielhafte Darstellung von charakteristischen Schwingungsformen (Moden), welche mittels DMD bestimmt wurden.

### **Implementierung zusätzlicher akustischer Grundgleichungen**

Bei PIANO-SAT handelt es sich um einen Akustiklöser im Zeitbereich. Gegenüber einem Lösungsverfahren im Frequenzbereich ist dies sowohl mit Vor- als auch mit Nachteilen verbunden. Eine zeitbereichsspezifische Problematik, welche im Rahmen des Vorhabens ausgiebig untersucht wurde, ist das Verhalten des Löser im Bereich starker Scherschichten. Standardmäßig werden zur Modellierung der Akustik die sog. linearisierten Eulergleichungen verwendet. Diese beschreiben aber nicht nur die Ausbreitung akustischer Störungen, sondern auch die Dynamik von hydrodynamischen Störungen. Im Bereich starker Scherschichten - wie sie infolge der Treibstoffeinspritzung innerhalb von Raketenbrennkammern häufig auftreten (Stratifizierung) - ist das dynamische Verhalten hydrodynamischer Störungen meist linear instabil. Für das Verhalten im Zeitbereich bedeutet dies ein unbegrenztes exponentielles Wachstum und damit als letzte Konsequenz einen Absturz der Simulation. Um PIANO-SAT auch im Bereich hydrodynamisch instabiler Grundströmungen betreiben zu können, wurden bereits von Seiten des DLR Braunschweig modifizierte Gleichungen (Acoustic Perturbation Equation - APE) integriert. Es stellte sich allerdings heraus, dass dieser Gleichungstyp für die

Anwendung in Raketenschubkammern ungeeignet ist, da im Bereich des Schalldurchgangs der Lavaldüse inherente numerische Instabilitäten auftreten.

Um dieser Problematik zu begegnen, mussten anders als ursprünglich geplant, im Rahmen des Vorhabens zusätzliche akustische Grundgleichungen in PIANO-SAT implementiert werden. Dazu wurden zunächst vereinfachte linearisierte Eulergleichungen unter Vernachlässigung von Gradiententermen in der mittleren Strömung (LEE-NoMGT) untersucht:

$$\frac{\partial \rho'}{\partial t} + \bar{u}_i \frac{\partial \rho'}{\partial x_i} + \bar{\rho} \frac{\partial u'_i}{\partial x_i} = 0, \quad (2.1)$$

$$\frac{\partial u'_j}{\partial t} + \bar{u}_i \frac{\partial u'_j}{\partial x_i} = -\frac{1}{\bar{\rho}} \frac{\partial p'}{\partial x_j}, \quad (2.2)$$

$$\frac{\partial p'}{\partial t} + \bar{u}_i \frac{\partial p'}{\partial x_i} + \gamma \bar{p} \frac{\partial u'_i}{\partial x_i} = 0. \quad (2.3)$$

Diese zeigten sich bzgl. der Instabilitätsproblematik als äußerst gutmütig. Allerdings können aufgrund dieser Vereinfachung die Auswirkungen von stratifizierten Brennkammerströmungen auf die Akustik nicht zufriedenstellend untersucht werden. Deshalb wurden als weiter Grundgleichungstyp die nichtlinearen PENNE-Gleichungen neu implementiert:

$$\frac{\partial \rho'}{\partial t} + u_i \frac{\partial \rho'}{\partial x_i} + u'_i \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial x_i} + \rho \frac{\partial u'_i}{\partial x_i} + \rho' \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0, \quad (2.4)$$

$$\frac{\partial u'_j}{\partial t} + u_i \frac{\partial u'_j}{\partial x_i} + u'_i \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} = -\frac{1}{\rho} \left( \frac{\partial p'}{\partial x_j} - \frac{\rho'}{\bar{\rho}} \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_j} \right), \quad (2.5)$$

$$\frac{\partial p'}{\partial t} + u_i \frac{\partial p'}{\partial x_i} + u'_i \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \gamma p \frac{\partial u'_i}{\partial x_i} + \gamma p' \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0. \quad (2.6)$$

Dieser Gleichungstyp ermöglicht es, aufgrund zusätzlicher nichtlinearer Terme ein unbegrenztes Anwachsen hydrodynamischer Störungen zu limitieren. Dabei sei erwähnt, dass dieses Verhalten physikalisch korrekt ist und daher keine Verfälschung der Physik bedeutet. Darüberhinaus ergibt sich durch die Verwendung der PENNE-Gleichungen auch ein Übergang zur nichtlinearen Akustik, die besonders bei Raketenantriebssystemen (Limit Cycles, Bomb Tests, ...) eine wichtige Rolle spielt. Ferner ist die Berücksichtigung nichtlinearer Effekte ein Alleinstellungsmerkmal des Zeitbereichs. Somit ergibt sich durch diese Erweiterung auch eine deutliche Abgrenzung zu anderen Verfahren, welche im Frequenzbereich operieren. Die neu implementierten Gleichungen wurden anhand verschiedener Testfälle validiert. Dabei konnte unter anderem auch gezeigt werden, dass die PENNE-Gleichungen das Auftreten von steilflankigen Wellen (steep-fronted waves) sowie Grenz-Zyklen (limit-cycles) abbilden können.

### Implementierung von Rückkopplungsmodellen

Die Interaktion der Verbrennung mit der Akustik der Brennkammer war zu Beginn des Vorhabens nur eingeschränkt unter Verwendung eines einfachen Time-Lag-Modells möglich. Dar-

## 2.1 Tätigkeiten und Wissenschaftliche Ergebnisse

---

über hinaus hat sich aufgrund der im Rahmen des Vorhabens durchgeführten CFD Untersuchungen gezeigt, dass dieses einfache Modell bei weitem nicht ausreichend ist, um die Dynamik der Verbrennung in ausreichender Weise zu erfassen.

Um diese Defizite zu beheben und eine Verbindung zwischen CAA und CFD zu ermöglichen, wurde ein neues Rückkopplungsmodell auf Basis von allgemeinen Transferfunktionen in PIANO-SAT implementiert. Anders als einfache Time-Lag Modelle ermöglicht dieser neue Ansatz eine frequenzabhängige Modellierung der Quellterme hinsichtlich Verstärkung und Phasenverschiebung. Grundlage dieser Implementierung sind verschiedene IIR-Zeitbereichsfilter (IIR - Infinite Impulse Response) in Kaskadenstruktur (Second Order Sections) die es ermöglichen, auch komplexe Frequenzabhängigkeiten mit hoher Genauigkeit und unter Gewährleistung der numerischen Stabilität abzubilden.

Zur Bestimmung der Filterkoeffizienten wird ein nichtlinearer Optimierungsalgorithmus verwendet. Dabei wird versucht, durch entsprechende Anpassung der Koeffizienten eine möglichst optimale Übereinstimmung des Amplituden- und Phasenverlauf hinsichtlich der CFD-Ergebnisse zu erzielen.

Abschließend sei noch erwähnt, dass sich das neu entwickelte Modell nicht nur durch einen deutlich detaillierteren Modellierungsgrad sowie erhöhte Flexibilität auszeichnet. Auch der Rechen- bzw. Speicherbedarf konnte gegenüber dem ursprünglichen Time-Lag-Modell deutlich reduziert werden.

### **2.1.3 Untersuchung des Einflusses eines inhomogenen mittleren Strömungsfelds auf die Akustik der Brennkammer**

Mit Hilfe der im letzten Abschnitt erläuterten Erweiterungen konnten im Rahmen des Vorhabens verschiedene Untersuchungen zur Erweiterung des Verständnisses von thermoakustischen Instabilitäten in Raketenbrennkammern durchgeführt werden. Insbesondere der Einfluss inhomogener Grundströmungen (Stratifizierung) auf die Akustik der Brennkammer wurde detailliert analysiert.

Aufgrund der konstruktiven Ausführung von Einspritzsystemen bildet sich innerhalb einer Raketenbrennkammer eine Grundströmung aus, welche vor allem in unmittelbarer Nähe zur Einspritzebene von starken Gradienten geprägt ist. Geht man von einer typischen zylindrischen Brennkammerkonfiguration aus, so können zwei unterschiedliche Arten von Gradienten identifiziert werden:

- Axiale Gradienten
- Radiale Gradienten

Entsprechend dieser Aufteilung wurden mit Hilfe unterschiedlicher Testfälle die Auswirkungen dieser jeweiligen charakteristischen Strömungsverhältnisse untersucht.

## Einfluss axialer Gradienten

Sowohl die Treibstoffaufbereitung als auch die anschließende chemische Reaktion sind gewissen Zeitmaßen unterworfen. Infolgedessen bildet sich ausgehend von der Einspritzebene ein axialer Gradient aus, welcher sämtliche Zustandsgrößen betrifft. Aus akustischer Sicht ist dabei insbesondere die lokale Schallgeschwindigkeitsverteilung von Interesse. Geht man von einer analytischen Lösung eines homogenen Gaszylinders aus, so ergeben sich prinzipiell unterschiedliche Transversallösungen für die Bereiche nach der Einspritzebene (niedrige Schallgeschwindigkeit) und stromab der Verbrennungszone (hohe Schallgeschwindigkeit). Außerdem deuten experimentelle Beobachtungen (Airbus DS Messdatenbasis) bei realen Raketebrennkammern darauf hin, dass das akustische Verhalten in gewisser Weise von der Axialrichtung abhängig ist.

Im Rahmen eines Testfalls mit PIANO-SAT konnte schließlich gezeigt werden, dass sich tatsächlich unterschiedliche Transversalmoden in verschiedenen axialen Bereichen der Brennkammer ausbilden können. Darüber hinaus ergeben sich bei Berücksichtigung der axialen Gradienten in der mittleren Strömung erhöhte akustische Dämpfungswerte (Abbildung 2.5). Die Größenordnung dieser Dämpfung infolge axialer Gradienten entspricht in etwa der selben Größenordnung wie die akustischen Verluste durch die Düse.

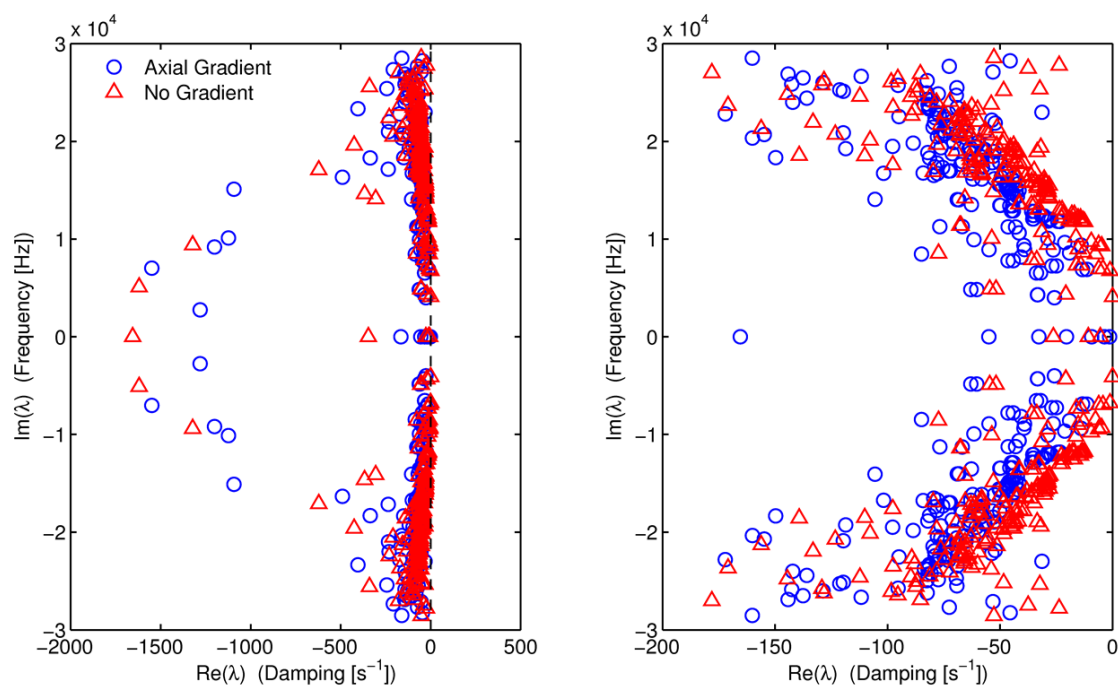


Abbildung 2.5: Globale Verteilung der komplexen DMD-Eigenwerte: Für axiale Gradienten in der mittleren Strömung ist ein Trend zu höheren Dämpfungswerten zu beobachten.

### Einfluss radialer Gradienten

Radiale Gradienten sind in Flüssigkeitsraketenantrieben das Resultat einer über den Querschnitt diskret verteilten Einspritzung der Treibstoffe. Im Bezug auf die Akustik der Brennkammer sind dabei sowohl Schallgeschwindigkeitsgradienten als auch Strömungsgeschwindigkeitsgradienten von Bedeutung. Letztere sind mit sog. freien Scherschichten verbunden, die durch Kopplung mit der Akustik zur Bildung von ausgeprägten Wirbelstärkefluktuationen führen können.

Zur Untersuchung der Bedeutung von radialen Gradienten in der mittleren Strömung wurde wie bereits für axiale Gradienten ein generischer Testfall für PIANO-SAT definiert, welcher es erlaubt, den Einfluss von Schallgeschwindigkeitsgradienten und Strömungsgeschwindigkeitsgradienten getrennt zu untersuchen.

Die im Rahmen dieses Testfalls gewonnen Erkenntnisse lassen vermuten, dass radiale Gradienten die Ausbildung der akustischen Moden weniger stark beeinflussen, als die bereits erläuterten axialen Gradienten. Die Dämpfung der einzelnen Moden wird sowohl durch die Anwesenheit von Schallgeschwindigkeitsgradienten als auch Strömungsgeschwindigkeitsgradienten global gesehen nur relativ schwach beeinflusst. Stattdessen werden einzelne Moden aufgrund einer Interaktion von Wirbelstärkefluktuationen mit der Düse (indirekte akustische Quellen) sogar vielmehr angeregt.

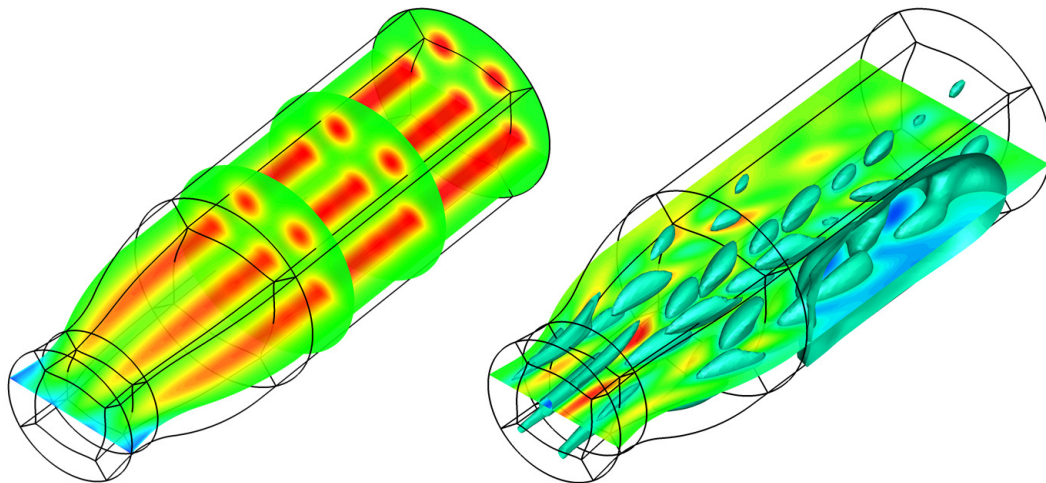


Abbildung 2.6: Generischer Testfall zur Untersuchung radialer Gradienten: Lokale Schallgeschwindigkeitsverteilung (links) und instantane Verteilung der fluktuierenden Dichte (rechts).

### 2.1.4 Untersuchung des Einflusses akustischer Fluktuationen auf die Verbrennung

Die im Folgenden vorgestellten Ergebnisse zu den Untersuchungen des Einflusses akustischer Fluktuationen auf die Verbrennung werden bereits ausführlich im Rahmen der Dissertation von Martin Schmid dargestellt. Nachfolgend wird eine Zusammenfassung der wichtigsten Ergebnisse präsentiert.

#### Ansatz zur Bestimmung der Flammenantwort auf akustische Anregung

In Raketebrennkammern treten sowohl longitudinale als auch transversale Moden auf. Erstere haben einen in der Ebene normal zur Strömungsrichtung konstanten Verlauf der akustischen Fluktuationen, während letztere signifikante räumliche Variationen in dieser Ebene aufweisen. Transversale Moden sind besonders kritisch bzgl. HF-Instabilitäten in Raketentriebwerken, da diese im Vergleich zu longitudinalen Moden erheblich weniger gedämpft sind. Deshalb ist diese Arbeit auf die Bestimmung der Flammenantwort auf akustische Anregung bei transversalen Moden fokussiert.

Das Einspritzsystem von Raketentriebwerken besteht in der Regel aus vielen einzelnen Injektoren, deren Anzahl von hundert bis zu mehreren tausend variieren kann. Abbildung 2.7 zeigt schematisch den Einspritzkopf eines klassischen Oberstufentriebwerkes. Die geometrischen

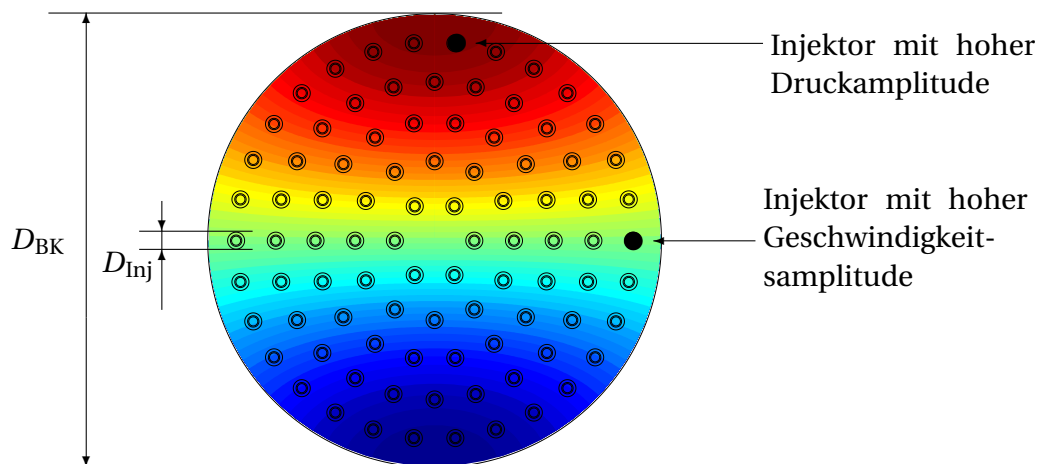


Abbildung 2.7: Schematische Darstellung eines Einspritzkopfes

Größenskalen von Akustik und Brennkammer sind identisch. Die erste entspricht der akustischen Wellenlänge im Brennkammerquerschnitt, die zweite dem Brennkammerdurchmesser  $D_{BK}$ , wobei die Größenordnung jeweils im Bereich einiger Dezimeter liegt. Der Injektordurchmesser  $D_{Inj}$  ist typischerweise in der Größenordnung einiger Millimeter, weshalb der Injektor um zwei Größenordnungen kleiner als der Brennkammerdurchmesser und die Wellenlänge der Akustik ist.

## 2.1 Tätigkeiten und Wissenschaftliche Ergebnisse

---

Aus diesem Skalenunterschied lässt sich ein Ansatz zur effektiven Bestimmung der Flammenantwort auf akustische Anregung ableiten. Da die Wellenlänge der Akustik viel größer als der Injektordurchmesser ist, kann ein einzelner Injektor zur Untersuchung der Flammenantwort auf akustische Anregung betrachtet werden. Dieser Ansatz wird im Folgenden einerseits verwendet, um ein besseres Verständnis für die auftretenden Kopplungsmechanismen zu bekommen. Andererseits wird mit seiner Hilfe auch die Flammenantwort auf akustische Fluktuationen quantifiziert, um anschließend die akustischen Quellterme bei der Simulation der gesamten Brennkammerakustik mittels PIANO-SAT modellieren zu können.

Dabei werden zwei charakteristische Injektorpositionen betrachtet. Die erste liegt in einem Bereich mit einer hohen Druckamplitude und vernachlässigbaren Geschwindigkeitsfluktuationen in transversaler Richtung, die andere ist durch hohe Geschwindigkeitsfluktuationen senkrecht zur Injektorachse gekennzeichnet. Die beiden Position sind ebenfalls in Abbildung 2.7 zusammen mit dem Realteil der Druckfluktuation gezeigt.

### **Thermoakustische Kopplung in Raketenbrennkammern**

Folgende Kopplungsmechanismen bei der Verbrennung flüssiger Treibstoffe wurden im Rahmen dieses Projektes untersucht:

- Modulation des Injektormassenstroms
- Modulation der Zerstäubung
- direkte Modulation der Verdampfung und Verbrennung durch transversale Geschwindigkeitsfluktuationen bzw. Druck- und longitudinale Geschwindigkeitsfluktuationen
- Verschiebung des Flammenschwerpunktes

Diese bilden einen Großteil der bereits in der Vergangenheit beschriebenen Kopplungsmechanismen ab. Sie sind schematisch in Abbildung 2.8 dargestellt, wobei jeweils die akustischen Fluktuationen des Drucks ( $p'$ ) und der axialen ( $u'$ ) sowie transversalen ( $w'$ ) Geschwindigkeiten die Ausgangspunkte für die Rückkopplungsmechanismen bilden. Diese akustischen Fluktuationen haben einen Einfluss auf die unterschiedlichen Prozesse, welche von den Treibstoffen auf dem Weg von der Einspritzung bis zur vollständigen Verbrennung durchlaufen werden. So modulieren sie zum Beispiel den Injektormassenstrom, welcher in der Konsequenz zu einer fluktuierenden Verdampfung und Verbrennung führt. Dem Rayleigh-Integral folgend wird somit die Wärmefreisetzungsrates als Antwortgröße betrachtet, da sie letztlich zu einer Verstärkung oder Dämpfung der akustischen Fluktuationen führen kann. Im Folgenden werden nun die Kopplungsmechanismen beschrieben und die wichtigsten Ergebnisse dargestellt. Die Untersuchungen wurden an Hand eines für Oberstufentriebwerke typischen Injektors durchgeführt, welcher die hypergole Treibstoffkombination MMH ( $\text{CH}_6\text{N}_2$ ) und NTO ( $\text{N}_2\text{O}_4$ ) verwendet. Die gesamten Arbeiten zur Untersuchung der Verbrennung wurden hierauf fixiert, da für diesen Testfall die umfangreichste Datenbasis zur Validierung des

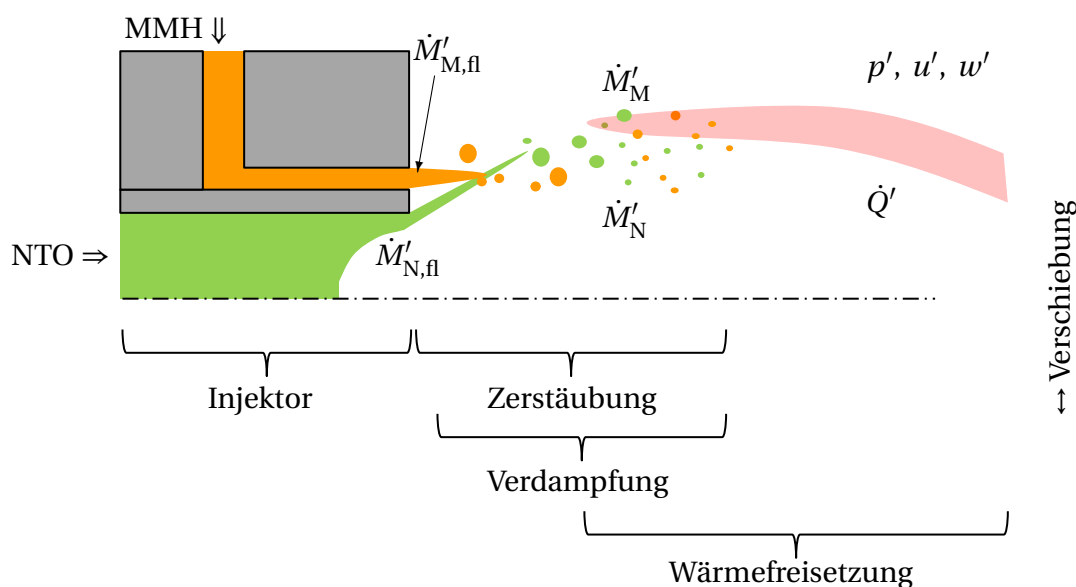


Abbildung 2.8: Schematische Darstellung der Kopplungsmechanismen

Gesamtverfahrens vorliegen. Ebenso ist aus der Vergangenheit bekannt, dass diese Treibstoffkombination besonders anfällig gegenüber Verbrennungsinstabilitäten ist. Zur Untersuchung der Verbrennungsdynamik wurden soweit möglich CFD-Verfahren eingesetzt, um einen hohen Detaillierungsgrad der abgebildeten Prozesse zu gewährleisten. Zunächst wurde ein transientes und dreidimensionales Berechnungsverfahren unter Berücksichtigung der Ausbreitung und Verdampfung von flüssigen Tropfen sowie der Verbrennung entwickelt. Dabei wurde ständig auf die Konsistenz des neuen Verfahrens im Vergleich zu bisher bei Airbus Defence & Space verwendeten Methoden, welche die benötigten Anforderungen nicht erfüllen konnten, geachtet. Die entwickelten Ansätze zur Untersuchung und Modellierung der Flammendynamik können ohne großen Aufwand auf andere Treibstoffkombinationen angewendet werden, was eine breite Anwendbarkeit gewährleistet.

### Modulation des Injektormassenstroms

Akustische Fluktuationen aus der Brennkammer können durch die Injektoren stromauf in den Dom propagieren. Abhängig vom statischen Druckverlust über die Injektoren sowie den akustischen Eigenschaften des Doms selbst, können hierdurch ebenfalls akustische Schwingungen im Dom induziert werden. Dies ist insbesondere dann der Fall, wenn die Eigenfrequenzen des Doms und der Brennkammer weitestgehend übereinstimmen. Dies kann trotz der stark unterschiedlichen Temperaturen auftreten, da die Treibstoffe im Dom flüssig sind und damit eine hohe Schallgeschwindigkeit haben, wodurch diese in einer ähnlichen Größenordnung wie diejenige der heißen Verbrennungsprodukte in der Brennkammer liegen kann. In diesem Fall ist die Interaktion des aus Dom und Brennkammer bestehenden gekoppelten akustischen Systems besonders stark. Im Rahmen dieses Projektes wird diese sogenannte Domkopplung nicht im Detail betrachtet. Unter gewissen Vereinfachungen lässt sie



## 2.1 Tätigkeiten und Wissenschaftliche Ergebnisse

sich bei der nachfolgend beschriebenen Injektorkopplung berücksichtigen, da dies letztlich nur zu einem variierendem Druck am Injektoreintritt führt und dieser im Rahmen der Injektortransferfunktion berücksichtigt werden kann.

Selbst bei konstantem Druck im Dom bilden Injektoren und Brennkammer ein gekoppeltes akustisches System. Der Massenstrom durch die Injektoren wird durch den Druckunterschied am Injektorein- und austritt bestimmt. Ein fluktuierender Druck in der Brennkammer führt zu einem variierenden Druckunterschied und somit zu einer Fluktuation der Austrittsgeschwindigkeit des Fluides wie auch zu einer Variation des Injektormassenstroms.

Die Druckfluktuationen bilden die Basis für die Definition einer Reihe von Transferfunktionen, welche die Dynamik der Einzelprozesse beschreiben. Mit Hilfe von dynamischen CFD-Simulationen, bei denen der eingebrachte Flüssigkeitsmassenstrom definiert angeregt wurde, kann das Übertragungsverhalten der Prozesse detailliert untersucht werden. Für alle Prozesse, welche nicht in den CFD-Simulationen berücksichtigt werden können, wurden entsprechende analytische Schließungsmodelle entwickelt, sodass nun die gesamte Kette ausgehend von den Druckfluktuationen in der Brennkammer bis zu den Fluktuationen der Wärmefreisetzungsrate beschrieben werden kann.

Abbildung 2.9 zeigt beispielhaft Amplitude (durchgezogene Linie) und Phase (gestrichelte Linie) der MMH-Verdampfungsrate für verschiedene Lastpunkte, welche sich in den Massenströmen sowie dem initialen Tropfenspektrum unterscheiden, als Funktion des Produktes aus Anregfrequenz und mittlerer Tropfenverdampfungszeit  $f_{exc} \cdot \bar{\tau}_{v,M}$ . Diese wurde aus CFD-Simulationen extrahiert, bei denen die Massenströme beider Komponenten mit einer definierten Amplitude und Frequenz angeregt wurden, um das Übertragungsverhalten der Verdampfung zu untersuchen. Die mittlere Tropfenverdampfungszeit  $\bar{\tau}_{v,M}$  wurde als charak-

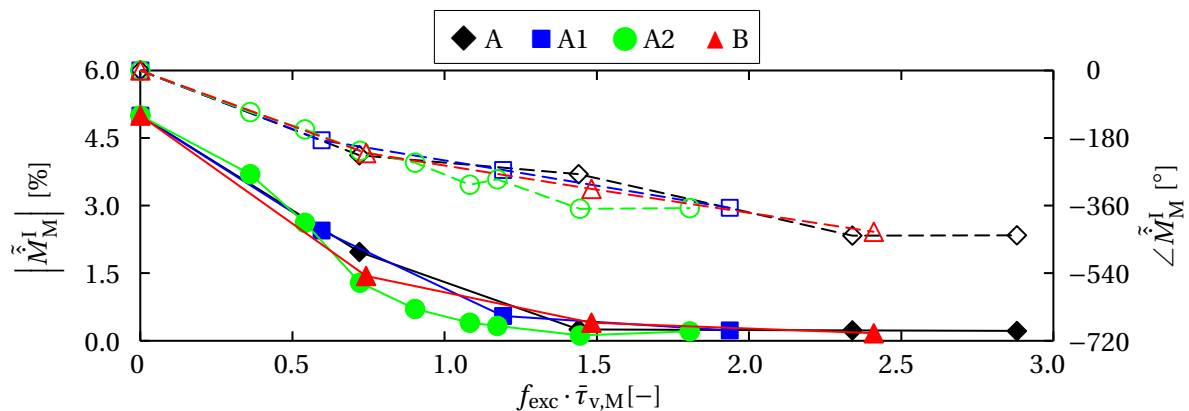


Abbildung 2.9: Verdampfungsrate von MMH (— Amplitude, -- Phase)

teristische Zeit für die Skalierung der Ergebnisse verwendet. Es ist klar erkennbar, dass die Amplitude im Bereich von  $f_{exc} \cdot \bar{\tau}_{v,M} \approx 1$  stark abfällt. Ebenso stimmen die Phasen insbesondere für kleine Frequenzen sehr gut überein. Zwischen den Lastpunkten variieren die mittleren

Tropfenverdampfungszeiten ungefähr um einen Faktor zwei. Sie ist also der richtige Skalierungsparameter, da sie der charakteristischen Konvektionszeitskala entspricht und somit die Überlagerung positiver und negativer Beiträge beschreibt.

Der interessante Frequenzbereich liegt für diesen Testfall bei ca. 3250 Hz. Hier ist der Einfluss der Massenstromfluktuation am Injektoraustritt als gering einzuschätzen, da die charakteristischen Zeiten der Verdampfung und Verbrennung größer als die akustische Periodendauer sind. Wenn sich die mittlere Verdampfungszeit jedoch auf Grund einer starken Störung zum Beispiel durch den Puls in Bomb-Tests stark reduziert, kann dieser Kopplungsmechanismus eine durchaus signifikante Rolle spielen.

Letztlich steht nun eine geschlossene Logik von der theoretischen Analyse dieser Kopplungsart über die Definition der Transferfunktionen inklusive deren Bestimmung mittels analytischer oder numerischer Verfahren bis hin zur Modellierung in der Stabilitätsanalyse der gesamten Brennkammer zur Verfügung.

### **Modulation der Zerstäubung**

Der Strahlzerfall hängt stark vom Geschwindigkeitsunterschied zwischen der eintretenden Flüssigkeit und dem umgebenden Gas ab. Wie im vorherigen Abschnitt beschrieben wurde, können akustische Fluktuationen in der Brennkammer zu Fluktuationen der Injektoraustrittsgeschwindigkeit und somit zu einer variierenden Relativgeschwindigkeit führen. Ebenso wird die Relativgeschwindigkeit von den akustischen Geschwindigkeitsfluktuationen des umgebenden Gases beeinflusst. Dies betrifft somit sowohl den Primär- als auch Sekundärzerfall. Des Weiteren hängt das Tropfenspektrum bei der Prallzerstäubung ebenfalls sehr stark von den Einspritzgeschwindigkeiten ab. Beide Effekte führen zu einem fluktuierenden Tropfenspektrum und damit in der Folge zur Modulation der Verdampfung und Verbrennung.

Der Ansatz zur Analyse der Dynamik der beteiligten Prozesse ist hier analog zum Studium der Massenstromfluktuationen. Nach der Definition von Transferfunktionen wurden diese mit Hilfe von analytischen und numerischen Verfahren detailliert untersucht. Dabei wurden den CFD-Simulationen definierte Fluktuationen der Tropfenspektren aufgeprägt.

Die Antwort der Verdampfungsraten auf eine Fluktuation des mittleren Durchmessers zeigt ein Bandpassverhalten. Dies bedeutet, dass sie stark von der konvektiven Zeitskala der Tropfen beeinflusst wird. Die Wärmefreisetzungsraten zeigen ein ähnliches Verhalten, wobei die statische Antwort bei stationärer Änderung des mittleren Durchmessers stark vom betrachteten Lastpunkt abhängt.

Analog zur Massenstromanregung kann also auch bei der Modulation der Zerstäubung durch eine geringfügige Änderung der mittleren Verdampfungszeit eine signifikante thermoakustische Kopplung entstehen.

Abschließend kann festgehalten werden, dass für den Effekt von akustischen Fluktuationen in der Brennkammer auf die Modulation der Zerstäubung und deren Auswirkungen auf die

Wärmefreisetzungsraten nun ein Modellierungsansatz vorliegt. Dieser umfasst die Definition verschiedener Transferfunktionen sowie analytische und numerische Verfahren zu deren Bestimmung wie auch die Definition eines Filters zur Modellierung des Effektes sowohl im Frequenz- wie auch Zeitbereich.

### **Direkte Modulation der Verdampfung und Wärmefreisetzung**

Direkte Modulation der Verdampfung und der Wärmefreisetzung bedeutet, dass sich akustische Fluktuationen direkt auf diese Prozesse auswirken, ohne Umweg über den Injektormassenstrom oder die Zerstäubung. Analog zu dem vorgestellten Prinzip der Betrachtung unterschiedlicher Injektorpositionen kann diese Kopplungsart weiterhin in den Einfluss der Fluktuationen der transversalen Geschwindigkeit auf der einen Seite und des Druckes sowie der longitudinalen Geschwindigkeit auf der anderen Seite unterteilt werden.

**Einfluss der transversalen Geschwindigkeit** Neben dem bereits vorgestellten Einfluss auf die Zerstäubung verändern transversale Geschwindigkeitsfluktuationen die konvektive Wärme- und Stoffübertragung zwischen Gas und Tropfen und üben somit einen direkten Einfluss auf die Verdampfung aus, wodurch in der Folge dann auch die Verbrennung fluktuieren kann. Die Verbrennung selbst kann auch durch die Beeinflussung der Mischung der Reaktanden verändert werden.

Um diese Phänomene untersuchen zu können, wurde wiederum ein Anregeverfahren entwickelt, mit dessen Hilfe definierte transversale Geschwindigkeitsfluktuationen in CFD-Simulationen eingebracht werden können. Folgende Ergebnisse wurden dabei beobachtet:

Transversale Geschwindigkeitsfluktuationen haben einen starken Einfluss auf das mittlere Strömungsfeld. Durch die Verstärkung der Verdampfung sowie eine bessere Durchmischung der Treibstoffe ergibt sich eine deutliche Verschiebung der Reaktionszone in Richtung der Einspritzebene.

Die entsprechenden Temperaturfelder für die Amplitudenabhängigkeit bei Geschwindigkeitsanregung bei einer Anregefrequenz von  $f_{\text{exc}} = 3250$  Hz sind in Abbildung 2.10 gezeigt. Die Geschwindigkeitsfluktuationen führen zu einer schnelleren Verdampfung sowie durch eine Verstärkung der Mischung zu einer erheblichen Verkürzung der Flamme.

Die integralen Verdampfungs- wie auch Wärmefreisetzungsraten antworten bei der doppelten und vierfachen Anregefrequenz auf Grund der Symmetrie des Injektors und der Richtungsunabhängigkeit der Antwort. Dadurch müssen sie bei Stabilitätsanalysen nicht berücksichtigt werden.

In der Vergangenheit konnte bei Gasturbinenbrennern gezeigt werden, dass transversale Geschwindigkeitsfluktuationen zu einer Verschiebung der Flamme führen und dies ein inhärenter Treiber für akustische Instabilitäten ist. Die dort entwickelten Konzepte wurden nun auf die in Raketentriebwerken typischen Bedingungen übertragen und entsprechend analysiert.

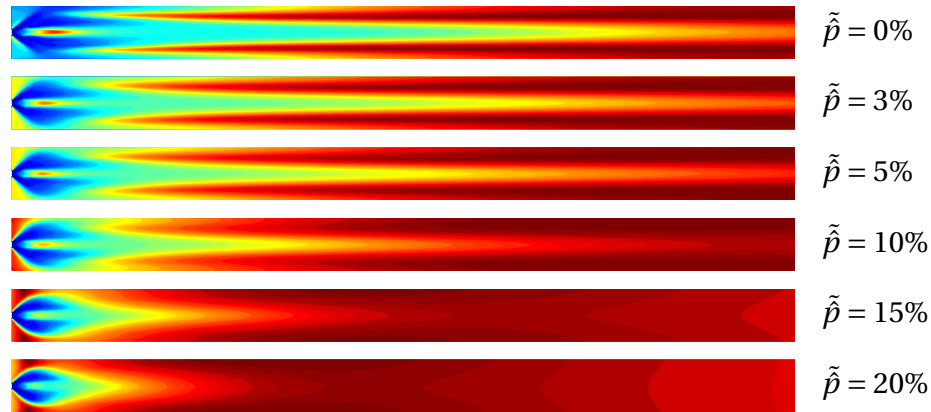


Abbildung 2.10: Abhängigkeit des mittleren Temperaturfeldes von der Anregeamplitude

Aus dem Rayleigh-Integral lässt sich ein Ausdruck für den Schwerpunkt der Flamme herleiten:

$$\Delta'_{\text{Fl}} = \frac{\int_{V_{\text{inj}}} \dot{q} \cdot y \, dV}{\frac{1}{T_s} \int_{T_s} \int_{V_{\text{inj}}} \dot{q} \, dV \, dt} \quad (2.7)$$

Mit Hilfe des zeitlichen Verlaufs des Schwerpunktes aus den CFD-Simulationen kann nun untersucht werden, inwiefern akustische Geschwindigkeitsfluktuationen die Flamme verschieben und sich somit letztlich auf die thermoakustische Kopplung auswirken. Zusätzlich kann noch eine relative Schwerpunktsverschiebung angegeben werden, welche das Verhältnis der Schwerpunktsverschiebung zur akustischen Verschiebung  $\hat{\Delta}$  an einer Referenzposition auf der Brennkammerlängsachse  $x_{\text{ref}}$  angibt. Diese lautet im Frequenzbereich:

$$\tilde{\hat{\Delta}}_{\text{Fl}} = \frac{\hat{\Delta}_{\text{Fl}}}{\hat{\Delta}(x = x_{\text{ref}})} \quad (2.8)$$

Durch die transversalen Geschwindigkeitsfluktuationen ergibt sich eine deutlichere Verlagerung des Flammenschwerpunktes, welche zu einer weiteren Anfachung der akustischen Fluktuationen führt. Zusätzlich zur phänomenologischen Untersuchung der Schwerpunktsverlagerung wurden auch Ansätze zur Quantifizierung basierend auf stationären wie auch dynamischen Simulationen sowie ein Modell zur effektiven Berücksichtigung dieses Effektes in Stabilitätsanalysen entwickelt.

Der Flammenschwerpunkt oszilliert mit der Anregefrequenz. Somit können sowohl die Verschiebung des Flammenschwerpunktes ( $\hat{\Delta}_{\text{Fl}}$ ) als auch die akustische Verschiebung an der Referenzposition ( $\hat{\Delta}$ ) in Form ihrer komplexen Amplituden bei der Anregefrequenz ausgewertet werden. Dadurch ergibt sich für die relative Verschiebung  $\tilde{\hat{\Delta}}_{\text{Fl}}$  ein komplexer Wert, dessen Amplitude und Phase in Abbildung 2.11 als Funktion der Amplitude der akustischen Verschiebung dargestellt sind. Diese wird durch die Anregeamplitude, welche zwischen  $\tilde{p} = 3\%$  und  $\tilde{p} = 20\%$  liegt und in der Abbildung angegeben ist, und durch die Anregefrequenz bestimmt.

## 2.1 Tätigkeiten und Wissenschaftliche Ergebnisse

Die Symbolgröße gibt die äquivalente Druck- bzw. somit auch die Geschwindigkeitsamplitude der Anregung an. Die Form der Symbole entspricht jeweils einer bestimmten Anregefrequenz und die Farbe kennzeichnet die unterschiedlichen Lastpunkte.

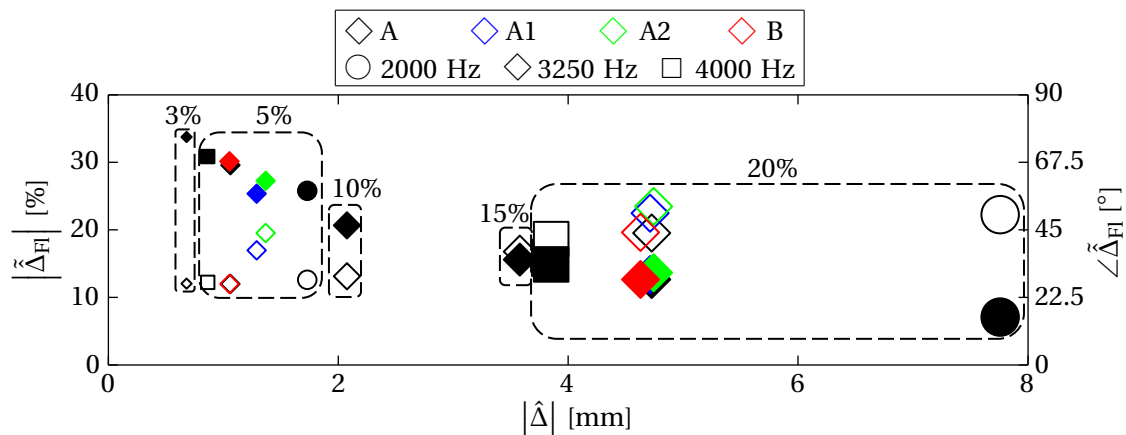


Abbildung 2.11: Relative Schwerpunktsverschiebung (■ Amplitude, □ Phase)

Die Amplitude der relativen Verschiebung sinkt mit steigender Anregeamplitude von ca. 30% bei  $\tilde{p} = 3\%$  bzw.  $|\hat{\Delta}|$  im Bereich von 1 mm auf ca. 10% bei  $\tilde{p} = 20\%$  und akustischen Verschiebungen von 5 mm bis 8 mm. Dies hat eine Abschwächung der Verschiebungskopplung bei hohen Amplituden zur Folge. Sie steigt mit steigender Frequenz für konstante Geschwindigkeitsamplitude (also gleiche Symbolgröße), da die Verschiebung  $\Delta$  bei konstanter Geschwindigkeitsamplitude mit  $f^{-1}$  sinkt. Das Frequenzverhalten lässt sich also durch den generellen Trend erklären, dass die relative Schwerpunktsverschiebung für steigende akustische Verschiebung sinkt. Der Lastpunkt hat einen gewissen Einfluss, da sich hierdurch die mittlere Dichte ändert und somit auch die Geschwindigkeitsamplitude trotz konstanter äquivalenter Druckamplitude variiert.

Die Phase zwischen Flammenverschiebung und akustischer Verschiebung steigt mit wachsender Amplitude und leicht mit sinkender Frequenz, wobei sie generell zwischen  $0^\circ$  und  $90^\circ$  liegt. Allerdings ist sie weder gleich der Phase der Verschiebung ( $0^\circ$ ) noch der Geschwindigkeit ( $90^\circ$ ). Die Phase korreliert mit der Flammenlänge. Bei kleinen Amplituden besteht ein signifikanter Unterschied in der Flammenlänge der Lastpunkte A, A1 und A2. Daher sind hier auch zwischen den verschiedenen Lastpunkten deutliche Unterschiede in der Phase zu erkennen. Bei höheren Amplituden dominiert die akustische Anregung die Flammenlänge, die Unterschiede zwischen den Lastpunkten verringern sich. Daher sinken auch die Unterschiede in den Phasen. Die Phase tendiert für eine sinkende Flammenlänge in Richtung der Phase der Geschwindigkeit  $90^\circ$ .

Die Verlagerung des Schwerpunktes kann einerseits durch eine transversale Verschiebung der Reaktionszone ausgelöst werden. Andererseits kommen auch bzgl. der Injektorachse unsymmetrische Fluktuationen der Wärmefreisetzungsrates als Ursache in Betracht. Deren zeitliche

und räumliche Verteilung hat direkte Auswirkungen auf die Lage des Flammenschwerpunktes. Die Überlagerung der beiden Phänomene ergibt letztlich den zeitlichen Verlauf der Flammenverschiebung. Die in Abbildung 2.11 dargestellte relative Schwerpunktsverschiebung  $\tilde{\tilde{\Delta}}_{Fl}$  bezieht die Verlagerung des Flammenschwerpunktes auf die akustische Verschiebung. Würden keine unsymmetrischen Fluktuationen auftreten und die Reaktionszone exakt der akustischen Verschiebung folgen, müsste für alle Amplituden  $|\tilde{\tilde{\Delta}}_{Fl}| = 1$  und  $\angle \tilde{\tilde{\Delta}}_{Fl} = 0^\circ$  sein. Dies ist selbst für kleine Anregeamplituden nicht der Fall, was bedeutet, dass sich der Schwerpunkt auch dann schon aus einer Überlagerung der beiden Phänomene ergibt. Bei steigender Anregeamplitude ergibt sich eine wachsende Differenz der Verschiebung in Bereichen unterschiedlicher Dichte, wodurch stärkere Wärmefreisetzungsfluktuationen entstehen. Dadurch hat dieser Effekt einen zunehmenden Einfluss auf die Schwerpunktslage und führt zu dem in Abbildung 2.11 gezeigten Verhalten.

### **Einfluss des Druckes und der longitudinalen Geschwindigkeit**

Die Verdampfung der Tropfen wird direkt durch den fluktuierenden Umgebungsdruck beeinflusst, da sich dadurch das Verhältnis zwischen Dampf- und Gasdruck ändert. Ebenso sind akustische Druckfluktuationen immer mit isentropen Temperatur- und Dichtefluktuationen verbunden. Diese ändern die Wärmeübertragung vom Gas an den Tropfen, wodurch sich wiederum die Tropfentemperatur und damit der Dampfdruck ändert. Wie bei der transversalen Geschwindigkeitsfluktuation wird durch longitudinale Geschwindigkeitsfluktuationen die konvektive Stoffübertragung moduliert. In Folge der fluktuierenden Verdampfung ist eine Modulation der Verbrennung möglich. Der direkte Einfluss von Druck- und longitudinalen Geschwindigkeitsfluktuationen auf die Verdampfung und Verbrennung wird gemeinsam studiert, da deren räumliche Verteilung sehr stark aneinander gekoppelt ist.

Mit Hilfe eines speziellen Anregeverfahrens können klar definierte Druck- und Geschwindigkeitsfluktuationen in reduzierte Berechnungsgebiete eingebracht werden. Damit wurden verschiedene Einflussparameter (Frequenz, Amplitude, Lastpunkt) untersucht.

Im Folgenden werden die wichtigsten Erkenntnisse der Untersuchung der Druckkopplung aufgeführt:

- Die Verdampfungsraten von MMH und NTO reagieren sowohl auf lokale Druck- und Temperaturfluktuationen wie auch auf die simultan auftretenden Geschwindigkeitsfluktuationen. Die Verbrennungsreaktion wird durch die Verdampfung wie auch lokale Druck- und Geschwindigkeitsfluktuationen beeinflusst, wobei der jeweilige quantitative Anteil nicht genau bestimmt werden kann.
- Für die Transferfunktionen der Wärmefreisetzungsraten hat sich eine sehr deutliche Abhängigkeit in axialer Richtung gezeigt, die Frequenzabhängigkeit ist hingegen nicht so deutlich. Daher ist es unabdingbar, dass die axiale Verteilung der Dynamik berücksichtigt wird.

## 2.1 Tätigkeiten und Wissenschaftliche Ergebnisse

---

- Mit dem vorgestellten Zeitverzugsmodell kann der Effekt der Verbrennungsreaktion auf die Akustik für eine a priori gewählte Frequenz exakt beschrieben werden. Der Effekt der Dissoziationsreaktion beruht auf einer direkten Kopplung mit den lokalen Druckfluktuationen und kann mittels eines Verstärkungsfaktors und ohne Zeitverzug im gesamten betrachteten Frequenzbereich korrekt beschrieben werden.
- Die Systemantwort weist bis zu einer Druckamplitude im Bereich von mindestens 15% ein lineares Verhalten auf.
- Eine Betrachtung der Verschiebung des Flammenschwerpunktes in Analogie zum Einfluss der transversalen Geschwindigkeitsfluktuation ist hier nicht notwendig, da der Schwerpunkt auf Grund symmetrischer Anregung nicht fluktuiert.

Aus den vorgestellten Ergebnissen (Frequenzverläufe, axiale Verteilungen, Transferfunktionen und Rayleigh-Integrale) lassen sich Hypothesen für die bestimmenden Einflüsse akustischer Fluktuationen auf die Wärmefreisetzung der Verbrennungsreaktion ableiten.

- Direkt nach der Einspritzung dominiert der Einfluss der Verdampfung.
- Die weiter stromab gelegenen Reaktionszone werden insbesondere durch den Druckgradienten beeinflusst, welcher auf Grund nicht paralleler Gradienten des Druckes und der Dichte zur Turbulenzproduktion führt. Erkennbar ist dieser Effekt durch die gute Übereinstimmung der Phase der Fluktuationen der Druckgradienten und der Wärmefreisetzung, was aus der entsprechenden Flammentransferfunktion deutlich wird.
- Die Überlagerung der Effekte führt in der Konsequenz zu dem Verlauf des Rayleigh-Integrals des gesamten Berechnungsgebietes.

Die vorgestellten Hypothesen müssen in zukünftigen Studien anhand weiterer Parametervariationen und detaillierterer Analysen verifiziert werden. Unabhängig vom Grad des vorhandenen physikalischen Verständnisses der Einzelprozesse ist auf Grund der korrekten Modenform der Anregung sichergestellt, dass das Zusammenspiel der einzelnen Prozesse richtig abgebildet wird.

### **Relevanz der einzelnen Kopplungsmechanismen**

Im Folgenden werden nun die Auswirkungen der mit Hilfe analytischer Ansätze sowie numerischer Simulationen bestimmten Transferfunktionen auf die thermoakustische Stabilität untersucht und miteinander verglichen, wobei das Rayleigh-Integral für die jeweiligen gerade vorgestellten Kopplungsmechanismen ausgewertet wird. Es geht dabei um eine Abschätzung der Größenordnung der Kopplungsarten und somit der Relevanz der einzelnen Mechanismen, sowie deren räumliche Verteilung in einer Brennkammer. Die Absolutwerte der einzelnen im Folgenden vorgestellten Rayleigh-Integrale haben für sich isoliert betrachtet keine Aussagekraft, weshalb alle Werte auf das Rayleigh-Integral der Druckkopplung  $\tilde{R}a^P$  bezogen

werden. Dieses wird gewählt, da in vielen früheren Arbeiten alleine die Druckkopplung als Ursache für Verbrennungsinstabilitäten genannt wird. Somit bietet es sich als Referenzgröße an. Dieses wird nun zunächst definiert, bevor die Rayleigh-Integrale der weiteren Kopplungsarten betrachtet werden.

Für die Druckfluktuationen sind die stärksten Beiträge im Bereich hoher Druckfluktuationen und somit am Rand der Brennkammer zu erwarten sind. Das gesamte Rayleigh-Integral ergibt sich aus der Summe der Beiträge der beiden Reaktionen  $\tilde{R}a^P = \tilde{R}a_V^P + \tilde{R}a_D^P$ . Die integralen Werte der gesamten Brennkammer für den Lastpunkt A bei einer Frequenz von 3250 Hz ergeben sich aufgeteilt nach dem Einfluss der Verbrennungs- und Dissoziationsreaktion zu  $\tilde{R}a_V^P / \tilde{R}a^P = 63$  bzw.  $\tilde{R}a_D^P / \tilde{R}a^P = -62$ . Die Summe beschreibt den Einfluss beider Reaktionen und ergibt sich auf Grund der gewählten Entdimensionierung zu eins. Die Beiträge der zwei Reaktionen sind fast gleich groß, allerdings haben sie ein unterschiedliches Vorzeichen.

Für die Auswirkungen von Druckfluktuationen auf die Wärmefreisetzungsrate durch die Modulation des Injektormassenstroms und der Zerstäubung wurden entsprechende Flammtransferfunktionen und Rayleigh-Integrale definiert. Somit liefern die Modulation des Injektormassenstroms wie auch der Zerstäubung insbesondere im Bereich hoher Druckfluktuationen einen signifikanten Beitrag zur thermoakustischen Kopplung, wobei der Realteil der Flammtransferfunktion die Stärke und das Vorzeichen bestimmt.

Für die Injektorkopplung ergibt sich für den Lastpunkt A2 und eine Frequenz von 3250 Hz ein integraler Wert in der gesamten Brennkammer von  $\tilde{R}a^I / \tilde{R}a^P = 0.023$  und für die Modulation der Zerstäubung  $\tilde{R}a^A / \tilde{R}a^P = 4.7$ . Beide Kopplungsarten liefern insgesamt also einen positiven Beitrag und verstärken somit die Druckfluktuationen, wobei die Auswirkungen der Modulation der Zerstäubung deutlich stärker sind. Die Ursache ist die erheblich höhere Amplitude wie auch an die stärker treibende Phase, da diese hierfür näher bei  $0^\circ$  liegt als bei der Injektorkopplung.

Der Beitrag der Verschiebung des Flammenschwerpunktes unterscheidet sich grundlegend von den bereits genannten Kopplungsarten. Aus dem Rayleigh-Integral wird deutlich, dass diese Kopplungsart bei großen akustischen Verschiebungen und Druckgradienten und somit im Bereich hoher Geschwindigkeitsamplituden maximal wird. Es ergibt sich ein integraler Wert von  $\tilde{R}a^V / \tilde{R}a^P = 4.4$  für den Einfluss der Verschiebung des Flammenschwerpunktes. Dieser Wert ist für kleine Amplituden nur schwach vom Lastpunkt sowie der Anregefrequenz abhängig.

Abbildung 2.12 zeigt nun eine Übersicht der Rayleigh-Integrale der vier Kopplungsarten in logarithmischer Darstellung. Es wird deutlich, dass die Beiträge der Modulation der Zerstäubung wie auch der Verschiebung des Flammenschwerpunktes signifikante Beiträge zur thermoakustischen Kopplung liefern. Der Einfluss der Injektorkopplung ist gering, da die Frequenz oberhalb des Grenzfrequenz des beobachteten Tiefpassverhaltens liegt. Die Beiträge der Druckkopplung der einzelnen Reaktionen ist dominierend, der Gesamtbeitrag fällt jedoch auf Grund des bereits beschriebenen gegensätzlichen Verhaltens gleicher Größenordnung der Verbrennung sowie der Dissoziation erheblich schwächer aus und entspricht der Mittellinie des Diagramms auf Grund der gewählten Entdimensionierung.



## 2.2 Finanzpositionen

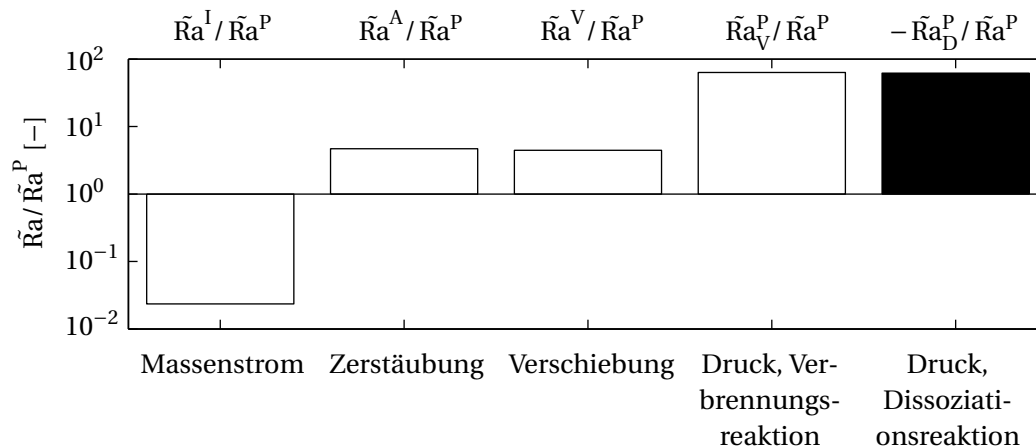


Abbildung 2.12: Rayleigh-Integrale der verschiedenen Kopplungsmechanismen

Die Abschätzung der Relevanz der Kopplungsmechanismen führt zu dem Ergebnis, dass alle vier durchaus ihre Bedeutung und Rechtfertigung haben. Der Einfluss der Geschwindigkeit liefert unabhängig vom Lastpunkt, Frequenz und Amplitude immer einen signifikanten Beitrag, da die relative Schwerpunktsverschiebung in Abbildung 2.11 sich für diese Parameter nicht stark ändert. Der Beitrag der Modulation des Injektormassenstroms und der Zerstäubung hängt von der betrachteten Anregefrequenz und deren Verhältnis zur mittleren Verdampfungszeit ab. Für die Größenordnung des Rayleigh-Integrals der Druckkopplung ist insbesondere das Verhältnis zur Cut-On-Frequenz und damit der axiale Verlauf der akustischen Fluktuationen von Bedeutung. Zusätzlich spielt auch die Brennkammerlänge und die axiale Verteilung der Reaktionsraten eine wichtige Rolle sowie die gegenseitige Beeinflussung der beiden Reaktionen. Es kann somit kein allgemein dominierender Kopplungsmechanismus identifiziert werden, sondern die jeweiligen Beiträge hängen immer vom betrachteten Testfall, Lastpunkt und den weiteren Rahmenbedingungen, z.B. Frequenz und Amplitude der akustischen Fluktuationen, ab.

### 2.1.5 Vergleich mit den Antragszielen

Die im Projektantrag definierten Ziele konnten unter Einhaltung des Kostenrahmens und mit einer nur geringfügigen kostenneutralen Verlängerung von 3 Monaten erreicht werden. Darüber hinaus wurden sowohl bei den Untersuchungen zur Akustik wie auch der Verbrennung erhebliche Mehrarbeiten geleistet, welche zu einer deutlichen Leistungssteigerung des Gesamtverfahrens geführt haben.

## 2.2 Finanzpositionen

Tabelle 2.1 gibt die wichtigsten Finanzpositionen des Projektes an.

Tabelle 2.1: Wichtigste Positionen des zahlenmäßigen Nachweises

Position	Betrag [€]
Wissenschaftliche Mitarbeiter	436.926,37
Hiwis	19.886,01
Unterauftrag an Astrium	359.221,65
Dienstreisen	14.149,95
Messtechnik	34.269,86
Sonstiges	3.685,16
Summe	868.139,00

## 2.3 Notwendigkeit der Zuwendung

Ohne die beantragte Zuwendung hätten weder die wissenschaftlichen Mitarbeiter und studentischen Hilfskräfte finanziert noch die geplanten Anschaffungen getätigt werden. Finanzielle Mittel Dritter standen dem Antragsteller nicht zur Verfügung.

## 2.4 Verwertungsplan

Die wissenschaftlichen Ergebnisse wurden im Rahmen von Publikationen in entsprechenden Zeitschriften sowie Präsentationen auf geeigneten Fachkonferenzen vorgestellt. Des Weiteren haben die Erkenntnisse bereits Eingang in zwei Dissertationen gefunden. Eine weitere Arbeit ist noch geplant. Im Verlaufe des Projekts wurde weiterhin mit dem Entwickler des verwendeten Basiscodes PIANO, dem DLR Braunschweig, abgestimmt, welche der zu entwickelnden Programmiererweiterungen (einschließlich Testfällen und deren Verifikation) Eingang in eine Folgeversion von PIANO finden.

Nach dem erfolgreichen Abschluss des Projektes liegt nun ein wesentlich verbessertes numerisches Verfahren zur Berechnung der Verbrennungsstabilität in Raketentriebwerken bei den Projektpartnern vor (Erweiterung des Basiscodes um Funktionalitäten der Berechnung geschlossener Geometrien sowie weiterer für Raketentriebwerke typischer Charakteristika). Hierzu ist in erster Linie zu erwähnen, dass neben den erweiterten Verfahrensschritten insbesondere auch deren Validierung anhand bei Airbus Defense & Space vorhandener Versuchsdaten erzielt wurde. Dies ermöglichte bereits während der Laufzeit des Vorhabens eine direkte Anwendungsmöglichkeit von PIANO-SAT auf aktuelle Fragestellungen in diesem Bereich. Nach Abschluss dieses Projektes ergeben sich diverse Ansätze für weiterführende Untersuchungen von stabilitätsrelevanten Aspekten, deren Modellierung sowie deren Implementierung angezeigt sind, die Inhalt eines Anschlussvorhabens sein könnten.

Durch die Zusammenarbeit mit Airbus Defense & Space wurde zum einen sichergestellt, dass industrielle Anforderungen an den weiterzuentwickelnden Code berücksichtigt wurden. Zum

anderen kann damit die Eignung des Softwarepakets dort direkt an konkreten Anwendungsfällen überprüft werden. Dies bezieht sich insbesondere auch auf die Verifikation anhand geeigneter Testdaten (z.B. HM-7, Vulcain-Familie, Aestus sowie deren representative Subscale-Konfigurationen). Parallel dazu sollen auch anstehende Auslegungsarbeiten projektierte Raketentriebwerke unterstützend begleitet werden. Im europäischen Kontext stehen Entwicklungsaufgaben für zukünftige Triebwerke an, deren Konfigurationen derzeit im Rahmen von Studien untersucht werden. Als Erweiterung zum bisherigen Hauptanwendungsbereich Schubkammersysteme gibt es insbesondere auch die Preburner-Technologie zu berücksichtigen, die wesentliche neue Stabilitätsgesichtspunkte mit sich bringt. Deren Verständnis sowie zuverlässige Vorhersage stellt eine unabdingbare Voraussetzung für eine erfolgreiche Produktentwicklung dar. Vor diesem Hintergrund werden die Anforderungen an die Programmerweiterung PIANO-SAT zu definieren sein. Unmittelbar stehen unterstützende Analysen und Vorhersagen bezüglich des Stabilitätsverhaltens für derzeit in Entwicklung befindliche Triebwerke an, die es auf industrieller Seite zu untersuchen gilt. Die Verwertung neuer bzw. verbesserter analytischer Stabilitätsansätze wird während der Projektlaufzeit kontinuierlich Eingang in die Weiterentwicklung des Codes finden. Bei Projektende wird der erreichte Status hinsichtlich Anwendungsreife zu bewerten sein. Darüber hinaus wird ein Ausblick auf möglicherweise weiterführende Aktivitäten gegeben.

## 2.5 Fortschritte bei anderen Stellen

Dem Zuwendungsempfänger sind keine Fortschritte bei anderen Stellen bekannt, die diese Problemstellung mit einem ähnlichen Ansatz verfolgen.

## 2.6 Publikationen

### 2.6.1 Bisherige Publikationen

#### Hauptautor aus dem Projekt

Köglmeier, S., Kaess, R., Sattelmayer, T.:

Determination of Acoustic Scattering Matrices Using Nonlinear Disturbance Equations; 7th AIAA Theoretical Fluid Mechanics Conference, Atlanta, Georgia, USA, 2014.

Köglmeier, S., Kaess, R., Morgenweck, D., Tudisco, P., Sattelmayer, T.:

Modelling of Acoustic Absorbers for Liquid Rocket Combustion Chambers; Space Propulsion Conference, Cologne, Germany, 2014.

Schmid, M., Blumenthal, R.S., Schulze, M., Polifke, W., Sattelmayer, T.:  
Quantitative Stability Analysis Using Real-Valued Frequency Response Data; Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 135, No. 12, pages 121601, 2013.

Schmid, M., Blumenthal, R., Schulze, M., Polifke, W., Sattelmayer, T.:  
Quantitative Stability Analysis Using Real Frequency Response Data; ASME Turbo Expo 2013, GT2013-95459, San Antonio, Texas, USA, 2013.

Schmid, M., Sattelmayer, T.:  
Interaction of Acoustic Pressure Fluctuations with Supercritical Nitrogen Jets; 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2012-3858, Atlanta, Georgia, USA, 2012.

Köglmeier, S., Kaess, R., Sattelmayer, T.:  
Numerical Investigation on Nonlinear Acoustics in Liquid Rocket Combustion Instability; 4th European Conference for Aerospace Sciences, Saint Petersburg, Russia, 2011.

Schmid, M., Sattelmayer, T.:  
Influence of Pressure and Velocity Perturbations on the Heat Release Fluctuations for Coaxial GH<sub>2</sub>/GO<sub>2</sub> Injection; 4th European Conference for Aerospace Sciences, St. Petersburg, Russia, 2011.

Köglmeier, S., Kaess, R., Morgenweck, D., Vollmer, K., Kathan, R., Sattelmayer, T.:  
Rapid approach for the prediction of complex acoustic resonance frequencies in rocket combustion chambers; HF2 Testcase, 2nd REST Modelling Workshop, Ottobrunn, Germany, 2010.

### **Coautor aus dem Projekt**

Kaess, R., Köglmeier, S., Schmid, S., Behr, R., Knab, O., Sattelmayer, T.:  
Simulation of the HF-7 Test case using a combined URANS-CAA approach, Proceedings of the 3rd REST Modelling Workshop, 2014, Vernon.

Schulze, M., Schmid, M., Sattelmayer, T.:  
Eigenvalue Analysis for the Prediction of Initial Growth Rates of Thermoacoustic Instability – HF-7 Test Case, Proceedings of the 3rd REST Modelling Workshop, 2014, Vernon.

Selle, L., Blouquin, R., Theron, M., Dorey, L., Schmid, M., Anderson, W.:  
Compilation of research efforts for the prediction of combustion Instabilities in a Model Rocket Engine; Journal of Propulsion and Power

## 2.6 Publikationen

---

Schulze, M., Urbano, A., Zahn, M., Schmid, M., Sattelmayer, T. Oswald, M.:  
Thermoacoustic Feedback Analysis of a Cylindrical Combustion Chamber under Supercritical Conditions, 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Cleveland, Ohio, 2014

Kaess, R., Köglmeier, S., Behr, R., Kniesner, B., Sattelmayer, T.:  
Impact of Axial Gradients on Combustion Chamber Acoustics; 5th European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS), Munich, Germany, 2013.

Ramcke, T., Schmid, M., Sattelmayer, T.:  
Response Characterization of a LOX-GH<sub>2</sub> Flame to Forced Acoustic Pressure Fluctuations; 5th European Conference for Aeronautics and Space Sciences, München, Germany, 2013.

Schulze, M., Schmid, M., Morgenweck, D., Köglmeier, S., Sattelmayer, T.:  
A Conceptual Approach for the Prediction of Thermoacoustic Stability in Rocket Engines; 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, San Jose, California, USA, 2013.

Urbano, A., Schulze, M., Zahn, M., Schmid, M., Sattelmayer, T., Oswald, M.:  
Investigations on Thermoacoustic Feedback on a Representative Test Chamber Configuration; Sonderforschungsbereich/Transregio 40 Proceedings of the Summer Program, 2013.

Ribert, G., Jarczyk, M., Niedermeier, C. A., Petit, X., Pfitzer, M., Schmid, M., Sattelmayer, T.:  
Supercritical Fluid Flow Injection; Sonderforschungsbereich/ Transregio 40 Proceedings of the Summer Program, 2011.

Kaess, R., Köglmeier, S., Schmid, M., Sattelmayer, T.:  
Linearized Euler Calculation of Acoustics of a Rocket Combustion Chamber; HF<sub>2</sub> Testcase, 2nd REST Modeling Workshop, Ottobrunn, Germany, 2010.

Morgenweck, D., Schmid, M., Sattelmayer, T.:  
Vorticity Feed Back Model; HF<sub>5</sub> Testcase, 2nd REST Modeling Workshop, Ottobrunn, Germany, 2010.

### 2.6.2 Laufende Publikationen

#### Coautor aus dem Projekt

Schulze, M., Zahn, M., Schmid, M., Sattelmayer, T.:  
Über die Interaktion von Flamme und Akustik im Fall überkritischer H<sub>2</sub>/O<sub>2</sub> Verbrennungssysteme in Raketenmotoren, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Augsburg, Germany, 2014.

Schmid, M., Sattelmayer, T.:

Interaction of Transverse Acoustic Velocity Fluctuations and Combustion in Liquid Rocket Engines, Journal of Propulsion and Power

Schmid, M., Kathan, R., Köglmeier, S., Kaess, R., Nicole, A., Sattelmayer, T.:

Investigation of Nozzle Damping in Rocket Engines for Transverse Modes, Journal of Propulsion and Power

### **2.6.3 Geplante Publikationen**

#### **Coautor aus dem Projekt**

Schulze, M., Zahn, M., Schmid, M., Sattelmayer, T.:

About Flame-Acoustic Coupling Phenomena in Supercritical H<sub>2</sub>/O<sub>2</sub> Rocket Combustion Systems, Journal of Propulsion and Power

### **2.6.4 Dissertationen**

Kathan, R.:

Verlustmechanismen in Raketenbrennkammern, Lehrstuhl für Thermodynamik, Technische Universität München, 2013

Schmid, M.:

Thermoakustische Kopplungsmechanismen in Flüssigkeitsraketenantrieben, Lehrstuhl für Thermodynamik, Technische Universität München, 2014

Köglmeier, S. (in Bearbeitung)